Утвержден
21300-AA62F-FCOM0-001-RU-AL
01-03-2018

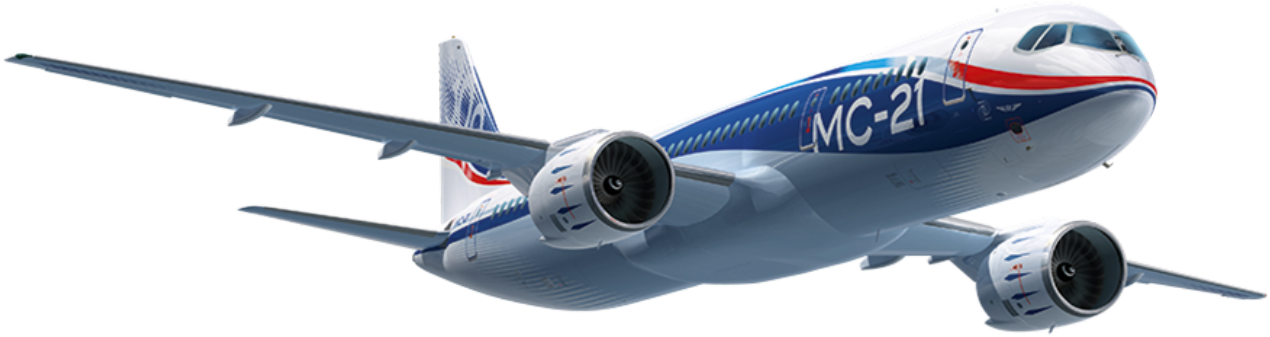
Экз. №____

Самолет МС-21-300

Руководство по летной эксплуатации

21300-AA62F-FCOM0-00

Издание 006



Настоящий документ является собственностью ПАО "Корпорация "Иркут" и содержит конфиденциальные сведения.

Все права защищены. Любая часть данного документа не может быть воспроизведена или передана в любом виде или любым способом, электронным или механическим, включая фотокопирование или запись, или посредством какой-либо системы поиска и хранения информации, за исключением случаев, когда это разрешается соответствующим Актом о передаче авторского права или письменным разрешением ПАО "Корпорация "Иркут".

Издатель:
ПАО "Корпорация "Иркут"

Изготовитель:
ПАО "Корпорация "Иркут"
Ленинградский пр-кт 68
Москва, 125315, Российская Федерация

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Лист регистрации изменений

Убедитесь, что предыдущие ревизии были внесены.

Внесенные ревизии должны быть учтены датой внесения и подписью ответственного лица.

Издание	Дата внесения	кем (подпись)	Издание	Дата внесения	кем (подпись)
001	2016-09-30	Аннулировано	026		
002	2017-03-01		027		
003	2017-06-01		028		
004	2017-09-01		029		
005	2017-12-01		030		
006	2018-03-01		031		
007			032		
008			033		
009			034		
010			035		
011			036		
012			037		
013			038		
014			039		
015			040		
016			041		
017			042		
018			043		
019			044		
020			045		
021			046		
022			047		
023			048		
024			049		
025			050		

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Лист регистрации временных изменений

Срок действия временных изменений (ВрИ) не более 12 месяцев, если нет других указаний по срокам действия.

№ ВрИ	№ документа	Срок действия ВрИ	Дата регистрации	Подпись	Дата аннулирования	Подпись

© ПАО "Корпорация "Иркут"

№ ВрИ	№ документа	Срок действия ВрИ	Дата регистрации	Подпись	Дата аннулирования	Подпись

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Перечень действующих публикаций

Код публикации	Наименование		Издание	Дата издания
21300-AA62F-FCOM0-00	Руководство по летной эксплуатации	C	006	2018-03-01
21300-AA62F-FCOM1-01	Руководство по летной эксплуатации - Выполнение полета	C	006	2018-03-01
21300-AA62F-FCOM1-02	Руководство по летной эксплуатации - Сборник оперативной информации	C	006	2018-03-01
21300-AA62F-FCOM2-01	Руководство по летной эксплуатации - Описание систем - Том 1	C	006	2018-03-01
21300-AA62F-FCOM2-02	Руководство по летной эксплуатации - Описание систем - Том 2	C	006	2018-03-01

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

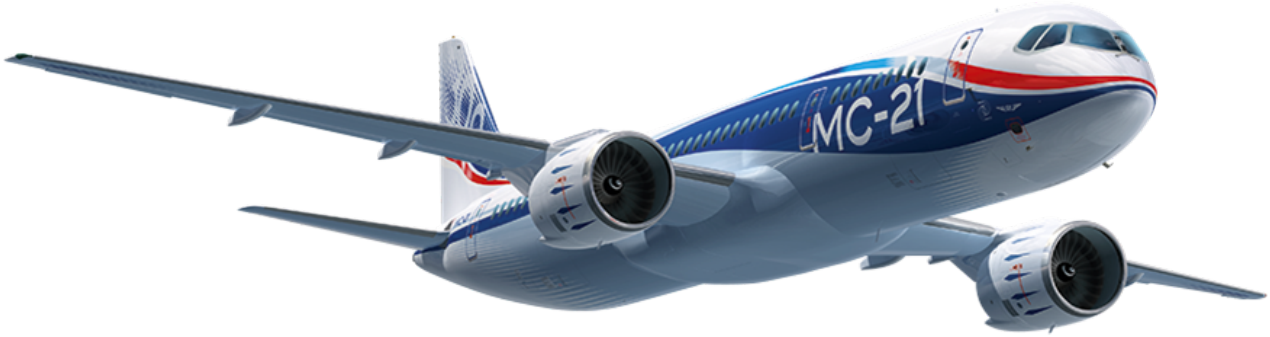
Экз. №____

Самолет МС-21-300

Руководство по летной эксплуатации - Выполнение полета

21300-AA62F-FCOM1-01

Издание 006



Настоящий документ является собственностью ПАО "Корпорация "Иркут" и содержит конфиденциальные сведения.

Все права защищены. Любая часть данного документа не может быть воспроизведена или передана в любом виде или любым способом, электронным или механическим, включая фотокопирование или запись, или посредством какой-либо системы поиска и хранения информации, за исключением случаев, когда это разрешается соответствующим Актом о передаче авторского права или письменным разрешением ПАО "Корпорация "Иркут".

Издатель:

ПАО "Корпорация "Иркут"

Изготовитель:

ПАО "Корпорация "Иркут"
Ленинградский пр-кт 68
Москва, 125315, Российская Федерация

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Перечень действующих модулей данных

Перечень документов, включенных в публикацию, издание 006, дата 2018-03-01.

C = Измененные модули данных

N = Новые модули данных

Наименование	Код модуля данных		Дата издания	Число стр.	Действи-тельно
Титульный лист	21300-A-15-00-00-01A-001A-A	C	2018-03-01	1	0001
Перечень действующих модулей данных	21300-A-15-00-00-01A-00SA-A	C	2018-03-01	7	0001
Лист регистрации изменений	21300-A-15-00-00-01A-00TA-A	C	2018-03-01	1	0001
Лист регистрации временных изменений	21300-A-15-00-00-01A-003A-A	C	2018-03-01	2	0001
Содержание	21300-A-15-00-00-01A-009A-A	C	2018-03-01	7	0001
Перечень сокращений и аббревиатур	21300-A-15-00-00-00A-005A-A		2017-12-01	24	0001
Перечень терминов	21300-A-15-00-00-00A-006A-A	C	2018-03-01	3	0001
Перечень условных обозначений	21300-A-15-00-00-00A-007A-A		2017-12-01	5	0001
Информация для экипажа *Введение*	21300-A-15-00-00-00A-018A-A	C	2018-03-01	22	0001
Эксплуатационные ограничения *Общие сведения*	21300-A-15-10-00-00A-028A-A		2017-12-01	4	0001
Классификация самолета *Информация для экипажа*	21300-A-15-10-00-00A-043A-A		2017-12-01	1	0001
Общие ограничения условий эксплуатации *Информация для экипажа*	21300-A-15-10-00-01A-043A-A	C	2018-03-01	5	0001
Общие конструктивные ограничения *Информация для экипажа*	21300-A-15-10-00-02A-043A-A	C	2018-03-01	9	0001
Общее количество людей на борту *Информация для экипажа*	21300-A-15-10-00-03A-043A-A		2017-12-01	2	0001
Ограничения по эксплуатации систем *Информация для экипажа*	21300-A-15-10-00-04A-043A-A	C	2018-03-01	8	0001
Дополнительные ограничения *Информация для экипажа*	21300-A-15-10-00-05A-043A-A		2017-12-01	1	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Наименование	Код модуля данных		Дата издания	Число стр.	Действи-тельно
Перечень сокращений и аббревиатур	21300-A-15-60-00-00A-005A-A		2017-12-01	2	0001
Перечень терминов	21300-A-15-60-00-00A-006A-A		2017-12-01	3	0001
Перечень условных обозначений	21300-A-15-60-00-00A-007A-A	C	2018-03-01	3	0001
Летные данные *Введение*	21300-A-15-60-00-00A-018A-A		2017-12-01	2	0001
Скорости *Технические данные*	21300-A-15-60-00-01A-030A-A		2017-12-01	1	0001
Посадочные дистанции *Технические данные*	21300-A-15-60-00-02A-030A-A		2017-12-01	1	0001
Режимы работы двигателя *Технические данные*	21300-A-15-61-00-00A-030A-A		2017-12-01	1	0001
Обороты N1 на режимах работы двигателя *Технические данные*	21300-A-15-61-00-01A-030A-A	C	2018-03-01	8	0001
Расчет полета *Общие сведения*	21300-A-15-62-00-00A-028A-A		2017-12-01	2	0001
Требования к минимальному запасу топлива *Технические данные*	21300-A-15-62-00-00A-030A-A		2017-12-01	2	0001
Определение высоты крейсерского полета *Технические данные*	21300-A-15-62-00-01A-030A-A		2017-12-01	3	0001
Определение потребного запаса топлива, времени полета и допустимой коммерческой нагрузки *Технические данные*	21300-A-15-62-00-02A-030A-A		2017-12-01	1	0001
Расчет расхода топлива и времени полета (от взлета до посадки) *Технические данные*	21300-A-15-62-00-03A-030A-A		2017-12-01	23	0001
Расчет полета до запасного аэродрома *Технические данные*	21300-A-15-62-00-04A-030A-A		2017-12-01	5	0001
Воздушная дальность *Технические данные*	21300-A-15-62-00-05A-030A-A		2017-12-01	4	0001
Коммерческий остаток топлива (Tankering) *Технические данные*	21300-A-15-62-00-06A-030A-A		2017-12-01	1	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Наименование	Код модуля данных		Дата издания	Число стр.	Действи-тельно
Справочные данные *Технические данные*	21300-A-15-62-00-07A-030A-A		2017-12-01	3	0001
Взлетные характеристики *Общие сведения*	21300-A-15-63-00-00A-028A-A		2017-12-01	1	0001
Таблицы максимального взлетного веса *Технические данные*	21300-A-15-63-00-01A-030A-A		2017-12-01	1	0001
Таблицы максимально допустимых взлетных весов и характерных скоростей взлета *Технические данные*	21300-A-15-63-00-02A-030A-A	C	2018-03-01	14	0001
Взлетный вес, ограниченный градиентом набора высоты - Один двигатель не работает *Технические данные*	21300-A-15-63-00-10A-030A-A	N	2018-03-01	5	0001
Скорости на взлете *Технические данные*	21300-A-15-63-00-17A-030A-A		2017-12-01	6	0001
Рекомендуемые углы установки стабилизатора *Технические данные*	21300-A-15-63-00-19A-030A-A		2017-12-01	2	0001
Числа M, рекомендуемые на режиме полета LRC (МД) *Технические данные*	21300-A-15-65-00-00A-030A-A		2017-12-01	2	0001
Снижение *Общие сведения*	21300-A-15-66-00-00A-028A-A		2017-12-01	1	0001
Ожидание - Скорость полета *Технические данные*	21300-A-15-67-00-00A-030A-A		2017-12-01	2	0001
Ожидание - Часовой расход топлива *Технические данные*	21300-A-15-67-00-01A-030A-A		2017-12-01	2	0001
Посадочные дистанции *Технические данные*	21300-A-15-68-00-04A-030A-A		2017-12-01	3	0001
Коррекция длины посадочной дистанции по коэффициенту сцепления на ВПП *Технические данные*	21300-A-15-68-00-05A-030A-A		2017-12-01	2	0001
Скорости захода на посадку *Технические данные*	21300-A-15-68-00-07A-030A-A		2017-12-01	3	0001
Поправки к скорости VREF и длине посадочной дистанции *Технические данные*	21300-A-15-68-00-08A-030A-A		2017-12-01	1	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Наименование	Код модуля данных		Дата издания	Число стр.	Действи-тельно
Скорость срабатывания сигнализации *Технические данные*	21300-A-15-69-00-00A-030A-A		2017-12-01	2	0001
Минимально допустимая скорость полета *Технические данные*	21300-A-15-69-00-01A-030A-A		2017-12-01	7	0001
Один двигатель не работает *Общие сведения*	21300-A-15-6A-00-00A-028A-A		2017-12-01	1	0001
Один двигатель не работает - Максимальная высота полета *Технические данные*	21300-A-15-6A-00-00A-030A-A	C	2018-03-01	2	0001
Один двигатель не работает - Набор высоты *Технические данные*	21300-A-15-6A-00-01A-030A-A		2017-12-01	1	0001
Один двигатель не работает - Дальность, время и расход топлива при полете со снижением *Технические данные*	21300-A-15-6A-00-02A-030A-A		2017-12-01	4	0001
Один двигатель не работает - Удельная дальность полета, МСА *Технические данные*	21300-A-15-6A-00-03A-030A-A		2017-12-01	1	0001
Один двигатель не работает - Снижение с эшелона полета *Технические данные*	21300-A-15-6A-00-04A-030A-A	C	2018-03-01	1	0001
Один двигатель не работает - Скорость GREEN DOT *Технические данные*	21300-A-15-6A-00-05A-030A-A	C	2018-03-01	1	0001
Один двигатель не работает - Расход топлива и время полета до посадки *Технические данные*	21300-A-15-6A-00-06A-030A-A		2017-12-01	5	0001
Два двигателя не работают - Дальность и время планирования с убранной механизацией *Технические данные*	21300-A-15-6B-00-00A-030A-A	C	2018-03-01	1	0001
Два двигателя не работают - Дальность планирования и скорость полета с выпущенной механизацией *Технические данные*	21300-A-15-6B-00-01A-030A-A	C	2018-03-01	2	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Наименование	Код модуля данных		Дата издания	Число стр.	Действи-тельно
Два двигателя не работают - Потеря высоты при разворотах *Технические данные*	21300-A-15-6B-00-02A-030A-A		2017-12-01	9	0001
Ограничения *Технические данные*	21300-A-15-6C-00-00A-030A-A		2017-12-01	1	0001
Общие определения *Общие сведения*	21300-A-15-6E-00-00A-028A-A		2017-12-01	3	0001
Топливо *Технические данные*	21300-A-15-6E-00-01A-030A-A		2017-12-01	2	0001
Влияние топлива на вес и центровку самолета *Технические данные*	21300-A-15-6E-00-03A-030A-A	C	2018-03-01	12	0001
Влияние жидкостей на вес и центровку самолета *Технические данные*	21300-A-15-6E-00-04A-030A-A	C	2018-03-01	3	0001
Влияние летного экипажа на вес и центровку самолета *Технические данные*	21300-A-15-6E-00-05A-030A-A		2017-12-01	3	0001
Влияние перемещения агрегатов самолета на центровку *Технические данные*	21300-A-15-6E-00-06A-030A-A		2017-12-01	2	0001
Влияние снаряжения на вес и центровку *Технические данные*	21300-A-15-6E-00-07A-030A-A	C	2018-03-01	4	0001
Влияние системы балласта на вес и центровку *Технические данные*	21300-A-15-6E-00-08A-030A-A		2017-12-01	10	0001
Загрузочная ведомость *Технические данные*	21300-A-15-6E-00-02A-030A-A	C	2018-03-01	14	0001
Нормальные процедуры *Общие сведения*	21300-A-15-30-00-00A-028A-A	C	2018-03-01	7	0001
Предполетная подготовка *Общие сведения*	21300-A-15-31-00-00A-028A-A	C	2018-03-01	8	0001
Внешний осмотр *Предэксплуатационные процедуры*	21300-A-15-31-00-00A-121A-A	C	2018-03-01	8	0001
Внутренний осмотр кабины. Запуск ВСУ *Предэксплуатационные процедуры*	21300-A-15-31-00-01A-121A-A	C	2018-03-01	7	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Наименование	Код модуля данных		Дата издания	Число стр.	Действи-тельно
Подготовка кабины к полету *Предэксплуатационные процедуры*	21300-A-15-31-00-02A-121A-A	C	2018-03-01	11	0001
Подготовка испытательного оборудования бортовыми операторами *Предэксплуатационные процедуры*	21300-A-15-31-00-03A-121A-A	C	2018-03-01	3	0001
Процедуры перед буксировкой/ запуском двигателей *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-32-00-00A-131A-A	C	2018-03-01	3	0001
Буксировка *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-32-00-01A-131A-A	C	2018-03-01	2	0001
Запуск двигателей *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-32-00-02A-131A-A	C	2018-03-01	7	0001
После запуска двигателей *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-32-00-03A-131A-A	C	2018-03-01	4	0001
Руление и процедуры перед взлетом *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-32-00-04A-131A-A	C	2018-03-01	7	0001
Взлет *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-32-00-05A-131A-A	C	2018-03-01	8	0001
Набор высоты *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-32-00-06A-131A-A	C	2018-03-01	4	0001
Крейсерский полет *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-32-00-07A-131A-A	C	2018-03-01	4	0001
Подготовка к снижению и заходу на посадку *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-32-00-08A-131A-A	C	2018-03-01	3	0001
Снижение *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-32-00-09A-131A-A	C	2018-03-01	3	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Наименование	Код модуля данных		Дата издания	Число стр.	Действи-тельно
Заход на посадку по ILS *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-33-00-00A-131A-A	C	2018-03-01	7	0001
Заход на посадку по CAT II/CAT III *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-33-00-01A-131A-A	C	2018-03-01	5	0001
Заход на посадку по неточным системам *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-33-00-02A-131A-A	C	2018-03-01	10	0001
Заход на посадку по кругу *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-33-00-03A-131A-A	C	2018-03-01	3	0001
Визуальный заход на посадку *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-33-00-04A-131A-A	C	2018-03-01	4	0001
Посадка *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-33-00-05A-131A-A	C	2018-03-01	5	0001
Уход на второй круг *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-33-00-06A-131A-A	C	2018-03-01	6	0001
Руление на стоянку после посадки *Послеэксплуатационные процедуры*	21300-A-15-34-00-00A-151A-A	C	2018-03-01	2	0001
Парковка *Послеэксплуатационные процедуры*	21300-A-15-34-00-01A-151A-A	C	2018-03-01	3	0001
Безопасность на стоянке и послеполетный осмотр *Послеэксплуатационные процедуры*	21300-A-15-34-00-02A-151A-A	C	2018-03-01	2	0001
Осмотр испытательного оборудования бортовыми операторами *Послеэксплуатационные процедуры*	21300-A-15-34-00-03A-151A-A	C	2018-03-01	1	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Лист регистрации изменений

Убедитесь, что предыдущие ревизии были внесены.

Внесенные ревизии должны быть учтены датой внесения и подписью ответственного лица.

Издание	Дата внесения	кем (подпись)	Издание	Дата внесения	кем (подпись)
001	2016-09-30	Аннулировано	026		
002	2017-03-01		027		
003	2017-06-01		028		
004	2017-09-01		029		
005	2017-12-01		030		
006	2018-03-01		031		
007			032		
008			033		
009			034		
010			035		
011			036		
012			037		
013			038		
014			039		
015			040		
016			041		
017			042		
018			043		
019			044		
020			045		
021			046		
022			047		
023			048		
024			049		
025			050		

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Лист регистрации временных изменений

Срок действия временных изменений (ВрИ) не более 12 месяцев, если нет других указаний по срокам действия.

№ ВрИ	№ документа	Срок действия ВрИ	Дата регистрации	Подпись	Дата аннулирования	Подпись

© ПАО "Корпорация "Иркут"

№ ВрИ	№ документа	Срок действия ВрИ	Дата регистрации	Подпись	Дата аннулирования	Подпись

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Содержание

Перечень документов, включенных в публикацию, издание 006, дата 2018-03-01.

Наименование	Код модуля данных	Дата издания	Действительно
Информация для экипажа			
Информация для экипажа			
Перечень сокращений и аббревиатур	21300-A-15-00-00-00A-005A-A	2017-12-01	0001
Перечень терминов	21300-A-15-00-00-00A-006A-A	2018-03-01	0001
Перечень условных обозначений	21300-A-15-00-00-00A-007A-A	2017-12-01	0001
Информация для экипажа *Введение*	21300-A-15-00-00-00A-018A-A	2018-03-01	0001
Эксплуатационные ограничения			
Эксплуатационные ограничения			
Эксплуатационные ограничения *Общие сведения*	21300-A-15-10-00-00A-028A-A	2017-12-01	0001
Классификация самолета *Информация для экипажа*	21300-A-15-10-00-00A-043A-A	2017-12-01	0001
Общие ограничения условий эксплуатации *Информация для экипажа*	21300-A-15-10-00-01A-043A-A	2018-03-01	0001
Общие конструктивные ограничения *Информация для экипажа*	21300-A-15-10-00-02A-043A-A	2018-03-01	0001
Общее количество людей на борту *Информация для экипажа*	21300-A-15-10-00-03A-043A-A	2017-12-01	0001
Ограничения по эксплуатации систем *Информация для экипажа*	21300-A-15-10-00-04A-043A-A	2018-03-01	0001
Дополнительные ограничения *Информация для экипажа*	21300-A-15-10-00-05A-043A-A	2017-12-01	0001
Летные данные			
Летные данные			
Перечень сокращений и аббревиатур	21300-A-15-60-00-00A-005A-A	2017-12-01	0001
Перечень терминов	21300-A-15-60-00-00A-006A-A	2017-12-01	0001
Перечень условных обозначений	21300-A-15-60-00-00A-007A-A	2018-03-01	0001
Летные данные *Введение*	21300-A-15-60-00-00A-018A-A	2017-12-01	0001
Скорости *Технические данные*	21300-A-15-60-00-01A-030A-A	2017-12-01	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Наименование	Код модуля данных	Дата издания	Действи-тельно
Посадочные дистанции *Технические данные*	21300-A-15-60-00-02A-030A-A	2017-12-01	0001
Характеристики силовой установки			
Режимы работы двигателя *Технические данные*	21300-A-15-61-00-00A-030A-A	2017-12-01	0001
Обороты N1 на режимах работы двигателя *Технические данные*	21300-A-15-61-00-01A-030A-A	2018-03-01	0001
Расчет полета			
Расчет полета *Общие сведения*	21300-A-15-62-00-00A-028A-A	2017-12-01	0001
Требования к минимальному запасу топлива *Технические данные*	21300-A-15-62-00-00A-030A-A	2017-12-01	0001
Определение высоты крейсерского полета *Технические данные*	21300-A-15-62-00-01A-030A-A	2017-12-01	0001
Определение потребного запаса топлива, времени полета и допустимой коммерческой нагрузки *Технические данные*	21300-A-15-62-00-02A-030A-A	2017-12-01	0001
Расчет расхода топлива и времени полета (от взлета до посадки) *Технические данные*	21300-A-15-62-00-03A-030A-A	2017-12-01	0001
Расчет полета до запасного аэродрома *Технические данные*	21300-A-15-62-00-04A-030A-A	2017-12-01	0001
Воздушная дальность *Технические данные*	21300-A-15-62-00-05A-030A-A	2017-12-01	0001
Коммерческий остаток топлива (Tankering) *Технические данные*	21300-A-15-62-00-06A-030A-A	2017-12-01	0001
Справочные данные *Технические данные*	21300-A-15-62-00-07A-030A-A	2017-12-01	0001
Взлетные характеристики			
Взлетные характеристики *Общие сведения*	21300-A-15-63-00-00A-028A-A	2017-12-01	0001
Таблицы максимального взлетного веса *Технические данные*	21300-A-15-63-00-01A-030A-A	2017-12-01	0001
Таблицы максимально допустимых взлетных весов и характерных скоростей взлета *Технические данные*	21300-A-15-63-00-02A-030A-A	2018-03-01	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Наименование	Код модуля данных	Дата издания	Действи-тельно
Взлетный вес, ограниченный градиентом набора высоты - Один двигатель не работает *Технические данные*	21300-A-15-63-00-10A-030A-A	2018-03-01	0001
Скорости на взлете *Технические данные*	21300-A-15-63-00-17A-030A-A	2017-12-01	0001
Рекомендуемые углы установки стабилизатора *Технические данные*	21300-A-15-63-00-19A-030A-A	2017-12-01	0001
Крейсерский полет			
Числа M, рекомендуемые на режиме полета LRC (МД) *Технические данные*	21300-A-15-65-00-00A-030A-A	2017-12-01	0001
Снижение			
Снижение *Общие сведения*	21300-A-15-66-00-00A-028A-A	2017-12-01	0001
Ожидание			
Ожидание - Скорость полета *Технические данные*	21300-A-15-67-00-00A-030A-A	2017-12-01	0001
Ожидание - Часовой расход топлива *Технические данные*	21300-A-15-67-00-01A-030A-A	2017-12-01	0001
Посадочные характеристики			
Посадочные дистанции *Технические данные*	21300-A-15-68-00-04A-030A-A	2017-12-01	0001
Коррекция длины посадочной дистанции по коэффициенту сцепления на ВПП *Технические данные*	21300-A-15-68-00-05A-030A-A	2017-12-01	0001
Скорости захода на посадку *Технические данные*	21300-A-15-68-00-07A-030A-A	2017-12-01	0001
Поправки к скорости VREF и длине посадочной дистанции *Технические данные*	21300-A-15-68-00-08A-030A-A	2017-12-01	0001
Характерные скорости полета			
Скорость срабатывания сигнализации *Технические данные*	21300-A-15-69-00-00A-030A-A	2017-12-01	0001
Минимально допустимая скорость полета *Технические данные*	21300-A-15-69-00-01A-030A-A	2017-12-01	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Наименование	Код модуля данных	Дата издания	Действи-тельно
Один двигатель не работает			
Один двигатель не работает *Общие сведения*	21300-A-15-6A-00-00A-028A-A	2017-12-01	0001
Один двигатель не работает - Максимальная высота полета *Технические данные*	21300-A-15-6A-00-00A-030A-A	2018-03-01	0001
Один двигатель не работает - Набор высоты *Технические данные*	21300-A-15-6A-00-01A-030A-A	2017-12-01	0001
Один двигатель не работает - Дальность, время и расход топлива при полете со снижением *Технические данные*	21300-A-15-6A-00-02A-030A-A	2017-12-01	0001
Один двигатель не работает - Удельная дальность полета, МСА *Технические данные*	21300-A-15-6A-00-03A-030A-A	2017-12-01	0001
Один двигатель не работает - Снижение с эшелона полета *Технические данные*	21300-A-15-6A-00-04A-030A-A	2018-03-01	0001
Один двигатель не работает - Скорость GREEN DOT *Технические данные*	21300-A-15-6A-00-05A-030A-A	2018-03-01	0001
Один двигатель не работает - Расход топлива и время полета до посадки *Технические данные*	21300-A-15-6A-00-06A-030A-A	2017-12-01	0001
Два двигателя не работают			
Два двигателя не работают - Дальность и время планирования с убранной механизацией *Технические данные*	21300-A-15-6B-00-00A-030A-A	2018-03-01	0001
Два двигателя не работают - Дальность планирования и скорость полета с выпущенной механизацией *Технические данные*	21300-A-15-6B-00-01A-030A-A	2018-03-01	0001
Два двигателя не работают - Потеря высоты при разворотах *Технические данные*	21300-A-15-6B-00-02A-030A-A	2017-12-01	0001
Атмосферные осадки на ВПП			
Ограничения *Технические данные*	21300-A-15-6C-00-00A-030A-A	2017-12-01	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Наименование	Код модуля данных	Дата издания	Действи-тельно
Расчёт загрузки и заправка топливом			
Общие определения *Общие сведения*	21300-A-15-6E-00-00A-028A-A	2017-12-01	0001
Топливо *Технические данные*	21300-A-15-6E-00-01A-030A-A	2017-12-01	0001
Влияние топлива на вес и центровку самолета *Технические данные*	21300-A-15-6E-00-03A-030A-A	2018-03-01	0001
Влияние жидкостей на вес и центровку самолета *Технические данные*	21300-A-15-6E-00-04A-030A-A	2018-03-01	0001
Влияние летного экипажа на вес и центровку самолета *Технические данные*	21300-A-15-6E-00-05A-030A-A	2017-12-01	0001
Влияние перемещения агрегатов самолета на центровку *Технические данные*	21300-A-15-6E-00-06A-030A-A	2017-12-01	0001
Влияние снаряжения на вес и центровку *Технические данные*	21300-A-15-6E-00-07A-030A-A	2018-03-01	0001
Влияние системы балласта на вес и центровку *Технические данные*	21300-A-15-6E-00-08A-030A-A	2017-12-01	0001
Загрузочная ведомость *Технические данные*	21300-A-15-6E-00-02A-030A-A	2018-03-01	0001
Нормальные эксплуатационные процедуры			
Нормальные эксплуатационные процедуры			
Нормальные процедуры *Общие сведения*	21300-A-15-30-00-00A-028A-A	2018-03-01	0001
Предполетная подготовка			
Предполетная подготовка *Общие сведения*	21300-A-15-31-00-00A-028A-A	2018-03-01	0001
Внешний осмотр *Предэксплуатационные процедуры*	21300-A-15-31-00-00A-121A-A	2018-03-01	0001
Внутренний осмотр кабины. Запуск ВСУ *Предэксплуатационные процедуры*	21300-A-15-31-00-01A-121A-A	2018-03-01	0001
Подготовка кабины к полету *Предэксплуатационные процедуры*	21300-A-15-31-00-02A-121A-A	2018-03-01	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Наименование	Код модуля данных	Дата издания	Действи-тельно
Подготовка испытательного оборудования бортовыми операторами *Предэксплуатационные процедуры*	21300-A-15-31-00-03A-121A-A	2018-03-01	0001
Выполнение полета			
Процедуры перед буксировкой/запуском двигателей *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-32-00-00A-131A-A	2018-03-01	0001
Буксировка *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-32-00-01A-131A-A	2018-03-01	0001
Запуск двигателей *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-32-00-02A-131A-A	2018-03-01	0001
После запуска двигателей *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-32-00-03A-131A-A	2018-03-01	0001
Руление и процедуры перед взлетом *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-32-00-04A-131A-A	2018-03-01	0001
Взлет *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-32-00-05A-131A-A	2018-03-01	0001
Набор высоты *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-32-00-06A-131A-A	2018-03-01	0001
Крейсерский полет *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-32-00-07A-131A-A	2018-03-01	0001
Подготовка к снижению и заходу на посадку *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-32-00-08A-131A-A	2018-03-01	0001
Снижение *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-32-00-09A-131A-A	2018-03-01	0001
Заход на посадку и посадка			
Заход на посадку по ILS *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-33-00-00A-131A-A	2018-03-01	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Наименование	Код модуля данных	Дата издания	Действи-тельно
Заход на посадку по CAT II/CAT III *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-33-00-01A-131A-A	2018-03-01	0001
Заход на посадку по неточным системам *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-33-00-02A-131A-A	2018-03-01	0001
Заход на посадку по кругу *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-33-00-03A-131A-A	2018-03-01	0001
Визуальный заход на посадку *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-33-00-04A-131A-A	2018-03-01	0001
Посадка *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-33-00-05A-131A-A	2018-03-01	0001
Уход на второй круг *Процедуры эксплуатации в нормальных условиях*	21300-A-15-33-00-06A-131A-A	2018-03-01	0001
Руление после посадки и послеполетные работы			
Руление на стоянку после посадки *Послеэксплуатационные процедуры*	21300-A-15-34-00-00A-151A-A	2018-03-01	0001
Парковка *Послеэксплуатационные процедуры*	21300-A-15-34-00-01A-151A-A	2018-03-01	0001
Безопасность на стоянке и послеполетный осмотр *Послеэксплуатационные процедуры*	21300-A-15-34-00-02A-151A-A	2018-03-01	0001
Осмотр испытательного оборудования бортовыми операторами *Послеэксплуатационные процедуры*	21300-A-15-34-00-03A-151A-A	2018-03-01	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Информация для экипажа

Перечень сокращений и аббревиатур

Содержание

Страница

Перечень сокращений и аббревиатур 1
Описание 1
1 Сокращения и аббревиатуры 1
1.1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке 1
1.2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке 16

Перечень таблиц

Страница

1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке 1
2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке 16

Описание

1 Сокращения и аббревиатуры

В данном подразделе приведены данные по аббревиатурам и сокращениям, которые используются в тексте FCOM

1.1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке приведен в таблице 1 (Таблица 1)

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
	A	
A	Above (altitude)	На или выше (при описании высоты)
A/C	Aircraft	Самолет (Воздушное судно)
AC	Alternating Current	Переменный ток
ACAS	Airborne Collision Avoidance System	Бортовая система предупреждения столкновений
ACARS	Aircraft Communications Addressing and Reporting System	Бортовая система адресации сообщений и отчетности
ACC	Automatic Control Computer	Вычислитель САУ
ACCU	Accumulator	Аккумулятор
ACN	Aircraft Classification Number	Классификационное число самолета
ACT	Active	Активный (действующий)
ADF	Automatic direction finder	Автоматический радиокомпас
ADLP	Airborne Data Link Processor	Бортовой процессор канала передачи данных

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
ADS	Measurement System of Altitude-Airspeed	Система измерения высотно-скоростных параметров
AFM	Aircraft Flight Manual	Летное руководство
AP	Autopilot	Автопилот
APU	Auxiliary Power Unit	Вспомогательная силовая установка
AR	Aviation Regulations	Авиационные правила
ARFF	Airplane Rescue & Fire Fighting	Процедуры спасения и пожаротушения
ASA	Aircraft Safety Assessment	Анализ отказобезопасности самолета
ASAP	As Soon As Possible	Как можно быстрее
ASL	Above Sea Level	Над уровнем моря
A/T	Autothrottle	Автомат тяги
ATA	Air Transport Association of America	Ассоциация воздушного транспорта США
ATC	Air Traffic Control	Управление воздушным движением
AUX	Auxiliary	Вспомогательный
AVAIL	Availability	Доступность
AZFW	Actual Zero Fuel Weight	Фактический вес самолета без топлива
	B	
BAT	Battery	Аккумуляторная батарея
BIT	Built-In-Test	Встроенный контроль
BLKD	Blocked	Запертое положение
BM	Back Course Marker	Маркер обратного курса
BRG	Bearing	Пеленг
BRK	Brake	Тормоза
BRT	Brightness	Яркость
BUS	Bus	Шина электропитания
	C	
CB	Circuit Breaker	Автомат защиты сети
CAB	Cabin	Пассажирская кабина
CANC	Cancel	Отменить
CAP	Capable	Способный
CAPT	Captain	Командир Воздушного Судна
CAS	Calibrated airspeed	Индикаторная земная скорость
CCL	Compliance Check List	Чек-лист

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
CDL	Configuration Deviation List	Перечень отклонений от конфигурации
CFG	Configuration	Конфигурация
CFIT	Controlled Flight Into Terrain	Столкновение исправного ВС с землей
CG	Center-of-Gravity	Центр тяжести самолета
CHKL	Checklist	Карта контрольных проверок
CKPT	Cockpit	Кабина экипажа
CLB	Climb	Набор высоты
CLR	Clear	Очистить (удалить)
COM	Communication	Средства связи
COORD	Coordinates	Координаты
CRS	Course	Курс
CSDB	Common Source Data Base	Общая База Исходных Данных
CTL	Control	Контролировать
CTR	Center	Центральный
CVR	Cockpit Voice Recorder	Бортовой речевой самописец
	D	
DA/H	Decision Altitude/Height	Абсолютная/относительная высота принятия решения
DC	Direct current	Постоянный ток
DC BUS	Direct Current Bus	Основная шина постоянного тока
DC ESS	Direct Current Essential Bus	Важная шина постоянного тока
DECR	Decrease	Уменьшение
DEL	Delete	Удалить
DEP	Departure	Выход (отправление, вылет)
DES	Descent	Снижение
DEST	Destination	Пункт назначения
DIFF	Differential	Дифференциальный
DIS	Distance	Расстояние
DISC	Disconnect	Отключить
	E	
E	East	Восток
EAS	Equivalent Airspeed	Индикаторная скорость
EASA	European Aviation Safety Agency	Европейское агентство по безопасности полетов
ECU	Electronic Control Unit	Блок управления электронный
EDP	Hydraulic Engine Driven Pump	Гидронасос
EEC	Electronic Engine, Control unit	Электронный блок управления двигателем

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
EFB	Electronic Flight Bag	Электронный портфель летчика
EFDMU	Enhanced Flight Data Monitoring Unit	Комбинированный блок сбора полетных данных
EGPWS	Enhanced Ground Proximity Warning System	Система предупреждения о приближении земли
EGS	External Ground Source	Аэродромный источник электропитания
EGT	Exhaust Gas Temperature	Температура выходящих газов
EH	Engine Hours	Часы наработки двигателя
EICAS	Engine Indication and Crew Alerting System	Система электронной индикации и сигнализации по силовой установке и самолетным системам
EIS	Entry into Service	Ввод в эксплуатацию
ELEV	Elevator	Руль высоты
ELEC	Electrical Power System	Система электроснабжения
ELEC CP	Electrical Control Panel	Панель управления системы электроснабжения на комплексном потолочном пульте
ELT	Emergency Locator Transmitter	Радиомаяк аварийный
ELS	External Lighting System	Внешнее светотехническое оборудование
EMM	Engine Maintenance Manual	Руководство по технической эксплуатации двигателя
EMP	Electric Motor Pump	Электронасос
EMER	Emergency	Аварийный
EMER EXTN	Emergency Extension	Аварийный выпуск шасси
EMER COND	Emergency Condition	Аварийная ситуация
EMS	Electronic Mock-up Surface	Электронный макет поверхностей
ENG	Engine (Indicator of engine parameters)	Двигатель (индикатор параметров двигателя)
EPAS	Emergency Passenger door Actuation System (Actuator-Damper of Passenger and Service Doors)	Система аварийной активации пассажирских дверей (Привод-демпфер пассажирских и служебных дверей)
EPN	Effective-Perceived Noise	Эффективно воспринимаемый уровень звуковых шумов
ESS-L PDB	Essential Left Power Distribution Box	Важное левое распределительное устройство электроэнергии
ESS-M PDB	Essential Middle Power Distribution Box	Важное среднее распределительное устройство электроэнергии

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
ESS-R PDB	Essential Right Power Distribution Box	Важное правое распределительное устройство электроэнергии
ETA	Estimated Time of Arrival	Расчетное время прибытия
ETOPS	Extended Twin (engine) Operations	Правила эксплуатации двухмоторных самолетов на маршрутах большой протяженности
EVS	Enhanced Vision System	Система улучшенного видения
EWD	Engine Warning Display	Формат отображения параметров двигателя и предупреждений/ Комплексный кадр
	F	
FADEC	Full Authority Digital Engine Control	Электронная система управления двигателем с полной ответственностью
FAM	Flight Attendant Manual	Руководство для бортпроводников
FAR	US Federal Aviation Regulations	Федеральные Авиационные Правила США
FCOM	Flight Crew Operating Manual	Руководство по летной эксплуатации для экипажа
FCC	Flight Control Computer	Вычислители основного режима управления
FCS	Flight Control System	Комплексная система управления
FDIU	Flight Data Interface Unit	Модуль интерфейсов полетных данных
FDR	Flight Data Recorder	Регистратор полетной информации
FF	Fuel Flow	Расход топлива
FH	Flight Hour	Летный час
FHA	Functional Hazard Analysis	Анализ функциональных отказов
FNC	Functional Check	Контроль исправности
F/O	First Officer	Второй пилот
FOD	Foreign Object Damage	Повреждение посторонним предметом
FPPM	Flight Planning & Performance Manual	Руководство по летным характеристикам и планированию полёта
FTA	Fault Tree Analysis	Анализ дерева отказов/неисправностей
FTV	Flight Test Vehicle	Аппарат для летных испытаний
FWD	Forward	Передний, вперед

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
	G	
GCU	Generator Control Unit	Блок управления генератором
GCJP	Ground Crew Jack Panel	Панель подключения гарнитуры наземного персонала
GEN	Generator	Генератор
GLONASS	Global Navigation Satellite System	Глобальная навигационная спутниковая система
GLS	Global Landing System	Спутниковая система посадки
GND	Ground	Земля, заземление, наземный
GOST	Federal Standard	Государственный стандарт
GPS	Global Positioning System	Глобальная система позиционирования
GRP	Grip Reference Point	Реперная точка рукоятки УБРУ
GSE	Ground Support Equipment	Средства наземного обслуживания
GS	Ground Speed	Путевая скорость
GVI	General Visual Inspection	Общий визуальный осмотр
	H	
HCU	HUD Combiner Unit	Комбайнер индикатора на лобовом стекле
HGT750[MC]	Engine Assy, Gas Turbine	Вспомогательный газотурбинный двигатель
HF	High Frequency	Высокочастотный
HFDL	High Frequency Data Link	Высокочастотный канал передачи данных
HGF	High Glideslope Frequency	Высокая частота по глиссаде
HHF	High Heading Frequency	Высокая частота по курсу
HI	High	Высокий
HIRF	High Intensity Radiated Fields	Поля высокой интенсивности излучения
HP	High Pressure	Высокое давление
HPC	High Pressure Compressor	Компрессор высокого давления
HPT	High Pressure Turbine	Турбина высокого давления
HPCS	High Pressure Compressor Stator	Статор компрессора высокого давления
HUD	Head-up Display	Индикатор на лобовом стекле

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
HUMID	Humidification	Увлажнение
HYD/ HS	Hydraulic Power	Система гидравлическая
	I	
IAC AR	Interstate Aviation Committee Aviation Register	Авиационный регистр Межгосударственного Авиационного Комитета
IAE	Integrated Airborne Equipment	Комплекс бортового оборудования
IAMS	Integrated Air Management System	Комплексная система кондиционирования воздуха
IATA	International Air Transport Association	Международная ассоциация воздушного транспорта
IC	Information Code	Информационный код
ICA	Instructions for Continued Airworthiness	Инструкции по поддержанию постоянной летной годности
ICAO	International Civil Aviation Organization	Международная организация гражданской
ICN	Information Control Number	Информационный контрольный номер
ICV	Information Code Variant	Вариант информационного кода
IDS	Integrated Display System	Интегрированная дисплейная система
IFCS	Integrated Flight Control System	Комплексная система управления
IFF	Identification Friend or Foe	Госопознавание
IGN	Ignition	Зажигание
ILS	Instrument Landing System	Система посадки по приборам
INFO	Information	Информация
INR	Integrated Navigation Receiver	Интегрированный навигационный приемник
INTCOM	Flight Intercommunication	Самолетное переговорное устройство
I/O	Inputs/Outputs	Вход/Выход
IP	Intellectual Property	Интеллектуальная собственность
IRS	Inertial Reference System	Инерциальная навигационная система
IRU	Inertial Reference Unit	Вычислитель инерциальный
ISA	International Standard Atmosphere	Международная стандартная атмосфера
ISIS	Integrated Standby Instrument System	Интегрированная система резервных приборов

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
ITT	Inter Turbine Temperature	Температура газов между турбинами
	J	
JAA	Joint Aviation Authorities	Объединенные Авиационные власти
JAR	Joint Aviation Requirements	Единые европейские авиационные правила
JN	Jet Nozzle	Реактивное сопло
	K	
KCAS	Knots Calculated Air Speed	Индикаторная земная скорость в узлах
KIAS	Knots Indicated Air Speed	Приборная воздушная скорость в узлах
KCCP	Keyboard and Cursor Control Panel	Пульт-трекбол
	L	
LAV	Lavatory	Туалет
LCC	Life Cycle Cost	Стоимость жизненного цикла
LCI	Light Control Interface	Блок управления освещением
LED	Light-Emitting Diode	Светодиод
L/G	Landing Gear	Шасси
LNAV	Lateral Navigation	Боковая навигация
LO	Low	Низкий
LOT	Letter of Transmittal	Сопроводительное письмо
LP	Low Pressure	Низкое давление
LPC	Low Pressure Compressor	Компрессор низкого давления
LPT	Low Pressure Turbine	Турбина низкого давления
LSDU	Lighting System Dimming Unit	Блок регулировки яркости системы освещения
LT	Lights	Оборудование светотехническое
LTCV	Lube Trim Check Valve	Подлежит определению
LUB	Lubrication	Смазка
	M	
M	Indicated Mach Number	(Индикаторное) Приборное число Маха
MABS	Maggitt Aircraft Braking Systems	Система торможения колес по Maggitt
MAC	Mean Aerodynamic Chord	Средняя аэродинамическая хорда

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
MADC	Multifunctional Air Data Computer	Модуль измерения воздушных данных
MAN	Manual	Ручной
MAX	Maximum	Максимальный
MAX REV	Maximum Reverse	Максимальный реверс
MB	Marker Beacon Receiver	Маркерный радиоприемник
MCC	Main Control Computer	Вычислитель основного режима
MCL	Maximum Climb	Максимальный режим набора высоты
MCT	Maximum Continuous	Максимальный продолжитель-ный режим
MDU	Multifunctional Display Unit	Индикатор многофункциональ-ный
MEMO	Memorandum	Меморандум
MES	Main Engine Start	Запуск маршевого двигателя
MEW	Manufacturer Empty Weight	Вес пустого самолета
MFE	Mid-Flight Engine	Маршевый двигатель
Max FW	Maximum Flight Weight	Максимальный полетный вес
Min FW	Minimum Flight Weight	Минимальный полетный вес
MIC	Cockpit Area Microphone	Микрофон зональный
MID	Middle	Средний
MIN	Minimum	Минимальный
MIN REV	Minimum Reverse	Минимальный реверс
MIP	Main Instrument Panel	Основная приборная доска
MLG	Main Landing Gear	Основная опора шасси
MLW	Maximum Landing Weight	Максимальный посадочный вес
MMEL	Master Minimum Equipment List	Главный перечень минималь-ного состава оборудования
MNPS	Minimum Navigation Performance Specification (in space of Northern Atlantic)	Технические требования к мини-мальным навигационным харак-теристикам (в пространстве Се-верной Атлантики
MO	Months	Месяцы
MSG	Message	Сообщение
MSL	Mean See Level	Средний уровень моря
MSN	Manufacturer Serial Number	Заводской номер воздушного судна
MTO	Maximum Takeoff	Максимальный взлетный режим
MTOW	Maximum Takeoff Weight	Максимальный взлетный вес
MTW	Maximum Taxi Weight	Максимальный рулежный вес (у перрона)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
MWL	Master Warning Light	Центральный сигнальный огонь
MZFW	Maximum Zero Fuel Weight	Максимальный вес самолета без топлива
	N	
N	North	Север
N/A	Not Applicable	Не применимо (Нет в наличии)
NAV	Navigation	Оборудование навигационное
ND	Navigation Display	Навигационный индикатор
NDB	Non Direction Beacon	Приводная радиостанция
NGS	Neutral Gas System	Система нейтрального газа
NM	Nautical mile	Морская миля
No.	Number	Номер
NPU	Numeric Processor Unit	Цифровой процессор
NSN	NATO/National Stock Number	Номенклатурный номер НАТО
NTE	Not To Exceed	Непревышаемый
NWS	Nose Wheel Stering System	Система управления поворотом колес передней опоры шасси
	O	
ODM	Oil Debris Monitor	Сигнализатор стружки масла
OEW	Operational Empty Weight	Вес снаряженного самолета
OFF	Switch Off	Выключен
OFV	Outflow valve	Выпускной клапан
OHCP	Overhead Control Panel	Комплексный потолочный пульт
OLW	Operational Landing Weight	Эксплуатационный посадочный вес
ON	Switch ON	Включен
OPC	Operational check	Проверка работоспособности
OTOW	Operational Takeoff Weight	Эксплуатационный взлетный вес
OVHT	Overheat	Перегрев
OXYS	Oxygen System	Система кислородная
	P	
P/B	Push Button	Кнопка нажимная
PBE	Protective Breathing Equipment	Дымозащитный капюшон с коробкой для хранения
PBN	Performance Based Navigation	Навигация, основанная на характеристиках
PC	Pilot Controls	Органы управления
PCM	Pulse-Code Modulation	Импульсно-кодовая модуляция

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
PDB	Power Distribution Box	Распределительное устройство электроэнергии
PDR	Preliminary Design Review	Предварительная оценка проекта
PEM	Performance Engineer's Manual	Инженерное руководство по летным характеристикам
PERF	Performance	Летно-технические характеристики
PF	Pilot Flying	Пилот пилотирующий
PF	Preflight	Предполетные мероприятия, предполетный
PFD	Primary Flight Display	Основной полетный дисплей
PM	Pilot Monitoring	Пилот контролирующий
POCA	Portable Oxygen Unit	Портативный кислородный блок
POL	Petroleum, Oil, Lubricants	Горюче-смазочные материалы
PRESS	Pressure, Pressurization, Pressurize	Давление, герметизация, повышать давление
PRV	Pressure Regulating Valve	Регулятор давления
PSBC	Passenger Safety Briefing Card	Инструкция по безопасности для пассажиров
PSIG	Pounds Per Square Inch Gauge	Избыточное давление в фунтах на квадратный дюйм манометрическое
PTT	Push- to-Talk	"Нажмите и говорите"
P&W	Pratt & Whitney	Пратт и Уитни
	Q	
QAR	Quick Access Recorder	Накопитель с быстрым доступом
QFE	Pressure at the Airport	Атмосферное давление на уровне ВПП
QNH	Mean Sea Level Pressure	Атмосферное давление, приведенное к среднему уровню моря
QNE	Q-code Nautical Elevation	Стандартное атмосферное давление
QTY	Quantity	Количество
QRH	Quick Reference Handbook	Сборник оперативной информации для летного экипажа
	R	
R	Right	Правый
RA	Radio Altimeter	Радиовысотомер
RAT	Ram Air Turbine	Турбина, работающая от набегающего потока

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
RAT GEN	Ram Air Turbine Generator	Генератор ТНУ
RBPU	Rudder and Brake Pedal Unit	Педальный пост управления
RCPT	Receptacle	Разъем для подключения аэродромного источника электропитания
RCVR	Receiver	Приемник
R&D	Air Research and Development	Научно-исследовательские и опытно-конструкторские разработки
RECIRC	Recirculation	Рециркуляция
REV	Reverse	Реверс
RNP	Required Navigation Performance	Требуемые навигационные характеристики
ROR	Record of Revisions	Регистрация изменений
rpm	Revolutions per Minute	Оборотов в минуту
RST	Restoration	Восстановление
RSV	Reserve	Резерв
RTE	Route	Маршрут
RTN	Return	Возврат
RTO	Rejected Takeoff	Прерванный взлет
RTR	Record of Temporary Revisions	Регистрация временных изменений
RWY	Runway	Взлетно-посадочная полоса
	S	
S	South	Юг
SAT	Static Air Temperature	Статическая температура воздуха
SATCOM	SATellite COMmunication	Спутниковая связь
SAV	Starter Air Valve	Пусковой воздушный клапан
SB	Service Bulletin	Сервисный бюллетень
S/C	Step Climb	Ступенчатый набор высоты
SCM	Speedbrake Control Module	Модуль управления воздушными тормозами
SCV	Surge Control Valve	Противопомпажный клапан
S/D	Steep Descent	Крутое снижение
SDC	System Difference Code	Отличительный код системы
SDI	Source/Destination Identifier	Идентификатор источника данных
SELCAL	Selective Calling System	Система избирательного вызова
SG	Starter-Generator	Стартер-генератор

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
SGML	Standard Generalized Markup Language	Стандартный обобщенный язык разметки данных
SGS	Starter Generator System	Система стартер-генератора
SI	International System of Units	Международная Система измерений
SM	Statute mile	Сухопутная миля
SNS	Standard Numbering System	Стандартная система нумерации
SPD-BK	Speed Brake	Воздушный тормоз
SPU	Start Power Unit	Блок запуска ВСУ
SQUAWK	Repeater’s identification code	Идентификационный код ответчика
SSA	System Safety Assessment	Анализ отказобезопасности системы
SSPC	Solid State Power Controller	Электронный автомат защиты сети
STA	Technical Author	Технический автор
STAB	Stabilizer	Стабилизатор
STE	Simplified Technical English	Упрощенный технический английский
STC	Supplemental Type Certificate	Дополнительный сертификат типа
SSI	Structural Significant Item	Конструктивно важный элемент
S/W	Software	Программное обеспечение
SWS	Stall Warning System	Система предупреждения о критических режимах полета
	T	
TAT	Total Air Temperature	Полная температура потока
TAWS	Terrain Awareness and Warning System	Система предупреждения о приближении земли
TBC	To Be Confirmed	Требует подтверждения
TBD	To Be Defined	Подлежит определению
TBS	To Be Specified	Подлежит точному указанию
TC	Type Certificate	Сертификат типа
TCA	Turbine Cooling Air	Воздушное охлаждение турбины
TCAS	Traffic Alert and Collision Avoidance System	Система предупреждения столкновения в воздухе
TCM	Thrust Control Malfunction	Неисправность в управлении тягой
TCP	Trim Control Panel	Пульт управления триммированием
TCRR	Type Certificate Readiness Review	Обзор готовности сертификата типа

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
TEC	Turbine Exhaust Case Module	Выходной патрубок турбины
TF	Fuel temperature	Температура топлива
THSA	Trimmable Horizontal Stabilizer Actuator	Механизм перестановки стабилизатора
TLA	Thrust (throttle) Lever Angle	Угол положения РУД
TO/GA	Take-Off/Go Around	Взлет/Уход на второй круг
TPPP	Technical Publications Program Plan	План-программа технических публикаций
TQA-21	Throttle Quadrant Assy	Блок рычагов управления двигателями
TR	Transit	Транзитное обслуживание
TRA	Throttle RVDT Angle	Угол поворота индукционного датчика РУД
TRAS	Thrust Reverser Actuation System	Система приводов реверса тяги
TRIM	Trim tab	Триммер
TRR	Test Readiness Review	Обзор готовности к испытаниям
TRS	Technical Requirements Specification	Техническое задание
TREV/ T/R	Thrust Reverser	Реверс тяги
TRU	Transformer Rectifier Unit	Трансформаторно-выпрямительное устройство
TRUE AOA	True Angle of Attack	Угол атаки истинный
TSFC	Thrust Specific Fuel Consumption	Удельный расход топлива двигателя
TSO	Technical Standard Order	Инструкция о применении технических стандартов
Tx	Transmitter	Передатчик
	U	
UHF	Ultra High Frequency	Сверхвысокая частота
UK	United Kingdom	Соединенное Королевство (Великобритании и Северной Ирландии)
ULD	Unit Load Device	Средство пакетирования грузов (контейнер или поддон)
USA	United States of America	Соединенные Штаты Америки
USB	Universal Serial Bus	Универсальная последовательная шина
USSU	Universal Side Stick Unit	Универсальная боковая ручка управления
UTC	Universal Time Coordinated	Всемирное координированное время
	V	

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
VCK	Visual check	Визуальный осмотр
VDB	VHF Data Broadcast	Передача данных в УКВ
VFG	Variable Frequency Generator	Генератор переменной частоты
VHF	Very High Frequency	Ультракоротковолновый
VIB	Vibration	Вибрация
VOR	VHF Omnidirectional Range	УКВ всенаправленный радио-маяк
	W	
W	West	Запад
WAI	Wing Anti Ice System	Противообледенительная система крыла
WB	Wiper Blade	Щетка стеклоочистителя
WBM	Weight and Balance Manual	Руководство по загрузке и центровке
WDU	Wireless Download Unit	Блок беспроводной передачи данных
WE	Weeks	Недели
WECU	Wiper Electronic Control Unit	Блок управления очисткой остекления
WINDOW HEAT	Window Heating	Обогрев остекления
WOW	Weight On Wheels	Шасси обжато
WPT	Waypoint	Промежуточный пункт маршрута
WSHS	Windshield Heating System	Система обогрева стекол
WST	Wheel Speed Transducer	Датчик скорости колеса
WXR	Weather Radar	Метеолокатор
WWS	Windshield Wiper System	Система очистки лобового стекла
WWSC	Controller, Water Waste System	Контроллер управления системами водоснабжения и удаления отходов
	X	
XPDR	Transponder	Ответчик
	Y	
	Z	
ZFW	Zero Fuel Weight	Масса пустого самолета без топлива
ZSA	Zonal Safety Analysis	Зонный анализ безопасности

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке

Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке приведен в таблице 2 (Таблица 2)

Таблица 2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке

Сокращения и аббревиатура	Полное наименование
Авар.	Аварийный
АВПКО	Анализ видов, последствий и критичности отказов
АВФО	Анализ видов функциональных отказов
АГ	Авиационная гарнитура
АД	Авиационный двигатель
АДО	Анализ дерева отказов
АКБ	Аварийный кислородный блок
АКК	Аккумулятор
АНЗ	Аэронавигационный запас топлива
АП	Авиационные правила
АП	Автопилот
АРК	Радиокомпас автоматический
АР МАК	Авиационный регистр Межгосударственного Авиационного Комитета
АС	Аварийная ситуация
АСО	Аварийно-спасательное оборудование
АС	Аналоговый сигнал
АТ	Авиационная техника
АТАКА ДОП	Угол атаки допустимый
АТАКА ИСТ	Угол атаки истинный
АФС	Антенно-фидерная система
АЭ	Альбом электрических схем
	Б
БГО	Багажно-грузовой отсек
БЗК	Блок защиты и коммутации
БО	Бортовое оборудование
БРУД	Блок рычагов управления двигателями
БРЭО	Бортовое радиоэлектронное оборудование
БУ	Блок управления
БУК КСКВ	Блок управления и контроля комплексной системы кондиционирования воздуха
БУОС	Блок управления обогревом стекол
БУ САРД	Блок управления системы автоматического регулирования давления
БУОО	Блок управления очисткой остекления

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке

Сокращения и аббревиатура	Полное наименование
БУТ	Блок управления и контроля тормозами
	В
В	Восток
ВВФ	Внешние воздействующие факторы
ВГТД	Вспомогательный газотурбинный двигатель
ВЗ	Воздухозаборник
ВК	Встроенный контроль
ВКЛ	Включен
ВЛРИ	Временный лист регистрации изменений
ВМР	Воздушно-масляный радиатор
ВНА	Входной направляющий аппарат
ВПП	Взлетно-посадочная полоса
ВС	Воздушное судно, самолет
ВСК	Встроенные средства контроля
ВСС	Вычислительная система самолетовождения
ВСТО	Внешнее светотехническое оборудование
ВСУ	Вспомогательная силовая установка
ВТ	Воздушный тормоз
ВТС	Воздушный турбостартер
ВЧ	Высокочастотный
ВЧГ	Высокая частота по глиссаде
ВЧК	Высокая частота по курсу
ВЫКЛ	Выключен
	Г
ГЛОНАСС	Глобальная навигационная спутниковая система
ГМ РВШ	Глобальная навигационная спутниковая система
ГМУ	Гидравлический модуль управления
ГО	Госопознавание
ГОСТ	Государственный стандарт
ГПМО	Главный перечень минимального состава оборудования
ГС	Система гидравлическая
ГС КПП	Панель управления системы гидравлической на комплексном потолочном пульте
ГСМ	Горюче-смазочные материалы
ГТД	Газотурбинный двигатель (Honeywell)
	Д
ДАУ	Датчик аэродинамических углов
Двиг	Двигатель (индикатор параметров двигателя)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке

Сокращения и аббревиатура	Полное наименование
ДСК	Датчик скорости колеса
ДТ	Дозатор топлива
ДЦН	Двигательные центробежные насосы
	Е
ЕСКД	Единая система конструкторской документации
	З
З	Запад
ЗАБ	Зонный анализ безопасности
ЗБО	Задний бытовой отсек
ЗН ВС	Заводской номер воздушного судна
	И
ИБП	Инструкция по безопасности для пассажиров
ИВК	Информационно-вычислительный комплекс
ИДС	Интегрированная дисплейная система
ИКАО	Международная организация гражданской авиации
ИКБО	Интегрированный комплекс бортового оборудования
ИЛС	Индикатор на лобовом стекле
ИМА	Авионика интегрированная модульная
ИНС	Инерциальная навигационная система
Иркут	ПАО «Корпорация «Иркут»
ИСРП-21	Интегрированная система резервных приборов
ИССКОР	Интегрированная система сбора, контроля, обработки и регистрации полетных данных
ИЭТР	Интерактивное электронное техническое руководство
	К
К	Команда
КБО	Комплекс бортового оборудования
КБТИ	Комплекс бортовых траекторных измерений
КВ	Клапан выпускной
КВД	Компрессор высокого давления
КВС	Командир воздушного судна
КЗ	Короткое замыкание
КИ	Комплектующие изделия
КИНО	Комплексный индикатор навигационной обстановки
КИСС	КИСС
КЛС	Кодовая линия связи

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке

Сокращения и аббревиатура	Полное наименование
КМ	Полнолицевая кислородная маска
КНД	Компрессор низкого давления
Кол-во	Количество
КП	Клапан перепускной
КПА	Контрольно-проверочная аппаратура
КПИ	Комплексный пилотажный индикатор
КПП МС-21	Комплексный потолочный пульт
КС	Катастрофическая ситуация
КСИ	Комплексная система измерений
КСКВ	Комплексная система кондиционирования воздуха
КСС	Конструктивно-силовая схема
КСУ	Комплексная система управления
КСЭИС	Комплексная система электронной индикации и сигнализации
КТ	Квалификационные требования
	Л
ЛА	Летательный аппарат
ЛАП	Люк аварийного покидания
ЛКП	Лакокрасочное покрытие
ЛООШ	Левая основная опора шасси
ЛР	Летное руководство
ЛРИ	Лист регистрации изменений
ЛСИ	Логистическая структура изделия
ЛТХ	Летно-технические характеристики
	М
М	(Индикаторное) Приборное число Маха
МАРШ	Маршрут
МВД	Модуль воздушных данных
МВ	Модуль вычислительный (основной)
МГ	Мотогондола
МД	Модуль данных
МЗБН	Многофункциональный защищенный бортовой накопитель
МИВД	Модуль измерения воздушных данных
МН РЛС	Метеолокатор
МПБ	Многофункциональный пульт бортпроводника
МПС	Механизм перестановки стабилизатора
МРП	Маркерный радиоприемник

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке

Сокращения и аббревиатура	Полное наименование
МСА	Международная стандартная атмосфера
МСУ	Маршевая силовая установка
МУВТ	Модуль управления воздушными тормозами
МУМК	Модуль управления механизацией крыла
МУП	Модуль управления приводами (резервный)
МФИ	Индикатор многофункциональный
	Н
НГ	Нейтральный газ
НИОКР	Научно-исследовательские и опытно-конструкторские разработки
НС	Насосная станция
НТД	Научно техническая документация
	О
ОБС	Анализ отказобезопасности системы
об/мин	Оборотов в минуту
ОГВ	Огнегасящее вещество
ОКР	Опытно-конструкторская работа
ООШ	Основная опора шасси
ОПР-α	Ограничитель предельных режимов по углу атаки
ОСТ	Отраслевой стандарт
ОУ	Органы управления
ОФО	Оценка функциональных опасностей
	П
ПАО “ОАК”	Публичное акционерное общество “Объединенная авиастроительная корпорация”
ПБО	Передний бытовой отсек
ПЗУ	Постоянное запоминающее устройство
ПК	Пилот контролирующий
ПК	Персональный компьютер
ПКМ	Полимерно-композитный материал
ПКУЗ (кабинный)	Пульт контроля и управления заправкой топлива (кабинный)
ПООШ	Правая основная опора шасси
ПОС	Система противообледенительная
ПОС ВЗ	Система противообледенительная воздухозаборников двигателей
ПОШ	Передняя опора шасси
ПП	Пилот пилотирующий
ППД	Приемник полного давления

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке

Сокращения и аббревиатура	Полное наименование
ПП ИЛП	План-программа по интегрированной логистической поддержке
ППМ	Промежуточный пункт маршрута
ППУ	Педальный пост управления
Прав	Правый
Привод ВНА	Привод входного направляющего аппарата
ПСИ	Приемо-сдаточные испытания
ПСП-К	Контроллер управления пассажирской сервисной панелью
ПТ-3	Пульт-трекбол
ПУ	Пульт/панель управления
ПУИ-17	Пульт управления индикацией
ПУ КСИ	Пульт управления комплексной системой измерений
ПУТ	Пульт управления триммированием
ПЦ	Полетный цикл
	Р
РБ	Руководство для бортпроводников
РВ	Радиовысотомер
РВ	Руль высоты
РДУ	Рулежно-демпфирующее устройство
РЗГБ	Руководство по загрузке багажа и грузов
РЗЦ	Руководство по загрузке и центровке
РИПО	Руководство по использованию программного обеспечения
Рис.	Рисунок
РК	Разовая команда
РЛС	Радиолокационная станция
РЛЭ	Руководство по летной эксплуатации для экипажа
РМО	Рабочее место оператора
РН	Руль направления
РО	Расходный отсек
РОВНО	Руководство по обеспечению вылета с неиспользуемым оборудованием
РС	Реактивное сопло
РСО	Радиосвязное оборудование
РТЖ	Руководство по транспортировке животных
РУ	Рулежное устройство
РУД	Рычаг управления двигателем
РУЧ	Ручной

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке

Сокращения и аббревиатура	Полное наименование
РЦ	Рекомендательный циркуляр
РЧ	Радиочастота
РЭ	Руководство по технической эксплуатации самолета
РЭД	Руководство по технической эксплуатации двигателя
РЭО	Радиоэлектронное оборудование
РЭС	Руководство по эвакуации самолета
	С
С	Север
САП	Система аварийного покидания
САРД	Система автоматического регулирования давления
САРПС	Стандарты и рекомендуемая практика
САУ	Система автоматического управления
САХ	Средняя аэродинамическая хорда
СБ-21	Сертификационный базис самолета МС-21
СБ	Сервисный бюллетень
СБИ	Система бортовых измерений
СВЧ	Сверхвысокая частота
СГНГ	Система генерирования нейтрального газа
СИ	Международная Система измерений
СИ ВСП-21	Система измерения высотно-скоростных параметров
СКВ	Система кондиционирования воздуха
СНГ	Система нейтрального газа
СНО	Средства наземного обслуживания
СОВ	Система отбора воздуха
СОЛС	Система очистки лобового стекла
СОО	Средства обнаружения льда
СОС	Система обогрева стекол
СОУ	Система обнаружения утечек
СПЗ	Средства пожарной защиты
СПС	Система пожарной сигнализации
СПТ	Система пожаротушения
СПУ	Самолетное переговорное устройство
СС	Сложная ситуация
ССН	Стандартная система нумерации
ССТК	Система стояночного торможения колес

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке

Сокращения и аббревиатура	Полное наименование
СТК	Система основного торможения колес (тележка)
СУ	Силовая установка
СУВШ	Система уборки-выпуска шасси и управления створками
СУИТ-21	Система управления и измерения топлива
СУПК ПОШ	Система управления поворотом колес передней опоры шасси
СЦЗ	Система централизованной заправки
СЧ	Составная часть
США	Соединенные Штаты Америки
СЭС	Система электроснабжения
СЭС КПП	Панель управления системы электроснабжения на комплексном потолочном пульте
	Т
Т	Температура
ТБ	Топливные баки
ТВГ	Температура выходящих газов
ТВС	Топливовоздушная смесь
ТВУ	Трансформаторно-выпрямительное устройство
ТД	Техническая документация
ТЗ	Техническое задание
ТМР	Топливо-масляный радиатор
ТНД	Турбина низкого давления
ТНУ	Турбонасосная установка
ТО	Техническое обслуживание
ТРДД	Турбореактивный двухконтурный двигатель Pratt &Whitney PW1400G
ТС	Топливная система
ТТ	Технические требования
ТУ	Технические условия
	У
УБРУ	Универсальная боковая ручка управления
УВД	Управление воздушным движением
УВЗ	Наземная установка воздушного запуска
УКВ	Ультракоротковолновый
УКК-3-1	Устройство контроля и коммутации
УОВ	Установка охлаждения воздуха
УПГ	Установка питания гидросистем
УУП	Усложнение условий полета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке

Сокращения и аббревиатура	Полное наименование
	Ф
ФАА	Федеральная Авиационная Администрация США
ФПО	Функциональное программное обеспечение
ФПОС	Функциональное программное обеспечение самолетовождения
	Х
Ханивелл	Ханивелл Интернэшнл Инк
ХАЭ	Хронометр авиационный электронный
ХЧК	Часть крыла хвостовая
	Ц
ЦВА	Центральный вычислитель авионики
ЦЗ	Централизованная заправка
ЦСО	Центральный сигнальный огонь
	Ч
	Ш
	Щ
	Э
ЭБУ	Блок управления электронный
ЭБУ ВСУ	Электронный блок управления ВСУ
ЭБУД	Электронный блок управления двигателем
ЭЗУ	Энергонезависимое запоминающее устройство
ЭМ	Электронная модель
ЭМС	Электромагнитная совместимость
ЭП	Эскизный проект
ЭТХ	Эксплуатационно-технические характеристики
ЭЧ	Электронный чертеж
	Ю
Ю	Юг
	Я

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Информация для экипажа

Перечень терминов

Содержание

Страница

Перечень терминов..... 1
Описание..... 1
1 Перечень терминов..... 1

Описание

1 Перечень терминов

Перечень основных терминов и определений, входящих в РЛЭ (FCOM), содержит информацию, которая необходима для безаварийной эксплуатации самолета на земле и в воздухе.

Основные термины и определения, которые необходимы для подготовки и выполнения полета:

Безопасная эксплуатация — эксплуатация воздушного судна в соответствии с правилами, предусмотренными одобренной (утвержденной) эксплуатационной документацией, и в условиях, отвечающих применимым к данному воздушному судну требованиям норм летной годности.

Воздушное судно (ВС) — летательный аппарат, поддерживаемый в атмосфере за счет взаимодействия с воздухом, отличного от взаимодействия с воздухом, отраженным от поверхности земли или воды.

Дополнение (Supplement) — документ или часть документа (пакет страниц или модулей данных), содержащие дополнительную информацию к основному документу по летной эксплуатации, связанные с модификацией ВС, его особой конфигурацией, установкой специального оборудования или необходимостью выполнения специальных видов полетов и являющиеся обязательными к выполнению вместе с основным документом.

Изготовитель — организация, осуществляющая производство авиационной техники и принимающая на себя ответственность в отношении ее соответствия утвержденной типовой конструкции.

Изменение (Revision) — часть документа (пакет страниц или модулей данных), содержащая любую измененную информацию существующего документа по летной эксплуатации.

Иллюстрация — графическое представление оборудования или процесса.

Контрольный номер иллюстрации (ICN) — идентификатор иллюстрации в общей базе данных и (или) поставляемой базе данных эксплуатационной документации.

Летная эксплуатация — часть эксплуатации ВС, включающая планирование и подготовку к полету, полет, а также необходимые послеполетные процедуры, выполняемые летным экипажем.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Летное руководство (AFM) — эксплуатационный документ, содержащий информацию о летно-технических характеристиках, требованиях и ограничениях в отношении летной годности и правил летной эксплуатации ВС.

Модуль данных (МД) — минимально необходимая законченная совокупность взаимосвязанных технических сведений, относящихся к определенной тематике, и не предусматривающая дальнейшего дробления на составные части.

Подрежим работы КСУ "Прямая связь" — работа КСУ в резервном режиме с признаками отказа демпфирования самолета и отображением предупреждающего аварийного сообщения FCS STBY DAMPER FAULT на EWD. Пилотирование должно выполняться с соблюдением дополнительных ограничений параметров полета.

Полет — движение воздушного судна с момента начала взлета до окончания пробега после посадки.

Процедура (Procedure) — обязательные подробные (пооперационные) указания о порядке действий и правилах выполнения работ в процессе летной и (или) технической эксплуатации ВС и его составных частей, излагаемые в технических документах, регламентирующих эксплуатацию авиационной техники:

- нормальная процедура **(Normal)**: стандартная эксплуатационная процедура, обычно выполняемая при нормальной работе бортовых систем ВС
- сложная процедура **(Abnormal или Non-normal)**: требует от экипажа выполнения определенных действий, направленных на сохранение приемлемого уровня летной годности ВС в случае какого-либо отказа бортовых систем или составных частей, с целью безопасного продолжения и завершения полета
- аварийная процедура **(Emergency)**: требует от экипажа немедленного выполнения определенных действий, направленных на предупреждение развития и ликвидацию угрозы для ВС и находящихся на борту людей.

Разработчик — организация, осуществляющая разработку авиационной техники и принимающая на себя ответственность в отношении типовой конструкции авиационной техники.

Режим работы КСУ "Основной" — когда обеспечивается выполнение всех функций КСУ-МС-21, исправно все оборудование КСУ и исправна связь с взаимодействующими системами, при отказах части собственного оборудования КСУ-МС-21 и/или взаимодействующих систем или связей с ними, обеспечивается программная реконфигурация алгоритмов основного режима управления.

Режим работы КСУ "Резервный" — автономный режим работы КСУ с использованием минимального набора входных сигналов: перемещения рычагов управления, кнопки триммеров, собственных датчики угловых скоростей и датчиков положения механизации крыла и стабилизатора, признаков обжатия опор шасси. Резервный режим является максимально надежным и независимым от внешних информационных систем, использует минимальное количество сигналов. В резервном режиме КСУ-МС-21 может работать только в режиме ручного управления. На EWD предупреждающее сообщение FCS MAIN MODE FAULT.

Рекомендация — прямое указание на допустимость отклонения от рассматриваемого в рекомендации режима или процедуры, но без нарушения установленных общих ограничений или режима полетов.

Руководство по летной эксплуатации для экипажа (FCOM) — документ, регламентирующий правила летной эксплуатации ВС и включающий всю информацию

© ПАО "Корпорация "Иркут"

одобренной (утвержденной) части ЛР данного ВС, а также общее техническое описание ВС, сведения о бортовых функциональных системах, описание технологических процедур подготовки и выполнения полета, информацию о расчете и контроле загрузки и центровки, контрольные карты и другую информацию по летной эксплуатации данного ВС.

Руководство по производству полетов (ОМ) — основной документ эксплуатанта, регламентирующий правила летной эксплуатации и производства полетов, содержащий процедуры и указания по организации и выполнению полетов на ВС данного эксплуатанта и предназначенный для использования персоналом эксплуатанта при выполнении своих служебных обязанностей.

Сборник оперативной информации (QRH) — часть документации по летной эксплуатации, выпускаемая отдельной книгой специального формата, удобной для использования в кабине экипажа и определяющей в краткой и наглядной форме контрольных карт правила действий экипажа в нормальных условиях и в особых ситуациях, а также содержащей наиболее важную информацию о летно-технических характеристиках и эксплуатационных ограничениях ВС. Примечание – Термин соответствует используемому в международной практике англоязычному термину «Quick Reference Handbook» (QRH).

Стандартная эксплуатационная процедура (SOP) — последовательность действий экипажа с органами управления и (или) оборудованием кабины, направленная на изменение (поддержание) режима полета или состояния систем ВС при отсутствии их отказов либо условий, требующих от экипажа применения особых приемов пилотирования.

Типовая конструкция — конструкция ВС или его составной части, описанная в их конструкторской документации и представляемая для оценки соответствия требованиям применимых норм летной годности (сертификационного или квалификационного базиса).

Учтенный экземпляр документации — экземпляры копий документов, которые учитывают в организации – держателе подлинников документации и об изменении которых извещают абонентов (адресатов-получателей).

Эксплуатант — лицо, на законном основании владеющее ВС и выполняющее или планирующее выполнять на нем полеты.

Эксплуатационные ограничения — Условия, режимы и (или) значения параметров, преднамеренный выход за пределы которых в процессе эксплуатации ВС недопустим.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Информация для экипажа

Перечень условных обозначений

Содержание

Страница

Перечень условных обозначений..... 1
Описание..... 1
1 Перечень условных обозначений 1
1.1 РЛЭ Книга 1 "Выполнение полета" (FCOM 1-01)..... 1

Перечень таблиц

Страница

1 Перечень условных обозначений..... 1

Описание

1 Перечень условных обозначений

Перечень условных обозначений содержит информацию необходимую для использования в РЛЭ Книга 1 "Выполнение полета"

1.1 РЛЭ Книга 1 "Выполнение полета" (FCOM 1-01)

Перечень условных обозначений приведен в таблице 1 (Таблица 1)

Таблица 1 Перечень условных обозначений

Условные обозначения	Единицы измерения		Полное название
	Россия	Англо-американские	
D	м/m (метр)	ft (фут)	Дистанция взлета и посадки
d	мм/mm (миллиметр)	in (дюйм)	Диаметр
L	км (километр)	NM (морская миля)	Дальность полета
G	кг/kg (килограмм)	lb (фунт)	Вес
$m_{тек}$	кг/kg (килограмм)	lb (фунт)	Текущая масса самолета
Xт %САХ (% MAC)	% САХ	% MAC	Положение центра тяжести
Gпуст снаряж	кг/kg (килограмм)	lb (фунт)	Вес пустого снаряженного самолета
Gmax взл	кг/kg (килограмм)	lb (фунт)	Максимальный взлетный вес самолета
Gmax рулеж	кг/kg (килограмм)	lb (фунт)	Максимальный рулежный вес самолета
Gmax посад	кг/kg (килограмм)	lb (фунт)	Максимальный посадочный вес самолета
Gбез т	кг/kg (килограмм)	lb (фунт)	Вес самолета без топлива

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень условных обозначений

Условные обозначения	Единицы измерения		Полное название
	Россия	Англо-американские	
Gmax т	кг/kg (килограмм)	lb (фунт)	Максимальный вес топлива
Наэр (Apt. Elev)	м/m (метр)	ft (фут)	Высота превышения аэродрома
Нвпп (Rwy. Elev)	м/m (метр)	ft (фут)	Высота превышения порога ВПП
Нэш (FL)	м/m (метр)	ft (фут)	Эшелон полета
Нперех (TA)	м/m (метр)	ft (фут)	Высота перехода
Нэш перех (TL)	м/m (метр)	ft (фут)	Эшелон перехода
Нбар (PA)	м/m (метр)	ft (фут)	Барометрическая высота
Нист(TA)	м/m (метр)	ft (фут)	Истинная высота
Нпревыш (Elevation)	м/m (метр)	ft (фут)	Высота превышения
Vпр (V_{IAS})	км/ч	kt (узел)	Приборная воздушная скорость
Vист (V_{TAS})	км/ч	kt (узел)	Истинная воздушная скорость
W (GS)	км/ч	kt (узел)	Путевая скорость
Vмо (Ммо)	км/ч (-)	kt (узел) (-)	Максимальная скорость (Число М) при эксплуатации самолета
V_A	км/ч	kt (узел)	Маневренная скорость
V_{RA}	км/ч	kt (узел)	Рекомендуемая скорость для пролета зоны турбулентности
$V_{кр}$ (V_C)	км/ч	kt (узел)	Крейсерская скорость
$V_{пред}$ (V_D)	км/ч	kt (узел)	Предельная скорость
V_S	км/ч	kt (узел)	Скорость сваливания
V_{S1}	км/ч	kt (узел)	Скорость сваливания или минимальная скорость полета, полученная в конкретной конфигурации
V_{S0}	км/ч	kt (узел)	Скорость сваливания или минимальная скорость в посадочной конфигурации
V_1	км/ч	kt (узел)	Скорость принятия решения
Vотк. дв (V_{EF})	км/ч	kt (узел)	Скорость отказа критического двигателя на взлете

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень условных обозначений

Условные обозначения	Единицы измерения		Полное название
	Россия	Англо-американские	
Vmin эр (V_{MCG})	км/ч	kt (узел)	Минимальная эволютивная скорость разбега
Vmin эод (V_{MC})	км/ч	kt (узел)	Минимальная эволютивная скорость с отказавшим критическим двигателем
Vmin эзп (V_{MCL})	км/ч	kt (узел)	Минимальная эволютивная скорость при заходе на посадку и посадке
Vп. ст (V_R)	км/ч	kt (узел)	Скорость подъема передней стойки шасси
$V_{2\ min}$($V_{2\ MIN}$)	км/ч	kt (узел)	Минимальная безопасная скорость взлета
V_2	км/ч	kt (узел)	Безопасная скорость взлета
Vmin отр (V_{MU})	км/ч	kt (узел)	Минимальная скорость отрыва на взлете
Vотр (V_{LOF})	км/ч	kt (узел)	Скорость отрыва на взлете
V_{FE}	км/ч	kt (узел)	Максимальная допустимая скорость полета с выпущенной механизацией
V_{FTO}	км/ч	kt (узел)	Скорость на конечном этапе взлета
Vзп (V_{REF})	км/ч	kt (узел)	Рекомендуемая скорость захода на посадку со всеми работающими двигателями
Vмах вш (V_{LE})	км/ч	kt (узел)	Максимальная скорость полета с выпущенным шасси
Vмах в.у.ш (V_{LO})	км/ч	kt (узел)	Максимальная скорость выпуска и уборки шасси
Vmin	км/ч	kt (узел)	Скорость минимальная
Vнаивыг (V_{DOT})	км/ч	kt (узел)	Скорость наивыгоднейшая
Vторм. устр (V_{MBE})	км/ч	kt (узел)	Максимальная скорость для тормозных устройств
V_{DF} (M_{DF})	км/ч	kt (узел)	Скорость, продемонстрированная в испытаниях

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень условных обозначений

Условные обозначения	Единицы измерения		Полное название
	Россия	Англо-американские	
Vy	м/с	ft/min	Вертикальная скорость
n_y	-	-	Вертикаль-ная перегрузка
n_x	-	-	Продольная перегрузка
n_z	-	-	Боковая перегрузка
α (Alpha)	° (градус)	° (градус)	Угол атаки
β (Beta)	° (градус)	° (градус)	Угол скольжения
γ(Gamma)	° (градус)	° (градус)	Угол крена
ϑ (Theta)	° (градус)	° (градус)	Угол тангажа
$φ_{ст}$	° (градус)	° (градус)	Угол отклонения стабилизатора
МК ($Ψ_{мк}$)	° (градус)	° (градус)	Магнитный курс (heading)
ИК ($Ψ_{ик}$)	° (градус)	° (градус)	Истинный курс (true)
δпр	° (градус)	° (градус)	Угол отклоне-ния предкрылков
δз	° (градус)	° (градус)	Угол отклоне-ния закрылков
δинт	° (градус)	° (градус)	Угол отклонения интерцепторов
δвт	° (градус)	° (градус)	Угол отклонения воз-душных тормозов
δрв	° (градус)	° (градус)	Угол отклоне-ния руля высоты
δэ	° (градус)	° (градус)	Угол отклоне-ния элеронов
δрн	° (градус)	° (градус)	Угол отклонения руля направления
δвт	° (градус)	° (градус)	Угол отклонения воз-душного тормоза
δинт 1	° (градус)	° (градус)	Угол отклонения 1-й секции интерцепторов
δинт 2	° (градус)	° (градус)	Угол отклонения 2-й секции интерцепторов
δинт 3	° (градус)	° (градус)	Угол отклонения 3-й секции интерцепторов
δинт 4	° (градус)	° (градус)	Угол отклонения 4-й секции интерцепторов
Xy	° (градус)	° (градус)	Отклонение БРУ по тангажу

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень условных обозначений

Условные обозначения	Единицы измерения		Полное название
	Россия	Англо-американские	
Хэл	° (градус)	° (градус)	Отклонение БРУ по крену
Хп	мм/mm (миллиметр)	in (дюйм)	Перемещение педалей
ω_x	°/с	°/s	Угловая скорость крена
ω_y	°/с	°/s	Угловая скорость рыскания
ω_z	°/с	°/s	Угловая скорость тангажа
a_x	м/с^2	m/s^2	Линейное ускорение по крену
a_y	м/с^2	m/s^2	Линейное ускорение по рысканью
a_z	м/с^2	m/s^2	Линейное ускорение по тангажу

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Информация для экипажа

Введение

Содержание

Страница

Введение ... 1
Ссылки ... 2
Описание ... 2
1 Общие сведения ... 2
1.1 Книга 1 (FCOM 1-01 Выполнение полета)(FCOM 1-02 Сборник оперативной информации) ... 3
1.2 Книга 2 (FCOM 2-01)(FCOM 2-02) ... 3
2 Система кодирования информации в РЛЭ ... 3
2.1 Система нумерации SNS ... 3
2.2 Код МД (DMC) ... 5
2.2.1 Идентификационный код модели ... 7
2.2.2 Отличительный код системы ... 7
2.2.3 Код SNS ... 8
2.2.4 Информационный код ... 8
2.2.5 Вариант информационного кода ... 9
2.2.6 Код расположения ... 9
2.3 Код публикации (PMC) ... 9
3 Общая структура РЛЭ и инструкция по его применению ... 10
3.1 Состав РЛЭ ... 10
3.2 Состав раздела РЛЭ ... 13
3.3 Служебные МД ... 13
3.3.1 Титульный лист ... 13
3.3.2 Лист регистрации изменений/временных изменений ... 14
3.3.3 Перечень действующих публикаций ... 14
3.3.4 Перечень действующих модулей данных ... 14
3.3.5 Сведения об изменениях ... 15
3.3.6 Содержание ... 15
3.4 Описательный МД ... 15
3.5 Процедурный МД ... 18
3.5.1 Нормальные эксплуатационные процедуры ... 18
3.5.2 Особые процедуры ... 18
3.5.3 Аварийные процедуры ... 18
3.6 Выделение указаний в тексте ... 19
3.6.1 «Предупреждение» («Warning») ... 19
3.6.2 «Внимание» («Caution») ... 19
3.6.3 «Примечание» («Note») ... 19
3.7 Применимость ... 19
4 Внесение изменений ... 20
5 Единицы измерения ... 20

Перечень таблиц

Страница

1 Ссылки ... 2
2 Системы (разделы) самолета МС-21 ... 3
3 Системы для проведения испытаний ... 5

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4 Группы информационных кодов..... 8
5 Перечень информационных кодов, используемых в РЛЭ..... 9
6 Соотношения между основными единицами измерения..... 21

Перечень иллюстраций

Страница

1 Структура системы нумерации SNS..... 3
2 Код модуля данных (ДМС)..... 6
3 Код модуля данных (ДМС)-Информация для экипажа..... 7
4 Код публикации (РМС)..... 10
5 Структура РЛЭ (FCOM)..... 11
6 Оформление страницы МД..... 17

Ссылки

Таблица 1 Ссылки

Модуль данных/Техническая публикация	Название
FCOM 21300-A-15-00-00-01A-00SA-A	

Описание

1 Общие сведения

Руководство по летной эксплуатации (РЛЭ) входит в комплект эксплуатационной документации самолета типа МС-21 и предназначено для использования квалифицированным летным и инженерно-техническим персоналом при эксплуатации самолета на земле и в воздухе. РЛЭ имеет международное обозначение - FCOM (Flight Crew Operating Manual).

РЛЭ (FCOM) самолета является техническим документом, который входит в состав документации по летной эксплуатации и используется летным экипажем в процессе подготовки и выполнения полета. РЛЭ (FCOM) устанавливает и регламентирует применение правил летной эксплуатации самолета, определяет технику и методику выполнения полета с учетом конструктивных особенностей самолета в различных условиях пилотирования при выполнении нормальных эксплуатационных процедур и в аварийных и/или особых ситуациях, которые могут возникнуть на земле или в полете.

РЛЭ (FCOM) разработано в соответствии с рекомендациями авиационного справочника АС 1.1.S1000DR-2014 "Международная спецификация на технические публикации, выполняемые на основе общей базы данных" (ASD S1000D), с учетом требований российских нормативных документов. В соответствии с рекомендациями ASD S1000D информация в РЛЭ (FCOM) представлена в виде модулей данных (МД).

В зависимости от условий поставки, РЛЭ (FCOM) издается в виде странично-ориентированной публикации и/или интерактивного электронного документа (ИЭД). Странично-ориентированная публикация представляет собой документ, предназначенный для печати на бумажном носителе а также для записи и поставки на цифровых носителях. Публикация в формате ИЭД предназначена для использования в электронной системе отображения.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.1 Книга 1 (FCOM 1-01 Выполнение полета)(FCOM 1-02 Сборник оперативной информации)

Подготовка и выполнение полета (Книга содержит информацию об ограничениях, летных характеристиках, нормальных эксплуатационных процедурах, дополнительных процедурах, процедурах, связанных с выполнением полетов в особых условиях, расчете загрузки и центровке, заправке топливом, аварийных и особых процедурах (QRH) и бюллетени для летного экипажа)

1.2 Книга 2 (FCOM 2-01)(FCOM 2-02)

Техническое описание систем и оборудования. (Книга состоит из двух томов и организована в соответствии с требованиями AC 1.1.S1000DR-2014)

2 Система кодирования информации в РЛЭ

2.1 Система нумерации SNS

С целью однозначной идентификации различных типов общей информации о самолете, а также его функциональных системах и комплектующих изделиях (КИ), в соответствии с рекомендациями ASD S1000D используется система нумерации SNS (Standard Numbering System), структура которой приведена на рисунке 1 (Рис. 1)

Система нумерации SNS представляет собой четырехуровневую иерархическую структуру, каждый объект которой имеет шестизначный код - код SNS, и наименование - техническое имя. Данная структура определяет функциональное назначение информации о самолете, его систем и (КИ). Первая пара цифр кода SNS определяет функциональную систему самолета или раздел общей информации.

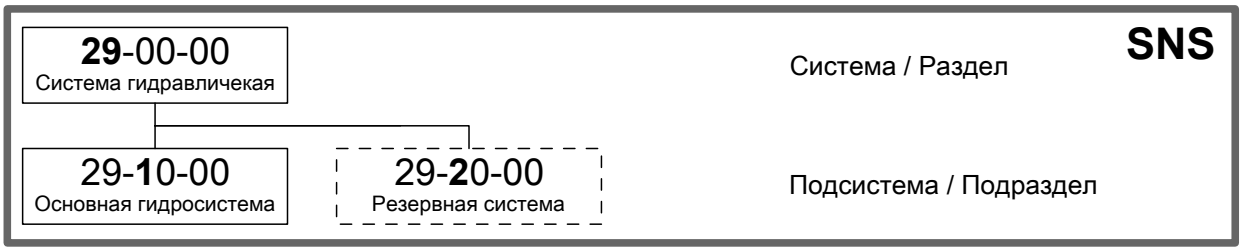


Рисунок 1 Структура системы нумерации SNS

Номера систем и разделов общей информации приведены в таблице 2 (Таблица 2)

Таблица 2 Системы (разделы) самолета МС-21

Наименование системы (раздела)	Номер системы (раздела)
Общие сведения	00
Ограничения летной годности	04
Система кондиционирования воздуха	21
Система автоматического управления	22
Оборудование радиосвязное	23
Система электроснабжения	24
Оборудование пассажирской кабины и кабины экипажа	25

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Системы (разделы) самолета МС-21

Наименование системы (раздела)	Номер системы (раздела)
Средства пожарной защиты	26
Комплексная система управления	27
Система топливная	28
Система гидравлическая	29
Система противообледенительная	30
Системы индикации и регистрации	31
Шасси	32
Оборудование светотехническое	33
Оборудование навигационное	34
Система кислородная	35
Система отбора воздуха	36
Водоснабжение и удаление отходов	38
Авионика интегрированная модульная	42
Системы салона пассажиров	44
Система бортовая технического обслуживания	45
Система комплексная интегрированная	46
Система нейтрального газа	47
Вспомогательная силовая установка	49
Отсеки грузовые и вспомогательные	50
Типовые методики - планер	51
Люки и двери	52
Фюзеляж	53
Мотогондолы и пилоны	54
Оперение	55
Остекление	56
Крыло	57
Типовые методики - двигатель	70
Силовая установка	71
Двигатель	72
Система топливная двигателя	73
Система зажигания двигателя	74
Система воздушная двигателя	75
Система управления двигателями	76
Система индикации и сигнализации параметров двигателей	77
Система выхлопная двигателя	78
Система масляная двигателя	79
Система запуска МСУ	80

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Системы (разделы) самолета МС-21

Наименование системы (раздела)	Номер системы (раздела)
Средства наблюдения	93

На самолетах МС-21 опытной серии дополнительно установлены системы, указанные в таблице 3 (Таблица 3)

*** Для S/N 1,3-4,6*

Таблица 3 Системы для проведения испытаний

Наименование системы (раздела)	Номер системы (раздела)
Система для обеспечения проведения сертификационных испытаний самолета	88
Система бортовых измерений	89

*** окончание применимости*

2.2 Код МД (DMC)

МД - наименьшая самостоятельная информационная единица, относящаяся к объекту, определенному кодом SNS (Пункт 2.2.3), и содержащая его описание, процессы эксплуатации, технического обслуживания и другую связанную информацию, тип которой определен информационным кодом (Пункт 2.2.4).

РЛЭ содержит следующие типы МД:

– служебные МД (Раздел 3.3)

– описательные МД (Раздел 3.4)

– процедурные МД (Раздел 3.5).

Каждый МД имеет свой код DMC (Data Module Code), являющийся уникальным идентификатором МД. Код DMC однозначно определяет применимость МД и тип содержащейся в нем информации. Структура DMC представлена на рисунке 2 (Рис. 2)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

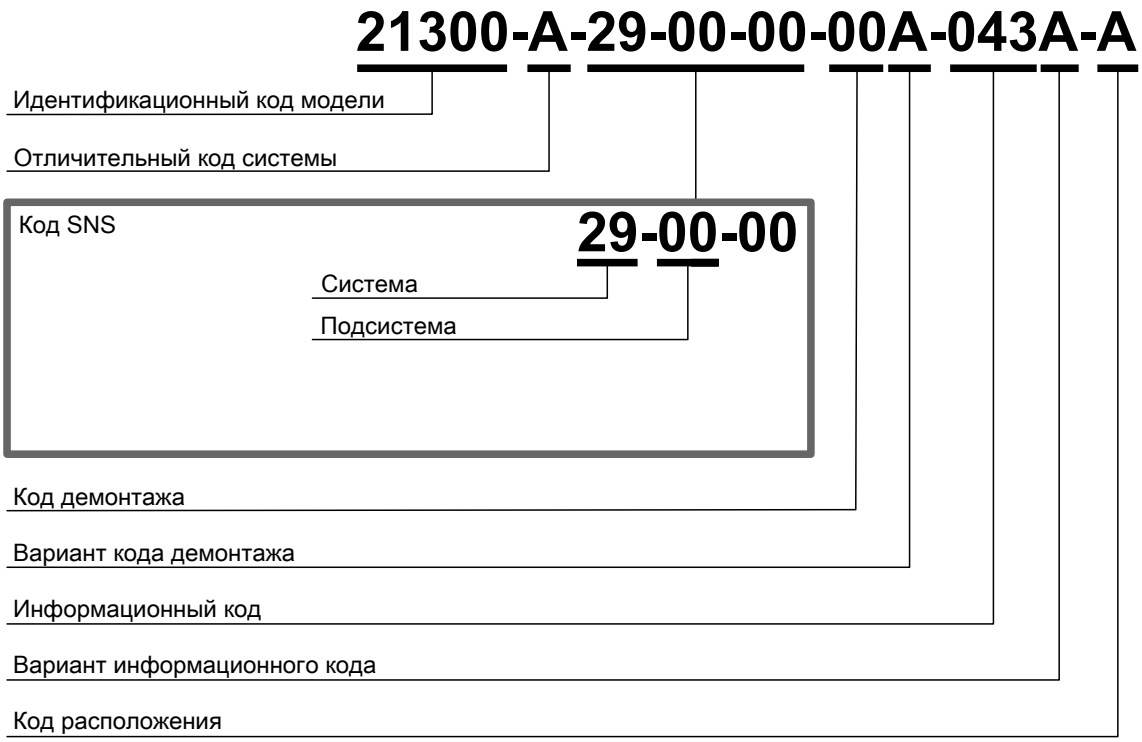


Рисунок 2 Код модуля данных (ДМС)

Особенности структуры кода модуля данных (ДМС), содержащего информацию для экипажа, показаны на рисунке 3 (Рис. 3)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

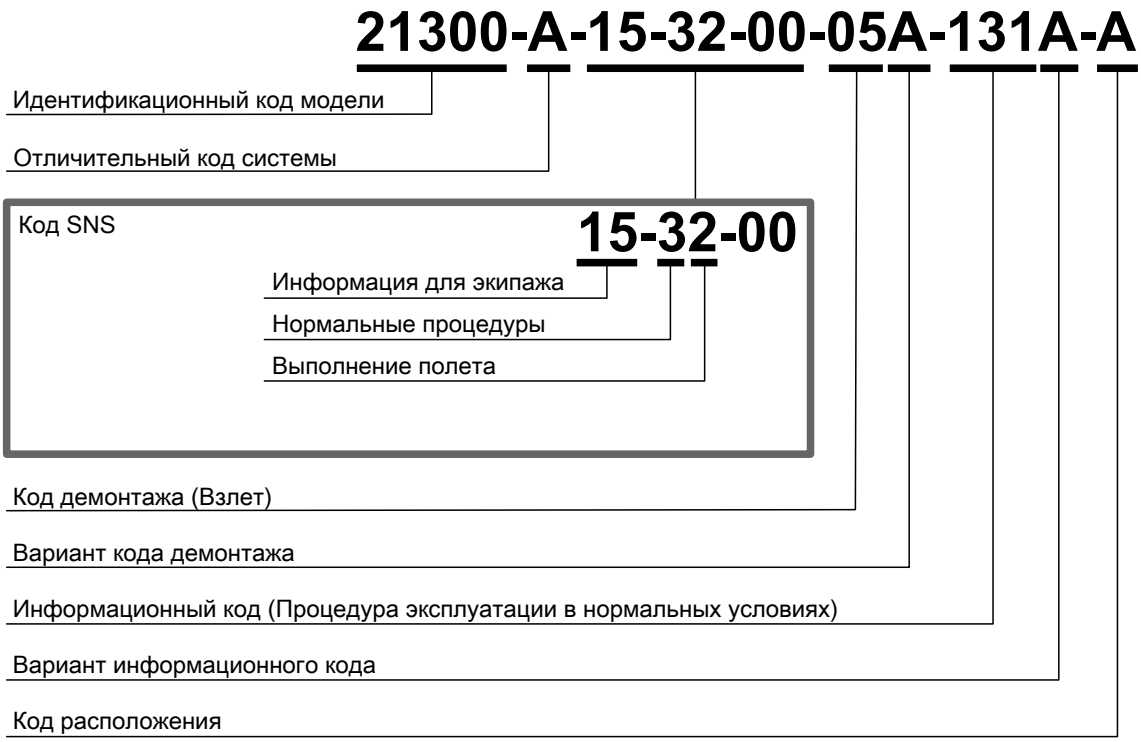


Рисунок 3 Код модуля данных (ДМС)-Информация для экипажа

2.2.1 Идентификационный код модели

Идентификационный код модели назначается конечному изделию его Разработчиком.

В РЛЭ используются следующие коды модели:

– **21300** - самолет типа МС-21 (модель МС-21-300)

– **PW1000G** - маршевая силовая установка (МСУ) семейства PW1000G. К данному семейству МСУ относится силовая установка PW-1400G.

Например:

– **21300**-**A**-29-00-00-00A-043A-A - "Система гидравлическая - Описание" (описательный МД гидравлической системы самолета МС-21)

2.2.2 Отличительный код системы

Отличительный код системы обозначает альтернативную версию объекта системы нумерации SNS (Пункт 2.2.3). Например:

– 21300-**A**-71-00-00-00A-043A-A - "Силовая установка - Описание и работа" (описательный МД силовой установки **PW-1400G**, установленной на самолете МС-21)

– 21300-**P**-71-00-00-00A-043A-A - "Силовая установка - Описание и работа" (описательный МД силовой установки **ПД-14**, установленной на самолете МС-21).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2.2.3 Код SNS

Код SNS однозначно определяет объект в системе нумерации SNS (Подраздел 2.1), к которому относится информация, приведенная в МД. Каждому объекту системы нумерации SNS соответствует определенное наименование - **техническое имя**. Например:

– 21300-A-**15-10-00**-00-A-028-A-A - **"Эксплуатационные ограничения - Классификация самолета"** - Информация для экипажа

– 21300-A-**15-33-00-05**-A-131-A-A-**"Заход на посадку и посадка-Посадка"** - Процедура эксплуатации в нормальных условиях"

2.2.4 Информационный код

Информационный код определяет тип информации, содержащейся в МД.Информационный код состоит из трех буквенно-цифровых символов, где первый символ определяет назначение и область применения соответствующей информации

Основные группы информационных кодов, которые используются в РЛЭ приведены в таблице 4 (Таблица 4)

Таблица 4 Группы информационных кодов

Группа	Назначение	Определение
0XX	Функция, данные для планирования и описание	В данной группе кодов приводится описательная информация, необходимая для персонала, обеспечивающего эксплуатацию и/или техническое обслуживание. Такой информацией является описание функций и принципа действия, данные об ограничениях и местонахождении (при необходимости) оборудования или компонентов. Также в данную группу входят коды служебной информации.
1XX	Эксплуатация	В данной группе кодов приводятся процедуры, необходимые для эксплуатации самолета, системы или КИ в целях поставленной задачи. Также данная группа включает информацию о расположении органов управления и индикации.

Каждому информационному коду соответствует **информационное имя**, конкретизирующее тип сведений, приведенных в МД, например:

– 21300-A-15-33-00-00-A-**131**-A-A - "Заход на посадку по ILS - **Процедура эксплуатации в нормальных условиях**"

– 21300-A-15-62-00-00-A-**028**-A-A - "Расчет полета - **Общие сведения**"

Перечень информационных кодов, используемых в РЛЭ, приведен в таблице 5 (Таблица 5)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 5 Перечень информационных кодов, используемых в РЛЭ

Информационный код	Информационное имя	Информационный код	Информационное имя
001	Титульный лист	014	Перечень действующих публикаций
003	Лист регистрации изменений	018	Введение
005	Перечень сокращений и аб- бревиатур	028	Общие сведения
006	Перечень терминов	030	Технические данные
007	Перечень условных обозначений	043	Информация для экипажа
009	Содержание	121	Предэксплуатационные процедуры
00S	Перечень действующих модулей данных	131	Процедуры эксплуатации в нормальных условиях
00U	Сведения об изменениях	141	Процедуры эксплуатации при аварийных условиях
012	Общие предупреждения и предостережения	151	Послеполетные процедуры

2.2.5 Вариант информационного кода

Вариант информационного кода используется в МД, относящихся к одному объекту системы нумерации SNS и содержащих однотипную информацию, отличающуюся содержанием этой информации (для описательных МД) или способом выполнения процедуры (для процедурных МД).

2.2.6 Код расположения

Код расположения определяет условия, в которых информация, приведенная в МД, применима к соответствующему объекту. В РЛЭ используются следующие варианты кода расположения изделия:

– A - информация относится к изделиям, установленным на самолете

– B - информация относится к изделиям, снятым с самолета.

2.3 Код публикации (PMC)

Разделы РЛЭ представлены в виде отдельной книги (публикации) или, в зависимости от объема информации (количества МД) входящей вкнигу, из нескольких томов (публикаций) имеющих свой код PMC (Publication Module Code). Структура кода публикации с определениями представлена на рисунке (Рис. 4). Перечень публикаций разделов, входящих в состав РЛЭ, приведен в перечне действующих публикаций (FCOM 21300-A-15-00-00-01A-00SA-A).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

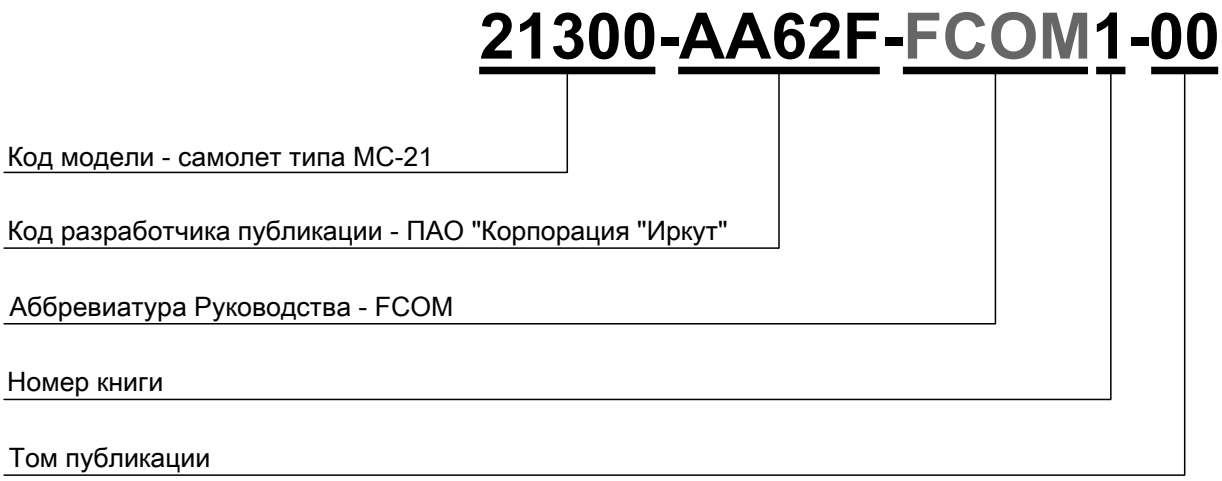


Рисунок 4 Код публикации (PMC)

3 Общая структура РЛЭ и инструкция по его применению

3.1 Состав РЛЭ

РЛЭ представлено в виде единого документа, состоящего из набора служебных МД и комплекта публикаций разделов, определенных перечнем действующих публикаций РЛЭ FCOM 21300-A-00-00-00-00A-014C-A.

Структура РЛЭ показана на рисунке 5 (Рис. 5)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

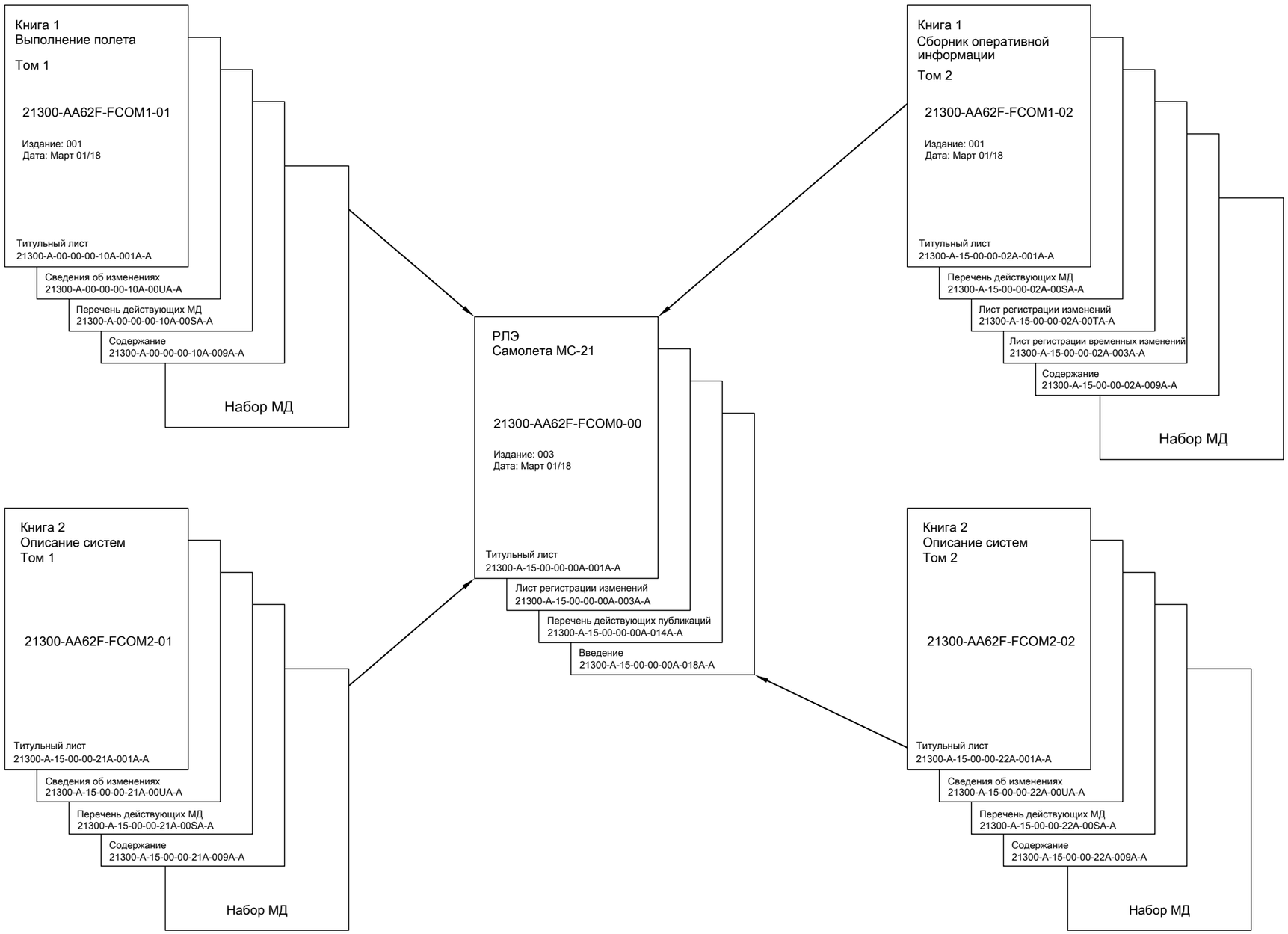


Рисунок 5 Структура РЛЭ (FCOM)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

© ПАО "Корпорация "Иркут"

3.2 Состав раздела РЛЭ

Каждый раздел РЛЭ, в зависимости от объема, представлен в виде одной или нескольких публикаций определенного набора служебных МД, а также набора описательных и процедурных МД, упорядоченных в соответствии с системой нумерации SNS.

В состав публикации раздела РЛЭ входят следующие служебные МД:

– титульный лист (Подраздел 3.3.1)

– сведения об изменениях (Подраздел 3.3.5) (данный МД не включается в первичное издание раздела РЛЭ)

– перечень действующих модулей данных (Подраздел 3.3.4)

– содержание (Подраздел 3.3.6).

3.3 Служебные МД

Служебные МД используются для публикации РЛЭ и его разделов и содержат информацию по идентификации, составу, статусу изменений, а также другую информацию, облегчающую пользование публикацией

В состав служебных МД РЛЭ входят:

– титульный лист (Подраздел 3.3.1)

– лист регистрации изменений (Подраздел 3.3.2)

– перечень действующих публикаций (Подраздел 3.3.3)

3.3.1 Титульный лист

МД титульного листа формируется автоматически системой публикации и имеет информационный код **001**.

В странично-ориентированном виде на титульном листе представлена следующая информация:

– логотип эксплуатирующей организации

– информация о категории секретности опубликованной информации (Несекретно)

– наименование модели самолета (Самолет МС-21300)

– код РМС

Примечание

Код РМС РЛЭ - 21300-AA62F-FCOM 1-00, код РМС книги 00 РЛЭ - 21300- AA62F-FCOM 1-00.

– номер издания

– логотип и наименования издающей организации (организации, ответственной за публикацию документа)

– логотип и информация об изготовителе (организации, ответственной за содержание документа)

– применимость

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– код DMC

– дата издания.

3.3.2 Лист регистрации изменений/временных изменений

МД листа регистрации изменений (ЛРИ)/временных изменений (ЛРВИ) имеет информационный код **003** и предназначен для последовательной регистрации изменений/временных изменений РЛЭ, начиная с первого (001) издания, и содержит следующую информацию:

– номер издания (изменения/временного изменения) РЛЭ, начиная с **001**

– дата издания (изменения/временного изменения) РЛЭ, начиная с даты первого издания.

Последняя запись в ЛРИ/ЛРВИ определяет действующее издание РЛЭ.

При необходимости быстрого внесения изменений выпускаются временные изменения. Они печатаются на листах бумаги желтого цвета.

Лист утверждения временных изменений (желтого цвета) помещается перед Листом регистрации временных изменений. Лист вносимых временных изменений (желтого цвета) помещается перед МД, в который вносятся временные изменения. Текст временного изменения всегда имеет приоритет над текстом основной страницы до тех пор, пока действие временного изменения не будет отменено, или не будет получено другое, временное изменение, или новое изменение.

После внесения временного изменения в РЛЭ должна быть сделана запись в Листе регистрации временных изменений.

3.3.3 Перечень действующих публикаций

МД перечня действующих публикаций формируется автоматически системой публикации и имеет информационный код **014**.

В странично-ориентированном виде перечень действующих публикаций представляет собой таблицу с перечнем публикаций (разделов), включенных в РЛЭ и содержит следующие сведения:

– наименование публикации (книга XX. Том XX)

– код PMC (21300-AA62F-FCOMXX-XX)

– номер издания публикации

– дату издания публикации.

3.3.4 Перечень действующих модулей данных

МД перечня действующих модулей данных (ПДМД) формируется автоматически системой публикации и имеет информационный код **00S**.

В странично-ориентированном виде ПДМД представляет собой таблицу с перечнем МД, включенных в публикацию и содержит следующие сведения о МД:

– наименование

– код DMC

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– идентификатор изменения (C - измененный, N - новый)

– дату издания

– количество страниц в МД

– применимость.

МД указаны в ПДМД в порядке их включения в публикацию.

3.3.5 Сведения об изменениях

МД сведений об изменениях формируется автоматически системой публикации и имеет информационный код **00U**. Данный МД не включается в первичное издание публикации.

Сведения об изменениях предназначены для идентификации изменений, произведенных в текущем издании публикации по отношению к предыдущему изданию.

МД сведений об изменениях состоит из двух частей:

– описание изменений

Примечание

В данной части в табличной форме представлен перечень новых, измененных и удаленных МД с указанием основания для соответствующего изменения

– инструкция

Примечание

Данная часть предназначена для актуализации бумажного комплекта РЛЭ и в табличной форме содержит перечень МД (с датой их издания) и идентификатором требуемого действия (I - вставить МД, R - удалить МД).

3.3.6 Содержание

МД содержания формируется автоматически системой публикации и имеет информационный код **009**.

В странично-ориентированном виде МД содержания представляет собой иерархически организованную таблицу со следующей информацией:

– номер SNS и наименование системы / подсистемы (под-подсистемы) / КИ

– наименование МД

– код МД

– дату издания МД

– применимость МД.

3.4 Описательный МД

Описательные МД содержат общие сведения о самолете, его эксплуатационных ограничениях, летных характеристиках, системах / подсистемах (под- подсистемах), позволяющих летному и инженерно-техническому составам изучить возможности самолета в различных условиях эксплуатации. Иллюстрации являются частью приведенной в описательном МД информации, которая помогает визуализировать текстовый материал.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Пример странично-ориентированной публикации описательного МД представлен на рисунке 6 (Рис. 6)

Каждый описательный МД содержит следующие элементы:

– содержание, с перечнем заголовков всех разделов МД

– перечень таблиц, используемых в МД

– перечень иллюстраций, используемых в МД

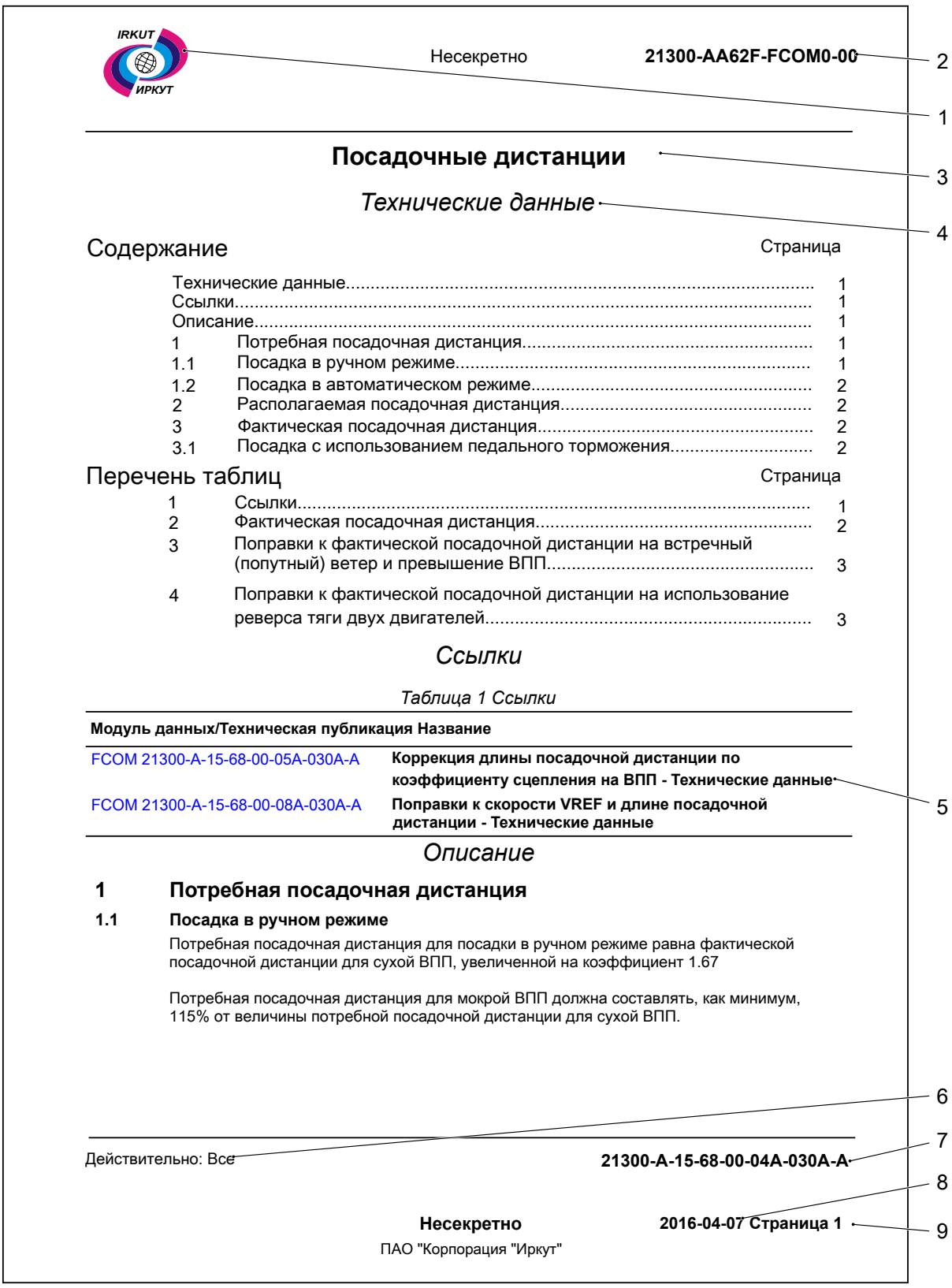
– перечень ссылок, с указанием кодов и наименований МД и/или публикаций в порядке их упоминания по тексту

– описание.

Состав элемента "Описание", определяется типом информации приведенной в МД (информационным кодом). Ниже рассмотрен состав элемента "Описания" для МД с информационным кодом **030 - Технические данные**.

Оформление страницы описательного МД показано на рисунке 6 (Рис. 6)

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Несекретно 21300-AA62F-FCOM0-00

2

1

Посадочные дистанции

3

Технические данные

4

Содержание Страница

Технические данные 1
Ссылки 1
Описание 1
1 Потребная посадочная дистанция 1
1.1 Посадка в ручном режиме 1
1.2 Посадка в автоматическом режиме 2
2 Располагаемая посадочная дистанция 2
3 Фактическая посадочная дистанция 2
3.1 Посадка с использованием педального торможения 2

Перечень таблиц Страница

1 Ссылки 1
2 Фактическая посадочная дистанция 2
3 Поправки к фактической посадочной дистанции на встречный (попутный) ветер и превышение ВПП 3
4 Поправки к фактической посадочной дистанции на использование реверса тяги двух двигателей 3

Ссылки

Таблица 1 Ссылки

Модуль данных/Техническая публикация	Название
FCOM 21300-A-15-68-00-05A-030A-A	**Коррекция длины посадочной дистанции по коэффициенту сцепления на ВПП - Технические данные**
FCOM 21300-A-15-68-00-08A-030A-A	**Поправки к скорости VREF и длине посадочной дистанции - Технические данные**

5

Описание

1 Потребная посадочная дистанция

1.1 Посадка в ручном режиме

Потребная посадочная дистанция для посадки в ручном режиме равна фактической посадочной дистанции для сухой ВПП, увеличенной на коэффициент 1.67

Потребная посадочная дистанция для мокрой ВПП должна составлять, как минимум, 115% от величины потребной посадочной дистанции для сухой ВПП.

6

Действительно: Все 21300-A-15-68-00-04A-030A-A

7

8

Несекретно 2016-04-07 Страница 1

9

ПАО "Корпорация "Иркут"

Рисунок 6 Оформление страницы МД

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 6:

1	Логотип	6	Применимость МД
2	Код публикации (PMC)	7	Код МД (DMC)
3	Техническое имя	8	Дата публикации МД
4	Информационное имя	9	Номер страницы в МД
5	Код и наименование ссылки		

3.5 Процедурный МД

Процедурные МД содержат пошаговые инструкции, которые определяют порядок действий экипажа на различных этапах подготовки и выполнения полета. В зависимости от условий выполнения полетного задания действия экипажа определяются содержанием разделов РЛЭ: "Нормальные эксплуатационные процедуры", "Особые процедуры", "Аварийные процедуры".

3.5.1 Нормальные эксплуатационные процедуры

К нормальным эксплуатационным процедурам относятся действия экипажа, необходимые для безопасной эксплуатации самолета, при условии, что все системы и оборудование самолета работают нормально, а также действия, связанные с типовыми, частыми на практике, отклонениями от стандартных режимов полета (например, отклонение от глиссады, предупреждение о близости земли, уход на второй круг при всех работающих двигателях, турбулентность воздуха).

Подраздел содержит, с учетом особенностей конкретной типовой конструкции самолета, основную информацию, необходимую для безопасной эксплуатации самолета в нормальных и отличных от нормальных условиях.

3.5.2 Особые процедуры

К особым процедурам относятся действия экипажа в случае возникновения отказа оборудования или систем либо повреждения конструкции самолета в полете. К особым должны быть отнесены процедуры, связанные с действиями в ситуациях, которые по результатам проведенного при разработке и сертификации анализа отказобезопасности оценены как сложные.

Указания, приведенные в данном подразделе, содержат точные действия экипажа, представленные в виде перечня последовательных операций, выполнение которых гарантирует безопасное завершение полета.

Подраздел содержит информацию по действиям экипажа при отказе критического двигателя на всех этапах полета.

3.5.3 Аварийные процедуры

Подраздел содержит указания относительно немедленных и точных действий экипажа, связанных с попаданием в ситуации, которые по результатам проведенного при разработке и сертификации анализа отказобезопасности оценены как аварийные и имеют вероятность выше, чем практически невероятные, а также – процедуры на случай любой из следующих особых ситуаций:

– отказ двигателя, сопровождаемый его серьезным повреждением или отделением

– отказ двух двигателей

– пожар на борту во время полета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– срабатывание системы контроля задымления

Примечание

По ситуациям, связанным с пожаром на борту во время полета и срабатыванием системы контроля задымления, должно быть записано: «После выполнения процедур, связанных с возникновением пожара или задымления, выполнить посадку на ближайшем подходящем аэродроме, если только по результатам визуального контроля не установлено, что пожар потушен.»

– аварийная разгерметизация

– аварийное снижение

– аварийная посадка на сушу

– аварийная посадка на воду

– аварийное покидание самолета.

Указания, приведенные в данном подразделе, помогают экипажу принять все возможные меры для предотвращения перехода аварийной ситуации в катастрофическую.

3.6 Выделение указаний в тексте

Для привлечения внимания экипажа и выделения в тексте отдельных указаний (инструкций) используются стандартные формы: «Предупреждение», «Внимание», «Примечание».

3.6.1 «Предупреждение» («Warning»)

Форма «Предупреждение» используется только для важнейших указаний в случаях, когда невыполнение определенных предписанных действий или неправильные действия могут привести к непосредственной угрозе безопасности – к опасным для здоровья и жизни людей на борту последствиям из-за отказов систем самолета и (или) иных опасных изменений условий выполнения полета.

3.6.2 «Внимание» («Caution»)

Форма «Внимание» используется в случаях, когда невыполнение определенных предписанных действий или неправильные действия могут привести к нежелательным последствиям для конструкции и оборудования, к возникновению отказов или повреждений либо к ухудшению рабочих параметров отдельных систем и оборудования.

3.6.3 «Примечание» («Note»)

Форма «Примечание» используется при изложении вспомогательных текстов, содержащих разъяснения предшествующего основного материала, дополнительную (второстепенную) информацию.

3.7 Применимость

Применимость информации, приведенной в МД, отображается следующими способами:

– общая применимость МД, указывается в левом нижнем углу странично-ориентированной публикации МД в поле **"Действительно"** ([6] Рис. 6).

Если информация, приведенная в МД, распространяется на все самолеты типа МС-21, то в данном поле указывается слово **«Все»**.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Если МД применим к конкретному ВС, или серии ВС, то в данном поле указывается "XXXX, YYYY" или "XXXX~YYYY", где XXXX и YYYY серийные номера самолетов.

– строчная применимость, указывается в виде выноски **" ** Для ... "** перед соответствующим текстом описания или шагом процедуры.

Применимость информации может указываться для:

- серийных номеров самолетов - **"Для S/N..."**
- типа силовой установки - **"Для PW1400G"**
- номера опционального оборудования - **"Для Opt. №..."**
- условия выполнения доработки **"До SB №...", "После SB №..."**.

4 Внесение изменений

С целью устранения выявленных в процессе эксплуатации ошибок, внесения изменений по предложениям эксплуатирующих организаций и внесения новой информации, на регулярной основе выпускаются изменения к РЛЭ. При очередной публикации РЛЭ с внесенными изменениями номер издания РЛЭ увеличивается на единицу.

В настоящем РЛЭ используются следующие типы измененной информации:

– новая. К исходной информации добавляются новые абзацы текста или иллюстрации с пометкой об изменении

– измененная. Изменяются исходные абзацы текста или иллюстрации с добавлением пометки об изменении

– аннулированная. Удаляется исходная информация, на ее месте остается пустая строка с пометкой об изменении.

Эксплуатирующая организация вносит изменения в РЛЭ на основании бюллетеней (или извещений – для опытных самолетов).

Изменение в РЛЭ на электронном носителе производится заменой электронного носителя.

Изменение в бумажный комплект РЛЭ вносится путем вставки, замены или удаления листов МД, указанных в бюллетене (извещении).

Так как изменение любого МД влечет за собой изменение МД служебной информации (Раздел 3.3) то при внесении изменений в РЛЭ необходимо заменить в книге (томе) измененные МД и МД служебной информации (все МД поставляются одновременно при рассылке).

Измененные места в тексте МД обозначаются черной вертикальной чертой (маркером) на левом поле страницы. При изменении в иллюстрации маркер ставится напротив названия иллюстрации. На всех страницах измененного МД указывается дата последнего изменения.

В МД отражаются только изменения, произведенные относительно предыдущего издания МД.

5 Единицы измерения

Соотношения между основными единицами измерения, которые применяются в РЛЭ приведены в таблице 6 (Таблица 6)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 6 Соотношения между основными единицами измерения

Наименование параметра	US & UK → METRIC	METRIC → US & UK
Длина (Расстояние)	1 дюйм (in) = 25,4 мм (mm) 1 фут (ft) = 0,3048 м (m) 1 ярд (yd) = 0,914 м (m) 1 миля морская (nautical mile, NM) = 1,852 км (km) 1 миля сухопутная (statute mile, SM) = 1, 609 км (km)	1 мм (mm) = 0,0394 дюйма (in) 1 м (m) = 3,281 фута (ft) 1 м (m) = 1,094 ярда (yd) 1 км (km) = 0,540 морской мили (NM) 1 км (km) = 0, 6214 сухопутной мили (SM)
Высота	1 фут (ft) = 0,3048 м (m)	1 м (m) = 3,281 фута (ft)
Скорость	1 фут/с (ft/s) = 0,3048 м/с (m/s) 1 узел (kt) = 0,5144 м/с (m/s) 1 узел (kt) = 1,852 км/ч (km/h)	1 м/с (m/s) = 196,85 фут/мин (ft/min) 1 м/с (m/s) = 1,9438 узла (kt) 1 км/ч (km/h) = 0,540 узла (kt)
Вес	1 унция (oz) = 28,35 грамм (g) 1 фунт (lb) = 0,4536 кг (kg) 1 фунт (lb) = 0,0004536 т(t)	1 грамм (g) = 0,353 унции (oz) 1 килограмм (kg) = 2,2046 фунта (lb) 1 тонна (t) = 2204,6 фунта (lb)
Сила	1 фунт (lbf) ≈ 0,4536 кгс (kg) 1 фунт (lbf) = 4,448 Ньютона (N)	1 кгс (kgf) ≈ 2,2046 фунта (lbf) 1 тонна (t) ≈ 2204,6 фунта (lbf) 1 Ньютон (N) = 0,2248 фунта (lbf)
Давление	1 фунт на дюйм в квадрате (P.S.I.) = 0,0689 бар (bar) 1 P.S.I. (lbf/in^2) = 68,92 милибар (mbar) 1 P.S.I. (lbf/in^2) ≈ 0,0703 кгс/см^2	1 бар (bar) = 14,505 фунта на дюйм в квадрате (P.S.I.) 1 милибар (mbar) = 0,0145 P.S.I. 1 кгс/см^2 (kgf/cm^2) ≈ 14,224 P.S.I.
Объем (Жидкости)	1 галлон США (US Gal) = 3,785 литра (l) 1 галлон США (US Gal) = 0,03785 м^3 (m^3) 1 галлон Соединенное Королевство (Imperial Gal) = 4,546 литра (l) 1 галлон Соединенное Королевство (Imperial Gal) = 0,04546 м^3 (m^3)	1 литр (l) = 0,2642 галлона США (US Gal) 1 м^3 (m^3) = 264,2 галлона США (US Gal) 1 литр (l) = 0,2199 галлона Соединенного Королевства (Imperial Gal) 1 м^3 (m^3) = 219,9 галлона Соединенного Королевства (Imperial Gal)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 6 Соотношения между основными единицами измерения

Наименование параметра	US & UK → METRIC	METRIC → US & UK
Температура	t (°F) = t (°C) x 1,8 + 32	t (°C) = 5/9 x {t (°F) - 32}

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Эксплуатационные ограничения

Общие сведения

Содержание

Страница

Общие сведения 1
Описание 1
1 Общий вид самолета 1
2 Основные геометрические данные 3

Перечень таблиц

Страница

1 Геометрические размеры самолета и элементов его конструкции 3

Перечень иллюстраций

Страница

1 Общий вид самолета МС-21-300 2

Описание

1 Общий вид самолета

Общий вид самолёта в трёх проекциях приведён на рисунке 1 (Рис. 1)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

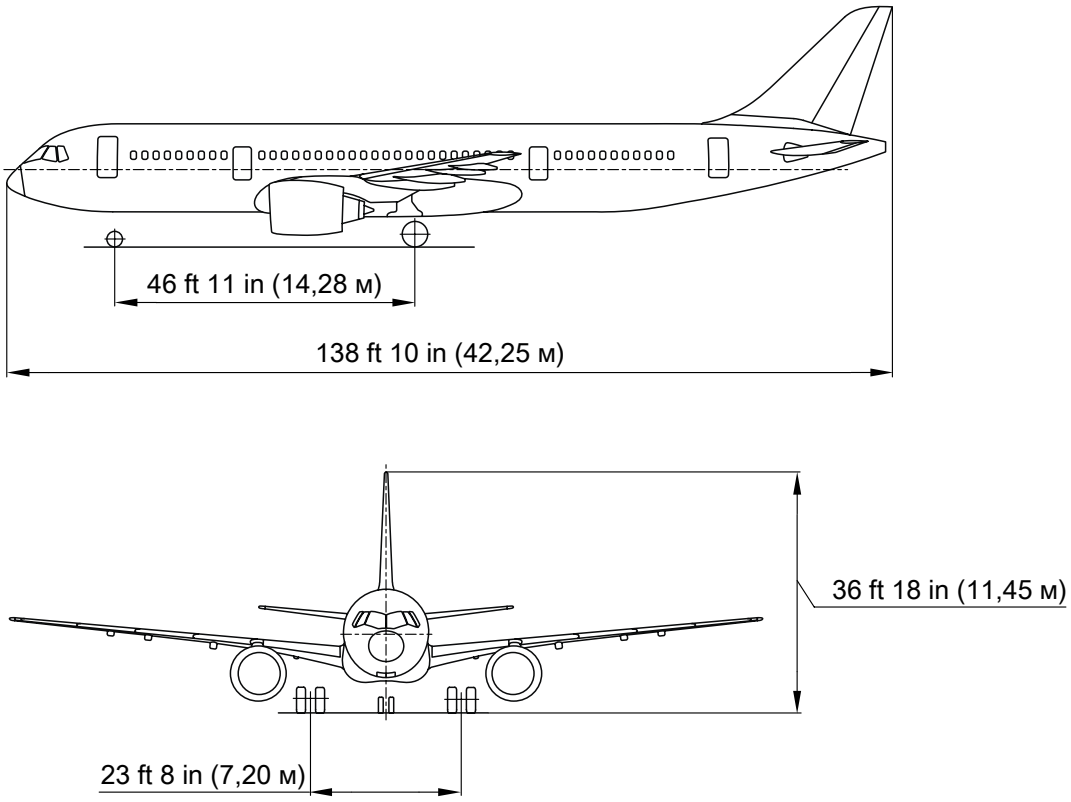


Рисунок 1 Общий вид самолета МС-21-300

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2 Основные геометрические данные

Основные размеры самолета и элементов его конструкции приведены в Таблице 1 (Таблица 1)

Таблица 1 Геометрические размеры самолета и элементов его конструкции

Наименование характеристики, ед. измерения	Значение, ед. измерения
Общие данные	
Высота самолета	36 ft 18 in (11,45 м)
Длина самолета	138 ft 10 in (42,25 м)
Стояночный угол (от СГФ), град	0
Крыло	
Размах крыла (расчетный)	115 ft 35 in (35,90 м)
Средняя аэродинамическая хорда	136,5 in (3,466 м)
Площадь крыла (по трапеции)	1216 ft^2 (113 $м^2$)
Удлинение	11,469
Сужение	3,536
Стреловидность по линии 1/4 хорд, град	26,6
Угол поперечного V (по линии 1/4 хорд), град	5,0
Угол установки крыла (от СГФ), град	3,157
Максимальные углы отклонения элеронов, град:	
Вверх	25
Вниз	25
Максимальный угол отклонения интерцепторов и воздушных тормозов, град	48
Максимальный угол отклонения предкрылков, град:	
Взлет (посадка)	24 (28)
Максимальный угол отклонения закрылков, град:	
Взлёт (посадка)	18 (36)
Горизонтальное оперение	
Размах	40 ft (12,13 м)
Площадь	305 ft^2 (28,366 $м^2$)
Удлинение	5,095
Сужение	3,187
Стреловидность по линии 1/4 хорд, град	31,24
Максимальные углы отклонения стабилизатора относительно СГФ, град:	
На пикирование	2
На кабрирование	-13
Максимальные углы отклонения руля высоты, град	

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Геометрические размеры самолета и элементов его конструкции

Наименование характеристики, ед. измерения	Значение, ед. измерения
Вверх	30
Вниз	25
Вертикальное оперение	
Площадь	242 ft^2 (22,51 $м^2$)
Удлинение	1,5
Сужение	3,402
Стреловидность по линии 1/4 хорд, град	41
Максимальные углы отклонения руля направления, град	± 34,5
Фюзеляж	
Длина	137 ft 7 in (41,95 м)
Ширина	13 ft 4 in (4,06 м)
Высота	13 ft 10 in (4,21 м)
Удлинение	10,12
Шасси	
Колея:	
По осям стоек основных опор шасси	23 ft 8 in (7,20 м)
По внешнему обводу колес основных шасси	28 ft (8,53 м)
База	46 ft 11 in (14,28 м)
Угол поворота передней опоры, град:	
Взлет/посадка	± 10
На рулении	± 65
Самоориентирование	± 80

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Классификация самолета

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа..... 1

1 Классификация самолета..... 1

Описание для экипажа

1 Классификация самолета

Двухдвигательный самолет МС-21-300 серии МС-21 предназначен для перевозки на ближних и средних авиалиниях пассажиров, багажа, животных в грузовых отсеках, почты и грузов.

Самолёт спроектирован, построен и предполагается к сертификации в категории транспортных пассажирских самолетов (пассажирских и грузовых) в соответствии с требованиями Авиационных правил АП-25, CS-25 и FAR-25.

Ближне-средне магистральный самолет МС-21-300 предназначен для эксплуатации на магистральных воздушных трассах малой и средней дальности, на внутренних и международных линиях с аэродромов, имеющих искусственное покрытие

Самолет представляет собой низкоплан нормальной аэродинамической схемы со стреловидным крылом и оперением и расположенными на крыле двумя ТРДД с высокой степенью двухконтурности.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Общие ограничения условий эксплуатации

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа ... 1
Ссылки ... 1
1 Условия эксплуатации и виды полетов ... 1
1.1 Условия эксплуатации ... 1
1.2 Минимум погоды самолета ... 2
2 Высоты полета и температура воздуха ... 2
3 Предельные значения скорости ветра ... 3
3.1 Предельные значения скорости ветра на взлете и посадке ... 3
3.2 Предельные значения скорости ветра у земли при запуске двигателей ... 3
3.3 Максимально допустимая скорость ветра при эксплуатации дверей ... 3
4 Класс и категории аэродромов ... 4
4.1 Ограничения по классификации аэродромов ... 4
4.2 Ограничения по состоянию ВПП ... 4
4.3 Ограничения по классификационному числу самолета (ACN) ... 5

Перечень таблиц

Страница

1 Ссылки ... 1
2 Минимум погоды самолета ... 2
3 Высота аэродрома и температура воздуха ... 3
4 Максимальная составляющая скорости ветра при взлете и посадке ... 3
5 Максимальная составляющая скорости ветра при запуске двигателей ... 3
6 Максимально допустимая скорость ветра при эксплуатации дверей ... 4
7 Классификационные числа (ACN) ... 5

Ссылки

Таблица 1 Ссылки

Модуль данных/Техническая публикация	Название
FCOM 21300-A-15-63-00-02A-030A-A	Таблицы максимально допустимых взлетных весов и характерных скоростей взлета - Технические данные

Описание для экипажа

1 Условия эксплуатации и виды полетов

1.1 Условия эксплуатации

ВНИМАНИЕ

© ПАО "Корпорация "Иркут"

При непреднамеренном попадании в условия полета с признаками обледенения принять меры к немедленному выходу из зоны обледенения

Самолет допущен для следующих условий эксплуатации, если на нем установлено требуемое оборудование и приборы:

- По правилам визуальных полетов и по приборам
- Днем и ночью в простых и сложных метеоусловиях
- Над равнинной, холмистой и горной местностью
- Над водными пространствами и безориентирной местностью
- По воздушным трассам (маршрутам), проходящим через районы с любыми физико-географическими условиями без ограничения по широтам, в обоих полушариях Земли
- В условиях обледенения

Примечание

На этапе летных испытаний допускаются полеты самолета МС-21-300:

- вне зоны обледенения
- при малой турбулентности в условиях слабой болтанки
- в темное время суток с метеоминимумом 100 м X 1000 м

1.2 Минимум погоды самолета

Согласно решению Главного конструктора № 1005 от 13.10.2017г. установлен минимум погоды самолета МС-21-300 (МС. 0001) № 73051 со следующими значениями (Таблица 2)

Таблица 2 Минимум погоды самолета

Наименование характеристики	Значение
Боковая составляющая ветра у земли под 90° к ВПП, kt (м/с)	не более 20 (10)
Встречная составляющая ветра, kt (м/с)	не более 30 (15)
Нижняя граница облаков, м	100
Полетная видимость, км	1

Примечание

Метеоусловия для каждого этапа летных испытаний могут определяться отдельно, по представлению методического совета

2 Высоты полета и температура воздуха

Максимальная высота полета:

- На этапе летных испытаний – 41000 ft (12500 м)
- В режиме прямого управления с выпущенной механизацией – 9840 ft (3000 м)

Расчетные значения абсолютной высоты аэродрома относительно среднего уровня моря (MSL) и температуры воздуха при которых разрешается эксплуатация самолета на земле приведены в таблице 3 (Таблица 3)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 3 Высота аэродрома и температура воздуха

Наименование характеристики	Значение
Высота аэродрома относительно уровня моря (MSL)	от -980 ft (-300 м) до 13320 ft (4060 м)
Температура наружного воздуха у земли (OAT)	от -55 °C до 55 °C

3 Предельные значения скорости ветра

3.1 Предельные значения скорости ветра на взлете и посадке

Значения максимальных составляющих скорости ветра у земли при которых допускается взлет и посадка приведены в таблице 4 (Таблица 4)

Таблица 4 Максимальная составляющая скорости ветра при взлете и посадке

Наименование характеристики	Скорость ветра
Встречная	30 kt (15 м/с)
Встречная (при автоматическом режиме за- хода на посадку в условиях второй категории ICAO)	зарезервировано
Попутная	7 kt (3,6 м/с)
Боковая под 90° к ВПП (сухая ВПП)	20 kt (10 м/с)
Боковая под 90° к ВПП (при наличии на ВПП слоя слякоти, мокрого снега, свежевыпавшего сухого снега)	зарезервировано
Боковая под 90° к ВПП (при автоматическом ре- жиме захода на посадку в условиях второй катего- рии ICAO)	зарезервировано

Примечание

На начальном этапе летных испытаний самолета № 0001 автоматические режимы отсутствуют.

3.2 Предельные значения скорости ветра у земли при запуске двигателей

Максимальные составляющие скорости ветра у земли при которой разрешается запуск двигателей приведены в таблице 5 (Таблица 5)

Таблица 5 Максимальная составляющая скорости ветра при запуске двигателей

Направление ветра	Скорость ветра
Боковой (под 90° к продольной оси самолета)	не более 35 kt (17 м/с)
Попутный	не более 10 kt (5 м/с)

3.3 Максимально допустимая скорость ветра при эксплуатации дверей

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Запрещается открывать пассажирские, служебные, грузовые и багажные двери со стороны работающего маршевого двигателя

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ВНИМАНИЕ

Запрещается открывать заднюю грузовую дверь на самолетах МС. 0001 и МС. 0003 при скорости ветра у земли более 15 kt (8 м/с)

Значение максимально допустимой скорости ветра при эксплуатации дверей и аварийно - спасательных трапов показано в таблице 6 (Таблица 6)

Таблица 6 Максимально допустимая скорость ветра при эксплуатации дверей

Наименование характеристики	Скорость ветра
Открытие и закрытие пассажирских, служебных, аварийных дверей, грузовых и багажных дверей БГО	39 kt (20 м/с)
Открытие аварийно - спасательного трапа	25 kt (13 м/с)

4 Класс и категории аэродромов

Эксплуатация самолета МС-21-300 во всем диапазоне взлетных и посадочных весов и центровок допускается на аэродромах:

- С искусственным покрытием
- С длиной ВПП, обеспечивающей потребные взлетные и посадочные дистанции для фактических взлетных и посадочных весов в конкретных аэродромных условиях (FCOM 21300-A-15-63-00-02A-030A-A)
- С максимально допустимым углом наклона глиссады – 4°
- С расчетной шириной РД не менее – 50 ft (15 м)

Примечание

Минимальная расчетная ширина ВПП для разворота на 180° – 112 ft (34 м).

4.1 Ограничения по классификации аэродромов

Допускается эксплуатация самолета МС-21-300 на аэродромах по классификации:

- ICAO не ниже..... кода 4 C
- FAA не ниже ..... категории C, группа III
- РФ не ниже ..... класса B

4.2 Ограничения по состоянию ВПП

Эксплуатация самолета МС-21-300 допускается на ВПП:

- с уклоном не более ± 2 %
- Со значением нормативного коэффициента сцепления не менее – 0,30

Примечание

- На начальном этапе летных испытаний полеты должны выполняться с очищенной и сухой ВПП со значением нормативного коэффициента сцепления не менее – 0,45

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– Допускается выполнение полетов самолетов МС-21-300 на аэродроме "Раменское" при коэффициенте сцепления поверхности ВПП не менее 0,3 и боковом ветре не более 7 kt (3,6 м/с)

4.3 Ограничения по классификационному числу самолета (ACN)

Числовые значения классификационного числа самолета для полетного веса 77300 кг в зависимости от характеристик покрытия ВПП, приведены в таблице 7 (Таблица 7)

Таблица 7 Классификационные числа (ACN)

Полетный вес	Нагрузка на одну опору	Давление в пневматиках	Жесткие основания (R), МН/м ^{3}				Не жесткие основания (F), CBR			
			Высокая прочность	Средняя прочность	Низкая прочность	Сверхнизкая прочность	Высокая прочность	Средняя прочность	Низкая прочность	Сверхнизкая прочность
кг	%,G	МПа	150	80	40	20	15	10	6	3
77300	46,57	1,17	44	47	50	52	41	42	48	53

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Общие конструктивные ограничения

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа 1
1 Общие конструктивные ограничения 1
1.1 Ограничения по весу и центровке 1
1.2 Ограничения по прочности пола 4
2 Ограничения по скорости и числу M полета 4
2.1 Максимальные эксплуатационные скорости и числа M полета 4
2.2 Минимальные скорости полета 6
3 Ограничения по максимально допустимому углу атаки 7
3.1 Ограничения по углу атаки срабатывания сигнализации о приближении сваливания (α_{SW}) 8
4 Допустимые перегрузки при маневрировании в полете 8

Перечень таблиц

Страница

1 Ограничения по весовым характеристикам 2
2 Сертифицируемые (расчетные) значения предельных центровок 2
3 Ограничения по нагрузке на пол 4
4 Максимальная индикаторная скорость V_{MO} и число M_{MO} 5
5 Максимально допустимые скорости полёта V_{FE} 5
6 Маневренная скорость V_A 6
7 Скорости срабатывания сигнализации о приближении сваливания Vsw, kt (км/ч) 7
8 Минимальные эволютивные скорости 7
9 Углы атаки и скорости срабатывания сигнализации α_{SW}, град (V_{SW}, kt) - без обледенения 8
10 Углы атаки α_{SW} при крейсерской конфигурации крыла - без обледенения 8
11 Максимальные и минимальные допустимые эксплуатационные перегрузки 8

Перечень иллюстраций

Страница

1 Сертифицируемый (расчетный) диапазон центровок 3
2 Зависимость VA от высоты полета 6

Описание для экипажа

1 Общие конструктивные ограничения

1.1 Ограничения по весу и центровке

Значения основных весовых характеристик приведены в таблице 1 (Таблица 1)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Ограничения по весовым характеристикам

Наименование характеристик, ед. измерения	Значения характеристик
Максимальный рулежный вес (MTW), кг	79450
Максимальный взлетный вес (MTOW), кг	68000
Расчетный посадочный вес, кг	65000
Минимальный полетный вес (Min FW), кг	зарезервированно
Максимальный вес самолета без топлива (MZFW), кг	66000
Максимальная коммерческая нагрузка, кг	зарезервированно

Примечание

Полеты с взлетным весом более 54000 кг выполнять с поэтапным расширением по указаниям Главного конструктора

Предельно допустимые центровки:

Значения основных ограничений по центровке приведены в таблице 2 (Таблица 2)

Таблица 2 Сертифицируемые (расчетные) значения предельных центровок

Наименование характеристик, ед. измерения	Значения характеристик
Передняя центровка, % САХ :	
взлет, крейсерский полет и посадка	17
Задняя центровка, % САХ :	
взлет и посадка	40
крейсерский полет	45

Сертифицируемый (расчетный) диапазон центровок самолета представлен на рисунке 1 (Рис. 1)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

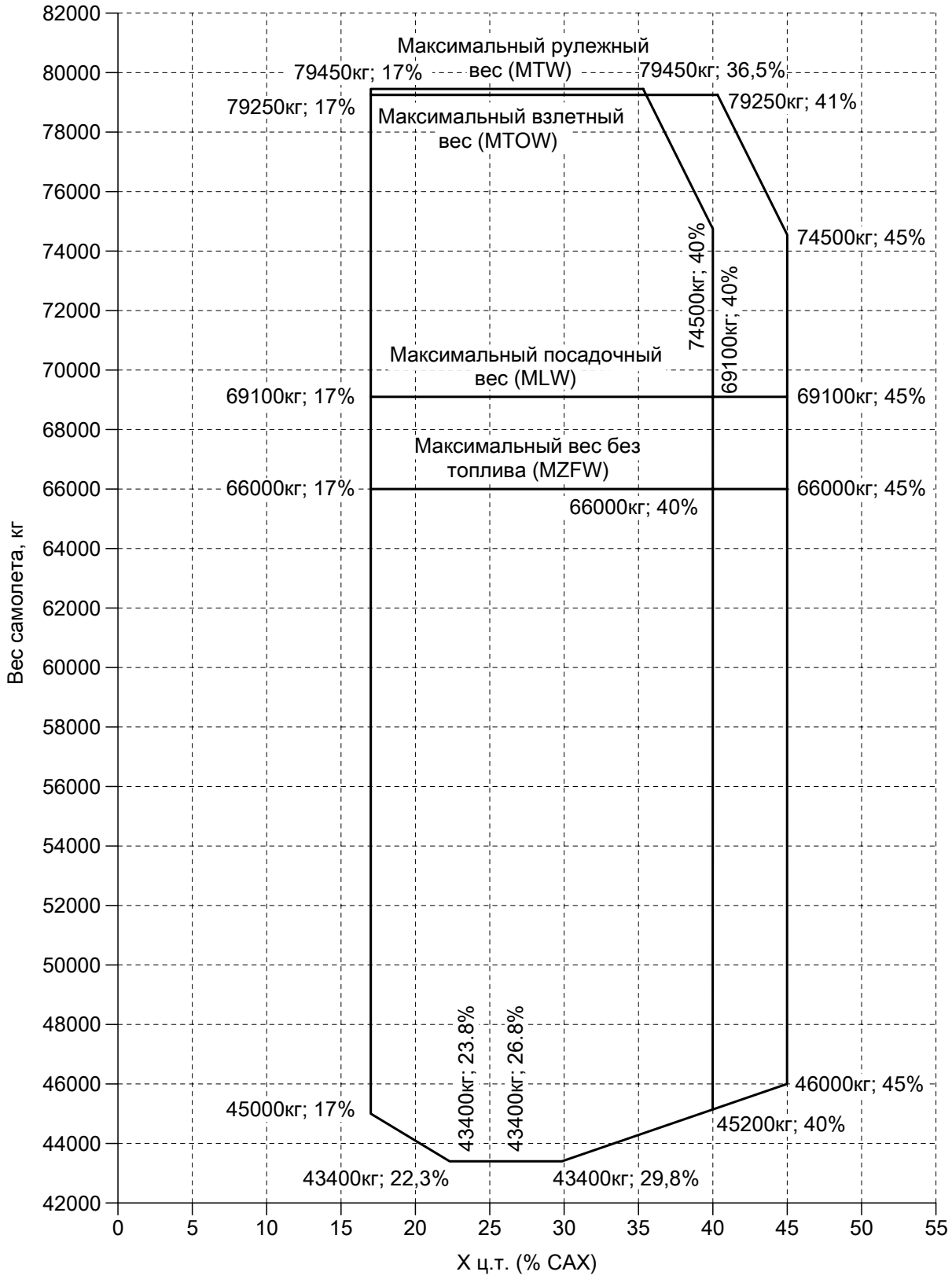


Рисунок 1 Сертифицируемый (расчетный) диапазон центровок

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Примечание

1 Согласно решению Главного конструктора № 979 от 05. 09. 2017 г. установлено ограничение диапазона центровок от 18 % САХ до 35 % САХ с последующим поэтапным расширением диапазона центровок после анализа устойчивости и управляемости по результатам предыдущих полетов

2 Значения весовых характеристик и центровок опубликованных в таблице 1 и таблице 2 (Таблица 1, Таблица 2) и на рисунке 1 (Рис. 1) относятся к самолетам МС-21-300 с двигателями Pratt & Whitney PW 1400G.

1.2 Ограничения по прочности пола

Ограничения по прочности пола в кабине экипажа, пассажирского салона и багажно - грузовых отсеках приведены в таблице 3 (Таблица 3)

Таблица 3 Ограничения по нагрузке на пол

Наименование характеристик, ед. измерения	Значения характеристик
Допустимая эксплуатационная нагрузка на пол (на земле):	
В пассажирской кабине, кгс/м^2	зарезервировано
В кабине экипажа, кгс/м^2	зарезервировано
В багажно-грузовых отсеках, кгс/м^2	488

2 Ограничения по скорости и числу М полета

Примечание

Все скорости, приведенные в РЛЭ, приборные (IAS), за исключением особо оговоренных случаев.

2.1 Максимальные эксплуатационные скорости и числа М полета

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Запрещается преднамеренное превышение максимальных эксплуатационных скоростей Vмо и чисел Ммо на любом этапе полета

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

При появлении признаков отказа демпфирования самолета и отображении на EWD аварийного сообщения FCS STBY DAMPER FAULT:

- **скорость Vмо не более 250 kt (463 км/ч)**
- **число M_{MO} не более 0.62**

Расчетные значения максимальной индикаторной скорости полета V_{MO} и числа M_{MO} приведены в таблице 4 (Таблица 4)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 4 Максимальная индикаторная скорость V_{MO} и число M_{MO}

Наименование характеристик,ед. измерения	Значения характеристик
Максимальная индикаторная скорость V_{MO}, kt (км/ч)	291 (540)
Максимальное эксплуатационное число M_{MO} при условии не превышения $V_{инд}$ = 540 км/ч	0.81

Максимально допустимая скорость полета с выпущенной механизацией крыла V_{FE} в зависимости от положения механизации крыла представлена в таблице 5 (Таблица 5)

Таблица 5 Максимально допустимые скорости полёта V_{FE}

Этап полёта	Положение ручки FLAPS	Индикация на EWD	Угол отклонения предкрылков/закрылков, град	Скорость V_{FE},kt (км/ч)
Ожидание	1	FLAPS 1	24/0	221 (410)
Взлет	1	FLAPS 1+F	24/10	216 (400)
Взлет	2	FLAPS 2	24/18	183 (340)
Посадка	3	FLAPS 3	28/27	167 (310)
Посадка	FULL	FLAPS FULL	28/36	162 (300)

Значения расчетных скоростей маневрирования V_A показаны на рисунке 2 (Рис. 2) и в таблице 6 (Таблица 6)

Примечание

В резервном режиме работы КСУ на скоростях, больших V_A, не допускается полное отклонение УБРУ по крену, а также выполнение маневров с достижением углов атаки близких к углам сваливания. Кроме того, при выполнении маневров не должны превышаться максимально допустимые перегрузки, указанные в таблице 11 (Таблица 11).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

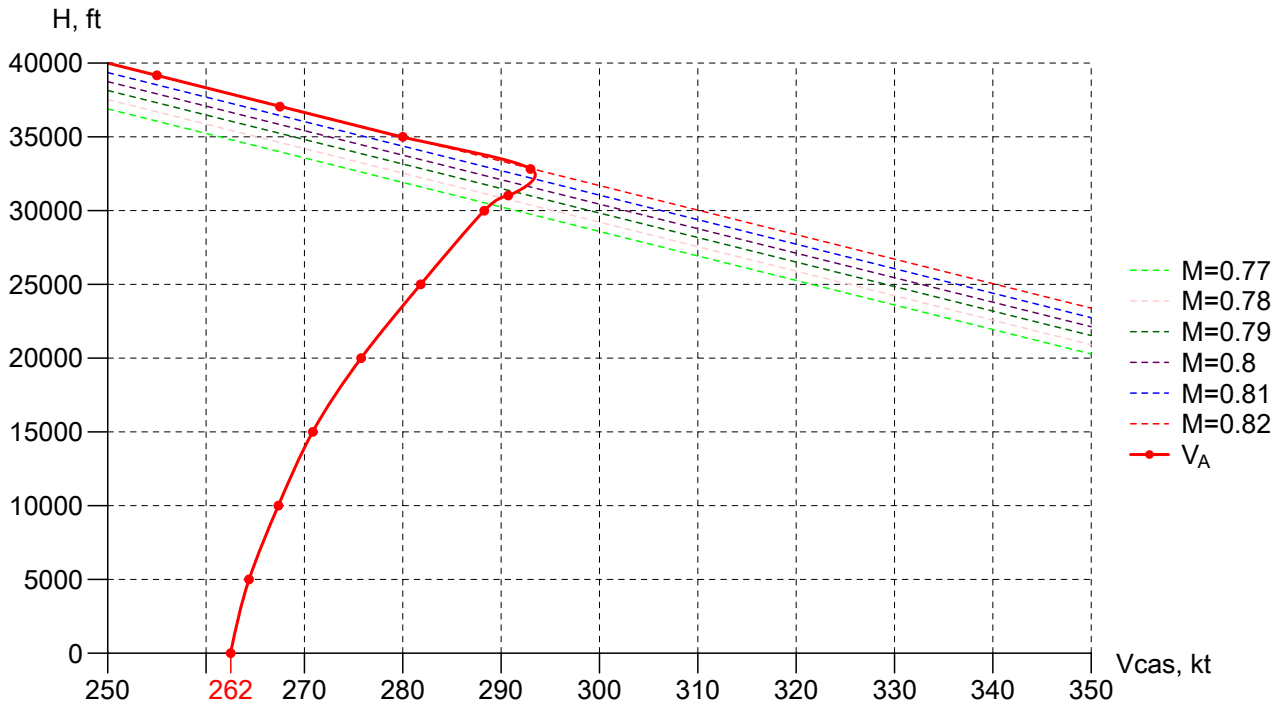


Рисунок 2 Зависимость V_A от высоты полета

Таблица 6 Маневренная скорость V_A

Высота, ft	Скорость V_A, kt (CAS)	Число M
0	262	0.397
5000	264	0.437
10000	268	0.484
15000	271	0.538
20000	275	0.601
25000	281	0.675
30000	289	0.764
31000	290	0.783
33000	291	0.820
35000	280	0.820
37000	267	0.820
39000	255	0.820
40000	249.5	0.820

2.2 Минимальные скорости полета

Скорости срабатывания сигнализации предупреждения о приближении сваливания в зависимости от веса самолета и положения механизации приведены в таблице 7 (Таблица 7)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 7 Скорости срабатывания сигнализации о приближении сваливания Vsw, kt (км/ч)

Вес, кг	Конфигурация крыла					
	0	1	1+F	2	3	FULL
45000	137 (254)	116 (215)	105 (195)	101 (188)	98 (182)	96 (178)
50000	145 (269)	123 (228)	111 (206)	107 (198)	104 (193)	101 (187)
55000	152 (282)	129 (239)	116 (215)	112 (208)	109 (202)	106 (197)
60000	159 (295)	134 (249)	121 (225)	117 (217)	114 (212)	111 (206)
65000	165 (306)	140 (260)	126 (234)	122 (226)	118 (219)	115 (213)
70000	171 (317)	145 (269)	131 (243)	126 (234)	123 (228)	120 (222)
75000	177 (328)	150 (278)	136 (252)	131(243)	127 (236)	124 (230)
79250	183 (339)	155 (287)	140 (260)	135 (250)	131 (243)	128 (237)

Минимальные эволютивные скорости в зависимости от фазы полета приведены в таблице 8 (Таблица 8)

Таблица 8 Минимальные эволютивные скорости

Наименование характеристик, ед. измерения	Конфигурация крыла	Значения характеристик	
		КСУ - резервный режим	КСУ - основной режим
Минимальная эволютивная скорость разбега, V_{MCG}, kt (км/ч)	FLAPS 1+F	118 (218)	108 (200)
Минимальная эволютивная скорость разбега, V_{MCG}, kt (км/ч)	FLAPS 2	108 (200)	108 (200)
Минимальная эволютивная скорость взлета, V_{MC}, kt (км/ч)	FLAPS 1+F	122 (225)	112 (207)
Минимальная эволютивная скорость взлета, V_{MC}, kt (км/ч)	FLAPS 2	113 (209)	112 (207)
Минимальная эволютивная скорость захода на посадку, V_{MCL}, kt (км/ч)	FLAPS 3, FLAPS FULL	111 (205)	111 (205)

3 Ограничения по максимально допустимому углу атаки

При работе КСУ в режиме управления "Основной" (FCS MAIN MODE) вычисляются и индицируются следующие предельные значения углов атаки:

- α_{LIMIT} — максимальный угол атаки, на котором самолет может выполнять установившийся полет при работающем ОПР-α и отключенной функции Alpha-Floor, когда боковая ручка управления (БРУ) летчика установлена полностью на кабрирование.
- $\alpha_{AP\ OFF}$ — угол атаки при котором происходит отключение автопилота.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

При работе КСУ в режиме управления "Резервный" (FCS RESERVE MODE) вычисляется и индицируется предельное значение угла атаки α_{SW} — соответствующее началу срабатывания сигнализации о приближении сваливания

3.1 Ограничения по углу атаки срабатывания сигнализации о приближении сваливания (α_{SW})

Примечание

Индикация зоны предупреждения о приближении к сваливанию (срабатывание сигнализации) по углу атаки (α_{SW}) возможна при работе КСУ в резервном режиме или при наличии признаков FCS PROT FAULT или FCS A/G PROT DEGRAD.

Зависимость угла атаки (α_{SW}) и скорости (V_{SW}) срабатывания сигнализации предупреждения о приближении сваливания от конфигурации крыла и веса самолета, при отсутствии обледенения, показана в таблице 9 (Таблица 9)

Таблица 9 Углы атаки и скорости срабатывания сигнализации α_{SW}, град (V_{SW}, kt) - без обледенения

Вес, кг	Конфигурация крыла					
	0	1	1 + F	2	3	FULL
45000	10,6 (137)	15,6 (116)	14,7 (106)	14,0 (102)	13,6 (98)	13,2 (96)
50000	10,6 (145)	15,6 (122)	14,7 (111)	14,0 (107)	13,6 (104)	13,2 (101)
55000	10,6 (152)	15,6 (128)	14,7 (117)	14,0 (112)	13,6 (109)	13,2 (106)
60000	10,6 (159)	15,6 (134)	14,7 (122)	14,0 (117)	13,6 (114)	13,2 (111)
65000	10,6 (165)	15,6 (140)	14,7 (127)	14,0 (122)	13,6 (118)	13,2 (115)
70000	10,6 (171)	15,6 (145)	14,7 (132)	14,0 (127)	13,6 (123)	13,2 (120)
75000	10,6 (177)	15,6 (150)	14,7 (136)	14,0 (131)	13,6 (127)	13,2 (124)
79250	10,6 (183)	15,6 (155)	14,7 (140)	14,0 (135)	13,6 (131)	13,2 (128)

Зависимость угла атаки (α_{SW}) от числа М при крейсерской конфигурации крыла и отсутствии обледенения показана в таблице 10 (Таблица 10)

Таблица 10 Углы атаки α_{SW} при крейсерской конфигурации крыла - без обледенения

M	0.20	0.30	0.35	0.40	0.50	0.60	0.70	0.75	0.78	0.80	0.82
αSW, град	10,6	10,6	10,28	9,75	8,7	7,65	6,6	5,9	5,2	4,45	3,5

4 Допустимые перегрузки при маневрировании в полете

Максимальные и минимальные допустимые эксплуатационные перегрузки при маневре ограничиваются значениями, приведенными в таблице 11 (Таблица 11)

Таблица 11 Максимальные и минимальные допустимые эксплуатационные перегрузки

Наименованование характеристик	Значения характеристик
Механизация крыла убрана:	
$n^э$ У MAX ДОП	2.0
$n^э$ У MIN ДОП	0

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 11 Максимальные и минимальные допустимые эксплуатационные перегрузки

Наименованование характеристик	Значения характеристик
Механизация крыла выпущена:	
$n^{э}_{У\ MAX\ ДОП}$	1.6
$n^{э}_{У\ MIN\ ДОП}$	0.3

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Общее количество людей на борту

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа 1
1 Общее количество людей на борту 1
1.1 Состав летного экипажа 1
1.2 Минимальный состав летного экипажа 2
1.3 Максимальное количество людей на борту 2

Перечень иллюстраций

Страница

1 Расположение членов экипажа 2

Описание для экипажа

1 Общее количество людей на борту

1.1 Состав летного экипажа

На период летных испытаний в состав экипажа входят:

– командир ВС

– второй пилот

– ведущий инженер по летным испытаниям ВС - бортовой оператор - оператор № 1

– ведущий инженер по системам самолета (помощник ведущего инженера по летным испытаниям самолета) - оператор № 2

– штурман - испытатель (ведущий инженер по системам самолета, помощник ведущего инженера по летным испытаниям самолета) - оператор № 3

Примечание

Конкретный состав летного экипажа при выполнении испытательных полетов определяется программой летных испытаний

Расположение членов летного экипажа (командира ВС, второго пилота) и бортовых операторов во время взлета и посадки показано на рисунке 1 (Рис. 1)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

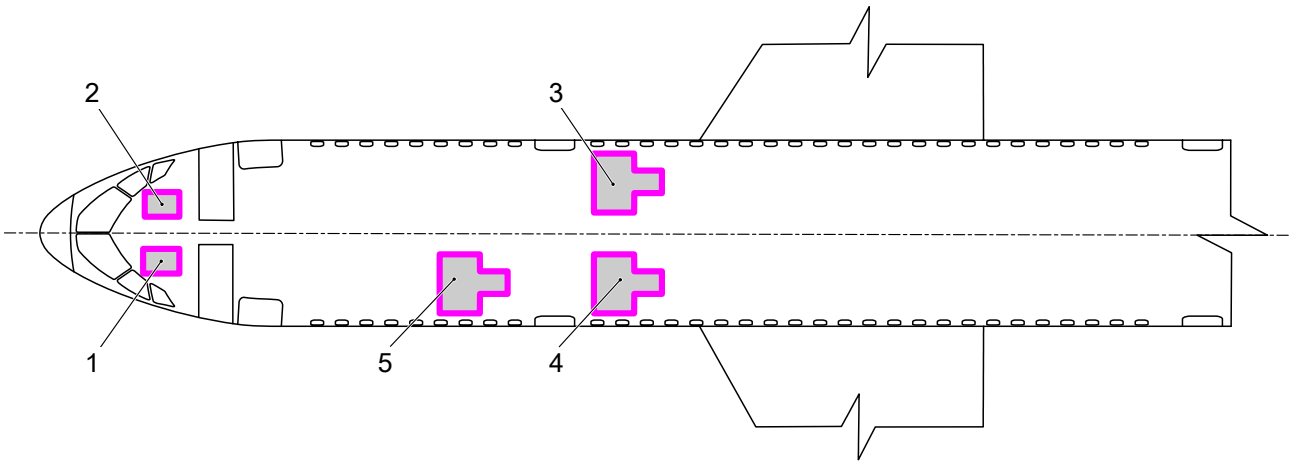


Рисунок 1 Расположение членов экипажа

Условные обозначения к Рис. 1:

1	Рабочее место КВС	**4**	Рабочее место оператора № 2
2	Рабочее место второго пилота	**5**	Рабочее место оператора № 3
3	Рабочее место оператора № 1		

1.2 Минимальный состав летного экипажа

Минимальный состав летного экипажа состоит из двух пилотов:

– командира воздушного судна (КВС)

– второго пилота (2П)

КВС занимает рабочее место левого пилота, 2П занимает рабочее место правого пилота.

1.3 Максимальное количество людей на борту

Испытательные полеты опытных самолетов МС-21-300 (МС.0001 и МС.0003) выполняются экипажем в составе до пяти человек.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Ограничения по эксплуатации систем

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа ... 1
Ссылки ... 2
1 Двигатель PW-1400G (1431G-JM) ... 2
1.1 Режимы работы двигателя ... 3
1.2 Система запуска двигателя PW-1400G (1431G-JM) ... 3
2 Вспомогательная силовая установка HGT 750[MC] (ВСУ) ... 4
2.1 Ограничения по температуре выходящих газов ВСУ ... 4
3 Шасси ... 5
4 Система управления ... 5
4.1 Эксплуатационные ограничения при проявлении отказов в работе КСУ ... 5
4.2 Эксплуатационные ограничения при использовании интерцепторов ... 6
5 Стеклоочистители ... 6
6 Топливная система ... 7
7 Инерциальная навигационная система (IRS) ... 7
7.1 Общая информация ... 7
7.2 Время стандартной настройки ... 8

Перечень таблиц

Страница

1 Ссылки ... 2
2 Эксплуатационные ограничения двигателя PW-1400G (1431G-JM) ... 2
3 Режимы работы двигателя ... 3
4 Ограничения в эксплуатации стартера ... 3
5 Эксплуатационные ограничения вспомогательной силовой установки HGT 750[MC] (ВСУ) ... 4
6 Ограничения по температуре выходящих газов ВСУ ... 5
7 Эксплуатационные ограничения по шасси ... 5
8 Ограничения параметров полета при проявлении отказов в работе КСУ ... 6
9 Максимальные скорости применения воздушных тормозов и полета с выпущенными интерцепторами ... 6
10 Ограничения по использованию стеклоочистителей ... 7
11 Разрешенные сорта топлива ... 7
12 Противоводокристаллизационные присадки для топлива ... 7
13 Антистатические присадки для топлива ... 7
14 Время стандартной настройки ... 8

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Ссылки

Таблица 1 Ссылки

Модуль данных/Техническая публикация	Название
FCOM 21300-A-15-10-00-01A-043A-A	Общие ограничения условий эксплуатации - Информация для экипажа

Описание для экипажа

1 Двигатель PW-1400G (1431G-JM)

Основные эксплуатационные ограничения двигателя PW-1400G (1431G-JM) (в соответствии с инструкцией по эксплуатации № 334 компании “Pratt & Whitney” от 18.07.2016 г.) приведены в таблице 2 (Таблица 2)

Таблица 2 Эксплуатационные ограничения двигателя PW-1400G (1431G-JM)

Наименование характеристик, ед. измерения	Значение характеристик
Взлетный режим:	
время непрерывной работы, мин	5
обороты N1,% (об/мин)	100 (10047)
обороты N2,% (об/мин)	100 (22300)
Температура газа между турбинами (ITT), °C :	
взлетный режим (5 минут)	1083
максимальный продолжительный режим	1043
запуск на земле	1083
запуск в полете	1083
Давление масла, фунт/дюйм^2 :	
минимальное значение	—
максимальное значение	259 (манометрическое)
Температура масла, °C :	
минимальное значение для запуска двигателя	-40
минимальное значение для взлета	51,7
максимальное устойчивое значение	—
максимальное кратковременное значение	—
Температура мотогондолы, °C :	
максимальное значение	199,5
Минимальная температура топлива для взлета, °C :	
генератор переменной частоты работает	-40
генератор переменной частоты отсоединен	-40

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.1 Режимы работы двигателя

ВНИМАНИЕ

Не используйте реверс тяги (выше малого газа) при скоростях менее 60 kt (112 км/ч)

Режимы работы двигателя, которые обозначены на лицевой панели Блока Рычагов Управления Двигателями (БРУД) приведены в таблице 3 (Таблица 3)

Таблица 3 Режимы работы двигателя

Режимы	Время, мин	ITT_{MAX} ,°C	$N1_{MAX}$,% (об/мин)	$N2_{MAX}$,% (об/мин)
MTO	5	1083	100 (10047)	100 (22300)
MCT	не ограничено	1043	100 (10047)	100 (22300)
MCL	не ограничено	-	-	-
IDLE	-	-	-	-
MIN REV	-	-	-	-
MAX REV	-	-	-	-

Примечание

- Необходимо производить прогрев двигателя в течение 5 минут перед взлетом на режимах, которые обычно используются на рулении
- Двигатель должен проработать на режиме малого газа в течение 3 минут после касания колесами шасси ВПП на посадке.

1.2 Система запуска двигателя PW-1400G (1431G-JM)

ВНИМАНИЕ

Максимальная высота запуска двигателя в полете – 30000 ft (9140 м)

Условия, которые необходимо соблюдать при эксплуатации стартера приведены в таблице 4 (Таблица 4)

Таблица 4 Ограничения в эксплуатации стартера

Наименование характеристик, ед. измерения	Значение характеристик
Максимальная частота оборотов повторного включения стартера N 2,%	20
Стандартная продолжительность - количество попыток включения	3
Интервал между попытками запуска, с, не менее	35
Рабочий цикл – максимальная продолжительность (непрерывный запуск рукояткой), (N 2 < 9912 об/мин), с/мин	900 /15
Период охлаждения после 3х попыток запуска, мин	15
Минимальное давление сжатого воздуха стартера, psig	30

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Примечание

Для улучшения характеристик устойчивости работы двигателя в процессе запуска при наличии попутного или бокового ветра близкого по величине к значениям установленных ограничений (FCOM 21300-A-15-10-00-01A-043A-A) самолет перед запуском необходимо устанавливать против ветра

2 Вспомогательная силовая установка HGT 750[MC] (ВСУ)

Основные эксплуатационные ограничения при использовании вспомогательной силовой установки HGT 750[MC] (ВСУ) приведены в таблице 5 (Таблица 5)

Таблица 5 Эксплуатационные ограничения вспомогательной силовой установки HGT 750[MC] (ВСУ)

Наименование характеристик, ед. измерения	Значение характеристик
При запуске:	
запуск в полете на высотах, ft (м), не выше	40000 (12195)
количество попыток запуска подряд, не более	3
Перерывы между запусками:	
на земле, не менее	1 мин
в полете, не менее	30 с
на земле от аккумуляторной батареи ВСУ — ТНВ, °С, не ниже	-50
на земле от трансформаторно-выпрямительного устройства — ТНВ,°С, не ниже	-55
По оборотам ВСУ(N_{APU}), %:	
"Белый диапазон" (эксплуатационный)	0 ... 100
"Янтарный диапазон" (неисправность)	100 ... 105
"Красный предел" (отказ)	105 ... 110
По отбору воздуха от ВСУ:	
Подача воздуха для запуска маршевого двигателя (MES) возможна до высоты, ft (м)	19690 (6000)
Подача воздуха для системы кондиционирования воздуха (СКВ) возможна до высоты, ft (м)	16500 (5029)
По нагрузке генератора ВСУ:	
до высоты 22970 ft (номинальное значение), kW	120
линейное уменьшение нагрузки с высоты 30000 ft до высоты 40000 ft (до номинального значения), kW	60

Примечание

Ограничения по нагрузке на генератор ВСУ, представленные в таблице 5 (Таблица 5), указаны при отсутствии отбора воздуха от ВСУ для систем самолета.

2.1 Ограничения по температуре выходящих газов ВСУ

Ограничения по температуре выходящих газов (ТВГ) ВСУ приведены в таблице 6 (Таблица 6)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 6 Ограничения по температуре выходящих газов ВСУ

Наименование характеристик	Ограничения по ТВГ при запуске,°C	Ограничения по ТВГ при установившейся работе,°C
«Белый диапазон» (эксплуатационный)	-55 ... 500	0 ... 500
"Янтарный диапазон" (неисправность)	500 ... 1000	500 ... 1000
«Красный предел» (отказ)	1000 ... 1200	1000 ... 1200

3 Шасси

Эксплуатационные ограничения по шасси приведены в таблице 7 (Таблица 7)

Таблица 7 Эксплуатационные ограничения по шасси

Наименование характеристик	Значение характеристик, kt (км/ч)
Максимальная индикаторная скорость полета в процессе Уборки и выпуска шасси	190 (350)
Максимальная индикаторная скорость полета с выпущенными шасси	216 (400)
Максимально допустимая путевая скорость на разбеге и пробеге	190 (350)
Скорость движения самолета при рулении:	
на прямых участках, не более	20 (37)
на разворотах, не более	5 (9)

4 Система управления

ВНИМАНИЕ

Отклонение педалей управления РН на величину более 1/2 $X_{п\ max}$ на скоростях полета $V_{cas} \geq 160$ kt (300 км/ч) не допускается при всех конфигурациях механизации крыла, кроме FLAPS 0. Для конфигурации механизации крыла FLAPS 0 ограничение на величину отклонения педалей в полете - отсутствует.

ВНИМАНИЕ

На этапах предпосадочного снижения и выравнивания с механизацией крыла в положениях 3 и FULL применение интерцепторов в режиме воздушных тормозов не допускается.

4.1 Эксплуатационные ограничения при проявлении отказов в работе КСУ

Ограничения параметров полета при проявлении отказов в работе КСУ показаны в таблице 8 (Таблица 8)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 8 Ограничения параметров полета при проявлении отказов в работе КСУ

Наименование характеристик,ед. измерения	Значение характеристик
Подрежим работы КСУ "Прямая связь" - **FCS STBY DAMPER FAULT**	
Максимальная эксплуатационная скорость Vмо, kt (км/ч)	250 (463)
Максимальное эксплуатационное число Ммо	0,62
Максимальная высота полета (механизация убрана) H, ft (м)	20660 (6300)
Максимальная высота полета (механизация выпущена) H, ft (м)	9840 (3000)

Примечание

На скоростях полета V_{cas} < 160 kt (300 км/ч) разрешается отклонение педалей управления РН на полный ход при всех конфигурациях механизации крыла

4.2 Эксплуатационные ограничения при использовании интерцепторов

ВНИМАНИЕ

Отклонение интерцепторов в режиме воздушных тормозов не должно быть более чем на 1/2 хода рукоятки МУВТ при полете с механизацией крыла в положениях 2, 3 и FULL с целью уменьшения влияния на продольную перебалансировку самолета.

Не используйте интерцепторы в режиме воздушных тормозов на режиме работы двигателей MCL и выше.

Максимальные скорости применения воздушных тормозов и полета с выпущенными интерцепторами приведены в таблице 9 (Таблица 9)

Таблица 9 Максимальные скорости применения воздушных тормозов и полета с выпущенными интерцепторами

Наименование характеристик	Значение характеристик, kt (км/ч)
Максимальная индикаторная скорость полета с выпущенными интерцепторами:	
угол отклонения – 48°	243 (450)
Максимальная индикаторная скорость применения воздушных тормозов	172 (320)

Примечание

В резервном режиме работы КСУ (FCS Reserve Mode), воздушные тормоза (ВТ) выпускаются на пробеге автоматически при условии:

- основные стойки шасси обжаты
- рукоятка МУВТ находится в положении FULL

5 Стеклоочистители

Максимальная скорость полета при работающих стеклоочистителях приведена в таблице 10 (Таблица 10)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 10 Ограничения по использованию стеклоочистителей

Наименование характеристики	Значение характеристики
Максимальная скорость полета при работающих стеклоочистителях	248 kt (459 км/ч)

6 Топливная система

Выработка топлива из баков осуществляется в автоматическом режиме без вмешательства экипажа в управление топливной системой. Дисбаланс топлива в полете не должен превышать 500 кг. В случае неравномерной выработки топлива или отказа одного из двигателей используется трубопровод кольцевания, который объединяет топливные баки расположенные в левом и правом полукрыльях.

Разрешенные для использования в летной эксплуатации сорта топлива показаны в таблице 11 (Таблица 11)

Таблица 11 Разрешенные сорта топлива

Сорт топлива	Стандарт/ТУ
ТС-1	ГОСТ 10227-86
РТ	ГОСТ 10227-86
JET A	DEF STAN 91-91
JET A-1	ГОСТ Р 52050-2003, DEF STAN 91-91

Информация о противоводокристаллизационных присадках, которые разрешены к использованию для применяемого топлива, приведена в таблице 12 (Таблица 12)

Таблица 12 Противоводокристаллизационные присадки для топлива

Сорт противообледенительной присадки	Стандарт/ТУ	Концентрация (объемная)
Присадки И-М	ОСТ 54-3-175-73-99	не более 0,3% от объема заправляемого топлива
Зарубежные присадки	по спецификации DERD-2451	

Информация о разрешенных к использованию антистатических присадок для топлива приведена в таблице 13 (Таблица 13)

Таблица 13 Антистатические присадки для топлива

Сорт антистатической присадки	Стандарт/ТУ	Концентрация (объемная)
Сигбол	ТУ 38. 101741-78	не более 0,0005% от объема заправляемого топлива
ASA-3	Shell	

7 Инерциальная навигационная система (IRS)

7.1 Общая информация

Время стационарной настройки изменяется в зависимости от широты. IRU сертифицирован для стационарной настройки на широтах до 78.25°. Заданные точности достигаются, когда настройки находятся в пределах между N78.25° и S78.25°.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

7.2 Время стандартной настройки

Когда опция дискретного выбора конфигурации для времени настройки отключена, время стационарной настройки IRU изменяется в зависимости от широты. Зависимость времени настройки IRU от широты показана в таблице 14 (Таблица 14)

Таблица 14 Время стандартной настройки

Время стандартной настройки, мин	Широта, град
5.0	На широте 00.00
10.0	На широте ±60.00
10.0	от ±60.00 до ±70.24
17.0	от ±70.24 до ±78.25

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Дополнительные ограничения

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа 1

1 Максимальная скорость полета с открытой форточкой 1

Перечень таблиц

Страница

1 Максимальная скорость полета с открытой форточкой 1

Описание для экипажа

1 Максимальная скорость полета с открытой форточкой

Значение максимальной скорости полета с открытой форточкой приведено в таблице 1 (Таблица 1)

Таблица 1 Максимальная скорость полета с открытой форточкой

Наименование характеристики	Значение
Максимальная скорость полета с открытой форточкой	162 kt

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Летные данные

Перечень сокращений и аббревиатур

Содержание

Страница

Перечень сокращений и аббревиатур..... 1
Описание..... 1
1 Основные сокращения и аббревиатуры..... 1
2 Дополнительные сокращения и аббревиатуры..... 2

Перечень таблиц

Страница

1 Сокращения и аббревиатуры..... 1

Описание

1 Основные сокращения и аббревиатуры

Основные сокращения и аббревиатуры, которые применяются в разделе “Летные данные” приведены в таблице № 1 (Таблица 1)

Таблица 1 Сокращения и аббревиатуры

Сокращения и аббревиатуры	Полное название
ВПП	Взлетно-посадочная полоса
ВСУ	Вспомогательная силовая установка
КСУ	Комплексная система управления
МД	Модуль данных
МСА	Международная стандартная атмосфера
ПОС	Противообледенительная система
РЛЭ	Руководство по летной эксплуатации
САХ	Средняя аэродинамическая хорда
СКВ	Система кондиционирования воздуха
AIP	Сборник аэронавигационной информации
CAS	Индикаторная земная скорость
FL	Эшелон полета
GS	Путевая скорость
IAS	Приборная скорость
KCAS	Индикаторная земная скорость, в узлах
MSL	Средний уровень моря
NM	Навигационная (морская) миля
PFD	Индикатор основной полетной информации
SM	Статутная (сухопутная) миля
QNH	Давление приведенное к среднему уровню моря

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Сокращения и аббревиатуры

Сокращения и аббревиатуры	Полное название
QRH	Сборник оперативной информации
TAS	Истинная скорость

2 Дополнительные сокращения и аббревиатуры

МУМК — Модуль управления механизацией крыла

FCS PROT FAULT — Отказ ограничения по углу атаки и скольжения, защиты по минимальной и максимальной скорости, защиты по перегрузке (предупреждающее сообщение)

MCT — режим максимальной тяги, который сертифицирован для применения без ограничения по времени

MCL — режим нормального набора высоты

MTO — максимальный взлетный режим работы двигателей

OAT — температура наружного воздуха

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Летные данные

Перечень терминов

Содержание

Страница

Перечень терминов..... 1
Ссылки..... 1
Описание..... 1
1 Перечень терминов..... 1
1.1 Траектории и дистанции..... 1
1.2 Запас топлива..... 2
1.3 Прочие термины..... 2

Перечень таблиц

Страница

1 Ссылки..... 1

Ссылки

Таблица 1 Ссылки

Модуль данных/Техническая публикация	Название
FCOM 21300-A-15-63-00-02A-030A-A	Таблицы максимально допустимых взлетных весов и характерных скоростей взлета - Технические данные

Описание

1 Перечень терминов

Перечень основных терминов и определений содержит информацию, которая связана с летными характеристиками и необходима для подготовки и выполнения полета

1.1 Траектории и дистанции

Концевая полоса торможения (stopway) — специально подготовленный прямоугольный участок в конце располагаемой дистанции разбега, предназначенный для остановки воздушного судна в случае прерванного взлета

Порог ВПП (TDZ) — начало участка ВПП, который может использоваться для посадки

Превышение (Elevation) — расстояние по вертикали от среднего уровня моря (MSL) до точки или уровня земной поверхности или связанного с ней объекта

Располагаемая дистанция разбега (TORA) — длина ВПП, которая объявляется пригодной для разбега самолета, выполняющего взлет

Располагаемая дистанция взлета (TODA) — сумма располагаемой дистанции разбега и длины свободной зоны, если она предусмотрена

Располагаемая дистанция прерванного взлета (ASDA) — сумма располагаемой дистанции разбега и длины концевой полосы торможения, если она предусмотрена

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Располагаемая посадочная дистанция (LDA) — длина ВПП, которая объявляется располагаемой и пригодной для посадки и пробега самолета после посадки. Представляет собой длину ВПП, которая может быть использована для выполнения посадки самолета при условии, что пересечение порога ВПП происходит на высоте 50 футов (15 м)

Свободная зона (clearway) — прямоугольный участок земной или водной поверхности, примыкающий к концу располагаемой дистанции разбега и пригодный для первоначального набора высоты самолетом до установленного значения 35 футов (10.7 м)

Скорректированная длина ВПП — условная величина, которая используется для определения максимально допустимого взлетного веса, характерных скоростей на взлете и рассчитывается путем сложения длины ВПП (TORA), поправок на ветер и уклон ВПП (FCOM 21300-A-15-63-00-02A-030A-A)

1.2 Запас топлива

Аэронавигационный запас топлива (АЗТ) — вес топлива, необходимого для ухода на второй круг, выполнения полета на запасной аэродром в прогнозируемых метеоусловиях на рекомендованной РЛЭ высоте со скоростью, соответствующей минимальному километровому расходу топлива, выполнения полета на режиме ожидания над запасным аэродромом в течение 30 мин., осуществления захода на посадку до высоты принятия решения

Компенсационный запас топлива (КЗТ) — вес топлива, необходимого для компенсации погрешностей, связанных с точностью самолетовождения и топливоизмерительных систем, с разбросом индивидуальных характеристик эксплуатируемых самолетов и двигателей, с возможными отклонениями метеорологических условий от прогнозируемых, а также дополнительное количество топлива, необходимое для компенсации методических погрешностей расчета потребного на полет запаса топлива. Вес устанавливаемого компенсационного запаса топлива должен быть не менее 5% от веса основного запаса топлива. При определении КЗТ необходимо учитывать увеличение расхода топлива при полете в условиях обледенения

Основной запас топлива (ОЗТ) — вес топлива, которое расходуется при запуске и прогреве двигателя, рулении, взлете, полете по маршруту, заходе на посадку и посадке и определяется при принятых прогнозируемых условиях (температура наружного воздуха и скорость ветра на маршруте), а также при выдерживании расчетных режимов и профиля полета

Потребный запас топлива — вес топлива, которое обеспечивает возможность продолжения полета и посадки либо на аэродроме вылета, либо на аэродроме назначения, либо на ближайшем запасном аэродроме в случае возникновения в любой точке маршрута отказов функциональных систем самолета, непосредственно приводящих к ухудшению характеристик расхода топлива или вынужденному изменению плана полета. Включает в себя основной и резервный запасы топлива

Резервный запас топлива (РЗТ) — сумма компенсационного и аэронавигационного запасов топлива

1.3 Прочие термины

Абсолютная высота — расстояние по вертикали от среднего уровня моря (MSL) до уровня, точки или объекта, принятого за точку

Высота барометрическая — высота, которая соответствует давлению наружного воздуха по международной стандартной атмосфере (МСА)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Воздушная дальность — расчетная величина дальности, которая учитывает влияние направления и скорости ветра на маршруте и определяет время и расход топлива на полет

Градиент набора высоты — отношение изменения высоты к изменению горизонтальной дистанции, выраженное в процентах

Конфигурация самолета — сочетание положений средств механизации крыла и шасси самолета, которые определяют его аэродинамические качества

Критический двигатель — двигатель, отказ которого вызывает наиболее неблагоприятные изменения в поведении и условиях пилотирования самолета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Летные данные

Перечень условных обозначений

Содержание

Страница

Перечень условных обозначений..... 1
Описание..... 1
1 Условные обозначения скоростей..... 1
2 Условные обозначения дополнительных параметров..... 2

Описание

1 Условные обозначения скоростей

V_{SR} — нормируемая скорость сваливания

$V_{SR\,1}$ — нормируемая скорость сваливания в рассматриваемой конфигурации

V_{SW} — скорость на которой срабатывает предупреждение о приближении сваливания

V_{SR0} — нормируемая скорость сваливания в посадочной конфигурации

V_1 — максимальная скорость при взлете, на которой пилот должен предпринять первое действие (например, применить тормоза, уменьшить тягу, отклонить тормозные щитки) для остановки самолета в пределах дистанции прерванного взлета. Скорость V_1 также является минимальной скоростью на взлете, на которой пилот может продолжить взлет после отказа критического двигателя на скорости V_{EF} и достичь требуемой высоты над поверхностью взлета в пределах потребной дистанции взлета

V_{EF} — скорость, на которой предполагается отказ критического двигателя на взлете

V_{MCG} — минимальная эволютивная скорость разбега, при которой в случае внезапного отказа критического двигателя пилот может сохранять управление самолетом с использованием только руля направления (без использования управления передним колесом шасси)

V_{MC} — минимальная эволютивная скорость взлета, при которой в случае внезапного отказа критического двигателя возможно сохранение управления самолетом и выдерживание режима прямолинейного полета при угле крена не более 5°

V_R — скорость в момент подъема носовой опоры шасси

$V_{2\,MIN}$ — минимальная безопасная скорость взлета

V_2 — безопасная скорость взлета

V_{FTO} — скорость в конце траектории взлета при крейсерской конфигурации с одним неработающим двигателем

V_{MCL} — минимальная эволютивная скорость захода на посадку со всеми работающими двигателями, на которой в случае внезапного отказа критического двигателя возможно сохранение управления самолетом и выдерживание режима прямолинейного полета при угле крена не более 5°

© ПАО "Корпорация "Иркут"

V_{MU} — минимальная скорость отрыва на взлете

V_{LOF} — скорость отрыва на взлете

V_{FE} — максимальная допустимая скорость в полете с отклоненными закрылками и/или предкрылками

V_{REF} — скорость захода на посадку со всеми работающими двигателями в конфигурации FULL

V_{LS} — минимальная выбираемая скорость

V_{APP} — рекомендованная скорость конечного этапа захода на посадку

V_{REF-1} — скорость захода на посадку с одним неработающим двигателем

V_{LE} — максимальная скорость полета с выпущенным шасси

V_{LO} — максимальная скорость, при которой может производиться выпуск и уборка шасси

V_{MO} — максимальная скорость при эксплуатации самолета

M_{MO} — максимальное число M при эксплуатации самолета

V_D — расчетная предельная скорость

M_D — расчетное предельное число M

V_{DF} — максимальная скорость, продемонстрированная в испытаниях

M_{DF} — максимальное число M, продемонстрированное в испытаниях

V_A — расчетная скорость маневрирования

V_y — вертикальная скорость

ΔV_F — поправка к скорости V_{REF} на конфигурацию крыла

ΔV_{REF} — поправка к скорости V_{REF} на автоматический заход и влияние внешних факторов

F — минимальная скорость, рекомендуемая для перехода в конфигурацию с меньшим углом отклонения закрылков на одну ступень $X_{РУМК}$.

S — минимальная скорость, рекомендуемая для перехода в конфигурацию с полностью убранной механизацией крыла .

GREEN DOT — скорость максимального аэродинамического качества в конфигурации 0. Наивыгоднейшая скорость при наборе высоты и снижении, в горизонтальном полете близка к скорости минимального расхода топлива.

LRC — скорость для выполнения полета на режиме максимальной дальности.

2 Условные обозначения дополнительных параметров

H — высота

$H_{ВПП}$ — абсолютная барометрическая высота на уровне порога ВПП или точки начала взлета, рассчитанная по давлению QNH

© ПАО "Корпорация "Иркут"

L — дальность полета

t — время

G_T — расход топлива

$G_{T\ ЗАП}$ — количество топлива необходимое для полета от аэродрома назначения до запасного аэродрома

$G_{T\ ОЖ}$ — запас топлива необходимый для полета на режиме ожидания

$G_{T\ ПОТРЕБ}$ — потребный на полет запас топлива

G — вес

$G_{ЗАП}$ — посадочный вес самолета на запасном аэродроме

$G_{ОЖ}$ — вес самолета с учетом запаса топлива для зоны ожидания

$G_{ПОС}$ — посадочный вес самолета на аэродроме назначения

$\delta_З$ — угол отклонения закрылков

$\delta_{ПР}$ — угол отклонения предкрылков

$\varphi_{СТ}$ — угол отклонения стабилизатора

$X_{РУМК}$ — величина отклонения рукоятки управления механизацией крыла

$X_П$ — величина отклонения педалей управления рулем направления

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Летные данные

Введение

Содержание

Страница

Введение..... 1
Описание..... 1
1 Введение..... 1
1.1 Конфигурации..... 1

Перечень таблиц

Страница

1 Конфигурация крыла — КСУ основной режим..... 1
2 Конфигурация крыла — КСУ резерв..... 2

Описание

1 Введение

В настоящем разделе представлены летные характеристики, использование которых позволяет экипажу произвести необходимые расчеты для выполнения полетов в установленных диапазонах эксплуатационных ограничений.

Подтверждение заданных летных характеристик обеспечивается при условиях соблюдения:

– предписанных конфигураций самолета

– установленных эксплуатационных ограничений и правил техники пилотирования

1.1 Конфигурации

Для выдерживания заданных параметров полета может использоваться различная конфигурация крыла самолета.

Соответствие положения рукоятки управления механизации крыла определенному углу отклонения предкрылков и закрылков приведено в таблицах № 1 (Таблица 1) и № 2 (Таблица 2)

Таблица 1 Конфигурация крыла — КСУ основной режим

Основной режим работы КСУ						
FLAPS	**0**	**1**	**1 + F**	**2**	**3**	**FULL**
$X_{РУМК}$	0	1	1	2	3	FULL
$\delta_{ПР}$, град	0	24	24	24	28	28
$\delta_{З}$,град	0	0	10	18	27	36

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Конфигурация крыла — КСУ резерв

Резервный режим работы КСУ					
FLAPS	**0**	**1 + F**	**2**	**3**	**FULL**
$X_{РУМК}$	0	1	2	3	FULL
$\delta_{ПР}$, град	0	24	24	28	28
$\delta_{З}$, град	0	10	18	27	36

Где **$X_{РУМК}$** — фиксированное положение рукоятки управления механизацией крыла.

Примечание

Летные характеристики, расчитанные с использованием графиков и таблиц настоящего раздела, должны определяться для параметров, находящихся в пределах отображенных диапазонов

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Скорости

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1
Описание..... 1
1 Скорости..... 1

Описание

1 Скорости

Зарезервировано

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Посадочные дистанции

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1
Описание..... 1
1 Посадочные дистанции..... 1

Описание

1 Посадочные дистанции

Зарезервировано

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Режимы работы двигателя

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1
Описание..... 1
1 Режимы работы двигателя..... 1

Описание

1 Режимы работы двигателя

MCL - Максимальный режим работы двигателя для набора высоты.

MCT - Режим максимальной тяги, который сертифицирован для применения без ограничения по времени.

MTO - Максимальный взлетный режим работы двигателя.

MAX REV - Максимальный реверс.

MIN REV - Минимальный реверс.

IDLE - Малый газ.

TOGA - Взлетный режим и режим максимальной разрешенной тяги при уходе на второй круг.

FLEXIBLE TAKE - OFF - Режим пониженной взлетной тяги по сравнению с TOGA. Задается соответствующим значением FLEXIBLE TEMPERATURE, которая является функцией веса самолета и условий взлета, она гарантирует соответствие взлетных характеристик самолета требованиям нормативных документов.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Обороты N1 на режимах работы двигателя

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1
Описание..... 1
1 Обороты N1 на режимах работы двигателя..... 1
1.1 Обороты N1 на режиме МТО, M = 0.00 1
1.2 Обороты N1 на режиме МТО, M = 0.25..... 2
1.3 Обороты N1 на режиме МСТ, V_{KCAS} = 250/280 kt..... 4
1.4 Обороты N1 на режиме MCL, V_{KCAS} = 250/280 kt, M = 0.78 7

Перечень таблиц

Страница

1 Обороты N1 на режиме МТО, M = 0.00..... 2
2 Обороты N1 на режиме МТО, M = 0.25..... 3
3 Обороты N1 на режиме МСТ, V_{KCAS} = 250/280 kt..... 5
4 Обороты N1 на режиме MCL, V_{KCAS} = 250/280 kt, M = 0.78..... 7

Описание

1 Обороты N1 на режимах работы двигателя

Обороты N1 должны соответствовать режимам работы двигателя (МСУ) и зависят от эксплуатационных факторов и внешних условий.

Режимы работы МСУ устанавливаются путем перемещения рычагов на БРУД в необходимое для данного этапа полета положение.

На величину оборотов N1 оказывают влияние: изменение температуры наружного воздуха, высота полета, число M, использование отборов воздуха от двигателя

1.1 Обороты N1 на режиме МТО, M = 0.00

Значения оборотов N1 на режиме МТО, M = 0,00 в зависимости от температуры наружного воздуха, барометрической высоты и при включенном отборе воздуха от МСУ на нужды СКВ, приведены в таблице 1 (Таблица 1)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Обороты N1 на режиме МТО, M = 0.00

PW-1400G (1431G-JM)	Поправки к N1,% на режиме МТО								По-правка ΔN1,%
МТО N1,% Отборы выкл M = 0.00	СКВ включена (базовая загрузка)								-2
TAT,°C	Высота барометрическая, ft								
	-2000	0	2000	4000	6000	8000	10000	12000	14000
-55	72,58	75,20	75,96	77,06	78,18	79,25	80,33	81,37	82,56
-50	73,40	76,05	76,81	77,93	79,05	80,13	81,23	82,28	83,48
-45	74,20	76,88	77,65	78,78	79,92	81,01	82,11	83,18	84,41
-40	75,00	77,71	78,48	79,62	80,77	81,88	82,99	84,07	85,32
-35	75,79	78,52	79,31	80,45	81,62	82,73	83,85	84,95	86,22
-30	76,57	79,33	80,12	81,28	82,45	83,58	84,71	85,83	87,11
-25	77,34	80,13	80,93	82,09	83,28	84,42	85,57	86,71	88,00
-20	78,11	80,93	81,73	82,91	84,11	85,25	86,42	87,58	88,66
-15	78,87	81,71	82,53	83,71	84,93	86,09	87,28	88,45	89,14
-10	79,63	82,50	83,32	84,52	85,74	86,93	88,13	89,31	89,67
-5	80,39	83,28	84,11	85,32	86,56	87,77	88,98	90,06	90,38
0	81,15	84,07	84,91	86,13	87,39	88,61	89,83	90,66	91,22
5	81,91	84,86	85,70	86,94	88,22	89,44	90,68	91,26	91,38
10	82,67	85,65	86,50	87,74	89,04	90,27	91,51	90,94	90,90
15	83,44	86,45	87,30	88,55	89,86	90,83	90,74	90,33	90,30
20	84,22	87,24	88,08	89,35	90,06	90,10	89,80	89,56	89,57
25	84,98	88,02	88,86	89,23	89,25	89,23	88,94	88,87	88,83
30	85,73	88,39	88,41	88,42	88,41	88,36	88,16	88,13	88,11
35	86,10	87,58	87,56	87,56	87,56	87,48	87,32	87,35	_
40	85,05	86,60	86,58	86,64	86,67	86,55	_	_	_
45	84,15	85,61	85,75	85,81	85,72	_	_	_	_
50	83,30	84,97	85,07	85,04	84,17	_	_	_	_
55	81,70	84,34	84,94	_	86,08	_	_	_	_

1.2 Обороты N1 на режиме МТО, M = 0.25

Значения оборотов N1 на режиме МТО, M = 0,25 в зависимости от температуры наружного воздуха, высоты полета и при включенном отборе воздуха от МСУ на нужды СКВ, приведены в таблице 2 (Таблица 2)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Обороты N1 на режиме МТО, M = 0.25

PW-1400G (1431G-JM)	Поправки к N1,% на режиме МТО							Ин-декс по-правки	По-правка ΔN1,%
МТО N1, % Отборы выкл M = 0.25	СКВ включена (базовая загрузка)							1 2	-1 -2
ТАТ,°C	Высота барометрическая, ft								
	-2000	0	2000	4000	6000	8000	10000	12000	14000
-50	75,60 [1]	77,68 [1]	78,82 [2]	80,01 [2]	81,05 [1]	81,92 [1]	82,38	83,01	83,79
-45	76,43 [1]	78,53 [1]	79,68 [2]	80,89 [2]	81,93 [1]	82,81 [1]	83,27	83,91	84,69
-40	77,25 [1]	79,37 [1]	80,53 [2]	81,75 [2]	82,80 [1]	83,69 [1]	84,16	84,80	85,59
-35	78,06 [1]	80,20 [1]	81,37 [2]	82,60 [2]	83,67 [1]	84,57 [1]	85,03	85,67	86,49
-30	78,87 [1]	81,02 [1]	82,20 [2]	83,44 [2]	84,52 [1]	85,43 [1]	85,90	86,54	87,38
-25	79,66 [1]	81,83 [1]	83,02 [2]	84,28 [2]	85,37 [1]	86,29 [1]	86,76	87,41	88,26
-20	80,44 [1]	82,63 [1]	83,84 [2]	85,11 [2]	86,21 [1]	87,14 [1]	87,61	88,28	89,14
-15	81,23 [1]	83,43 [1]	84,65 [2]	85,93 [2]	87,05 [1]	87,98 [1]	88,46	89,14	90,01
-10	82,00 [1]	84,23 [1]	85,46 [2]	86,75 [2]	87,88 [1]	88,82 [1]	89,31	90,00	90,81
-5	82,78 [1]	85,02 [1]	86,26 [2]	87,57 [2]	88,71 [1]	89,66 [1]	90,16	90,86	91,54
0	83,55 [1]	85,81 [1]	87,07 [2]	88,39 [2]	89,54 [1]	90,50 [1]	91,01	91,72	92,27
5	84,33 [1]	86,61 [1]	87,87 [2]	89,21 [2]	90,38 [1]	91,35 [1]	91,86	92,58	92,95 [1]
10	85,10 [1]	87,40 [1]	88,68	90,04 [2]	91,20 [1]	92,18 [1]	92,69	93,30 [1]	93,27 [1]
15	85,88 [1]	88,20 [1]	89,50 [2]	90,85 [2]	92,02 [1]	93,01 [1]	93,52 [1]	93,50 [1]	93,36 [1]
20	86,68 [1]	89,00 [1]	90,30 [2]	91,65 [2]	92,84 [1]	93,30 [1]	93,32 [1]	93,05 [1]	93,03 [1]
25	87,46 [1]	89,79 [1]	91,09 [2]	92,46 [2]	92,69 [2]	92,72 [2]	92,71 [2]	92,57 [2]	92,59 [2]
30	88,23 [1]	90,57 [1]	91,81 [1]	91,84 [2]	91,88 [2]	91,91 [2]	91,97 [2]	92,00 [2]	92,01 [2]
35	89,00 [1]	90,99 [1]	91,02 [1]	91,03 [2]	91,08 [2]	91,13 [2]	91,35 [2]	91,37 [2]	91,37 [2]
40	89,14 [1]	90,32 [1]	90,30 [1]	90,34 [2]	90,44 [2]	90,54 [2]	90,84 [2]	–	–
45	88,38 [1]	89,64 [1]	89,68 [2]	89,80 [2]	89,88 [2]	–	–	–	–
50	87,45 [1]	88,95 [1]	89,09 [2]	89,21 [2]	–	–	–	–	–
55	86,61 [1]	88,23 [1]	88,34 [2]	–	–	–	–	–	–

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.3 Обороты N1 на режиме МСТ, V_{KCAS} = 250/280 kt

Значения оборотов N1 на режиме МСТ, V_{KCAS} = 250/280 kt, в зависимости от температуры наружного воздуха, высоты полета при выключенной и включенноЙ ПОС МСУ и крыла, приведены в таблице 3 (Таблица 3)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 3 Обороты N1 на режиме МСТ, V_{KCAS} = 250/280 kt

PW-1400G (1431G-JM)	Поправки к N1,% на режиме МСТ	Индекс по-правки	Поправка ΔN1,%
МСТ N1, %		1	– 1
Отборы вкл		2	– 2
V_{KCAS} = 250/280 kt	ПОС МСУ и крыла включена	3	– 3
ПОС МСУ и крыла выкл		4	– 4
		5	– 5
		6	– 6

TAT,°C	Высота барометрическая, ft													
	0	2000	4000	6000	8000	10000	12000	14000	16000	18000	20000	22000	24000	26000
-50	75,86	76,77	77,69	78,86	79,87	80,66	80,84	82,06	83,36	82,93	81,97	82,52	82,99	83,61
-45	76,69	77,60	78,53	79,71	80,74	81,54	81,71	82,94	84,25	83,81	82,85	83,34	83,89	84,56
-40	77,51	78,43	79,37	80,56	81,59	82,40	82,57	83,81	85,12	84,68	83,71	84,16	84,76	85,45
-35	78,32	79,25	80,19	81,39	82,44	83,25	83,42	84,67	85,97	85,53	84,57	84,97	85,57	86,27
-30	79,12	80,06	81,01	82,22	83,28	84,10	84,26	85,52	86,82	86,38	85,41	85,80	86,40	87,12
-25	79,91	80,86	81,82	83,04	84,11	84,93	85,10	86,36	87,66	87,21	86,24	86,64	87,24	87,96
-20	80,70	81,65	82,62	83,85	84,93	85,76	85,93	87,20	88,49	88,03	87,02	87,43	88,07	88,79
-15	81,48	82,44	83,41	84,66	85,75	86,59	86,75	88,03	89,32	88,81	87,71	88,20	88,89	89,62
-10	82,25	83,22	84,20	85,46	86,56	87,41	87,57	88,86	90,15	89,57	88,35	88,96	89,71	90,46[1]
-5	83,02	84,00	84,99	86,26	87,37	88,23	88,39	89,69	90,98	90,34	89,03	89,75[1]	90,53[2]	91,29[3]
0	83,80	84,78	85,78	87,06	88,18	89,04	89,20	90,52	91,81	91,10[1]	89,80[2]	90,55[3]	91,33[4]	91,28[4]
5	84,56	85,56	86,57	87,86	88,99	89,86	90,02	91,34	92,54[2]	91,79[3]	90,57[3]	90,62[4]	90,58[4]	90,45[4]
10	85,33	86,33	87,35	88,66	89,80	90,68	90,83	92,16[2]	93,18[4]	91,89[4]	90,08[4]	89,94[4]	89,81[4]	89,73[4]
15	86,10	87,11	88,14	89,45	90,60[1]	91,49[2]	91,64[2]	92,82[4]	92,64[4]	91,21[4]	89,47[4]	89,28[4]	89,19[4]	89,01[4]
20	86,88	87,90	88,93[1]	90,24[2]	91,39[3]	91,75[3]	92,28[3]	92,22[4]	91,95[4]	90,61[4]	88,76[5]	88,61[5]	88,42[5]	88,24[5]
25	87,65	88,67	89,70[2]	90,53[3]	90,65[3]	90,93[4]	91,49[4]	91,47[4]	91,39[4]	89,98[5]	88,15[5]	87,89[5]	87,68[5]	87,45[6]

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 3 Обороты N1 на режиме МСТ, V_{KCAS} = 250/280 kt

PW-1400G (1431G-JM)	Поправки к N1,% на режиме МСТ	Индекс по-правки	Поправка ΔN1,%
МСТ N1, %	ПОС МСУ и крыла включена	1	– 1
Отборы вкл		2	– 2
V_{KCAS} = 250/280 kt		3	– 3
ПОС МСУ и крыла выкл		4	– 4
		5	– 5
		6	– 6

TAT,°C	Высота барометрическая, ft														
	0	2000	4000	6000	8000	10000	12000	14000	16000	18000	20000	22000	24000	26000
30	88,42	89,43 [1]	89,66 [3]	89,72 [3]	89,92[3]	90,09[4]	90,65[4]	90,76[4]	90,77[5]	89,34[6]	87,40[6]	-	-	-
35	88,81[1]	88,88 [2]	88,96[3]	89,05 [4]	89,20[4]	89,32[4]	89,90[4]	90,16[5]	90,19[6]	88,70[6]	-	-	-	-
40	88,17[2]	88,21 [2]	88,27 [4]	88,33 [4]	88,47[5]	88,58[5]	89,21[5]	89,58[6]	89,60[6]	-	-	-	-	-
45	87,25[2]	87,27 [2]	87,37 [4]	87,48[5]	87,61[5]	87,75[5]	88,41[5]	88,86[6]	-	-	-	-	-	-
50	86,14[2]	86,24 [2]	86,41 [4]	86,58[5]	86,68[5]	-	-	-	-	-	-	-	-	-
55	85,40[2]	85,52 [2]	85,65 [4]	85,72[5]	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.4 Обороты N1 на режиме MCL, V_{KCAS} = 250/280 kt, M = 0.78

Значение оборотов N1 на режиме MCL, V_{KCAS} = 250/280 kt, M = 0.78 в зависимости от температуры наружного воздуха и высоты полета при выключенном и включенном ПОС МСУ и крыла приведены в таблице 4 (Таблица 4)

Таблица 4 Обороты N1 на режиме MCL, V_{KCAS} = 250/280 kt, M = 0.78

PW-1400G (1431G-JM)	Поправки к N1,% на режиме MCL	Индекс поправки	Поправка ΔN1,%
MCL N1,% Отборы вкл V_{KCAS} = 250/280 kt M = 0.78 ПОС МСУ и крыла выкл	ПОС МСУ и крыла включена	1 2	–1 –2

TAT,°C	Высота барометрическая, ft										
	0	4000	8000	12000	16000	20000	24000	28000	32000	36000	39000
-50	71,77	73,84	76,08	78,22	80,44	82,44	83,55	85,03	86,09	87,76[1]	87,49[1]
-45	72,55	74,65	76,91	79,07	81,31	83,33	84,46	85,96	87,00	88,70[1]	88,40[1]
-40	73,33	75,45	77,73	79,91	82,17	84,20	85,33	86,85	87,89	89,62[1]	89,31[1]
-35	74,10	76,24	78,54	80,74	83,00	85,05	86,15	87,72	88,78	90,51[1]	90,20[1]
-30	74,86	77,02	79,35	81,56	83,83	85,90	86,99	88,58	89,66	91,39[1]	91,08[1]
-25	75,61	77,80	80,14	82,37	84,66	86,74	87,83	89,43	90,54	92,26[1]	91,95[1]
-20	76,36	78,57	80,93	83,17	85,48	87,52	88,67	90,28	91,40	93,13[1]	92,81[1]
-15	77,10	79,33	81,71	83,97	86,29	88,22	89,49	91,12	92,25	92,81[1]	92,54[1]
-10	77,83	80,09	82,49	84,76	87,09	88,86	90,32	91,97	93,10[2]	91,70[2]	91,34[2]
-5	78,56	80,84	83,27	85,55	87,89	89,55	91,14[1]	92,80[2]	92,24[2]	90,93[2]	90,55[2]
0	79,30	81,60	84,04	86,34	88,69	90,32	91,95[2]	91,73[2]	91,46[2]	90,20[2]	89,78[2]
5	80,03	82,35	84,82	87,13	89,46	91,04[2]	91,14[2]	91,03[2]	90,70[2]	89,41[2]	88,96[2]
10	80,76	83,11	85,60	87,91	90,18[2]	90,53[2]	90,42[2]	90,30[2]	89,95[2]	88,60[1]	88,06[2]
15	81,49	83,87	86,36	88,68[1]	89,60[2]	89,95[2]	89,77[2]	89,56[2]	89,14[2]	-	-
20	82,23	84,61	87,11[2]	88,37[2]	88,93[2]	89,29[2]	89,02[2]	88,75[2]	-	-	-
25	82,97	85,36[1]	86,33[2]	87,57[2]	88,27[2]	88,65[2]	88,27[2]	-	-	-	-
30	83,70	84,87[2]	85,34[2]	86,67[2]	87,51[2]	87,92[2]	-	-	-	-	-
35	84,13[1]	83,86[2]	84,28[2]	85,72[2]	86,61[2]	87,01[2]	-	-	-	-	-
40	83,09[1]	82,92[2]	83,25[2]	84,80[2]	85,71[2]	-	-	-	-	-	-

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 4 Обороты N1 на режиме MCL, V_{KCAS} = 250/280 kt, M = 0.78

PW-1400G (1431G-JM)	Поправки к N1,% на режиме MCL	Индекс поправки	Поправка ΔN1,%
MCL N1,% Отборы вкл V_{KCAS} = 250/280 kt M = 0.78 ПОС МСУ и крыла выкл	ПОС МСУ и крыла включена	1 2	–1 –2

TAT,°C	Высота барометрическая, ft										
	0	4000	8000	12000	16000	20000	24000	28000	32000	36000	39000
45	82,25[1]	82,00[2]	82,38[2]	83,92[2]	-	-	-	-	-	-	-
50	81,28[1]	81,06[2]	81,50[2]	-	-	-	-	-	-	-	-
55	80,30[1]	80,18[2]	-	-	-	-	-	-	-	-	-

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Расчет полета

Общие сведения

Содержание

Страница

Общие сведения..... 1
Описание..... 1
1 Общие сведения по расчету полета..... 1

Описание

1 Общие сведения по расчету полета

Расчет полета выполняется по графикам и таблицам раздела «Летные характеристики» в соответствии с рекомендациями настоящего подраздела.

При расчете полета определяются:

– максимально допустимый взлетный вес самолета

– максимально допустимый посадочный вес самолета

– потребный запас топлива и допустимая коммерческая нагрузка

– взлетный и посадочный веса самолета, дальность, время и расход топлива на полет

– скорости на взлете и посадке

Для расчета полета необходимы следующие исходные данные:

– длины: ВПП, концевой полосы торможения, свободной зоны ВПП

– уклон ВПП

– состояние поверхности ВПП

– высота и расстояние до препятствий в полосе воздушных подходов

– атмосферное давление, температура наружного воздуха, скорость и направление ветра на аэродромах

– дальности полета по маршруту и до запасного аэродрома

– эквивалентный ветер и температура воздуха на эшелонах полета по маршруту и до запасного аэродрома

– коммерческая нагрузка

– вес и центровка снаряженного самолета

– время работы вспомогательной силовой установки на земле

– время работы двигателей на земле (с учетом руления)

– величина компенсационного запаса топлива (не менее 5 % от ОЗТ)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Примечание

При расчете компенсационного запаса топлива необходимо учитывать увеличение расхода топлива при полете в условиях обледенения.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Требования к минимальному запасу топлива

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1
Ссылки..... 1
Описание..... 1
1 Требования к минимальному запасу топлива..... 1
2 Расчет потребного на полет запаса топлива..... 2

Перечень таблиц

Страница

1 Ссылки..... 1

Ссылки

Таблица 1 Ссылки

Модуль данных/Техническая публикация	Название
FCOM 21300-A-15-67-00-01A-030A-A	Ожидание - Часовой расход топлива - Технические данные
FCOM 21300-A-15-62-00-04A-030A-A	Расчет полета до запасного аэродрома - Технические данные
FCOM 21300-A-15-62-00-03A-030A-A	Расчет расхода топлива и времени полета (от взлета до посадки) - Технические данные

Описание

1 Требования к минимальному запасу топлива

Потребный на полет запас топлива является суммой величин основного запаса топлива (ОЗТ) (рейсового топлива) и резервного запаса топлива (РЗТ).

Вес топлива, расходуемого при запуске и прогреве двигателя и рулении до взлета, определяется, исходя из расхода 15 кг в минуту. Среднее значение расхода (за 10 минут) принимается равным 150 кг.

Вес основного запаса топлива рассчитывается по материалам данного раздела. Входящее в основной запас топливо, необходимое для захода на посадку и посадку, определяется, исходя из расхода 25 кг в минуту. Среднее значение расхода (за 6 минут) принимается равным 150 кг.

Вес резервного запаса топлива рассчитывается по материалам данного раздела и включает в себя:

– запас топлива, необходимый для полета до запасного аэродрома

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– запас топлива, необходимый для полета в зоне ожидания над запасным аэродромом на высоте 1500 ft в течение не менее, чем 30 мин

– компенсационный запас топлива, который должен быть не менее 5% от основного запаса топлива

2 Расчет потребного на полет запаса топлива

Потребный на полет запас топлива определяется в следующей последовательности:

1 рассчитывается посадочный вес самолета на запасном аэродроме (Gзап)

Gзап = вес снаряженного самолета с экипажем + вес коммерческой нагрузки

2 по расчетному посадочному весу самолета и барометрической высоте полета над запасным аэродромом определяется запас топлива для полета на режиме ожидания (Gт ож) в течение 30 минут и в соответствии с данными приведенными в графиках часовых расходов топлива (FCOM 21300-A-15-67-00-01A-030A-A, Рис. 1)

3 рассчитывается вес самолета с учетом запаса топлива для зоны ожидания (Gож)

Gож = Gзап + Gт ож

4 по воздушной дальности до запасного аэродрома и Gож определяется количество топлива для полета от аэродрома назначения до запасного (Gт зап) в соответствии с данными приведенными в МД (FCOM 21300-A-15-62-00-04A-030A-A, Таблица 1)

5 рассчитывается посадочный вес на аэродроме назначения

Gпос = Gож + Gт зап

6 определяется расход топлива (ОЗТ) при полете по маршруту на аэродром назначения по воздушной дальности и посадочному весу в соответствии с данными указанными в МД (FCOM 21300-A-15-62-00-03A-030A-A, Таблица 3)

7 рассчитывается резервный запас топлива (РЗТ)

РЗТ = Gт зап + Gт ож + 0,05 x ОЗТ

8 рассчитывается потребный на полет запас топлива (Gт потреб)

Gт потреб = ОЗТ + РЗТ + 150 кг

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Определение высоты крейсерского полета

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные 1
Описание 1
1 Определение высоты крейсерского полета 1
1.1 Высота крейсерского полета на короткие дистанции 1
1.2 Максимальная и оптимальная высоты полета 3

Перечень иллюстраций

Страница

1 Высота крейсерского полета 2
2 Максимальная высота полета 3

Описание

1 Определение высоты крейсерского полета

Наибольшая экономичность полета достигается на эшелонах, близких к максимальной высоте полета (Рис. 2)

Выбор начального эшелона крейсерского полета, а также определение веса самолета, при котором целесообразно выполнять смену эшелона, производится по графикам настоящего подраздела (Рис. 1,Рис. 2)

1.1 Высота крейсерского полета на короткие дистанции

Высота определена для полета, включающего следующие этапы:

- взлет
- набор на режиме V = 250 kt / 280 kt / M = 0.8
- полет на режиме LRC — не менее 5 мин
- снижение на режиме M = 0.8 / 280 kt / 250 kt
- заход на посадку и посадка

Условия:

- МСА
- СКВ включена
- ПОС выключена

Зависимость выбора крейсерского эшелона полета от заданной дальности и расчетного посадочного веса показана на рис. 1 (Рис. 1)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

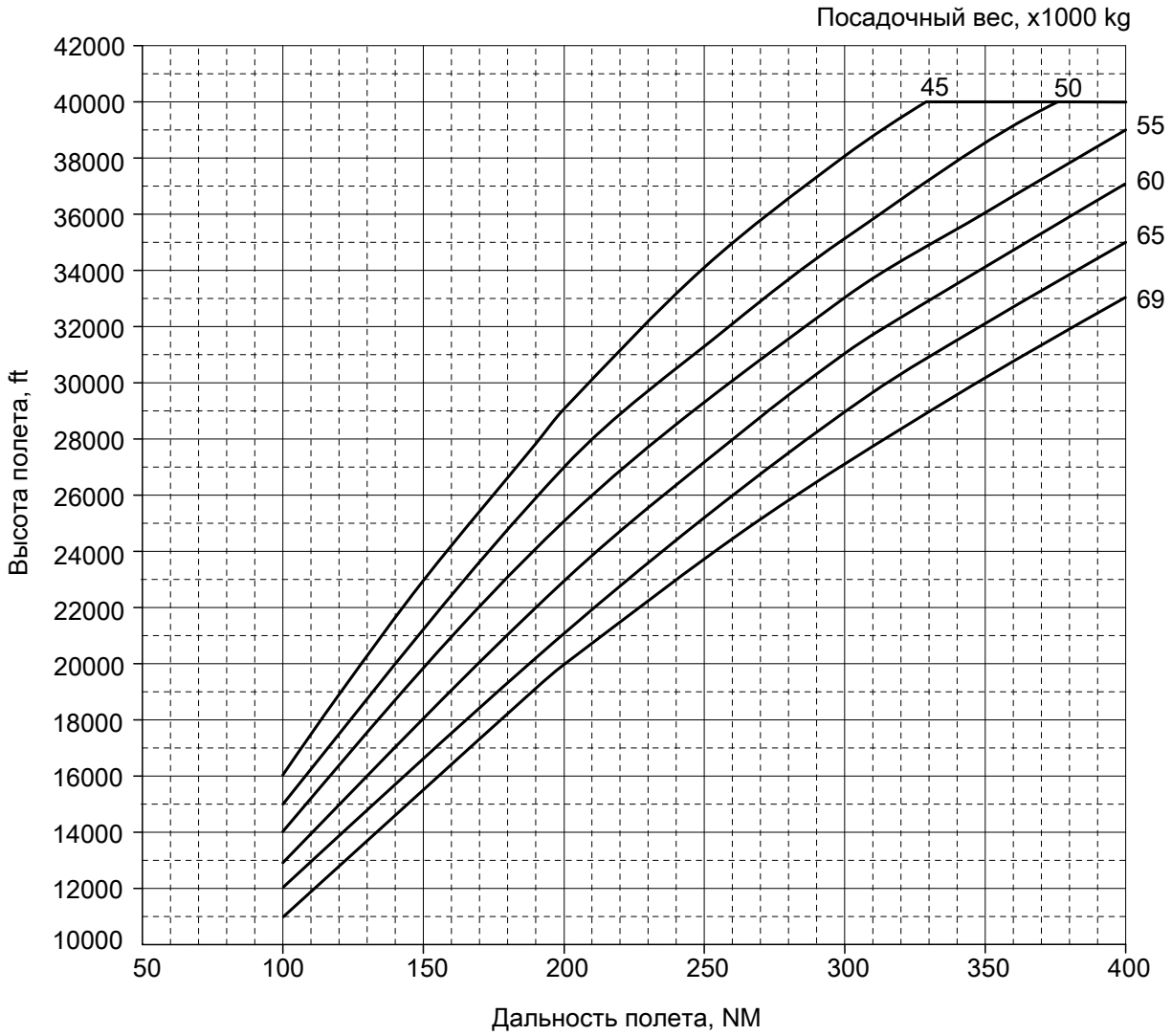


Рисунок 1 Высота крейсерского полета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.2 Максимальная и оптимальная высоты полета

Максимальные высоты полета в зависимости от веса самолета показаны на Рис. 2 (Рис. 2)

Оптимальная высота полета - это высота (эшелон) при следовании на которой достигаются наибольшие дальность или продолжительность

При выборе оптимальной высоты полета учитывается влияние внешних атмосферных условий (отклонение $T_{нв}$ от МСА, направление и скорость ветра на эшелоне, на котором предполагается полет по маршруту)

Оптимальная высота совпадает с максимальной высотой полета при внешних атмосферных условиях соответствующих МСА

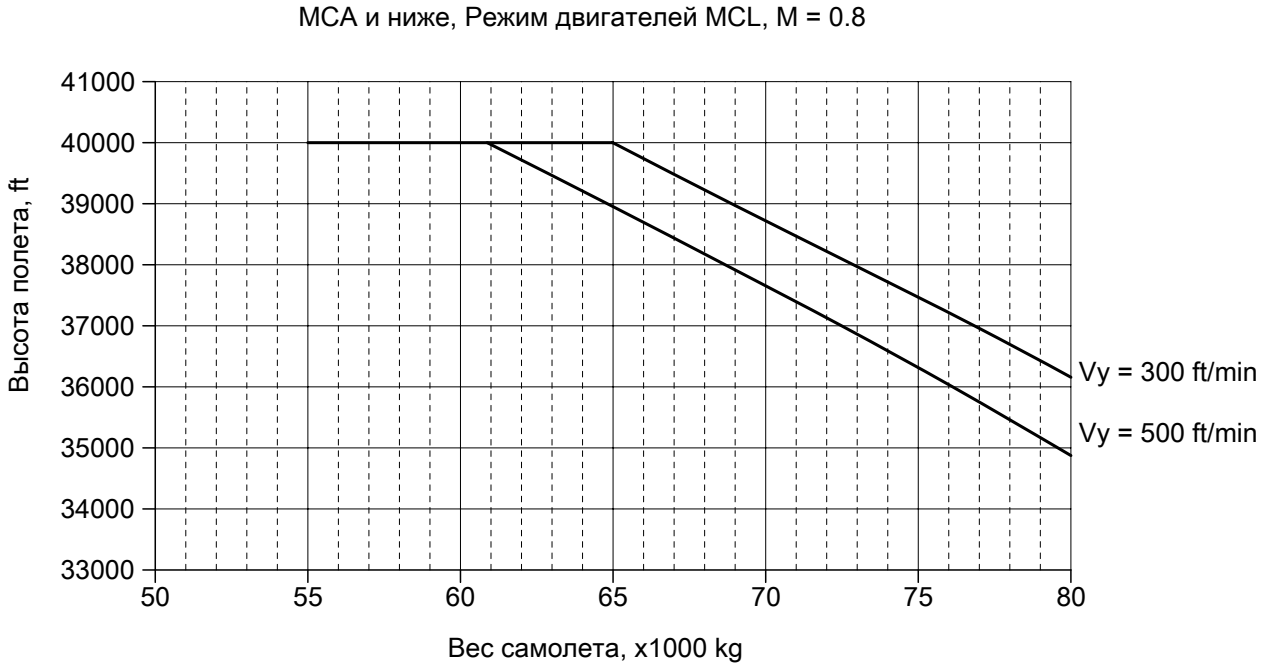


Рисунок 2 Максимальная высота полета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Определение потребного запаса топлива, времени полета и допустимой коммерческой нагрузки

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1
Описание..... 1
1 Определение потребного запаса топлива, времени полета и допустимой коммерческой нагрузки..... 1

Описание

1 Определение потребного запаса топлива, времени полета и допустимой коммерческой нагрузки

Зарезервировано

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Расчет расхода топлива и времени полета (от взлета до посадки)

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные 1
Описание 1
1 Описание интегральных таблиц расчета расхода топлива и времени полета 1
2 Порядок определения расхода топлива и времени полета при использовании интегральных таблиц 2
2.1 Применение интегральных таблиц при отличии фактического взлетного веса от табличного значения 3
2.2 Применение интегральных таблиц при отличии фактических высот полета от оптимальных 4
3 Таблицы расхода топлива и времени полета 5

Перечень таблиц

Страница

1 Исходные данные для примера № 1 3
2 Исходные данные для примера № 2 4
3 Расход топлива и время полета 6

Перечень иллюстраций

Страница

1 Доли участков маршрута 5

Описание

1 Описание интегральных таблиц расчета расхода топлива и времени полета

Интегральные таблицы, представленные в данном подразделе, предназначены для расчета расхода топлива и времени полета по маршруту на заданную воздушную дальность при известном посадочном или взлетном весе самолета.

Таблицы рассчитаны для следующих условий:

– профиль полета:
  - взлет
  - набор высоты на режиме 250 kt / 280 kt / M 0.80
  - крейсерский полет на режиме LRC
  - снижение на режиме M 0.80 / 280 kt / 250 kt
  - заход на посадку и посадка.
– МСА (ISA)
– СКВ включена

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– ПОС выключена.

В таблицах представлены:

– расход топлива

– время полета

– расчетный взлетный вес самолета при полете на заданную дальность

– расчетный посадочный вес самолета при полете на заданную дальность

– поправка к расходу топлива на каждые 1000 кг отличия фактического взлетного веса от расчетного взлетного, при полете на заданную дальность

– поправка к расходу топлива на каждые 1000 кг разницы фактического посадочного веса от расчетного посадочного при полете на заданную дальность

Примечание

1 Колонка «Полет на оптимальных высотах» предназначена для случаев, когда смена эшелона происходит в соответствии с графиком, определяющим оптимальные высоты полета (полет по "потолкам")

2 Значения расхода топлива, времени полета, взлетного и посадочного весов определены для условий:

– вес коммерческой нагрузки 18100 кг (если нет ограничений по взлетному весу)

– компенсационный запас топлива равен 5% от ОЗТ

– удаление до запасного аэродрома 200 NM

– 30 минут ожидания в зоне над запасным аэродромом на высоте 1500 ft (450 м) при стандартных температурных условиях

– заход на посадку и посадка:150 кг, 6 минут.

3 При отличии фактических условий от расчетных изменяются величины взлетного и посадочного весов, что требует коррекции расчета расхода топлива

2 Порядок определения расхода топлива и времени полета при использовании интегральных таблиц

Определение расхода топлива и времени полета рекомендуется выполнять в следующей последовательности:

1 Выбираются значения воздушной дальности и эшелона полета из таблицы 3 (Таблица 3)

2 Для выбранного эшелона полета по таблице 3 определяются расход топлива и время полета (Таблица 3)

3 Если фактический взлетный или посадочный веса самолета отличаются от указанных в таблице, то в соответствии с выбранным определяющим параметром (взлетный или посадочный вес) по таблице определяется поправка к расходу топлива на каждые 1000 кг разницы фактического веса самолета от табличного (Таблица 3)

4 Вычисляется коэффициент к поправке для расхода топлива: разность между фактическим весом самолета и табличным значением веса (кг) делится на 1000

© ПАО "Корпорация "Иркут"

5 Определяется поправка к расходу топлива: табличная величина поправки умножается на коэффициент, определенный в п. 4).

6 К табличной величине расхода топлива прибавляется (вычитается) поправка, определенная в п. 5).

Если по условиям навигации смена эшелона происходит не в соответствии с графиком, определяющим оптимальные высоты, то расчет расхода топлива и времени полета выполняется в следующей последовательности:

1 Определяются время полета и расход топлива на всю протяженность маршрута при использовании каждого из эшелонов, указанных в плане полета (Таблица 3)

2 Рассчитываются доли участков маршрута, приходящиеся на каждый эшелон полета, от общей протяженности маршрута. Доля равна частному от деления протяженности участка на эшелоне (включает этап смены эшелона или при занятии первоначального эшелона - этап набора высоты), на общую протяженность маршрута (Рис. 1). Расход топлива на смену эшелона уже включен в табличные значения

3 Рассчитанные для каждого эшелона полета расходы топлива и времена полета умножаются на соответствующие доли эшелонов в маршруте (п. 2) и полученные величины складываются между собой

Примечание

При выполнении расчетов применяется линейная интерполяция табличных значений

2.1 Применение интегральных таблиц при отличии фактического взлетного веса от табличного значения

Практическое применение интегральных таблиц при отличии фактического взлетного веса от табличного значения показано в примере № 1.

Пример № 1

Исходные данные для примера приведены в таблице 1 (Таблица 1)

Таблица 1 Исходные данные для примера № 1

Наименование характеристики, единицы измерения	Значение
Воздушная дальность, NM	300
Эшелон полета	310
Табличное значение взлетного веса, т	66
Фактический взлетный вес, т	68
Расход топлива, кг	1994
Поправка к расходу топлива на каждую тонну отличия веса, кг	17

Порядок расчета расхода топлива для фактического взлетного веса – 68 т.

– Определяем разницу между фактическим и табличным значениями взлетного веса:

  68000 кг – 66000 кг = 2000 кг

– Рассчитываем коэффициент к поправке для расхода топлива:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2000 : 1000 = 2

– Определяем поправку к табличному значению расхода топлива:

17 кг x 2 = 34 кг

– Расчитываем расход топлива с учетом поправки:

1994 кг + 34 кг = 2028 кг

Примечание

При выполнении полета на воздушную дальность 300 NM на эшелоне 310 и изменении взлетного веса с 66 т до 68 т, расход топлива увеличивается с 1994 кг до 2028 кг.

2.2 Применение интегральных таблиц при отличии фактических высот полета от оптимальных

Практическое применение интегральных таблиц, при отличии оптимальных высот полета от фактических, показано в примере № 2

Пример № 2

Исходные данные для примера показаны в таблице 2 (Таблица 2) и на рисунке 1 (Рис. 1)

Таблица 2 Исходные данные для примера № 2

Наименование характеристики, единицы измерения	Значение
Воздушная дальность, NM	1050
Эшелоны полета	310, 350, 290

Порядок расчета расхода топлива и времени полета по маршруту с переменным профилем, при отличии фактических высот полета от оптимальных:

1 Определяем доли участков маршрута соответствующих каждому эшелону полета (Рис. 1)

2 По таблице 3 определяем расходы топлива и времена полета для воздушной дальности 1050 NM на каждом заданном эшелоне полета (Таблица 3):

- для эшелона 310 в вертикальной колонке “Воздушная дальность” находим значения дальностей 1060 NM и 1040 NM
- на пересечении строк дальностей 1060 NM, 1040 NM и колонки заданного эшелона 310 находим значения расходов топлива: 5699 кг и 5599 кг и времен полетов: 2 ч 41 мин (161 мин) и 2 ч 39 мин (159 мин) (Таблица 3)

3 Определяем значения расхода топлива и времени полета для дальности 1050 NM, используя табличные данные для дальностей 1060 NM,1040 NM и применяя метод линейной интерполяции (Таблица 3):

- для расхода топлива:

  5699 – (5699 – 5599)/(1060 – 1040) x 10 = 5649 кг

- для времени полета:

  161 – (161 – 159)/(1060 – 1040) x 10 = 160 мин

© ПАО "Корпорация "Иркут"

При полете по маршруту на воздушную дальность 1050 NM: на эшелоне 310, расчетное значение расхода топлива – 5649 кг, время полета – 2 ч 40 мин (160 мин)

Для эшелона 350:

– расход топлива – 5522 кг

– время полета – 2 ч 34 мин (154 мин)

Для эшелона 290:

– расход топлива – 5730 кг

– время полета – 2 ч 45 мин (165 мин)

4 Умножаем величины расхода топлива и времени полета, рассчитанные для каждого эшелона полета, на соответствующие доли участков маршрута:

Для участка 1

- Расход топлива - 5649 кг x 0,33 = 1864 кг
- Время полета – 160 мин x 0,33 ≈ 52,8 мин

Для участка 2

- Расход топлива - 5522 кг x 0,52 = 2872 кг
- Время полета – 154 мин x 0,52 ≈ 1 ч 20 мин (80 мин)

Для участка 3

- Расход топлива - 5730 кг x 0, 14 = 802, 2 кг = 803 кг
- Время полета – 165 мин x 0, 14 ≈ 23, 1 мин

5 Суммируем полученные величины расхода топлива и времени полета по участкам маршрута и получаем величину расхода топлива и время полета на весь маршрут:

- суммарный расход топлива – 1864 кг + 2872 кг + 803 кг = 5539 кг
- общее время полета – 52,8 мин + 80 мин + 23,1 мин ≈ 155,9 мин ≈ 2 ч 36 мин

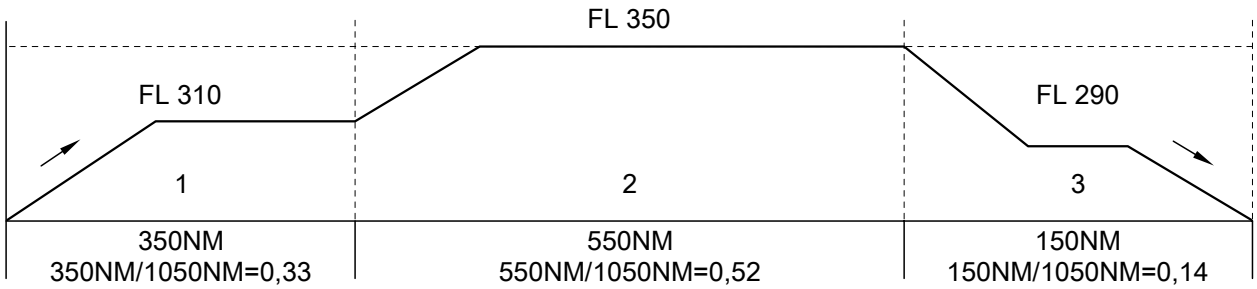


Рисунок 1 Доли участков маршрута

3 Таблицы расхода топлива и времени полета

В таблице 3 данного подраздела приведены значения расхода топлива и времени полета в зависимости от воздушной дальности и эшелона полета.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 3 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг													Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т													Посадочный вес, т											
Поправка к расходу топлива																								
На взлетный вес, кг/т													На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																								
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																								
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте		Эшелон полета																					
			290		310		330		350		370		390											
200	1538	0:40	1514	0:41																				
	65.5	63.9	65.5	63.9																				
	12	12	10	10																				
220	1629	0:43	1611	0:44	1614	0:44																		
	65.6	64.0	65.6	64.0	65.6	64.0																		
	13	13	11	11	13	13																		
240	1720	0:46	1708	0:47	1709	0:46	1713	0:46																
	65.7	64.0	65.7	64.0	65.7	64.0	65.7	64.0																
	14	14	12	12	14	14	14	14																
260	1812	0:49	1805	0:50	1804	0:49	1807	0:49	1812	0:49														
	65.8	64.0	65.8	64.0	65.8	64.0	65.8	64.0	65.8	64.0														
	15	15	13	13	15	15	15	15	16	16														
280	1903	0:51	1903	0:53	1899	0:52	1900	0:52	1903	0:51														
	65.9	64.0	65.9	64.0	65.9	64.0	65.9	64.0	65.9	64.0														
	16	17	14	14	16	16	16	16	17	17														
300	1995	0:54	2000	0:56	1994	0:55	1993	0:54	1995	0:54	1890	0:53												
	66.0	64.0	66.0	64.0	66.0	64.0	66.0	64.0	66.0	64.0	59.6	57.7												
	17	18	15	16	17	17	17	17	17	18	18	19												
320	2087	0:56	2097	0:59	2090	0:58	2087	0:57	2087	0:56	1974	0:56	1894	0:55										
	66.1	64.0	66.1	64.0	66.1	64.0	66.1	64.0	66.1	64.0	59.7	57.7	55.5	53.6										
	19	19	16	17	18	18	17	18	18	19	19	20	23	25										
340	2179	0:59	2195	1:02	2185	1:01	2181	1:00	2179	0:59	2058	0:59	1974	0:58										
	66.2	64.0	66.2	64.0	66.2	64.0	66.2	64.0	66.2	64.0	59.8	57.7	55.6	53.6										
	20	20	17	18	19	19	18	19	19	20	20	21	24	25										

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 3 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг													Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т													Посадочный вес, т											
Поправка к расходу топлива																								
На взлетный вес, кг/т													На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																								
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																								
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте				Эшелон полета																			
					290				310				330				350				370			
360	2271	1:02			2293	1:05			2281	1:04			2275	1:02			2271	1:02			2143	1:01		
	66.3	64.0			66.3	64.0			66.3	64.0			66.3	64.0			66.3	64.0			59.9	57.7		
	21	21			18	19			20	20			19	20			20	21			21	22		
380	2363	1:04			2390	1:08			2376	1:07			2369	1:05			2363	1:04			2227	1:04		
	66.4	64.0			66.4	64.0			66.4	64.0			66.4	64.0			66.4	64.0			59.9	57.7		
	22	22			19	20			21	21			20	21			21	22			22	23		
400	2455	1:07			2488	1:10			2472	1:09			2463	1:08			2455	1:07			2312	1:07		
	66.4	64.0			66.5	64.0			66.5	64.0			66.5	64.0			66.4	64.0			60.0	57.7		
	23	24			20	21			21	22			21	22			22	23			23	24		
420	2548	1:10			2586	1:13			2568	1:12			2557	1:11			2548	1:10			2397	1:10		
	66.5	64.0			66.6	64.0			66.6	64.0			66.6	64.0			66.5	64.0			60.1	57.7		
	24	25			21	22			22	23			22	23			23	24			24	25		
440	2640	1:12			2684	1:16			2664	1:15			2651	1:14			2640	1:13			2481	1:13		
	66.6	64.0			66.7	64.0			66.7	64.0			66.7	64.0			66.6	64.0			60.2	57.7		
	25	26			22	23			23	24			23	24			24	25			25	25		
460	2732	1:14			2782	1:19			2760	1:18			2745	1:16			2733	1:15			2566	1:15		
	66.7	64.0			66.8	64.0			66.8	64.0			66.8	64.0			66.7	64.0			60.3	57.7		
	26	27			24	24			24	25			24	25			25	26			26	26		
480	2824	1:17			2881	1:22			2857	1:20			2840	1:19			2826	1:18			2652	1:17		
	66.8	64.0			66.9	64.0			66.9	64.0			66.9	64.0			66.8	64.0			60.4	57.7		
	27	28			25	25			25	26			25	26			26	26			27	27		
500	2916	1:20			2979	1:25			2953	1:23			2934	1:22			2919	1:20			2737	1:20		
	66.9	64.0			67.0	64.0			67.0	64.0			67.0	64.0			66.9	64.0			60.5	57.7		
	29	29			26	26			26	27			26	27			27	27			28	28		

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 3 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг													Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т													Посадочный вес, т											
Поправка к расходу топлива																								
На взлетный вес, кг/т													На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																								
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																								
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте		Эшелон полета																					
			290				310				330				350				370				390	
520	3008	1:23	3078	1:28			3049	1:26			3029	1:25			3012	1:23			2822	1:23			2692	1:22
	67.0	64.0	67.1	64.0			67.1	64.0			67.1	64.0			67.0	64.0			60.6	57.7			56.3	53.6
	30	31	27	27			27	28			27	28			28	28			28	29			32	34
540	3101	1:25	3176	1:31			3146	1:29			3124	1:27			3105	1:26			2907	1:26			2772	1:25
	67.1	64.0	67.2	64.0			67.2	64.0			67.2	64.0			67.1	64.0			60.7	57.8			56.4	53.6
	31	32	28	28			28	29			28	29			29	29			29	30			33	34
560	3193	1:28	3275	1:34			3243	1:32			3219	1:30			3198	1:29			2993	1:28			2853	1:28
	67.2	64.0	67.3	64.0			67.3	64.0			67.3	64.0			67.2	64.0			60.7	57.8			56.5	53.6
	32	33	29	29			29	30			29	30			30	30			30	31			34	35
580	3286	1:31	3374	1:37			3340	1:35			3314	1:33			3292	1:31			3078	1:31			2934	1:31
	67.3	64.0	67.4	64.0			67.4	64.0			67.4	64.0			67.3	64.0			60.8	57.8			56.6	53.6
	33	34	30	30			30	31			30	31			31	31			31	32			35	36
600	3379	1:33	3473	1:40			3437	1:37			3409	1:35			3385	1:34			3164	1:34			3014	1:33
	67.4	64.0	67.5	64.0			67.5	64.0			67.5	64.0			67.4	64.0			60.9	57.8			56.7	53.7
	34	36	31	31			31	32			31	32			31	32			32	33			36	37
620	3472	1:36	3572	1:43			3534	1:40			3504	1:38			3479	1:37			3250	1:37			3095	1:35
	67.5	64.0	67.6	64.0			67.6	64.0			67.6	64.0			67.5	64.0			61.0	57.8			56.7	53.7
	35	37	32	33			32	33			32	33			32	33			33	34			37	38
640	3565	1:38	3671	1:46			3631	1:43			3600	1:41			3572	1:39			3336	1:39			3176	1:38
	67.6	64.0	67.7	64.1			67.7	64.1			67.7	64.1			67.6	64.0			61.1	57.8			56.8	53.7
	37	38	33	34			33	34			33	34			33	34			34	35			38	39
660	3658	1:41	3771	1:49			3729	1:46			3695	1:44			3666	1:42			3422	1:42			3257	1:41
	67.7	64.1	67.8	64.1			67.8	64.1			67.8	64.1			67.7	64.1			61.2	57.8			56.9	53.7
	38	39	34	35			34	35			34	35			34	35			35	36			39	40

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 3 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг													Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т													Посадочный вес, т											
Поправка к расходу топлива																								
На взлетный вес, кг/т													На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																								
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																								
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте		Эшелон полета																					
			290				310				330				350				370				390	
680	3752	1:44	3870	1:51			3826	1:49			3791	1:46			3760	1:44			3508	1:44			3338	1:44
	67.8	64.1	67.9	64.1			67.9	64.1			67.9	64.1			67.8	64.1			61.3	57.8			57.0	53.7
	39	41	34	36			35	36			35	36			35	36			36	37			40	41
700	3845	1:46	3970	1:54			3924	1:52			3886	1:49			3854	1:47			3594	1:47			3420	1:46
	67.9	64.1	68.0	64.1			68.0	64.1			68.0	64.1			67.9	64.1			61.4	57.8			57.1	53.7
	40	42	35	37			36	37			35	37			36	37			37	38			41	42
720	3939	1:49	4069	1:57			4021	1:55			3982	1:52			3949	1:50			3680	1:50			3501	1:49
	68.0	64.1	68.1	64.1			68.1	64.1			68.1	64.1			68.0	64.1			61.5	57.8			57.2	53.7
	41	43	36	38			37	39			36	38			37	38			38	39			42	43
740	4032	1:52	4169	2:00			4119	1:57			4078	1:55			4043	1:53			3767	1:53			3583	1:52
	68.1	64.1	68.2	64.1			68.2	64.1			68.2	64.1			68.1	64.1			61.6	57.8			57.3	53.7
	43	44	37	39			38	40			37	39			38	39			39	40			43	44
760	4126	1:54	4269	2:03			4217	2:00			4174	1:58			4137	1:55			3853	1:55			3664	1:55
	68.2	64.1	68.4	64.1			68.3	64.1			68.3	64.1			68.2	64.1			61.7	57.8			57.3	53.7
	44	46	38	40			39	41			38	40			39	40			40	41			44	45
780	4220	1:57	4369	2:06			4315	2:03			4270	2:00			4232	1:58			3940	1:58			3746	1:57
	68.3	64.1	68.5	64.1			68.4	64.1			68.4	64.1			68.3	64.1			61.7	57.8			57.4	53.7
	45	47	39	41			40	42			39	41			40	41			41	42			45	46
800	4314	1:59	4469	2:08			4413	2:05			4366	2:03			4327	2:01			4026	2:01			3828	2:00
	68.4	64.1	68.6	64.1			68.5	64.1			68.5	64.1			68.4	64.1			61.8	57.8			57.5	53.7
	46	48	40	42			41	43			40	42			41	43			42	43			46	48
820	4408	2:02	4569	2:11			4512	2:08			4462	2:05			4422	2:03			4113	2:04			3910	2:02
	68.5	64.1	68.7	64.1			68.6	64.1			68.6	64.1			68.5	64.1			61.9	57.8			57.6	53.7
	47	50	41	43			42	44			41	43			42	44			43	44			47	49

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 3 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг													Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т													Посадочный вес, т											
Поправка к расходу топлива																								
На взлетный вес, кг/т													На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																								
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																								
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте		Эшелон полета																					
			290				310				330				350				370				390	
840	4503	2:05	4669	2:14			4610	2:11			4559	2:08			4517	2:06			4200	2:06			3992	2:05
	68.6	64.1	68.8	64.1			68.7	64.1			68.7	64.1			68.6	64.1			62.0	57.8			57.7	53.7
	49	51	42	44			43	45			42	44			43	45			44	45			48	50
860	4597	2:07	4770	2:17			4708	2:14			4655	2:11			4612	2:08			4287	2:08			4074	2:08
	68.7	64.1	68.9	64.1			68.8	64.1			68.8	64.1			68.7	64.1			62.1	57.8			57.8	53.7
	50	52	43	45			44	46			43	45			44	46			45	46			49	51
880	4692	2:10	4870	2:20			4807	2:17			4752	2:14			4707	2:11			4374	2:11			4156	2:10
	68.8	64.1	69.0	64.1			68.9	64.1			68.9	64.1			68.8	64.1			62.2	57.8			57.9	53.7
	51	54	44	46			45	47			44	46			45	47			46	47			50	52
900	4787	2:13	4971	2:23			4906	2:19			4848	2:16			4802	2:14			4462	2:14			4238	2:13
	68.9	64.1	69.1	64.1			69.0	64.1			69.0	64.1			68.9	64.1			62.3	57.8			57.9	53.7
	52	55	45	48			46	48			45	47			46	48			47	49			51	53
920	4882	2:15	5072	2:26			5004	2:22			4945	2:19			4898	2:17			4549	2:17			4321	2:16
	69.0	64.1	69.2	64.1			69.1	64.1			69.1	64.1			69.0	64.1			62.4	57.8			58.0	53.7
	53	56	46	49			47	49			46	48			47	49			48	50			52	54
940	4977	2:18	5173	2:29			5103	2:25			5042	2:22			4993	2:19			4637	2:19			4403	2:19
	69.1	64.1	69.3	64.1			69.2	64.1			69.2	64.1			69.1	64.1			62.5	57.8			58.1	53.7
	55	58	47	50			48	50			47	49			48	50			49	51			53	55
960	5072	2:20	5274	2:32			5202	2:28			5139	2:25			5089	2:22			4724	2:22			4486	2:21
	69.2	64.1	69.4	64.1			69.3	64.1			69.3	64.1			69.2	64.1			62.6	57.8			58.2	53.7
	56	59	48	51			49	51			48	50			49	51			50	52			54	56
980	5167	2:23	5375	2:34			5301	2:31			5236	2:27			5185	2:25			4812	2:25			4569	2:23
	69.3	64.1	69.5	64.1			69.4	64.1			69.4	64.1			69.3	64.1			62.7	57.8			58.3	53.7
	57	61	49	52			50	52			49	51			50	52			51	53			55	57

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 3 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг													Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т													Посадочный вес, т											
Поправка к расходу топлива																								
На взлетный вес, кг/т													На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																								
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																								
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте		Эшелон полета																					
			290				310				330				350				370				390	
1000	5263	2:26	5476	2:37			5400	2:34			5334	2:30			5281	2:27			4900	2:28			4652	2:26
	69.4	64.1	69.6	64.1			69.5	64.1			69.5	64.1			69.4	64.1			62.8	57.9			58.4	53.7
	58	62	50	53			51	53			50	52			51	53			52	54			56	59
1020	5358	2:28	5578	2:40			5500	2:36			5431	2:32			5377	2:30			4988	2:30			4735	2:29
	69.5	64.1	69.7	64.1			69.6	64.1			69.6	64.1			69.5	64.1			62.8	57.9			58.5	53.7
	60	63	51	54			51	54			51	54			52	54			53	55			57	60
1040	5454	2:31	5679	2:43			5599	2:39			5529	2:35			5473	2:32			5076	2:32			4818	2:32
	69.6	64.1	69.8	64.2			69.7	64.2			69.7	64.1			69.6	64.1			62.9	57.9			58.6	53.7
	61	65	52	55			52	55			52	55			53	55			54	56			58	61
1060	5550	2:34	5781	2:46			5699	2:41			5626	2:38			5570	2:35			5164	2:35			4901	2:34
	69.7	64.1	69.9	64.2			69.9	64.2			69.8	64.2			69.7	64.1			63.0	57.9			58.6	53.7
	62	66	53	56			53	56			53	56			54	57			55	58			59	62
1080	5646	2:36	5883	2:49			5798	2:44			5724	2:41			5666	2:38			5252	2:38			4984	2:37
	69.8	64.2	70.0	64.2			70.0	64.2			69.9	64.2			69.8	64.2			63.1	57.9			58.7	53.7
	63	68	54	57			54	58			54	57			55	58			56	59			60	63
1100	5742	2:39	5985	2:52			5898	2:47			5822	2:43			5763	2:40			5340	2:41			5068	2:40
	69.9	64.2	70.2	64.2			70.1	64.2			70.0	64.2			69.9	64.2			63.2	57.9			58.8	53.8
	65	69	55	58			55	59			55	58			56	59			57	60			61	64
1120	5838	2:41	6087	2:55			5997	2:50			5920	2:46			5859	2:43			5429	2:43			5151	2:42
	70.0	64.2	70.3	64.2			70.2	64.2			70.1	64.2			70.0	64.2			63.3	57.9			58.9	53.8
	66	71	56	59			56	60			56	59			57	60			58	61			62	66
1140	5934	2:44	6189	2:58			6097	2:53			6018	2:49			5956	2:46			5517	2:46			5235	2:45
	70.1	64.2	70.4	64.2			70.3	64.2			70.2	64.2			70.1	64.2			63.4	57.9			59.0	53.8
	67	72	57	60			57	61			57	60			58	61			59	62			63	67

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 3 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг													Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т													Посадочный вес, т											
Поправка к расходу топлива																								
На взлетный вес, кг/т													На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																								
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																								
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте		Эшелон полета																					
			290				310				330				350				370				390	
1160	6031	2:47	6291	3:00			6197	2:55			6116	2:52			6053	2:49			5606	2:49			5318	2:47
	70.2	64.2	70.5	64.2			70.4	64.2			70.3	64.2			70.2	64.2			63.5	57.9			59.1	53.8
	68	73	58	62			58	62			58	61			59	62			60	63			64	68
1180	6128	2:49	6394	3:03			6297	2:58			6214	2:54			6150	2:51			5695	2:52			5402	2:50
	70.3	64.2	70.6	64.2			70.5	64.2			70.4	64.2			70.3	64.2			63.6	57.9			59.2	53.8
	70	75	59	63			59	63			59	62			60	63			61	65			65	69
1200	6224	2:52	6496	3:06			6397	3:01			6312	2:56			6247	2:53			5784	2:54			5486	2:53
	70.4	64.2	70.7	64.2			70.6	64.2			70.5	64.2			70.4	64.2			63.7	57.9			59.3	53.8
	71	76	60	64			60	64			60	63			61	65			62	66			66	70
1220	6321	2:55	6599	3:08			6498	3:04			6411	2:59			6344	2:56			5873	2:56			5570	2:55
	70.5	64.2	70.8	64.2			70.7	64.2			70.6	64.2			70.5	64.2			63.8	57.9			59.3	53.8
	72	78	61	65			61	65			61	64			62	66			63	67			67	72
1240	6418	2:57	6702	3:11			6598	3:07			6509	3:02			6442	2:59			5962	2:59			5654	2:58
	70.6	64.2	70.9	64.2			70.8	64.2			70.7	64.2			70.6	64.2			63.9	57.9			59.4	53.8
	73	79	62	66			62	66			62	66			63	67			64	68			68	73
1260	6515	3:00	6804	3:14			6699	3:09			6608	3:05			6539	3:02			6051	3:02			5738	3:01
	70.7	64.2	71.0	64.2			70.9	64.2			70.8	64.2			70.7	64.2			64.0	57.9			59.5	53.8
	75	81	63	67			63	67			63	67			64	68			65	69			70	74
1280	6613	3:02	6908	3:17			6799	3:12			6707	3:07			6637	3:04			6140	3:05			5823	3:04
	70.8	64.2	71.1	64.2			71.0	64.2			70.9	64.2			70.8	64.2			64.1	57.9			59.6	53.8
	76	82	64	68			64	68			64	68			65	69			66	71			71	75
1300	6710	3:05	7011	3:20			6901	3:15			6806	3:10			6735	3:07			6230	3:07			5907	3:06
	70.9	64.2	71.2	64.2			71.1	64.2			71.0	64.2			70.9	64.2			64.1	57.9			59.7	53.8
	77	84	65	69			65	69			65	69			66	70			67	72			72	77

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 3 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг													Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т													Посадочный вес, т											
Поправка к расходу топлива																								
На взлетный вес, кг/т													На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																								
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																								
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте		Эшелон полета																					
			290				310				330				350				370				390	
1320	6808	3:08	7115	3:23			7002	3:17			6905	3:13			6833	3:10			6319	3:10			5991	3:08
	71.0	64.2	71.3	64.2			71.2	64.2			71.1	64.2			71.0	64.2			64.2	57.9			59.8	53.8
	78	85	65	70			66	70			66	70			67	72			68	73			73	78
1340	6906	3:10	7218	3:26			7103	3:20			7005	3:16			6931	3:12			6409	3:13			6076	3:11
	71.1	64.2	71.4	64.2			71.3	64.2			71.2	64.2			71.1	64.2			64.3	57.9			59.9	53.8
	80	87	66	71			67	72			67	71			68	73			69	74			74	79
1360	7005	3:13	7322	3:28			7204	3:23			7104	3:18			7029	3:15			6499	3:15			6161	3:14
	71.2	64.2	71.6	64.2			71.4	64.2			71.3	64.2			71.3	64.2			64.4	57.9			60.0	53.8
	81	88	67	72			68	73			68	72			69	74			71	76			75	81
1380	7103	3:16	7426	3:31			7306	3:26			7204	3:21			7128	3:17			6589	3:18			6246	3:17
	71.3	64.2	71.7	64.2			71.5	64.2			71.4	64.2			71.4	64.2			64.5	57.9			60.1	53.8
	82	90	68	73			69	74			69	74			70	75			72	77			76	82
1400	7202	3:18	7529	3:34			7408	3:28			7303	3:23			7226	3:20			6679	3:20			6331	3:19
	71.4	64.2	71.8	64.2			71.6	64.2			71.5	64.2			71.5	64.2			64.6	57.9			60.1	53.8
	83	91	69	74			69	75			70	75			71	76			73	78			77	83
1420	7301	3:21	7633	3:37			7509	3:31			7403	3:26			7325	3:23			6769	3:23			6416	3:22
	71.5	64.2	71.9	64.3			71.8	64.2			71.6	64.2			71.6	64.2			64.7	57.9			60.2	53.8
	85	92	70	76			70	76			71	76			72	78			74	79			78	84
1440	7401	3:23	7738	3:40			7611	3:34			7503	3:29			7424	3:25			6859	3:26			6501	3:25
	71.6	64.2	72.0	64.3			71.9	64.3			71.7	64.2			71.7	64.2			64.8	57.9			60.3	53.8
	86	94	71	77			71	77			72	77			73	79			75	81			79	86
1460	7500	3:26	7842	3:43			7713	3:37			7603	3:31			7523	3:28			6949	3:28			6586	3:27
	71.7	64.2	72.1	64.3			72.0	64.3			71.9	64.3			71.8	64.2			64.9	58.0			60.4	53.8
	87	95	72	78			72	78			72	78			74	80			76	82			80	87

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 3 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг													Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т													Посадочный вес, т											
Поправка к расходу топлива																								
На взлетный вес, кг/т													На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																								
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																								
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте		Эшелон полета																					
			290				310				330				350				370				390	
1480	7599	3:29	7946	3:46			7816	3:40			7704	3:34			7622	3:31			7040	3:31			6671	3:30
	71.8	64.3	72.2	64.3			72.1	64.3			72.0	64.3			71.9	64.3			65.0	58.0			60.5	53.8
	88	97	73	79			73	79			73	79			75	81			77	83			82	89
1500	7699	3:31	8051	3:48			7918	3:42			7804	3:37			7721	3:33			7130	3:34			6757	3:32
	72.0	64.3	72.3	64.3			72.2	64.3			72.1	64.3			72.0	64.3			65.1	58.0			60.6	53.8
	89	98	74	80			74	80			74	80			76	82			78	85			83	90
1520	7799	3:34	8155	3:51			8020	3:45			7904	3:40			7820	3:36			7221	3:37			6842	3:35
	72.1	64.3	72.4	64.3			72.3	64.3			72.2	64.3			72.1	64.3			65.2	58.0			60.7	53.8
	91	100	75	81			75	81`			75	82			77	84			79	86			84	91
1540	7899	3:37	8260	3:54			8123	3:47			8005	3:42			7920	3:38			7312	3:39			6928	3:38
	72.2	64.3	72.5	64.3			72.4	64.3			72.3	64.3			72.2	64.3			65.3	58.0			60.8	53.8
	92	101	76	82			76	82			76	83			78	85			80	87			85	93
1560	7999	3:39	8365	3:56			8225	3:50			8106	3:45			8020	3:41			7403	3:41			7014	3:40
	72.3	64.3	72.7	64.3			72.5	64.3			72.4	64.3			72.3	64.3			65.4	58.0			60.9	53.8
	93	103	77	83			77	83			77	84			79	86			81	88			86	94
1580	8100	3:42	8469	3:59			8328	3:53			8207	3:47			8119	3:44			7494	3:44			7100	3:43
	72.4	64.3	72.8	64.3			72.6	64.3			72.5	64.3			72.4	64.3			65.5	58.0			61.0	53.9
	94	104	78	84			78	85			78	85			80	87			83	90			87	95
1600	8200	3:44	8574	4:02			8431	3:56			8308	3:50			8219	3:46			7586	3:47			7186	3:46
	72.5	64.3	72.9	64.3			72.7	64.3			72.6	64.3			72.5	64.3			65.6	58.0			61.0	53.9
	95	105	79	85			79	86			79	86			82	89			84	91			88	97
1620	8301	3:47	8680	4:05			8534	3:58			8409	3:53			8319	3:49			7677	3:50			7272	3:48
	72.6	64.3	73.0	64.3			72.8	64.3			72.7	64.3			72.6	64.3			65.7	58.0			61.1	53.9
	96	107	79	86			80	87			80	87			83	90			85	92			90	98

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 3 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг													Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т													Посадочный вес, т											
Поправка к расходу топлива																								
На взлетный вес, кг/т													На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																								
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																								
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте		Эшелон полета																					
			290		310		330		350		370		390											
1640	8402	3:50	8785	4:08	8637	4:01	8510	3:55	8419	3:52	7769	3:52	7358	3:51										
	72.7	64.3	73.1	64.3	72.9	64.3	72.8	64.3	72.7	64.3	65.8	58.0	61.2	53.9										
	98	108	80	87	81	88	81	89	84	91	86	94	91	100										
1660	8504	3:52	8890	4:11	8740	4:04	8611	3:58	8520	3:54	7860	3:55	7444	3:53										
	72.8	64.3	73.2	64.3	73.0	64.3	72.9	64.3	72.8	64.3	65.9	58.0	61.3	53.9										
	99	110	81	89	82	89	82	90	85	93	87	95	92	101										
1680	8605	3:55	8996	4:13	8843	4:07	8713	4:01	8620	3:57	7952	3:58	7530	3:56										
	72.9	64.3	73.3	64.3	73.2	64.3	73.0	64.3	72.9	64.3	66.0	58.0	61.4	53.9										
	100	111	82	90	82	90	83	91	86	94	88	97	93	102										
1700	8707	3:58	9102	4:16	8947	4:09	8815	4:04	8721	3:59	8044	4:00	7617	3:59										
	73.0	64.3	73.4	64.3	73.3	64.3	73.1	64.3	73.0	64.3	66.1	58.0	61.5	53.9										
	101	112	83	91	83	91	84	92	87	95	89	98	94	104										
1720	8808	4:00	9207	4:19	9050	4:12	8916	4:06	8822	4:02	8136	4:03	7704	4:01										
	73.1	64.3	73.5	64.3	73.4	64.3	73.2	64.3	73.1	64.3	66.1	58.0	61.6	53.9										
	102	114	84	92	84	92	85	93	88	96	90	99	95	105										
1740	8910	4:02	9313	4:22	9154	4:14	9018	4:08	8922	4:05	8228	4:05	7790	4:04										
	73.2	64.3	73.6	64.3	73.5	64.3	73.3	64.3	73.2	64.3	66.2	58.0	61.7	53.9										
	103	115	85	93	85	93	86	95	89	98	91	101	97	107										
1760	9012	4:05	9419	4:25	9258	4:17	9120	4:11	9023	4:07	8320	4:08	7877	4:07										
	73.3	64.3	73.8	64.3	73.6	64.3	73.4	64.3	73.3	64.3	66.3	58.0	61.8	53.9										
	104	117	86	94	86	94	87	96	90	99	93	102	98	108										
1780	9114	4:08	9526	4:27	9362	4:20	9222	4:14	9125	4:10	8413	4:11	7964	4:09										
	73.4	64.3	73.9	64.3	73.7	64.3	73.6	64.3	73.5	64.3	66.4	58.0	61.9	53.9										
	105	118	87	95	87	95	88	97	91	100	94	104	99	110										

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 3 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг														Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т														Посадочный вес, т											
Поправка к расходу топлива																									
На взлетный вес, кг/т														На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																									
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																									
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте				Эшелон полета																				
					290				310				330				350				370				390	
1800	9216	4:10			9632	4:30			9466	4:23			9325	4:17			9226	4:13			8505	4:13			8051	4:12
	73.5	64.3			74.0	64.4			73.8	64.3			73.7	64.3			73.6	64.3			66.5	58.0			62.0	53.9
	107	119			88	96			88	97			89	98			92	102			95	105			100	111
1820	9319	4:13			9739	4:33			9570	4:25			9427	4:19			9327	4:15			8598	4:16			8138	4:14
	73.7	64.3			74.1	64.4			73.9	64.3			73.8	64.3			73.7	64.3			66.6	58.0			62.0	53.9
	108	121			89	97			89	98			90	100			93	103			96	106			101	113
1840	9422	4:16			9845	4:35			9675	4:28			9530	4:22			9429	4:18			8691	4:19			8226	4:17
	73.8	64.3			74.2	64.4			74.0	64.4			73.9	64.3			73.8	64.3			66.7	58.0			62.1	53.9
	109	122			90	98			90	99			91	101			94	104			97	108			102	114
1860	9525	4:18			9952	4:38			9779	4:31			9632	4:25			9530	4:20			8783	4:21			8313	4:20
	73.9	64.3			74.3	64.4			74.1	64.4			74.0	64.4			73.9	64.3			66.8	58.0			62.2	53.9
	110	123			90	99			91	100			92	102			95	106			98	109			104	116
1880	9628	4:21			10059	4:41			9884	4:34			9735	4:27			9632	4:23			8876	4:24			8401	4:22
	74.0	64.4			74.4	64.4			74.2	64.4			74.1	64.4			74.0	64.4			66.9	58.1			62.3	53.9
	111	125			91	101			92	101			93	103			96	107			100	111			105	117
1900	9732	4:23			10166	4:44			9988	4:36			9838	4:30			9734	4:26			8970	4:26			8489	4:25
	74.1	64.4			74.5	64.4			74.4	64.4			74.2	64.4			74.1	64.4			67.0	58.1			62.4	53.9
	112	126			92	102			93	102			94	104			98	108			101	112			106	119
1920	9835	4:26			10273	4:47			10093	4:39			9941	4:32			9836	4:28			9063	4:29			8577	4:28
	74.2	64.4			74.7	64.4			74.5	64.4			74.3	64.4			74.2	64.4			67.1	58.1			62.5	53.9
	113	127			93	103			93	103			95	106			99	110			102	114			107	120
1940	9939	4:31			10380	4:49			10198	4:41			10044	4:35			9939	4:31			9156	4:32			8665	4:30
	74.3	64.4			74.8	64.4			74.6	64.4			74.4	64.4			74.3	64.4			67.2	58.1			62.6	53.9
	114	128			94	104			94	104			96	107			100	111			103	115			108	122

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 3 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг													Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т													Посадочный вес, т											
Поправка к расходу топлива																								
На взлетный вес, кг/т													На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																								
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																								
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте		Эшелон полета																					
			290				310				330				350				370				390	
1960	10041	4:34	10488	4:52			10303	4:44			10147	4:38			10041	4:34			9250	4:34			8753	4:33
	74.4	64.4	74.9	64.4			74.7	64.4			74.5	64.4			74.4	64.4			67.3	58.1			62.7	53.9
	115	130	95	105			95	105			97	108			101	112			104	117			110	123
1980	10144	4:36	10595	4:55			10409	4:47			10251	4:40			10144	4:36			9343	4:37			8842	4:35
	74.5	64.4	75.0	64.4			74.8	64.4			74.6	64.4			74.5	64.4			67.4	58.1			62.8	53.9
	116	131	96	106			96	107			98	109			102	114			105	118			111	125
2000	10246	4:39	10703	4:58			10514	4:50			10354	4:43			10246	4:39			9437	4:40			8930	4:38
	74.6	64.4	75.1	64.4			74.9	64.4			74.7	64.4			74.6	64.4			67.5	58.1			62.9	53.9
	117	132	97	107			97	108			100	111			103	115			106	119			112	127
2020	10349	4:41	10811	5:01			10619	4:52			10458	4:46			10349	4:41			9531	4:42			9019	4:41
	74.7	64.4	75.2	64.4			75.0	64.4			74.9	64.4			74.7	64.4			67.6	58.1			63.0	53.9
	118	134	98	108			98	109			101	112			104	116			108	121			113	128
2040	10452	4:44	10919	5:03			10725	4:55			10561	4:48			10452	4:44			9625	4:45			9108	4:43
	74.8	64.4	75.3	64.4			75.1	64.4			75.0	64.4			74.8	64.4			67.7	58.1			63.1	54.0
	119	135	99	109			99	110			102	113			105	118			109	122			115	130
2060	10555	4:47	11027	5:06			10831	4:58			10665	4:51			10555	4:47			9719	4:47			9197	4:46
	75.0	64.4	75.4	64.4			75.2	64.4			75.1	64.4			75.0	64.4			67.8	58.1			63.2	54.0
	120	136	99	110			100	111			103	114			106	119			110	124			116	131
2080	10658	4:49	11136	5:08			10937	5:01			10769	4:53			10658	4:49			9813	4:50			9286	4:49
	75.1	64.4	75.6	64.4			75.4	64.4			75.2	64.4			75.1	64.4			67.9	58.1			63.2	54.0
	121	137	100	111			101	112			104	116			107	121			111	125			117	133
2100	10762	4:52	11244	5:11			11043	5:03			10873	4:56			10762	4:52			9908	4:53			9375	4:51
	75.2	64.4	75.7	64.4			75.5	64.4			75.3	64.4			75.2	64.4			68.0	58.1			63.3	54.0
	122	138	101	113			102	113			105	117			108	122			112	127			118	135

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 3 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг													Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т													Посадочный вес, т											
Поправка к расходу топлива																								
На взлетный вес, кг/т													На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																								
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																								
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте												Эшелон полета											
			290				310				330				350				370				390	
2120	10866	4:55	11353	5:14	11150	5:06	10978	4:59	10866	4:55	10003	4:55	9464	4:54										
	75.3	64.4	75.8	64.4	75.6	64.4	75.4	64.4	75.3	64.4	68.1	58.1	63.4	54.0										
	122	140	102	114	102	114	106	118	110	123	114	129	120	136										
2140	10970	4:57	11461	5:17	11256	5:08	11083	5:01	10970	4:57	10097	4:58	9553	4:56										
	75.4	64.4	75.9	64.4	75.7	64.4	75.5	64.4	75.4	64.4	68.2	58.1	63.5	54.0										
	123	141	103	115	103	115	107	120	111	125	115	130	121	138										
2160	11074	4:59	11570	5:20	11362	5:11	11187	5:04	11074	4:59	10192	5:01	9643	4:59										
	75.5	64.4	76.0	64.4	75.8	64.4	75.6	64.4	75.5	64.4	68.3	58.1	63.6	54.0										
	124	142	104	116	104	117	108	121	112	126	116	132	122	139										
2180	11186	5:02	11686	5:22	11476	5:14	11299	5:07	11186	5:02	10294	5:03	9740	5:02										
	75.7	64.5	76.2	64.5	76.0	64.5	75.8	64.5	75.7	64.5	68.4	58.2	63.8	54.0										
	125	143	105	117	105	118	109	122	113	128	117	133	123	141										
2200	11291	5:05	11795	5:25	11583	5:16	11404	5:09	11291	5:05	10389	5:06	9831	5:04										
	75.8	64.5	76.3	64.5	76.1	64.5	75.9	64.5	75.8	64.5	68.6	58.2	63.9	54.0										
	126	144	106	118	106	119	110	123	114	129	118	135	125	143										
2220	11396	5:07	11904	5:28	11690	5:19	11510	5:12	11396	5:07	10485	5:08	9921	5:07										
	75.9	64.5	76.4	64.5	76.2	64.5	76.0	64.5	75.9	64.5	68.7	58.2	64.0	54.0										
	127	146	106	119	107	120	111	125	115	130	120	136	126	144										
2240	11501	5:10	12014	5:31	11797	5:22	11615	5:14	11501	5:10	10580	5:11	10011	5:10										
	76.0	64.5	76.5	64.5	76.3	64.5	76.1	64.5	76.0	64.5	68.8	58.2	64.0	54.0										
	128	147	107	120	108	121	112	126	116	132	121	138	127	146										
2260	11606	5:13	12124	5:33	11904	5:25	11721	5:17	11606	5:13	10676	5:14	10102	5:12										
	76.1	64.5	76.6	64.5	76.4	64.5	76.2	64.5	76.1	64.5	68.9	58.2	64.1	54.0										
	129	148	108	121	109	122	113	127	117	133	122	139	128	148										

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 3 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг													Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т													Посадочный вес, т											
Поправка к расходу топлива																								
На взлетный вес, кг/т													На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																								
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																								
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте		Эшелон полета																					
			290				310				330				350				370				390	
2280	11711	5:15	12233	5:36			12012	5:27			11827	5:20			11711	5:15			10772	5:16			10193	5:15
	76.2	64.5	76.8	64.5			76.5	64.5			76.3	64.5			76.2	64.5			69.0	58.2			64.2	54.0
	130	149	109	122			110	123			114	129			118	135			123	141			130	149
2300	11816	5:18	12343	5:38			12119	5:29			11933	5:22			11816	5:18			10868	5:19			10284	5:17
	76.3	64.5	76.9	64.5			76.6	64.5			76.4	64.5			76.3	64.5			69.1	58.2			64.3	54.1
	130	150	110	124			111	124			115	130			120	136			124	143			131	151
2320	11922	5:20	12453	5:41			12227	5:32			12039	5:25			11922	5:20			10964	5:22			10375	5:20
	76.4	64.5	77.0	64.5			76.8	64.5			76.6	64.5			76.4	64.5			69.2	58.2			64.4	54.1
	131	151	111	125			111	126			116	131			121	138			126	144			132	153
2340	12028	5:23	12563	5:44			12335	5:35			12146	5:28			12028	5:23			11061	5:24			10466	5:23
	76.5	64.5	77.1	64.5			76.9	64.5			76.7	64.5			76.5	64.5			69.3	58.2			64.5	54.1
	132	152	112	126			112	127			117	132			122	139			127	146			134	155
2360	12133	5:26	12674	5:47			12442	5:38			12252	5:30			12133	5:26			11157	5:27			10557	5:25
	76.7	64.5	77.2	64.5			77.0	64.5			76.8	64.5			76.7	64.5			69.4	58.2			64.6	54.1
	133	153	113	127			113	128			118	134			123	141			128	147			135	156
2380	12239	5:28	12784	5:50			12551	5:40			12359	5:32			12239	5:28			11254	5:29			10648	5:28
	76.8	64.5	77.3	64.6			77.1	64.5			76.9	64.5			76.8	64.5			69.5	58.2			64.7	54.1
	134	155	113	128			114	129			119	135			124	142			129	149			136	158
2400	12346	5:31	12894	5:52			12659	5:43			12465	5:35			12346	5:31			11351	5:32			10740	5:31
	76.9	64.5	77.5	64.6			77.2	64.5			77.0	64.5			76.9	64.5			69.6	58.2			64.8	54.1
	135	156	114	129			115	130			120	136			125	144			131	151			137	160
2420	12452	5:34	13005	5:55			12767	5:46			12572	5:38			12452	5:34			11448	5:35			10832	5:33
	77.0	64.5	77.6	64.6			77.3	64.6			77.1	64.5			77.0	64.5			69.7	58.2			64.9	54.1
	135	157	115	130			116	131			121	138			126	145			132	152			139	162

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 3 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг													Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т													Посадочный вес, т											
Поправка к расходу топлива																								
На взлетный вес, кг/т													На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																								
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																								
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте		Эшелон полета																					
			290				310				330				350				370				390	
2440	12559	5:36	13116	5:58	12875	5:48	12679	5:41	12559	5:36	11545	5:37	10924	5:35										
	77.1	64.5	77.7	64.6	77.4	64.6	77.2	64.6	77.1	64.5	69.8	58.2	65.0	54.1										
	136	158	116	131	117	132	122	139	128	146	133	154	140	163										
2460	12665	5:38	13226	6:01	12984	5:51	12787	5:43	12665	5:38	11642	5:40	11016	5:38										
	77.2	64.6	77.8	64.6	77.6	64.6	77.3	64.6	77.2	64.6	69.9	58.2	65.1	54.1										
	137	159	117	132	118	133	123	140	129	148	134	156	141	165										
2480	12772	5:41	13337	6:03	13093	5:53	12894	5:46	12772	5:41	11739	5:43	11108	5:41										
	77.3	64.6	77.9	64.6	77.7	64.6	77.5	64.6	77.3	64.6	70.0	58.2	65.2	54.1										
	138	160	118	133	119	135	124	142	130	149	136	157	143	167										
2500	12879	5:44	13448	6:06	13201	5:56	13001	5:49	12879	5:44	11837	5:45	11201	5:44										
	77.4	64.6	78.0	64.6	77.8	64.6	77.6	64.6	77.4	64.6	70.1	58.2	65.3	54.1										
	139	161	119	135	119	136	125	143	131	151	137	159	144	169										
2520	12987	5:47	13560	6:08	13310	5:59	13109	5:51	12987	5:47	11934	5:48	11293	5:46										
	77.6	64.6	78.2	64.6	77.9	64.6	77.7	64.6	77.6	64.6	70.2	58.3	65.4	54.1										
	140	163	119	136	120	137	126	144	132	152	138	161	145	170										
2540	13094	5:49	13671	6:11	13419	6:01	13217	5:53	13094	5:49	12032	5:50	11386	5:49										
	77.7	64.6	78.3	64.6	78.0	64.6	77.8	64.6	77.7	64.6	70.3	58.3	65.5	54.1										
	141	164	120	137	121	138	127	146	133	154	139	162	147	172										
2560	13202	5:52	13783	6:14	13528	6:04	13325	5:56	13202	5:52	12130	5:53	11479	5:52										
	77.8	64.6	78.4	64.6	78.1	64.6	77.9	64.6	77.8	64.6	70.4	58.3	65.6	54.1										
	141	165	121	138	122	139	128	147	134	156	141	164	148	174										
2580	13310	5:55	13894	6:17	13637	6:07	13433	5:59	13310	5:55	12228	5:56	11572	5:54										
	77.9	64.6	78.5	64.6	78.2	64.6	78.0	64.6	77.9	64.6	70.5	58.3	65.7	54.1										
	142	166	122	139	123	140	129	148	136	157	142	166	149	176										

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 3 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг													Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т													Посадочный вес, т											
Поправка к расходу топлива																								
На взлетный вес, кг/т													На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																								
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																								
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте		Эшелон полета																					
			290				310				330				350				370				390	
2600	13418	5:57	14006	6:19			13747	6:10			13542	6:01			13418	5:57			12326	5:58			11666	5:56
	78.0	64.6	78.6	64.6			78.4	64.6			78.1	64.6			78.0	64.6			70.6	58.3			65.8	54.1
	143	167	123	140			124	141			130	150			137	159			143	167			151	178
2620	13526	5:59	14118	6:22			13856	6:12			13650	6:04			13526	5:59			12424	6:01			11759	5:59
	78.1	64.6	78.7	64.6			78.5	64.6			78.3	64.6			78.1	64.6			70.7	58.3			65.9	54.1
	144	168	124	141			125	143			131	151			138	160			144	169			152	179
2640	13634	6:02	14230	6:25			13966	6:14			13759	6:07			13634	6:02			12523	6:04			11853	6:02
	78.2	64.6	78.9	64.6			78.6	64.6			78.4	64.6			78.2	64.6			70.8	58.3			66.0	54.1
	145	170	125	142			126	144			132	153			139	162			146	171			153	181
2660	13743	6:05	14342	6:28			14076	6:17			13868	6:09			13742	6:05			12621	6:06			11947	6:04
	78.4	64.6	79.0	64.6			78.7	64.6			78.5	64.6			78.4	64.6			70.9	58.3			66.1	54.1
	146	171	125	143			126	145			133	154			140	163			147	173			155	183
2680	13851	6:07	14454	6:30			14186	6:20			13977	6:12			13851	6:07			12720	6:09			12041	6:07
	78.5	64.6	79.1	64.6			78.8	64.6			78.6	64.6			78.5	64.6			71.0	58.3			66.2	54.1
	147	172	126	145			127	146			134	155			141	165			148	174			156	185
2700	13960	6:10	14567	6:32			14296	6:22			14087	6:14			13960	6:10			12820	6:11			12135	6:10
	78.6	64.6	79.2	64.7			78.9	64.6			78.7	64.6			78.6	64.6			71.1	58.3			66.3	54.2
	147	173	127	146			128	147			135	157			142	166			150	176			158	187
2720	14069	6:13	14667	6:35			14406	6:25			14196	6:17			14069	6:13			12919	6:14			12230	6:12
	78.7	64.6	79.25	64.6			79.1	64.6			78.8	64.6			78.7	64.6			71.2	58.3			66.4	54.2
	148	175	128	147			129	148			136	158			144	168			151	178			159	189
2740	14179	6:15	14764	6:38			14516	6:28			14306	6:20			14179	6:15			13019	6:17			12324	6:15
	78.8	64.6	79.25	64.5			79.2	64.7			78.9	64.6			78.8	64.6			71.3	58.3			66.5	54.2
	149	176	129	148			130	149			137	159			145	169			152	180			160	191

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 3 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг													Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т													Посадочный вес, т											
Поправка к расходу топлива																								
На взлетный вес, кг/т													На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																								
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																								
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте		Эшелон полета																					
			290		310		330		350		370		390											
2760	14288	6:17	14861	6:41	14622	6:31	14415	6:22	14288	6:17	13119	6:19	12419	6:17										
	78.9	64.6	79.25	64.4	79.25	64.6	79.1	64.7	78.9	64.6	71.4	58.3	66.6	54.2										
	150	177	130	149	131	151	139	161	146	171	153	181	162	193										
2780	14398	6:20	14958	6:44	14717	6:33	14525	6:25	14398	6:20	13219	6:22	12514	6:20										
	79.0	64.7	79.25	64.3	79.25	64.5	79.2	64.7	79.0	64.7	71.5	58.3	66.7	54.2										
	151	179	131	150	132	152	140	162	147	173	155	183	163	194										
2800	14508	6:23	15055	6:47	14812	6:36	14628	6:28	14508	6:23	13319	6:25	12609	6:23										
	79.2	64.7	79.25	64.2	79.25	64.4	79.25	64.6	79.2	64.7	71.6	58.3	66.8	54.2										
	152	180	131	151	133	153	141	164	148	174	156	185	164	196										
2820	14613	6:26	15152	6:50	14907	6:39	14722	6:30	14613	6:26	13419	6:27	12705	6:25										
	79.25	64.6	79.25	64.1	79.25	64.3	79.25	64.5	79.25	64.6	71.8	58.3	66.9	54.2										
	153	181	132	152	133	154	142	165	150	176	157	187	166	198										
2840	14705	6:28	15248	6:53	15002	6:42	14815	6:33	14705	6:28	13520	6:29	12800	6:28										
	79.25	64.5	79.25	64.0	79.25	64.2	79.25	64.4	79.25	64.5	71.9	58.3	67.0	54.2										
	154	183	133	153	134	155	143	166	151	177	159	188	167	200										
2860	14797	6:31	15345	6:56	15097	6:44	14908	6:35	14797	6:31	13621	6:32	12896	6:31										
	79.25	64.5	79.25	63.9	79.25	64.2	79.25	64.3	79.25	64.5	72.0	58.3	67.1	54.2										
	155	184	134	155	135	156	144	168	152	179	160	190	169	202										
2880	14888	6:34	15442	6:59	15191	6:47	15002	6:38	14888	6:34	13722	6:35	12993	6:33										
	79.25	64.4	79.25	63.8	79.25	64.1	79.25	64.2	79.25	64.4	72.1	58.4	67.2	54.2										
	156	186	135	156	136	157	145	169	153	181	161	192	170	204										
2900	14980	6:36	15538	7:02	15286	6:50	15095	6:41	14980	6:36	13823	6:37	13089	6:35										
	79.25	64.3	79.25	63.7	79.25	64.0	79.25	64.2	79.25	64.3	72.2	58.4	67.3	54.2										
	158	187	135	157	137	159	146	171	154	182	163	194	171	206										

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 3 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг													Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т													Посадочный вес, т											
Поправка к расходу топлива																								
На взлетный вес, кг/т													На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																								
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																								
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте		Эшелон полета																					
			290		310		330		350		370		390											
2920	15071	6:39	15634	7:05	15381	6:53	15188	6:44	15071	6:39	13924	6:40	13186	6:38										
	79.25	64.2	79.25	63.6	79.25	63.9	79.25	64.1	79.25	64.2	72.3	58.4	67.4	54.2										
	159	189	136	158	138	160	147	172	155	184	164	196	173	208										
2940	15162	6:41	15731	7:08	15475	6:56	15281	6:47	15162	6:41	14026	6:43	13282	6:41										
	79.25	64.1	79.25	63.5	79.25	63.8	79.25	64.0	79.25	64.1	72.4	58.4	67.5	54.2										
	160	191	137	159	139	161	148	173	157	185	165	198	174	210										
2960	15253	6:44	15827	7:11	15569	6:59	15373	6:49	15253	6:44	14128	6:45	13379	6:43										
	79.25	64.0	79.25	63.4	79.25	63.7	79.25	63.9	79.25	64.0	72.5	58.4	67.6	54.2										
	161	192	138	160	140	162	149	175	158	187	167	199	176	212										
2980	15345	6:47	15923	7:14	15664	7:02	15466	6:52	15345	6:47	14230	6:48	13476	6:46										
	79.25	63.9	79.25	63.3	79.25	63.6	79.25	63.8	79.25	63.9	72.6	58.4	67.7	54.2										
	162	194	139	161	140	163	150	176	159	189	168	201	177	214										
3000	15436	6:50	16019	7:17	15758	7:04	15559	6:55	15436	6:50	14332	6:50	13574	6:49										
	79.25	63.8	79.25	63.2	79.25	63.5	79.25	63.7	79.25	63.8	72.7	58.4	67.8	54.2										
	164	196	140	162	141	164	151	178	160	190	169	203	179	216										

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Расчет полета до запасного аэродрома

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1
Описание..... 1
1 Расчет полета до запасного аэродрома..... 1

Перечень таблиц

Страница

1 Расход топлива и время полета до запасного аэродрома..... 2

Описание

1 Расчет полета до запасного аэродрома

Описание таблиц расхода топлива и времени полета до запасного аэродрома

Таблицы, представленные в данном подразделе, предназначены для расчета расхода топлива и времени полета для заданной воздушной дальности и включают этапы от ухода на второй круг с аэродрома назначения до посадки на запасном аэродроме.

(Таблица 1) рассчитана для следующих условий:

уход на второй круг с высоты принятия решения

G_T = 100 кг

набор высоты на режиме

250 kt / 280 kt / M 0.80

крейсерский полет на режиме

LRC

снижение на режиме

M 0.80 / 280 kt / 250 kt

заход на посадку и посадка

100 кг, 4 минуты

посадочный вес

61500 кг

внешние условия

МСА

ПОС

© ПАО "Корпорация "Иркут"

выключена

В таблице 1 (Таблица 1) представлены:

– расход топлива

– время полета

– поправка к расходу топлива на каждые 1000 кг отличия фактического посадочного веса от 61500 кг.

Поправка к расходу топлива на отличие фактического посадочного веса от заданного значения посадочного веса (61500 кг).

Необходимо выполнить коррекцию табличного значения расхода топлива на полет до запасного аэродрома, если фактический посадочный вес отличается от 61500 кг:

1 Вычислить коэффициент к поправке расхода топлива: величину отличия фактического посадочного веса самолета от 61500 кг разделить на 1000

2 Вычислить поправку к расходу топлива: табличную величину поправки умножить на коэффициент, определенный в п. 1)

3 К табличной величине расхода топлива прибавить (вычесть) поправку, вычисленную в п. 2)

Таблица 1 Расход топлива и время полета до запасного аэродрома

Расход топлива на полет, кг												
Время полета, час:мин												
Поправка к расходу топлива на посадочный вес, кг/т												
Посадочный вес = 61500 кг, СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА (ISA)												
Воздушная дальность, NM	**Эшелон полета**											
	100	**120**	**140**	**160**	**180**	**200**	**230**	**250**	**270**	**290**	**310**	**330**
40	505 0:16 4	511 0:16 4	628 0:19 4									
60	634 0:20 5	636 0:20 5	748 0:23 5									
80	764 0:24 6	761 0:23 6	867 0:26 6	763 0:23 6	765 0:23 6							

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Расход топлива и время полета до запасного аэродрома

Расход топлива на полет, кг												
Время полета, час:мин												
Поправка к расходу топлива на посадочный вес, кг/т												
Посадочный вес = 61500 кг, СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА (ISA)												
Воздушная дальность, NM	Эшелон полета											
	100	120	140	160	180	200	230	250	270	290	310	330
100	893 0:28 7	885 0:28 7	987 0:31 7	879 0:27 7	876 0:26 7	878 0:26 7						
120	1023 0:32 8	1010 0:31 8	1106 0:34 8	994 0:31 8	987 0:30 8	985 0:29 8						
140	1153 0:36 9	1135 0:35 9	1226 0:38 9	1109 0:34 9	1098 0:34 9	1092 0:33 9	1094 0:32 9	1099 0:32 9				
160	1282 0:40 10	1260 0:39 10	1346 0:41 10	1224 0:38 10	1209 0:37 10	1199 0:37 10	1197 0:36 10	1199 0:35 10	1201 0:35 10			
180	1412 0:44 11	1385 0:43 11	1466 0:45 11	1340 0:41 11	1320 0:40 11	1306 0:40 11	1300 0:39 11	1298 0:39 11	1298 0:38 11	1301 0:38 11		
200	1543 0:47 12	1511 0:47 12	1586 0:49 12	1455 0:45 12	1431 0:44 12	1414 0:43 12	1403 0:43 12	1398 0:42 12	1395 0:41 12	1396 0:41 12		
220	1673 0:52 13	1636 0:50 13	1707 0:53 13	1571 0:49 13	1543 0:47 13	1521 0:47 13	1507 0:46 13	1498 0:45 13	1492 0:44 13	1490 0:44 13	1492 0:44 13	
240	1803 0:56 14	1761 0:54 14	1827 0:56 14	1686 0:52 14	1654 0:51 14	1629 0:50 14	1610 0:49 14	1598 0:49 14	1589 0:47 14	1585 0:47 14	1584 0:47 14	1589 0:46 14
260	1934 0:59 15	1887 0:58 15	1947 1:00 15	1802 0:55 15	1766 0:55 15	1736 0:53 15	1713 0:52 15	1698 0:52 15	1686 0:51 15	1680 0:50 15	1677 0:49 15	1680 0:49 15

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Расход топлива и время полета до запасного аэродрома

Расход топлива на полет, кг												
Время полета, час:мин												
Поправка к расходу топлива на посадочный вес, кг/т												
Посадочный вес = 61500 кг, СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА (ISA)												
Воздушная дальность, NM	**Эшелон полета**											
	100	**120**	**140**	**160**	**180**	**200**	**230**	**250**	**270**	**290**	**310**	**330**
280	2064 1:04 16	2013 1:02 16	2068 1:04 16	1918 0:59 16	1877 0:58 16	1844 0:57 16	1817 0:55 16	1798 0:55 16	1783 0:54 16	1775 0:53 16	1769 0:52 16	1771 0:52 16
300	2195 1:07 17	2139 1:05 17	2189 1:07 17	2034 1:02 17	1989 1:01 17	1952 1:00 17	1920 0:59 17	1898 0:58 17	1881 0:57 17	1870 0:56 17	1862 0:55 17	1862 0:55 17
320	2326 1:11 18	2265 1:10 18	2309 1:11 18	2150 1:06 18	2101 1:05 18	2060 1:04 18	2024 1:02 18	1998 1:01 18	1978 1:00 18	1965 0:59 18	1955 0:58 18	1953 0:57 18
340	2456 1:15 19	2391 1:13 19	2430 1:14 19	2266 1:10 19	2213 1:08 19	2168 1:07 19	2128 1:05 19	2099 1:04 19	2076 1:03 19	2060 1:02 19	2048 1:01 19	2044 1:00 19
360	2588 1:19 20	2517 1:17 20	2551 1:18 20	2382 1:13 20	2325 1:12 20	2276 1:10 20	2232 1:08 20	2199 1:07 20	2173 1:06 20	2155 1:05 20	2141 1:04 20	2135 1:03 20
380	2719 1:23 21	2643 1:21 21	2672 1:22 21	2499 1:17 21	2437 1:15 21	2385 1:14 21	2336 1:11 21	2300 1:11 21	2271 1:09 21	2251 1:08 21	2234 1:07 21	2226 1:05 21
400	2850 1:27 22	2769 1:25 22	2793 1:26 22	2615 1:20 22	2550 1:19 22	2493 1:17 22	2440 1:15 22	2400 1:14 22	2369 1:12 22	2346 1:11 22	2327 1:10 22	2318 1:08 22
420	2981 1:31 23	2896 1:28 23	2914 1:29 23	2732 1:24 23	2662 1:22 23	2601 1:20 23	2544 1:18 23	2501 1:17 23	2467 1:16 23	2442 1:14 23	2420 1:13 23	2409 1:11 23
440	3113 1:35 24	3023 1:32 24	3035 1:33 24	2848 1:28 24	2774 1:26 24	2710 1:24 24	2648 1:22 24	2602 1:20 24	2565 1:19 24	2538 1:17 24	2514 1:16 24	2501 1:14 24

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Расход топлива и время полета до запасного аэродрома

Расход топлива на полет, кг												
Время полета, час:мин												
Поправка к расходу топлива на посадочный вес, кг/т												
Посадочный вес = 61500 кг, СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА (ISA)												
Воздушная дальность, NM	Эшелон полета											
	100	120	140	160	180	200	230	250	270	290	310	330
460	3245 1:39 25	3149 1:36 25	3157 1:37 25	2965 1:31 25	2887 1:29 25	2819 1:27 25	2752 1:25 25	2703 1:23 25	2663 1:22 25	2633 1:20 25	2607 1:19 25	2593 1:17 25
480	3376 1:43 26	3276 1:40 26	3278 1:40 26	3082 1:35 26	3000 1:32 26	2928 1:31 26	2857 1:28 26	2804 1:26 26	2762 1:25 26	2729 1:23 26	2701 1:21 26	2685 1:20 26
500	3508 1:47 27	3403 1:43 27	3400 1:44 27	3199 1:38 27	3112 1:36 27	3036 1:34 27	2961 1:31 27	2905 1:29 27	2860 1:28 27	2825 1:26 27	2795 1:24 27	2776 1:22 27

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Воздушная дальность

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1
Описание..... 1
1 Воздушная дальность..... 1

Перечень таблиц

Страница

1 Воздушная дальность ниже FL 270..... 1
2 Воздушная дальность на FL 270 и до FL 330..... 2
3 Воздушная дальность на FL 330 и выше..... 3

Описание

1 Воздушная дальность

В подразделе представлены таблицы для определения воздушной дальности в зависимости от высоты полета, наземной дальности и ветра на маршруте, для скоростей крейсерского полета соответствующих M = 0.8 и при использовании режима максимальной дальности LRC.

Значения величины воздушной дальности в зависимости от наземной дальности и продольной составляющей скорости ветра при полете на высотах ниже эшелона FL 270 приведены в таблице 1 (Таблица 1)

Таблица 1 Воздушная дальность ниже FL 270

Наземная дальность, NM	Воздушная дальность, NM						
	Продольная составляющая скорости ветра, kt						
	+150	+100	+50	0	-50	-100	-150
50	37	40	45	50	58	68	82
100	76	82	90	100	114	133	158
200	146	160	178	200	230	270	331
300	217	239	266	300	346	408	503
400	288	317	353	400	462	545	676
500	359	395	441	500	578	682	848
600	430	474	529	600	695	820	1021
700	500	552	617	700	811	957	1193
800	571	631	705	800	927	1095	1366
900	642	709	792	900	1043	1232	1538
1000	713	787	880	1000	1159	1369	1711
1100	784	866	968	1100	1275	1507	1883

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Воздушная дальность ниже FL 270

Наземная дальность, NM	Воздушная дальность, NM						
	Продольная составляющая скорости ветра, kt						
	+150	+100	+50	0	-50	-100	-150
1200	854	944	1056	1200	1391	1644	2056
1300	925	1023	1144	1300	1507	1782	2228
1400	996	1101	1231	1400	1623	1919	2401
1500	1067	1179	1319	1500	1739	2056	2573
1600	1138	1258	1407	1600	1856	2194	2746
1700	1208	1336	1495	1700	1972	2331	2918
1800	1279	1415	1583	1800	2088	2469	3091
1900	1350	1493	1670	1900	2204	2606	3263
2000	1421	1571	1758	2000	2320	2743	3436
2100	1492	1650	1846	2100	2436	2881	3608
2200	1562	1728	1934	2200	2552	3018	3781
2300	1633	1807	2022	2300	2668	3156	3953
2400	1704	1885	2109	2400	2784	3293	4126
2500	1775	1963	2197	2500	2900	3430	4298

Значения величины воздушной дальности в зависимости от наземной дальности и продольной составляющей скорости ветра при полете на эшелонах FL 270 и до FL 330 приведены в таблице 2 (Таблица 2)

Таблица 2 Воздушная дальность на FL 270 и до FL 330

Наземная дальность, NM	Воздушная дальность, NM						
	Продольная составляющая скорости ветра, kt						
	+150	+100	+50	0	-50	-100	-150
50	41	44	47	50	55	63	73
100	81	87	92	100	108	116	130
200	157	169	182	200	221	244	280
300	232	251	273	300	335	377	439
400	308	333	363	400	449	510	598
500	383	415	453	500	563	643	757
600	459	497	543	600	677	777	916
700	534	579	633	700	791	910	1075
800	610	661	724	800	905	1043	1234
900	685	743	814	900	1019	1176	1393
1000	761	825	904	1000	1133	1309	1551
1100	836	906	994	1100	1247	1442	1710
1200	912	988	1085	1200	1360	1575	1869

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Воздушная дальность на FL 270 и до FL 330

Наземная дальность, NM	Воздушная дальность, NM						
	Продольная составляющая скорости ветра, kt						
	+150	+100	+50	0	-50	-100	-150
1300	987	1070	1175	1300	1474	1708	2028
1400	1063	1152	1265	1400	1588	1841	2187
1500	1138	1234	1355	1500	1702	1974	2346
1600	1214	1316	1445	1600	1816	2108	2505
1700	1289	1398	1536	1700	1930	2241	2664
1800	1365	1480	1626	1800	2044	2374	2823
1900	1440	1562	1716	1900	2158	2507	2982
2000	1516	1644	1806	2000	2272	2640	3140
2100	1591	1726	1897	2100	2386	2773	3299
2200	1667	1808	1987	2200	2499	2906	3458
2300	1742	1890	2077	2300	2613	3039	3617
2400	1818	1972	2167	2400	2727	3172	3776
2500	1893	2054	2257	2500	2841	3305	3935

Значения величины воздушной дальности в зависимости от наземной дальности и продольной составляющей скорости ветра при полете на эшелонах FL 330 и выше приведены в таблице 3 (Таблица 3)

Таблица 3 Воздушная дальность на FL 330 и выше

Наземная дальность, NM	Воздушная дальность, NM						
	Продольная составляющая скорости ветра, kt						
	+150	+100	+50	0	-50	-100	-150
50	37	41	45	50	56	64	75
100	75	82	90	100	113	129	150
200	150	164	180	200	225	257	300
300	225	246	270	300	338	386	450
400	300	327	360	400	450	514	600
500	375	409	450	500	563	643	750
600	450	491	540	600	675	772	900
700	525	573	630	700	788	900	1051
800	600	655	720	800	900	1029	1201
900	675	736	810	900	1013	1157	1351
1000	750	818	900	1000	1125	1286	1501
1100	825	900	990	1100	1238	1415	1651
1200	900	982	1080	1200	1350	1543	1801
1300	975	1064	1170	1300	1463	1672	1951

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 3 Воздушная дальность на FL 330 и выше

Наземная дальность, NM	Воздушная дальность, NM						
	Продольная составляющая скорости ветра, kt						
	+150	+100	+50	0	-50	-100	-150
1400	1050	1145	1260	1400	1575	1800	2025
1500	1125	1227	1350	1500	1688	1929	2251
1600	1200	1309	1440	1600	1800	2058	2401
1700	1275	1391	1530	1700	1913	2186	2552
1800	1350	1473	1620	1800	2025	2315	2702
1900	1425	1554	1710	1900	2138	2443	2852
2000	1500	1636	1800	2000	2250	2572	3002
2100	1575	1718	1890	2100	2363	2701	3152
2200	1650	1800	1980	2200	2475	2829	3302
2300	1725	1882	2070	2300	2588	2958	3452
2400	1800	1963	2160	2400	2700	3086	3602
2500	1875	2045	2250	2500	2813	3215	3752

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Коммерческий остаток топлива (Tankering)

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1
Описание..... 1
1 Коммерческий остаток топлива (Tankering)..... 1

Описание

1 Коммерческий остаток топлива (Tankering)

Зарезервировано.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Справочные данные

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1
Описание..... 1
1 Справочные данные..... 1
1.1 Определение высоты полета с учетом поправки на температуру воздуха..... 1
1.2 Определение продольной и боковой составляющих скорости ветра..... 1
1.3 Соотношение скорости V_{CAS} и числа M 3

Перечень таблиц

Страница

1 Поправки к высоте на температуру наружного воздуха, ft 1

Перечень иллюстраций

Страница

1 Составляющие скорости ветра..... 2
2 Соотношение скорости VCAS и числа M..... 3

Описание

1 Справочные данные

1.1 Определение высоты полета с учетом поправки на температуру воздуха

В таблице 1 (Таблица 1) опубликованы поправки к высоте на температуру воздуха. Поправку необходимо прибавить к опубликованной в AIP минимальной высоте полета.

Таблица 1 Поправки к высоте на температуру наружного воздуха, ft

Температура на аэродроме,° C	Высота полета над уровнем аэродрома, ft								
	200	**300**	**400**	**500**	**1000**	**2000**	**3000**	**4000**	**5000**
0	20	20	30	30	60	120	170	230	280
-10	20	30	40	50	100	200	290	390	490
-20	30	50	60	70	140	280	420	570	710
-30	40	60	80	100	190	380	570	760	950
-40	50	80	100	120	240	480	720	970	1210
-50	60	90	120	150	300	590	890	1190	1500

1.2 Определение продольной и боковой составляющих скорости ветра

Зависимость продольной и боковой составляющих от направления и величины скорости ветра показана на рисунке 1 (Рис. 1)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

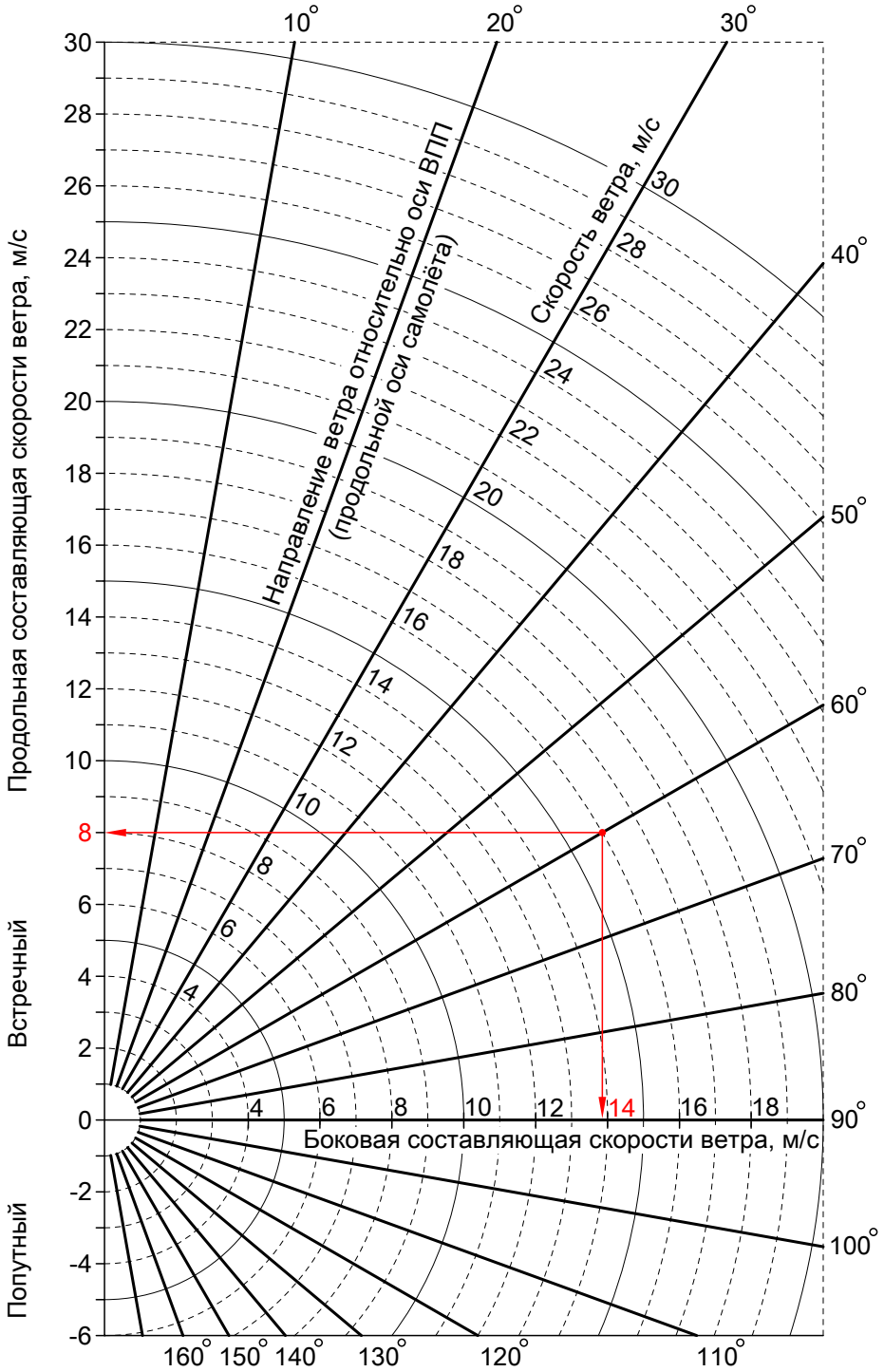


Рисунок 1 Составляющие скорости ветра

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Пример

Исходные данные:

1 Направление ветра относительно оси ВПП — 60°

2 Скорость ветра — 16 м/с

Результат:

1 Боковая составляющая скорости ветра (под углом 90° справа) — 14 м/с

2 Продольная составляющая скорости ветра (встречная) — 8 м/с

1.3 Соотношение скорости V_{CAS} и числа M

На номограмме показана зависимость числа M от скорости и высоты полета (Рис. 2)

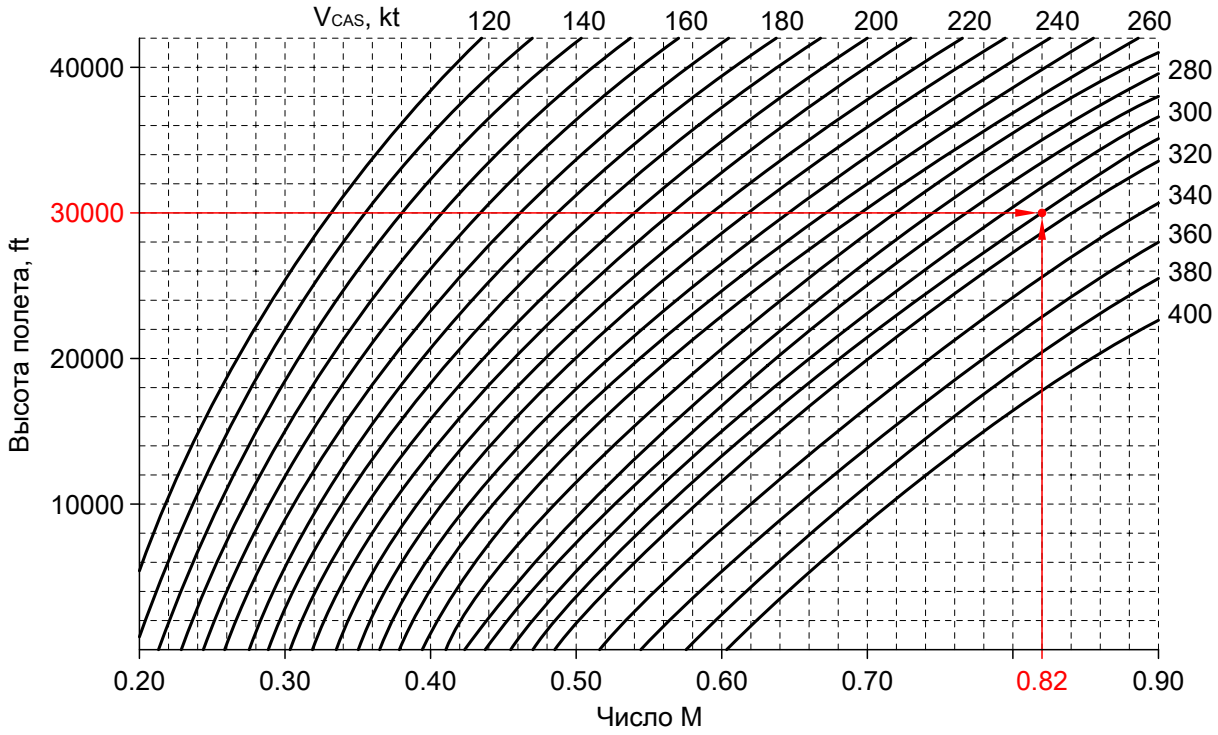


Рисунок 2 Соотношение скорости V_{CAS} и числа M

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Взлетные характеристики

Общие сведения

Содержание

Страница

Общие сведения 1
Описание 1
1 Взлетные характеристики 1
1.1 Эксплуатационные факторы, ограничивающие максимальный взлетный вес 1

Описание

1 Взлетные характеристики

В данном подразделе представлены материалы, позволяющие определять максимальный взлетный вес самолета и значения скоростей на взлете в зависимости от взлетного веса для фактических условий эксплуатации, а также всю необходимую информацию, обеспечивающую надлежащий уровень безопасности при выполнении взлета с одним отказавшим двигателем.

1.1 Эксплуатационные факторы, ограничивающие максимальный взлетный вес

Максимальный взлетный вес самолета может ограничиваться:

- располагаемой длиной разбега при нормальном взлете
- располагаемыми дистанциями продолженного и прерванного взлета при отказе одного двигателя
- нормированными значениями градиента набора высоты на 1 и 2 участках взлета в случае продолженного взлета с одним отказавшим двигателем
- энергоемкостью тормозов колес
- допустимой путевой скоростью из условий ограничений по пневматикам колес шасси.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Таблицы максимального взлетного веса

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1
Описание..... 1
1 Таблицы максимального взлетного веса..... 1

Описание

1 Таблицы максимального взлетного веса

Зарезервировано.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Таблицы максимально допустимых взлетных весов и характерных скоростей взлета

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные 1
Описание 1
1 Определение максимально допустимого взлетного веса 1
1.1 Эксплуатационные факторы, ограничивающие максимальный взлетный вес 2
1.2 Таблицы для расчета максимального взлетного веса 2
1.2.1 Коды ограничений применяемые в таблицах 2
1.2.2 Поправки к располагаемой длине ВПП на ветер и уклон ВПП 3
1.2.3 Таблицы для конфигурации FLAPS 1 + F 3
1.2.4 Таблицы для конфигурации FLAPS 2 8
1.2.5 Примеры выполнения расчета взлетных характеристик 13

Перечень таблиц

Страница

1 Поправки на ветер и уклон ВПП 3
2 Максимальный взлетный вес и $V_{пр}$ на взлете $H_{впп}$ = 0 ft, FLAPS 1 + F 3
3 Максимальный взлетный вес и $V_{пр}$ на взлете $H_{впп}$ = 0 ft, FLAPS 1 + F (продолжение) 4
4 Максимальный взлетный вес и $V_{пр}$ на взлете $H_{впп}$ = 1000 ft, FLAPS 1 + F 5
5 Максимальный взлетный вес и $V_{пр}$ на взлете $H_{впп}$ = 1000 ft, FLAPS 1 + F (продолжение) 6
6 Максимальный взлетный вес и $V_{пр}$ на взлете $H_{впп}$ = 2000 ft, FLAPS 1 + F 6
7 Максимальный взлетный вес и $V_{пр}$ на взлете $H_{впп}$ = 2000 ft, FLAPS 1 + F (продолжение) 7
8 Максимальный взлетный вес и $V_{пр}$ на взлете $H_{впп}$ = 0 ft, FLAPS2 8
9 Максимальный взлетный вес и $V_{пр}$ на взлете $H_{впп}$ = 0 ft, FLAPS 2 (продолжение) 9
10 Максимальный взлетный вес и $V_{пр}$ на взлете $H_{впп}$ = 1000 ft, FLAPS 2 10
11 Максимальный взлетный вес и $V_{пр}$ на взлете $H_{впп}$ = 1000 ft, FLAPS 2 (продолжение) 10
12 Максимальный взлетный вес и $V_{пр}$ на взлете $H_{впп}$ = 2000 ft, FLAPS 2 11
13 Максимальный взлетный вес и $V_{пр}$ на взлете $H_{впп}$ = 2000 ft, FLAPS 2 (продолжение) 12

Описание

1 Определение максимально допустимого взлетного веса

В данном подразделе представлен материал, позволяющий определить максимальный взлетный вес самолета и скорости на взлете для фактических условий эксплуатации.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.1 Эксплуатационные факторы, ограничивающие максимальный взлетный вес

Максимальный взлетный вес самолета может ограничиваться:

- располагаемой длиной разбега (TORA) при нормальном взлете
- располагаемыми дистанциями продолженного (TODA) и прерванного (ASDA) взлета при отказе одного двигателя
- нормированными значениями градиента набора высоты на 1 и 2 участках взлета в случае продолженного взлета с одним отказавшим двигателем
- энергоемкостью тормозов колес
- допустимой путевой скоростью пневматиков колес шасси.

1.2 Таблицы для расчета максимального взлетного веса

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Таблицы расчета максимального взлетного веса и взлетных скоростей не предусмотрены для использования при наличии условий обледенения или попутной составляющей скорости ветра на взлете

ВНИМАНИЕ

В таблицах 2 — 13 числовые значения скоростей V_R / V_2 приведены в сокращенном на 100 kt виде

В таблице 1 даются поправки к длине ВПП на ветер и уклон. По таблицам 2 — 13 можно определить: максимально допустимый взлетный вес, код ограничения и скорости V_1, V_R и V_2, в зависимости от скорректированной длины ВПП и температуры воздуха. Таблицы рассчитаны для условий:

- барометрическая высота ВПП: 0, 1000 и 2000 ft
- конфигурация FLAPS 1 + F и FLAPS 2
- СКВ выключена
- ПОС выключена
- ВПП сухая

Примечание

При определении по таблицам максимально допустимого взлетного веса и взлетных скоростей применяется метод линейной интерполяции.

1.2.1 Коды ограничений применяемые в таблицах

Коды ограничений:

1 градиент набора высоты на первом сегменте

2 градиент набора высоты на втором сегменте

3 ограничение по длине ВПП (два двигателя работают)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4 ограничение по длине ВПП (один двигатель работает)

5 максимальная энергоемкость тормозов

6 максимальная путевая скорость

7 максимальный взлетный вес.

1.2.2 Поправки к располагаемой длине ВПП на ветер и уклон ВПП

Поправки на уклон ВПП и встречную составляющую скорости ветра у земли к установленным значениям располагаемых длин ВПП приведены в таблице 1 (Таблица 1)

Таблица 1 Поправки на ветер и уклон ВПП

Поправка на ветер и уклон ВПП											
Длина ВПП, м		**1000**	**1250**	**1500**	**1750**	**2000**	**2250**	**2500**	**2750**	**3000**	**3250**	**3500**
Ветер	**Встречный, добавить на каждый узел, м**	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17
Уклон ВПП	**Вниз, добавить на каждый процент, м**	10	25	45	70	100	130	160	190	225	260	290
	Вверх, уменьшить на каждый процент, м	15	30	50	80	120	170	225	280	330	380	430

1.2.3 Таблицы для конфигурации FLAPS 1 + F

Значения величин максимального взлетного веса, кода ограничений, скоростей V_1, V_R, V_2, в зависимости от скорректированной длины ВПП и температуры наружного воздуха у земли, для высоты ВПП = 0 ft приведены в таблице 2 и таблице 3 (Таблица 2, Таблица 3)

Таблица 2 Максимальный взлетный вес и $V_{пр}$ на взлете $H_{впп}$ = 0 ft, FLAPS 1 + F

Конфигурация FLAPS 1 + F						
Барометрическая высота ВПП = 0 ft, сухая, уклон = 0 %						
Макс. взлет. вес, х 1000 кг **Код ограничения** **Приборная скорость (IAS), kt : V_1 / V_R / V_2**						
OAT °C	**Скорректированная длина ВПП, м**					
	1000	**1250**	**1500**	**1750**	**2000**	**2250**
-10	50.4 4 108 / 23 / 40	61.2 4 117 / 28 / 43	67.2 4 126 / 36 / 48	72.4 4 133 / 42 / 53	77.0 4 139 / 47 / 56	79.25 4 143 / 50 / 58
0	48.0 4 108 / 23 / 40	59.8 4 115 / 27 / 42	66.1 4 124 / 34 / 47	71.3 4 131 / 41 / 52	76.0 4 138 / 46 / 56	79.25 4 142 / 50 / 58
10		58.7 4 114 / 25 / 42	65.1 4 123 / 33 / 47	70.4 4 130 / 42 / 51	74.9 4 136 / 45 / 55	79.25 4 142 / 50 / 58

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Максимальный взлетный вес и $V_{пр}$ на взлете $H_{впп}$ = 0 ft, FLAPS 1 + F

Конфигурация FLAPS 1 + F						
Барометрическая высота ВПП = 0 ft, сухая, уклон = 0 %						
Макс. взлет. вес, х 1000 кг / Код ограничения Приборная скорость (IAS), kt : V_1 / V_R / V_2						
OAT °C	Скорректированная длина ВПП, м					
	1000	1250	1500	1750	2000	2250
20		57.5 4 113 / 25 / 41	64.1 4 121 / 32 / 46	69.4 4 128 / 38 / 50	73.9 4 134 / 44 / 54	77.9 4 140 / 48 / 57
25		56.8 4 112 / 25 / 41	63.5 4 120 / 31 / 45	68.8 4 127 / 38 / 49	73.4 4 133 / 43 / 53	77.4 4 139 / 48 / 57
30		56.2 4 111 / 25 / 41	63.0 4 119 / 31 / 45	68.3 4 127 / 37 / 49	72.9 4 133 / 42 / 53	76.9 4 138 / 47 / 56
35		54.1 4 110 / 24 / 40	61.3 4 118 / 29 / 43	66.4 4 125 / 35 / 48	70.9 4 131 / 40 / 51	74.8 4 137 / 45 / 55
40		51.2 4 109 / 23 / 40	59.3 4 117 / 27/ 42	64.5 4 124 / 32 / 46	68.8 4 130 / 38 / 50	72.6 4 135 / 42 / 53

Таблица 3 Максимальный взлетный вес и $V_{пр}$ на взлете $H_{впп}$ = 0 ft, FLAPS 1 + F (продолжение)

Конфигурация FLAPS 1 + F						
Барометрическая высота ВПП = 0 ft, сухая, уклон = 0 %						
Макс. взлет. вес, х 1000 кг / Код ограничения Приборная скорость (IAS), kt : V_1 / V_R / V_2						
OAT °C	Скорректированная длина ВПП, м					
	2250	2500	2750	3000	3250	3500
-10	79.25 7 143 / 50 / 58	79.25 7 143 / 50 / 58	79.25 7 143 / 50 / 58	79.25 7 143 / 50 / 58	79.25 7 143 / 50 / 58	79.25 7 143 / 50 / 58
0	79.25 7 142 / 50 / 58	79.25 7 142 / 50 / 58	79.25 7 142 / 50 / 58	79.25 7 142 / 50 / 58	79.25 7 142 / 50 / 58	79.25 7 142 / 50 / 58
10	79.25 7 142 / 50 / 58	79.25 7 142 / 50 / 58	79.25 7 142 / 50 / 58	79.25 7 142 / 50 / 58	79.25 7 142 / 50 / 58	79.25 7 142 / 50 / 58
20	77.9 4 140 /48 / 57	79.25 7 142 / 50 / 58	79.25 7 142 / 50 / 58	79.25 7 142 / 50 / 58	79.25 7 142 / 50 / 58	79.25 7 142 / 50 / 58
25	77.4 4 139 / 48 / 57	79.25 7 142 / 50 / 58	79.25 7 142 / 50 / 58	79.25 7 142 / 50 / 58	79.25 7 142 / 50 / 58	79.25 7 142 / 50 / 58
30	76.9 4 138 / 47 / 56	79.25 7 142 / 50 / 58	79.25 7 142 / 50 / 58	79.25 7 142 / 50 / 58	79.25 7 142 / 50 / 58	79.25 7 142 / 50 / 58
35	74.8 4 137 / 45 / 55	78.4 4 142 / 49 / 58	79.25 7 143 / 50 / 58	79.25 7 143 / 50 / 58	79.25 7 143 / 50 / 58	79.25 7 143 / 50 / 58

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 3 Максимальный взлетный вес и $V_{пр}$ на взлете $H_{впп}$ = 0 ft, FLAPS 1 + F (продолжение)

Конфигурация FLAPS 1 + F						
Барометрическая высота ВПП = 0 ft, сухая, уклон = 0 %						
Макс. взлет. вес, x 1000 кг Код ограничения Приборная скорость (IAS), kt : V_1 / V_R / V_2						
OAT °C	Скорректированная длина ВПП, м					
	2250	2500	2750	3000	3250	3500
40	72.6 4 135 / 42 / 53	76.1 4 140 / 46 / 56	79.2 4 145 / 50 / 56	79.25 7 145 / 50 / 58	79.25 7 145 / 50 / 58	79.25 7 145 / 50 / 58

Значения величин максимального взлетного веса, кода ограничений, скоростей V_1, V_R, V_2, в зависимости от скорректированной длины ВПП и температуры наружного воздуха для высоты ВПП = 1000 ft приведены в таблице 4 и таблице 5 (Таблица 4,Таблица 5)

Таблица 4 Максимальный взлетный вес и $V_{пр}$ на взлете $H_{впп}$ = 1000 ft, FLAPS 1 + F

Конфигурация FLAPS 1 + F						
Барометрическая высота ВПП = 1000 ft, сухая, уклон = 0 %						
Макс. взлет. вес, x 1000 кг Код ограничения Приборная скорость (IAS), kt : V_1 / V_R / V_2						
OAT °C	Скорректированная длина ВПП, м					
	1000	1250	1500	1750	2000	2250
-10	47.5 4 108 / 123 / 40	59.3 4 116 / 26 / 42	65.6 4 124 / 34 / 47	70.6 4 131 / 40 / 51	75.2 4 137 / 45 / 55	79.2 4 143 / 50 / 58
0		58.0 4 114 / 25 / 41	64.3 4 122 / 32 / 46	69.6 4 129 / 39 / 50	74.1 4 136 / 44 / 54	78.1 4 141 / 49 / 57
10		56.9 4 112 / 25 / 41	63.3 4 121 / 31 / 45	68.5 4 128 / 37 / 49	73.0 4 134 / 43 / 53	77.0 4 139 / 47 / 56
20		55.6 4 111 / 24 / 40	62.2 4 119 / 30 / 44	67.5 4 126 / 37 / 49	72.0 4 132 / 43 / 52	76.0 4 138 / 47 / 56
25		55.0 4 110 / 24 / 40	61.8 4 118 / 29 / 44	67.0 4 125 / 35 / 48	71.6 4 131 / 41 / 52	75.5 4 137 / 46 / 55
30		53.5 4 109 / 23 / 40	60.6 4 117 / 28 / 43	66.0 4 125 / 34 / 47	70.6 4 130 / 40 / 51	74.4 4 136 / 44 / 54
35		50.3 4 109 / 23 / 40	58.8 4 116 / 26 / 42	64.1 4 123 / 32 / 46	68.4 4 129 / 37 / 49	72.3 4 134 / 42 / 53
40		47.2 4 108 / 23 / 40	56.9 4 115 / 25 / 41	62.1 4 121 / 30 / 44	66.5 4 128 / 35 / 48	70.2 4 133 / 39 / 51

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 5 Максимальный взлетный вес и $V_{пр}$ на взлете $H_{впп}$ = 1000 ft, FLAPS 1 + F (продолжение)

Конфигурация FLAPS 1 + F						
Барометрическая высота ВПП = 1000 ft, сухая, уклон = 0 %						
Макс. взлет. вес, х 1000 кг / Код ограничения Приборная скорость (IAS), kt : V_1 / V_R / V_2						
OAT °C	Скорректированная длина ВПП, м					
	2250	2500	2750	3000	3250	3500
-10	79.2 4 143 /50 / 58	79.25 7 143 /50 / 58	79.25 7 143 / 50 / 58	79.25 7 143 / 50 / 58	79.25 7 143 / 50 / 58	79.25 7 143 / 50 / 58
0	78.1 4 141 / 49 / 57	79.25 7 143 / 50 / 58	79.25 7 143 / 50 / 58	79.25 7 143 / 50 / 58	79.25 7 143 / 50 / 58	79.25 7 143 / 50 / 58
10	77.0 4 139 / 47 / 56	79.25 7 143 / 50 / 58	79.25 7 143 / 50 / 58	79.25 7 143 / 50 / 58	79.25 7 143 / 50 / 58	79.25 7 143 / 50 / 58
20	76.0 4 138 / 47 / 56	79.25 7 142 / 50 / 58	79.25 7 142 / 50 / 58	79.25 7 142 / 50 / 58	79.25 7 142 / 50 / 58	79.25 7 142 / 50 / 58
25	75.5 4 137 / 46 / 55	79.1 4 142 / 50 / 58	79.25 7 142 / 50 / 58	79.25 7 142 / 50 / 58	79.25 7 142 / 50 / 58	79.25 7 142 / 50 / 58
30	74.4 4 136 / 44 / 54	77.9 4 141 / 48 / 57	79.25 7 143 / 50 / 58	79.25 7 143 / 50 / 58	79.25 7 143 / 50 / 58	79.25 7 143 / 50 / 58
35	72.3 4 134 / 42 / 53	75.8 4 140 / 46 / 55	78.9 4 144 / 50 / 58	79.25 7 145 / 50 / 58	79.25 7 145 / 50 / 58	79.25 7 145 / 50 / 58
40	70.2 4 133 / 39 / 51	73.5 4 138 / 43 / 54	76.5 4 142 / 47 / 56	79.25 7 147 / 50 / 58	79.25 7 147 / 50 / 58	79.25 7 147 / 50 / 58

Значения величин максимального взлетного веса, кода ограничений, скоростей V_1, V_R, V_2, в зависимости от скорректированной длины ВПП и температуры наружного воздуха, для высоты ВПП = 2000 ft приведены в таблице 6 и таблице 7 (Таблица 6,Таблица 7)

Таблица 6 Максимальный взлетный вес и $V_{пр}$ на взлете $H_{впп}$ = 2000 ft, FLAPS 1 + F

Конфигурация FLAPS 1 + F						
Барометрическая высота ВПП = 2000 ft, сухая, уклон = 0 %						
Макс. взлет. вес, х 1000 кг / Код ограничения Приборная скорость (IAS), kt : V_1 / V_R / V_2						
OAT °C	Скорректированная длина ВПП, м					
	1000	1250	1500	1750	2000	2250
-10	45.0 4 108 / 23 / 40	57.3 4 114 / 25 / 41	63.8 4 122 / 32 / 45	68.8 4 129 / 38 / 50	73.2 4 135 / 43 / 53	77.1 4 141 / 48 / 57
0		56.0 4 112 / 24 / 41	62.5 4 120 / 30 / 44	67.7 4 127 / 36 / 49	72.2 4 133 / 42 / 52	76.1 4 139 / 46 / 56

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 6 Максимальный взлетный вес и $V_{пр}$ на взлете $H_{впп}$ = 2000 ft, FLAPS 1 + F

Конфигурация FLAPS 1 + F						
Барометрическая высота ВПП = 2000 ft, сухая, уклон = 0 %						
Макс. взлет. вес, х 1000 кг Код ограничения Приборная скорость (IAS), kt : V_1 / V_R / V_2						
OAT °C	Скорректированная длина ВПП, м					
	1000	1250	1500	1750	2000	2250
10		54.9 4 111 / 24 / 40	61.5 4 119 / 29 / 44	66.7 4 126 / 35 / 48	71.2 4 132 / 40 / 52	75.2 4 137 / 45 / 55
20		52.9 4 109 / 23 / 40	60.5 4 118 / 28 / 43	65.7 4 124 / 34 / 47	70.3 4 130 / 39 / 51	74.1 4 136 / 44 / 54
25		51.8 4 109 / 23 / 40	59.8 4 117 / 27 / 42	65.2 4 124 / 33 / 47	69.8 4 130 / 39 / 50	73.6 4 135 / 43 / 53
30		49.5 4 108 / 23 / 40	58.4 4 115 / 26 / 42	63.6 4 122 / 31 / 45	68.0 4 128 / 37 / 49	71.9 4 134 / 41 / 52
35		46.6 4 108 / 23 / 40	56.3 4 114 / 25 / 41	61.7 4 121 / 29 / 44	66.1 4 127 / 34 / 48	69.9 4 132 / 39 / 51
40			54.1 4 113 / 24 / 40	59.8 4 119 / 27 / 42	64.1 4 125 / 32 / 46	67.7 4 131 / 36 / 49

Таблица 7 Максимальный взлетный вес и $V_{пр}$ на взлете $H_{впп}$ = 2000 ft, FLAPS 1 + F (продолжение)

Конфигурация FLAPS 1 + F						
Барометрическая высота ВПП = 2000 ft, сухая, уклон = 0 %						
Макс. взлет. вес, х 1000 кг Код ограничения Приборная скорость (IAS), kt : V_1 / V_R / V_2						
OAT °C	Скорректированная длина ВПП, м					
	2250	2500	2750	3000	3250	3500
-10	77.1 4 141 / 48 / 57	79.25 7 144 / 50 / 58	79.25 7 144 / 50 / 58	79.25 7 144 / 50 / 58	79.25 7 144 / 50 / 58	79.25 7 144 / 50 / 58
0	76.1 4 139 / 46 / 56	79.25 7 144 / 50 / 58	79.25 7 144 / 50 / 58	79.25 7 144 / 50 / 58	79.25 7 144 / 50 / 58	79.25 7 144 / 50 / 58
10	75.2 4 137 / 45 / 55	78.7 4 143 / 49 / 58	79.25 7 143 / 50 / 58	79.25 7 143 / 50 / 58	79.25 7 143 / 50 / 58	79.25 7 143 /50 / 58
20	74.1 4 136 / 44 / 54	77.6 4 141 / 48 / 57	79.25 7 143 / 50 / 58	79.25 7 143 / 50 / 58	79.25 7 143 / 50 / 58	79.25 7 143 / 50 / 58
25	73.6 4 135 / 43 / 53	77.2 4 140 / 48 / 57	79.25 7 143 / 50 /58	79.25 7 143 / 50 / 58	79.25 7 143 / 50 / 58	79.25 7 143 / 50 / 58
30	71.9 4 134 / 41 / 52	75.4 4 139 / 45 / 55	78.5 4 143 / 49 / 58	79.25 7 144 / 50 / 58	79.25 7 144 / 50 / 58	79.25 7 144 / 50 / 58

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 7 Максимальный взлетный вес и $V_{пр}$ на взлете $H_{впп}$ = 2000 ft, FLAPS 1 + F (продолжение)

Конфигурация FLAPS 1 + F						
Барометрическая высота ВПП = 2000 ft, сухая, уклон = 0 %						
Макс. взлет. вес, х 1000 кг Код ограничения Приборная скорость (IAS), kt : V_1 / V_R / V_2						
OAT °C	Скорректированная длина ВПП, м					
	2250	2500	2750	3000	3250	3500
35	69.9 4 132 / 39 / 51	73.2 4 137 / 43 / 53	76.3 4 142 / 46 / 56	79.0 4 146 / 50 / 58	79.25 7 146 / 50 / 58	79.25 7 146 / 50 / 58
40	67.7 4 131 / 36 / 49	71.0 4 135 / 40 / 51	73.9 4 140 / 44 / 54	76.4 4 144 / 47 / 56	78.8 4 148 / 49 / 58	79.25 7 149 / 50 / 58

1.2.4 Таблицы для конфигурации FLAPS 2

Значения величин максимального взлетного веса, кода ограничений, скоростей V_1, V_R, V_2, в зависимости от скорректированной длины ВПП и температуры наружного воздуха, для высоты ВПП = 0 ft приведены в таблице 8 и таблице 9 (Таблица 8,Таблица 9)

Таблица 8 Максимальный взлетный вес и $V_{пр}$ на взлете $H_{впп}$ = 0 ft, FLAPS2

Конфигурация FLAPS 2					
Барометрическая высота ВПП = 0 ft, сухая, уклон = 0 %					
Макс. взлет. вес, х 1000 кг Код ограничения Приборная скорость (IAS), kt : V_1 / V_R / V_2					
OAT °C	Скорректированная длина ВПП, м				
	1000	1250	1500	1750	2000
-10	51.6 4 108 / 23 /38	62.7 4 116 / 27 / 40	68.8 4 125 / 32 / 44	73.6 4 132 / 36 / 48	78.2 4 138 / 40 / 51
0	49.3 4 108 / 23 / 38	61.6 4 114 / 26 /39	67.8 4 123 / 31 / 44	72.6 4 130 / 35 / 47	77.2 4 136 / 39 / 50
10	47.0 4 108 / 23 /38	60.5 4 113 / 25 /39	66.9 4 122 / 30 / 43	71.6 4 128 / 34 / 46	76.2 4 135 / 38 / 49
20		59.3 4 112 / 25 /38	66.0 4 120 / 30 / 43	70.6 4 127 / 34 / 46	75.2 4 133 / 37 / 49
25		58.6 4 111 / 24 /38	65.5 4 119 / 29 /42	70.2 4 126 / 33 / 45	74.8 4 132 / 37 / 48
30		57.8 4 110 / 24 /38	65.0 4 118 / 29 /42	69.7 4 125 / 33 / 45	74.2 4 131 / 37 / 48
35		55.3 4 109 / 23 /38	63.0 4 117 / 27 /41	67.6 4 124 / 31 / 44	72.0 4 130 / 35 / 47

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 8 Максимальный взлетный вес и $V_{пр}$ на взлете $H_{впп}$ = 0 ft, FLAPS2

Конфигурация FLAPS 2					
Барометрическая высота ВПП = 0 ft, сухая, уклон = 0 %					
Макс. взлет. вес, х 1000 кг / Код ограничения Приборная скорость (IAS), kt : V_1 / V_R / V_2					
OAT °C	Скорректированная длина ВПП, м				
	1000	1250	1500	1750	2000
40		52.2 4 108 / 23 /38	60.8 4 116 / 25 /39	65.6 4 123 / 29 / 42	69.9 4 129 / 33 / 45

Таблица 9 Максимальный взлетный вес и $V_{пр}$ на взлете $H_{впп}$ = 0 ft, FLAPS 2 (продолжение)

Конфигурация FLAPS 2				
Барометрическая высота ВПП = 0 ft, сухая, уклон = 0 %				
Макс. взлет. вес, х 1000 кг / Код ограничения Приборная скорость (IAS), kt : V_1 / V_R / V_2				
OAT °C	Скорректированная длина ВПП, м			
	2000	2250	2500	2750
-10	78.2 4 138 / 40 / 51	79.25 7 140 / 41 / 52	79.25 7 140 /41 / 52	79.25 7 140 / 41 / 52
0	77.2 4 136 / 39 / 50	79.25 7 139 / 41 / 52	79.25 7 139 / 41 / 52	79.25 7 139 / 41 / 52
10	76.2 4 135 / 38 / 49	79.25 7 139 / 41 / 52	79.25 7 139 / 41 / 52	79.25 7 139 / 41 / 52
20	75.2 4 133 / 37 / 49	79.25 7 139 / 41 / 52	79.25 7 139 / 41 / 52	79.25 7 139 / 41 / 52
25	74.8 4 132 /37 / 48	78.8 4 138 / 40 / 51	79.25 7 139 / 41 / 52	79.25 7 139 / 41 / 52
30	74.2 4 131 / 37 / 48	78.3 4 137 / 40 / 51	79.25 7 138 / 41 / 52	79.25 7 138 / 41 / 52
35	72.0 4 130 / 35 / 47	76.0 4 136 / 38 / 49	79.25 7 140 / 41 / 52	79.25 7 140 / 41 / 52
40	69.9 4 129 / 33 / 45	73.6 4 134 / 36 / 48	77.0 4 139 / 39 / 50	79.25 7 141 / 41 / 52

Значения величин максимального взлетного веса, кода ограничений, скоростейV_1, V_R, V_2 , в зависимости от скорректированной длины ВПП и температуры наружного воздуха, для высоты ВПП = 1000 ft приведены в таблице 10 и таблице 11 (Таблица 10,Таблица 11)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 10 Максимальный взлетный вес и $V_{пр}$ на взлете $H_{впп}$ = 1000 ft, FLAPS 2

Конфигурация FLAPS 2					
Барометрическая высота ВПП = 1000 ft, сухая, уклон = 0 %					
Макс. взлет. вес, х 1000 кг / Код ограничения Приборная скорость (IAS), kt : V_1 / V_R / V_2					
OAT °C	Скорректированная длина ВПП, м				
	1000	1250	1500	1750	2000
-10	48.2 4 108 / 23 / 38	60.7 4 114 / 25 / 39	67.0 4 123 / 31 / 43	71.8 4 129 / 35 / 47	76.3 4 136 / 38 / 49
0	46.0 4 108 / 23 / 38	59.5 4 113 / 25 / 38	66.1 4 121 / 30 / 43	70.8 4 128 / 34 / 46	75.3 4 134 / 37 / 49
10		58.2 4 111 / 25 / 38	65.2 4 119 / 29 / 42	69.8 4 126 / 33 / 45	74.3 4 133 /37 / 48
20		56.8 4 110 / 24 / 38	64.2 4 118 / 28 / 41	68.8 4 125 / 32 / 45	73.3 4 131 / 36 / 48
25		56.2 4 109 / 23 / 38	63.6 4 117 / 28 / 41	68.3 4 124 / 32 / 44	72.8 4 130 / 35 / 47
30		54.6 4 108 / 23 / 38	62.5 4 116 / 27 / 40	67.2 4 123 / 31 / 43	71.7 4 129 / 35 / 46
35		51.2 4 108 / 23 / 38	60.3 4 115 / 25 / 39	65.3 4 122 / 29 / 42	69.6 4 128 / 33 / 45
40		48.2 4 108/ 23 / 38	58.0 4 114 / 24 / 38	63.7 4 120 / 28 / 41	68.2 4 126 / 32 / 44

Таблица 11 Максимальный взлетный вес и $V_{пр}$ на взлете $H_{впп}$ = 1000 ft, FLAPS 2 (продолжение)

Конфигурация FLAPS 2					
Барометрическая высота ВПП = 1000 ft, сухая, уклон = 0 %					
Макс. взлет. вес, х 1000 кг / Код ограничения Приборная скорость (IAS), kt : V_1 / V_R / V_2					
OAT °C	Скорректированная длина ВПП, м				
	2000	2250	2500	2750	3000
-10	76.3 4 136 / 38 / 49	79.25 7 140 / 41 / 52	79.25 7 140 / 41 / 52	79.25 7 140/ 41 / 52	79.25 7 141 / 41 / 52
0	75.3 4 134 / 37 / 49	79.25 7 140 / 41 / 52	79.25 7 140 / 41 / 52	79.25 7 140 / 41 / 52	79.25 7 141 / 41 / 52
10	74.3 4 133 / 37 / 48	78.2 4 138 / 40 / 51	79.25 7 140 / 41 / 52	79.25 7 140 / 41 / 52	79.25 7 141 /41 /52
20	73.3 4 131 / 36 / 48	77.3 4 137 / 39 / 50	79.25 7 139 / 41 / 52	79.25 7 139 / 41 / 52	79.25 7 141/ 41 / 52

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 11 Максимальный взлетный вес и $V_{пр}$ на взлете $H_{впп}$ = 1000 ft, FLAPS 2 (продолжение)

Конфигурация FLAPS 2					
Барометрическая высота ВПП = 1000 ft, сухая, уклон = 0 %					
Макс. взлет. вес, х 1000 кг Код ограничения Приборная скорость (IAS), kt : V_1 / V_R / V_2					
OAT °C	Скорректированная длина ВПП, м				
	2000	2250	2500	2750	3000
25	72.8 4 130 / 35 / 47	76.8 4 136 / 39 / 50	79.25 7 139 / 41 / 52	79.25 7 139 / 41 / 52	79.25 7 141 / 41 / 52
30	71.7 4 129 / 35 / 46	75.7 4 135 / 38 / 49	79.2 4 140 / 41 / 52	79.25 7 140 / 41 / 52	79.25 7 141 / 41 / 52
35	69.6 4 128 / 33 / 45	73.4 4 133 / 36 / 48	76.7 4 138 / 39 / 50	79.25 7 141 / 41 / 52	79.25 7 141 / 41 / 52
40	68.2 4 126/ 32 / 44	72.1 4 131/35 / 47	75.5 4 136 / 38 / 49	78.1 4 139 / 40 / 51	79.25 7 141 / 41 / 52

Значения величин максимального взлетного веса, кода ограничений, скоростей V_1, V_R, V_2, в зависимости от скорректированной длины ВПП и температуры наружного воздуха, для высоты ВПП = 2000 ft приведены в таблице 12 и таблице 13 (Таблица 12,Таблица 13)

Таблица 12 Максимальный взлетный вес и $V_{пр}$ на взлете $H_{впп}$ = 2000 ft, FLAPS 2

Конфигурация FLAPS 2						
Барометрическая высота ВПП = 2000 ft, сухая, уклон = 0 %						
Макс. взлет. вес, х 1000 кг Код ограничения Приборная скорость (IAS), kt : V_1 / V_R / V_2						
OAT °C	Скорректированная длина ВПП, м					
	1000	1250	1500	1750	2000	2250
-10	45.6 4 108 / 23 / 38	58.7 4 113 / 24 / 38	65.4 4 121 / 29 / 42	69.9 4 128 / 33 / 45	74.4 4 134 / 37 / 48	78.2 4 140 / 40 / 51
0		57.4 4 111 / 24 / 38	64.4 4 119 / 29 / 42	68.9 4 126 / 32 / 45	73.3 4 132 / 36 / 48	77.2 4 138 / 39 / 50
10		55.9 4 110 / 23 / 38	63.2 4 117 / 28 / 41	67.9 4 125 / 31 / 44	72.3 4 131 / 35 / 47	76.3 4 136 / 38 / 49
20		54.1 4 108 / 23 / 38	62.2 4 116 / 27 / 40	66.9 4 123 / 31 / 43	71.4 4 129 / 34 / 46	75.4 4 135 /38 / 49
25		53.2 4 108 / 23 / 38	61.7 4 115 / 26 / 40	66.5 4 122 / 30 / 43	70.9 4 128 / 34 / 46	74.9 4 134 / 37 / 49
30		50.3 4 108 / 23 / 38	60.0 4 114 / 25 / 39	65.0 4 121 / 29 / 42	69.2 4 127 / 33 / 45	73.0 4 133 / 36 / 47

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 12 Максимальный взлетный вес и $V_{пр}$ на взлете $H_{впп}$ = 2000 ft, FLAPS 2

Конфигурация FLAPS 2						
Барометрическая высота ВПП = 2000 ft, сухая, уклон = 0 %						
Макс. взлет. вес, х 1000 кг / Код ограничения Приборная скорость (IAS), kt : V_1 / V_R / V_2						
OAT °C	Скорректированная длина ВПП, м					
	1000	1250	1500	1750	2000	2250
35		48.0 4 108 / 23 / 38	57.4 4 113 / 24 / 38	62.8 4 120 / 27 / 40	67.1 4 126 / 31 / 43	70.8 4 131 / 34 / 46
40			54.9 4 112 / 23 / 38	60.8 4 118 / 26 / 39	65.0 4 124 / 29 / 42	68.5 4 130 / 32 / 44

Таблица 13 Максимальный взлетный вес и $V_{пр}$ на взлете $H_{впп}$ = 2000 ft, FLAPS 2 (продолжение)

Конфигурация FLAPS 2						
Барометрическая высота ВПП = 2000 ft, сухая, уклон = 0 %						
Макс. взлет. вес, х 1000 кг / Код ограничения Приборная скорость (IAS), kt : V_1 / V_R / V_2						
OAT °C	Скорректированная длина ВПП, м					
	2250	2500	2750	3000	3250	3500
-10	78.2 4 140 / 40 / 51	79.25 7 141 / 41 / 52	79.25 7 141 / 41 / 52	79.25 7 141 / 41 / 52	79.25 7 141 / 41/ 52	79.25 7 141 / 41 / 52
0	77.2 4 138 / 39 / 50	79.25 7 141 / 41 / 52	79.25 7 141 / 41 / 52	79.25 7 141 / 41 / 52	79.25 7 141 / 41 / 52	79.25 7 141 / 41 / 52
10	76.3 4 136 / 38 / 49	79.25 7 141 / 41 / 52	79.25 7 141 / 41 / 52	79.25 7 141 /41 / 52	79.25 7 141 / 41 / 52	79.25 7 141 / 41 / 52
20	75.4 4 135 / 38 / 49	78.8 4 140 / 40 / 51	79.25 7 140 / 41 / 52	79.25 7 140 / 41 / 52	79.25 7 140 / 41 / 52	79.25 7 141 / 41 / 52
25	74.9 4 134 / 37 / 49	78.4 4 139 / 40 / 51	79.25 7 140 / 41 / 52	79.25 7 140 / 41 / 52	79.25 7 140 / 41 / 52	79.25 7 141 / 41 / 52
30	73.0 4 133 / 36/ 47	76.4 4 138 / 38 / 50	79.25 7 141 / 41 / 52	79.25 7 141 / 41 / 52	79.25 7 141 / 41 / 52	79.25 7 141 / 41 / 52
35	70.8 4 131 / 34 / 46	74.1 4 136 / 37 / 48	76.8 4 139 / 39 / 50	79.25 7 141 / 41 / 52	79.25 7 141 / 41 / 52	79.25 7 141 / 41 / 52
40	68.5 4 130 / 32 / 44	71.5 4 134 / 34 / 46	74.3 4 137 / 37 / 48	76.3 4 138 / 38 / 50	78.1 4 140 / 40 / 51	78.2 2 140 / 40 / 51

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.2.5 Примеры выполнения расчета взлетных характеристик

Примечание

В примере 1 при выполнении расчета взлетных характеристик применяется метод линейной интерполяции.

Пример 1

Исходные данные:

– Положение механизации крыла: FLAPS 1 + F

– Длина ВПП: 2000 м

– Уклон ВПП: 0.25 % (вверх)

– Барометрическая высота ВПП: 500 ft

– Продольная составляющая скорости ветра: 5 kt (встречный)

– Температура воздуха: 15 °C

ОПРЕДЕЛИТЬ: Максимально допустимый взлетный вес и скорости V_1, V_R, V_2.

РЕШЕНИЕ:

1 Определяется поправка на уклон по таблице 1 (Таблица 1) минус 120 м x 0.25 = минус 30 м

2 Определяется поправка на ветер по таблице 1 (Таблица 1) 11 м x 5 = 55 м

3 Определяется скорректированная длина ВПП: 2000 м - 30 м + 55 м = 2025 м.

Консервативные значения максимально допустимого взлетного веса по условиям ВПП и взлетных скоростей определяются для барометрической высоты 1000 ft и скорректированной длины ВПП 2000 м по таблице 4 (Таблица 4)

– для температуры воздуха 10 °C:

  • взлетный вес = 73.0 т
  • V_1 = 134 kt
  • V_R = 143 kt
  • V_2 = 153 kt

– для температуры воздуха 20 °C:

  • взлетный вес = 72.0 т
  • V_1 = 132 kt
  • V_R = 143 kt
  • V_2 = 152 kt

– для температуры воздуха 15 °C выполняется линейная интерполяция:

  • взлетный вес = 73 т + (72 т - 73 т) / (20 - 10) x (15 - 10) = 72.5 т
  • V_1 = 134 kt + (132 kt - 134 kt) / (20 - 10) x (15-10)= 133 kt

© ПАО "Корпорация "Иркут"

- V_R = 143 kt
- V_2 = 153 kt + (152 kt - 153 kt) / (20 - 10) x (15 - 10) = 152.5 kt

Пример 2

Исходные данные:

– Взлетный вес : 53 т

– Положение механизации крыла: FLAPS 2

– Состояние поверхности ВПП: искусственная, сухая

– Длина ВПП (TORA): 2500 м

– Уклон ВПП: 0.07 % (вниз)

– Барометрическая высота ВПП: 1500 ft

– Продольная составляющая скорости ветра: 5 kt (встречный)

– Температура воздуха: 5 °C

ОПРЕДЕЛИТЬ: Возможность взлета с заданным весом и скорости V_1, V_R, V_2

РЕШЕНИЕ:

1 Определяется поправка на уклон по таблице 1 (Таблица 1) 160 м x 0.07 = 11 м

2 Определяется поправка на ветер по таблице 1 (Таблица 1) 13 м x 5 = 65 м

3 Определяется скорректированная длина ВПП: 2500 м + 11 м + 65 м = 2576 м

4 Определяются консервативные значения максимально допустимых взлетных весов по условиям ВПП для барометрической высоты 2000 ft и длины ВПП 2500 м по таблице 13 (Таблица 13)

- для температуры воздуха 0 °C - 79.25 т
- для температуры воздуха 10 °C - 79.25 т

  Оба значения превышают фактический взлетный вес самолета

5 По таблице 12 (Таблица 12) для температуры воздуха 10 °C выбираем значения взлетных скоростей V_1, V_R, V_2 для наименьшей скорректированной длины ВПП, у которой значение максимально допустимого взлетного веса равно или превышает фактический взлетный вес

V_1 = 110 kt, V_R = 123 kt, V_2 = 138 kt

Примечание

Значения скоростей V_1 / V_R / V_2 = 110 / 23 / 38 kt - соответствуют табличному значению максимально допустимого взлетного веса 55.9 т (Таблица 12)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Взлетный вес, ограниченный градиентом набора высоты - Один двигатель не работает

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные 1
Описание 1
1 Взлетный вес, ограниченный градиентом набора высоты, FLAPS 1+F 1
2 Взлетный вес, ограниченный градиентом набора высоты, FLAPS 2 3

Перечень таблиц

Страница

1 Исходные данные для примера расчета взлетного веса, ограниченного градиентом набора высоты 5

Перечень иллюстраций

Страница

1 Ограничение Gmax взл по градиенту набора высоты на 2-ом участке взлёта, FLAPS 1+F 2
2 Ограничение Gmax взл по градиенту набора высоты на 2-ом участке взлёта, FLAPS 2 4

Описание

1 Взлетный вес, ограниченный градиентом набора высоты, FLAPS 1+F

Максимально допустимый взлетный вес, ограниченный нормированным градиентом набора высоты (2,4%), при взлете с механизацией в положении FLAPS 1+F, с включенными отборами воздуха от двигателя на СКВ и выключенными ПОС, в зависимости от температуры наружного воздуха (OAT) и барометрической высоты ВПП, определяется по номограмме (Рис. 1)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

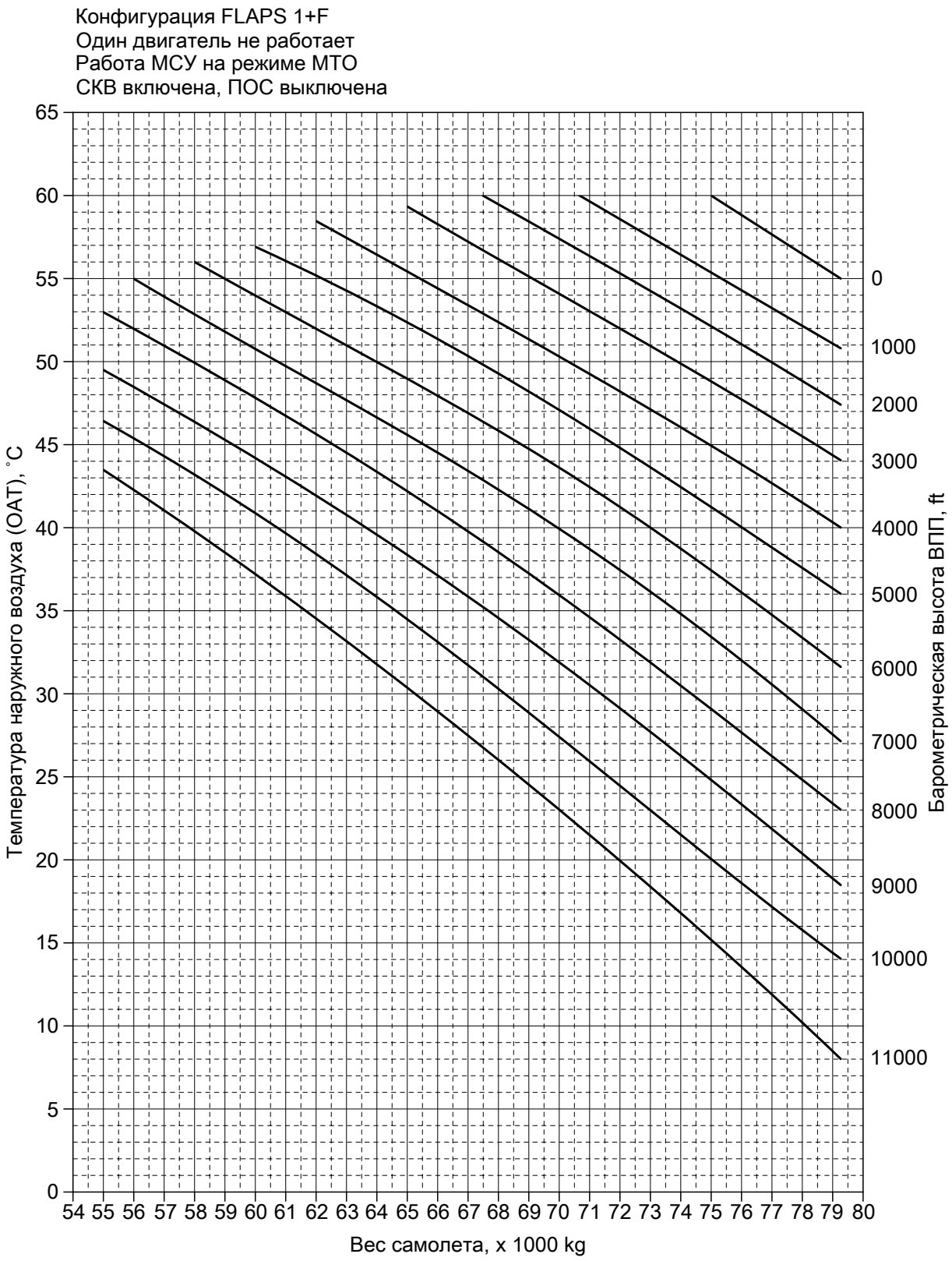


Рисунок 1 Ограничение Gmax взл по градиенту набора высоты на 2-ом участке взлёта, FLAPS 1+F

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2 Взлетный вес, ограниченный градиентом набора высоты, FLAPS 2

Максимально допустимый взлетный вес, ограниченный нормированным градиентом набора высоты (2,4%), при взлете с механизацией в положении FLAPS 2, с включенными отборами воздуха от двигателя на СКВ и выключенными ПОС, в зависимости от температуры наружного воздуха (OAT) и барометрической высоты ВПП, определяется по номограмме (Рис. 2)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

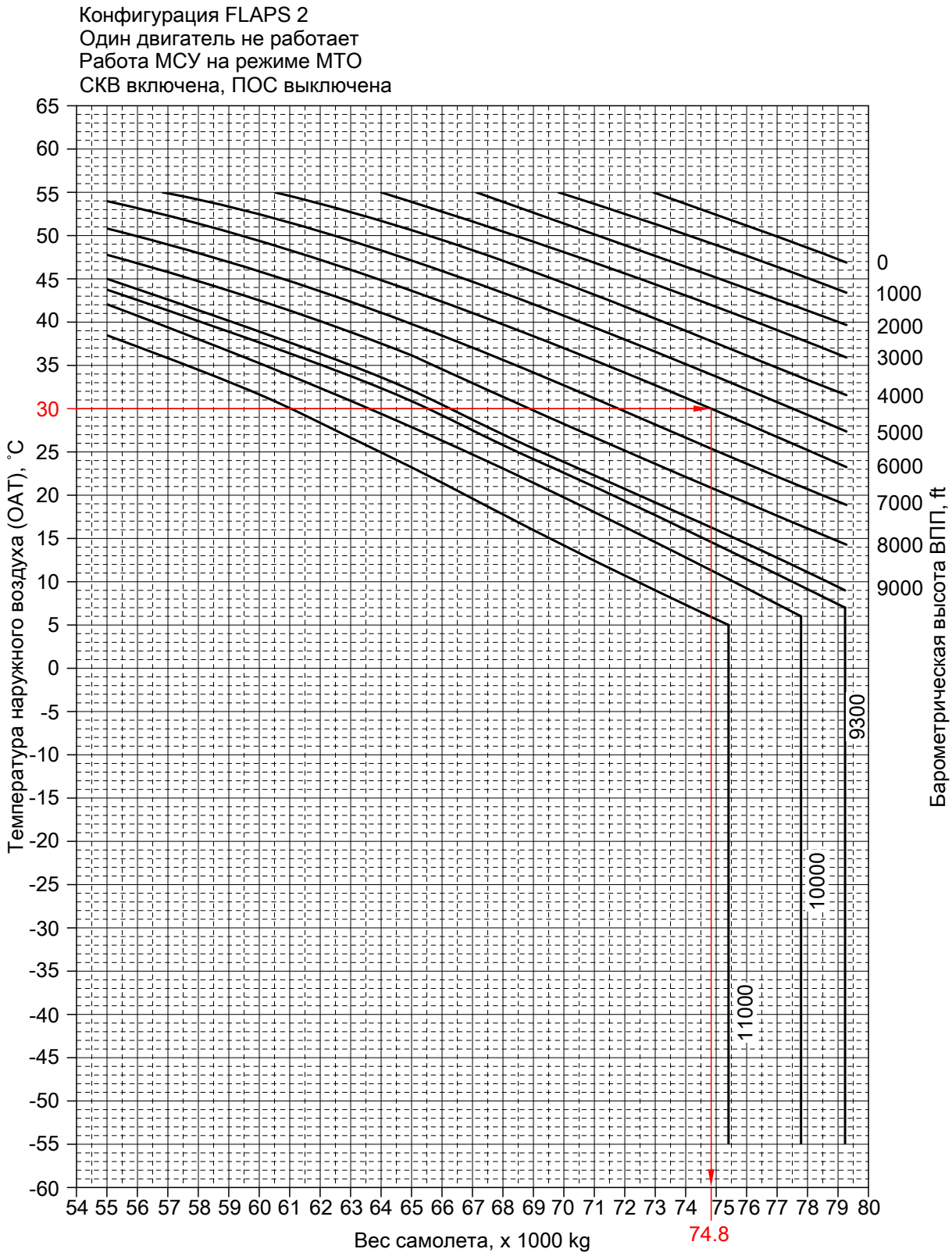


Рисунок 2 Ограничение Gmax взл по градиенту набора высоты на 2-ом участке взлёта, FLAPS 2

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Пример расчета взлетного веса, ограниченного градиентом набора высоты

Исходные данные для примера приведены в таблице 1 (Таблица 1)

Таблица 1 Исходные данные для примера расчета взлетного веса, ограниченного градиентом набора высоты

Наименование характеристики, единицы измерения	Значение
Барометрическая высота ВПП, ft	6000
Температура наружного воздуха (OAT) , °C	30
Результаты расчета	
Максимально допустимый взлетный вес, ограниченный нормированным градиентом набора высоты, kg	74800

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Скорости на взлете

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные 1
Описание 1
1 Скорости на взлете 1
1.1 Скорости на взлете в зависимости от взлетного веса 1

Перечень иллюстраций

Страница

1 Скорости VR и V2, FLAPS 1 + F 2
2 Скорости VR и V2, FLAPS 2 2
3 Скорость VFTO, КСУ режим "Основной" 4
4 Скорость VFTO, КСУ режим "Резервный" 6

Описание

1 Скорости на взлете

V_R - скорость в момент подъема носовой опоры шасси.

V_2 - безопасная скорость взлета.

V_{FTO} - конечная скорость взлета или скорость самолета в конце траектории взлета при крейсерской конфигурации с одним неработающим двигателем.

1.1 Скорости на взлете в зависимости от взлетного веса

Зависимость скорости подъема носовой опоры шасси и безопасной скорости взлета от взлетного веса самолета показана на графиках (Рис. 1, Рис. 2)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

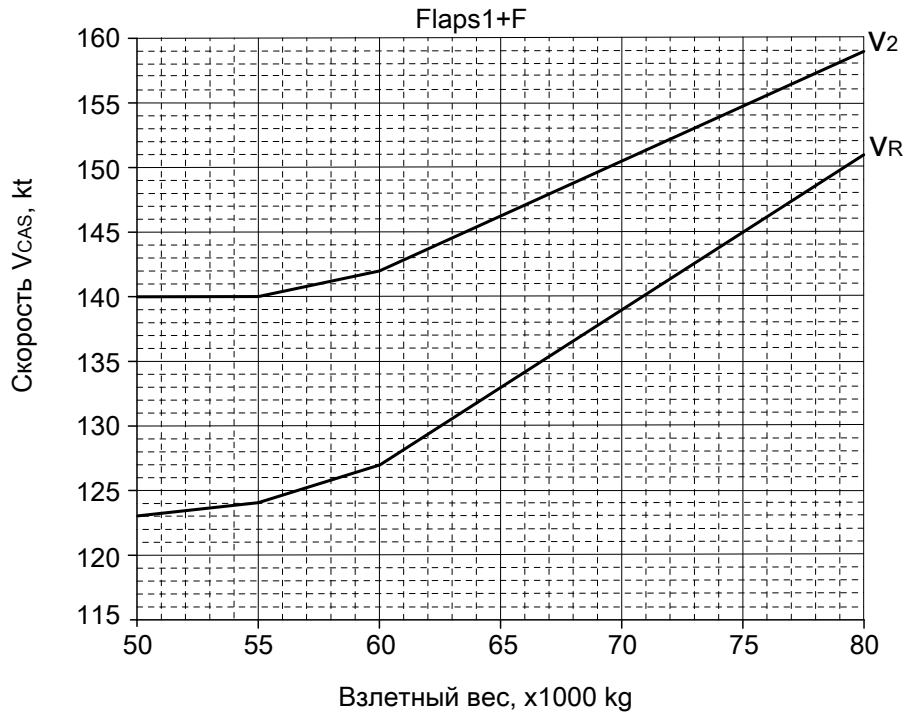


Рисунок 1 Скорости V_R и V_2, FLAPS 1 + F

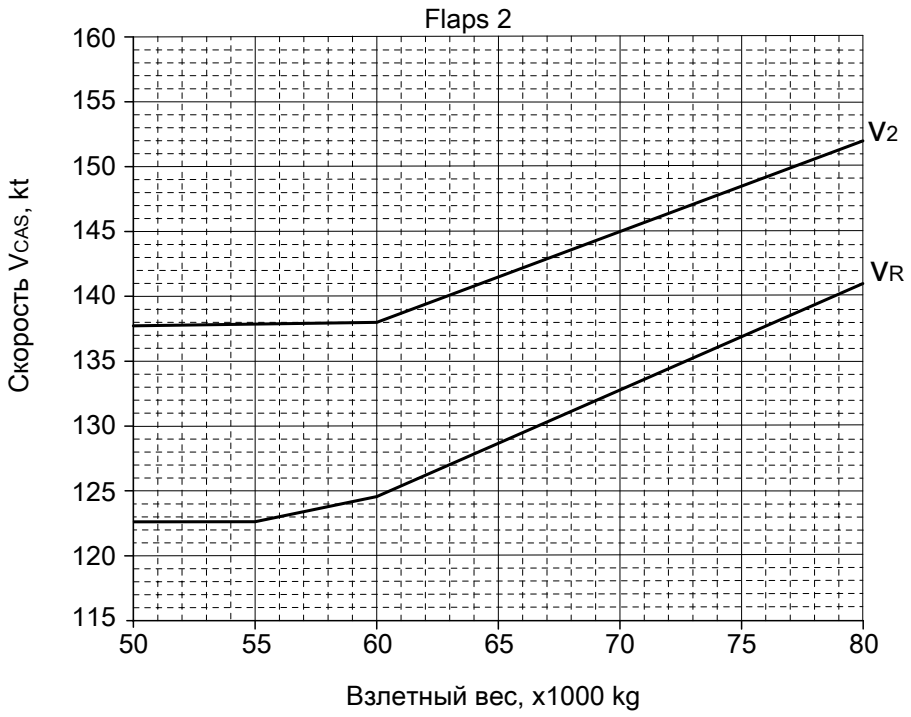


Рисунок 2 Скорости V_R и V_2, FLAPS 2

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Зависимость скорости V_{FTO} на конечном этапе взлета от взлетного веса самолета, при полностью убранной механизации и режиме работы КСУ "Основной" показана на графике (Рис. 3)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

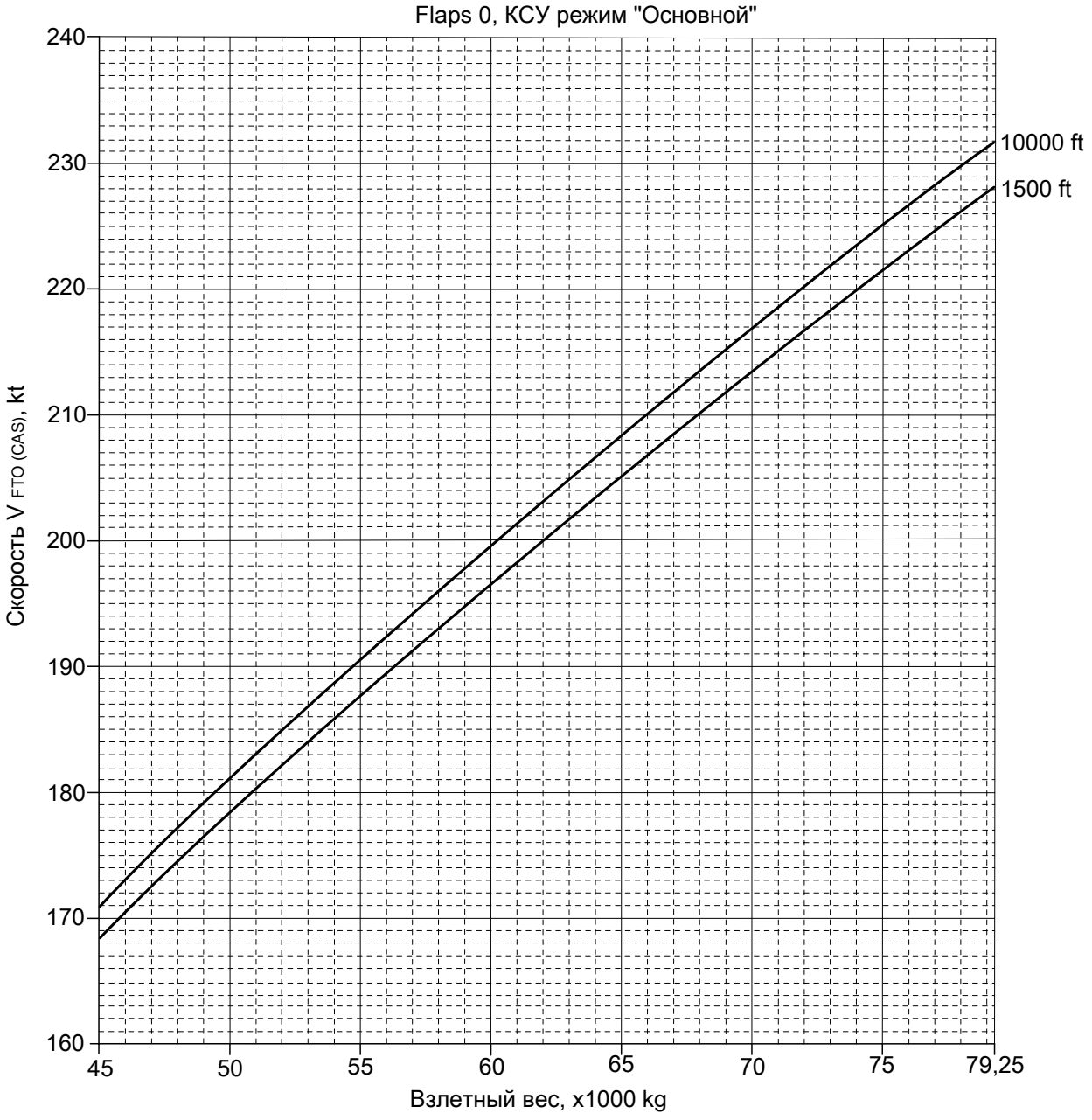


Рисунок 3 Скорость V_{FTO}, КСУ режим "Основной"

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Зависимость скорости V_{FTO} на конечном этапе взлета от взлетного веса самолета, при полностью убранной механизации и режиме работы КСУ "Резервный" показана на графике (Рис. 4)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

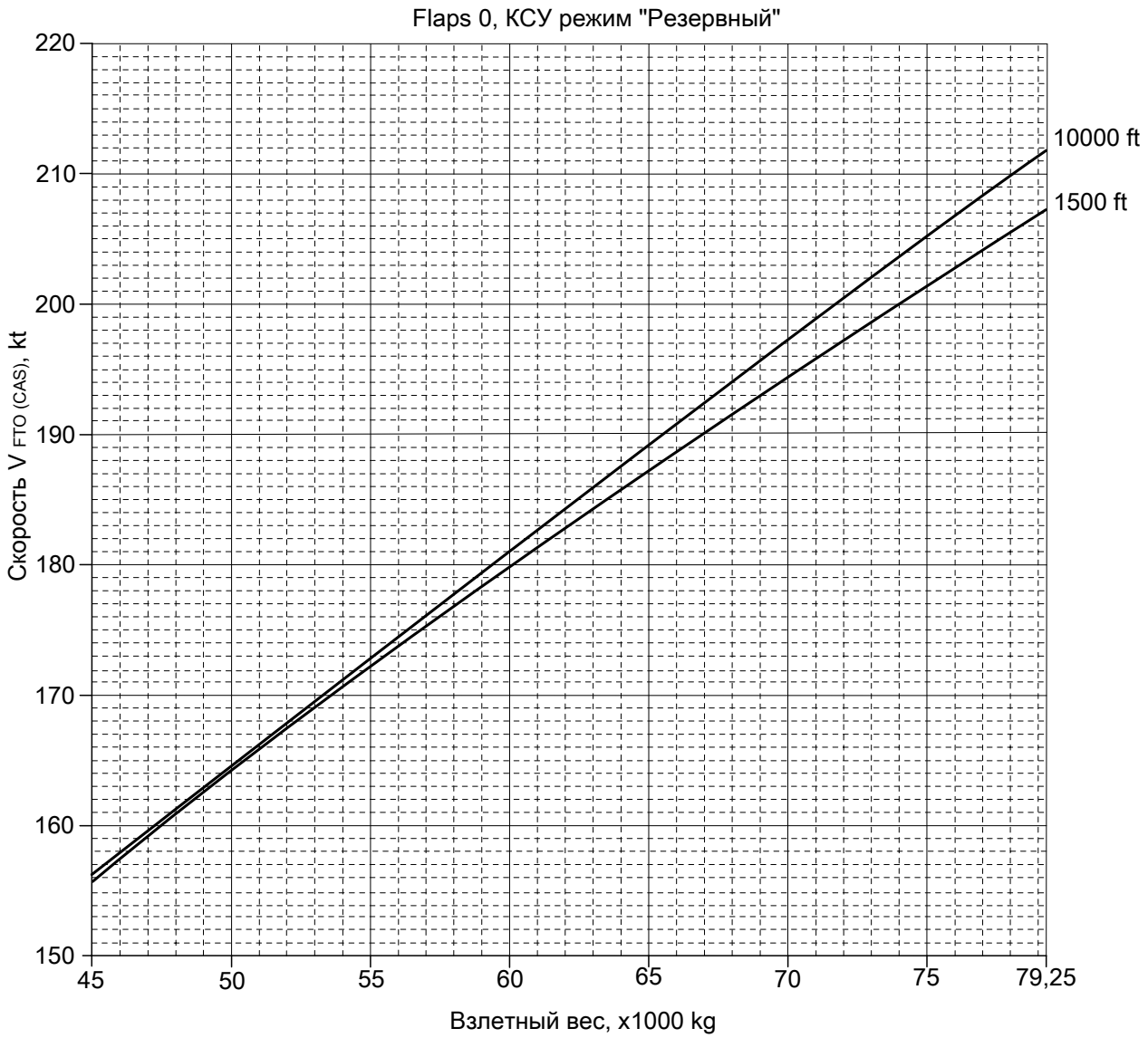


Рисунок 4 Скорость V_{FTO}, КСУ режим "Резервный"

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Рекомендуемые углы установки стабилизатора

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1
Описание..... 1
1 Рекомендуемые углы установки стабилизатора..... 1
1.1 Углы установки стабилизатора перед взлетом в конфигурации FLAPS 1 + F 1
1.2 Углы установки стабилизатора перед взлетом в конфигурации FLAPS 2..... 2

Перечень таблиц

Страница

1 Угол установки стабилизатора перед взлетом в конфигурации FLAPS 1 + F..... 1
2 Угол установки стабилизатора перед взлетом в конфигурации FLAPS 2..... 2

Описание

1 Рекомендуемые углы установки стабилизатора

Зависимость угла установки стабилизатора от: центровки самолета, полетного веса и конфигурации самолета, приведена в таблицах 1 (Таблица 1) и 2 (Таблица 2)

1.1 Углы установки стабилизатора перед взлетом в конфигурации FLAPS 1 + F

Зависимость угла установки стабилизатора от центровки самолета и полетного веса, в конфигурации самолета FLAPS 1 + F, приведена в таблице 1 (Таблица 1)

Таблица 1 Угол установки стабилизатора перед взлетом в конфигурации FLAPS 1 + F

Угол установки стабилизатора, град									
Взлетный вес, х 1000 кг	Центровка, % САХ								
	17	20	23	26	29	32	35	38	40
45	- 0,6	- 0,1	0,4	0,8	1,3	1,8	2,0	2,0	2,0
50	- 1,1	- 0,6	- 0,1	0,4	1,0	1,5	1,9	2,0	2,0
55	- 1,6	-1,0	- 0,5	0,1	0,7	1,2	1,7	2,0	2,0
60	- 2,0	- 1,4	- 0,8	- 0,2	0,4	1,0	1,6	1,9	2,0
65	- 2,3	- 1,7	- 1,1	- 0,5	0,2	0,8	1,4	1,8	2,0
70	- 2,7	- 2,1	- 1,4	- 0,8	- 0,2	0,5	1,1	1,7	1,9
75	- 3,1	- 2,4	- 1,8	- 1,1	- 0,5	0,2	0,9	1,5	1,8
80	- 3,4	- 2,7	- 2,1	- 1,4	- 0,7	- 0,1	0,6	1,3	1,7

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.2 Углы установки стабилизатора перед взлетом в конфигурации FLAPS 2

Зависимость угла установки стабилизатора от центровки самолета и полетного веса, в конфигурации самолета FLAPS 2, приведена в таблице 2 (Таблица 2)

Таблица 2 Угол установки стабилизатора перед взлетом в конфигурации FLAPS 2

Угол установки стабилизатора, град									
Взлетный вес, х 1000 кг	Центровка, % САХ								
	17	20	23	26	29	32	35	38	40
45	- 0,4	0,1	0,6	1,0	1,5	1,9	2,0	2,0	2,0
50	- 1,0	- 0,4	0,1	0,7	1,2	1,7	2,0	2,0	2,0
55	- 1,5	-0,9	- 0,4	0,3	0,9	1,5	1,9	2,0	2,0
60	- 2,1	- 1,4	- 0,8	- 0,1	0,5	1,2	1,7	2,0	2,0
65	- 2,4	- 1,8	- 1,1	- 0,4	0,2	0,9	1,6	1,9	2,0
70	- 2,8	- 2,2	- 1,5	- 0,8	- 0,1	0,6	1,3	1.8	2,0
75	- 3,2	- 2,5	- 1,8	- 1,1	- 0,4	0,3	1,0	1,7	1,9
80	- 3,6	- 2,9	- 2,1	- 1,4	- 0,7	0,0	0,7	1,5	1,8

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Числа M, рекомендуемые на режиме полета LRC (МД)

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1
Описание..... 1
1 Числа M, рекомендуемые для полета на режиме LRC (МД)..... 1

Перечень иллюстраций

Страница

1 Числа M для полета на режиме LRC..... 2

Описание

1 Числа M, рекомендуемые для полета на режиме LRC (МД)

Рекомендуемые числа M для полета на режиме LRC (МД) в зависимости от высоты полета и веса самолета представлены на графике (Рис. 1)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

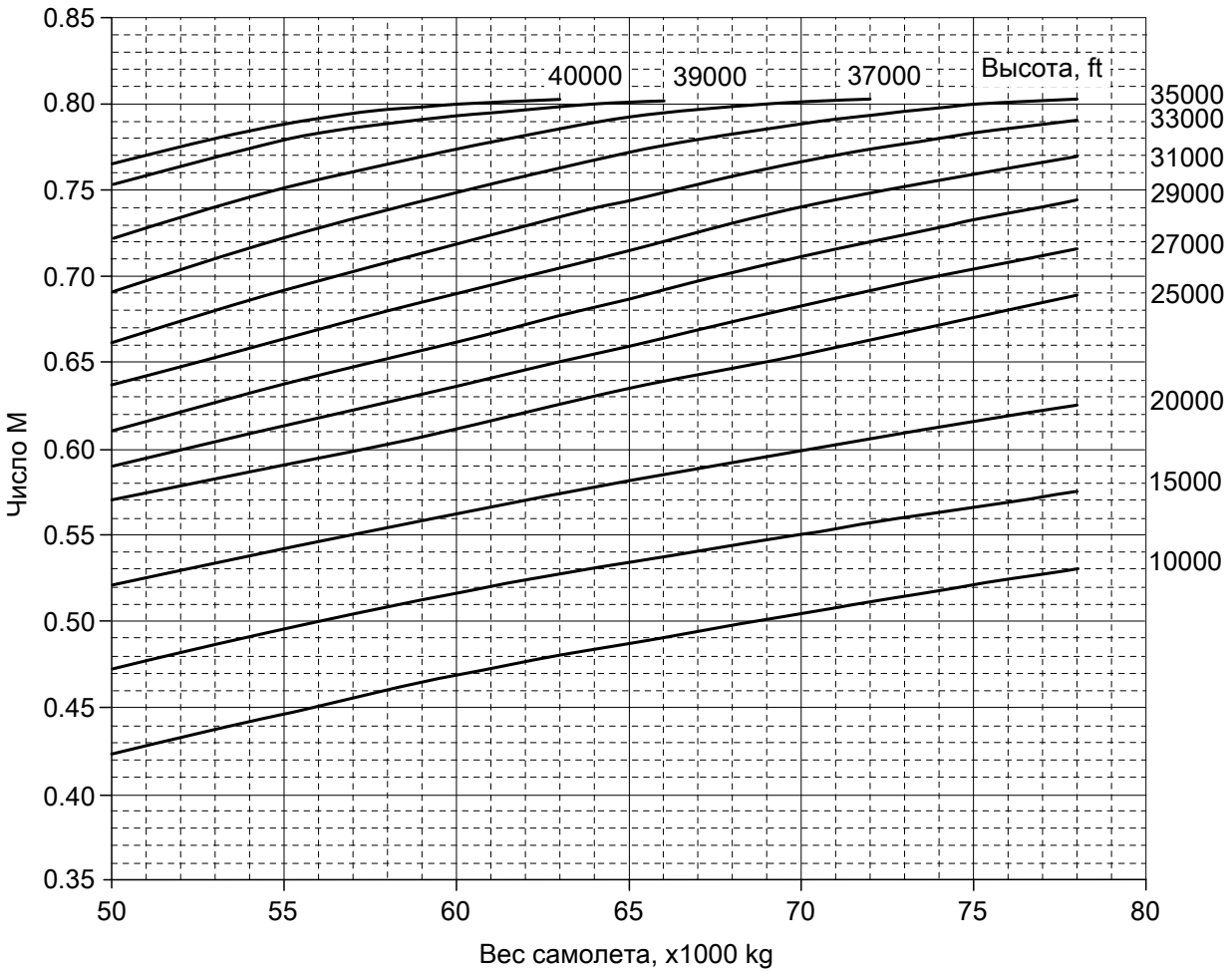


Рисунок 1 Числа M для полета на режиме LRC

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Снижение

Общие сведения

Содержание

Страница

Общие сведения 1
Описание 1
1 Снижение 1

Описание

1 Снижение

Зарезервировано.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Ожидание - Скорость полета

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные 1
Описание 1
1 Ожидание - Скорость полета 1

Перечень таблиц

Страница

1 Условия применения графика на рисунке 1 1

Перечень иллюстраций

Страница

1 Скорость на режиме максимальной продолжительности полета 2

Описание

1 Ожидание - Скорость полета

Наибольшая продолжительность полета в зоне ожидания достигается на режимах работы двигателей и скоростях, обеспечивающих минимальный часовой расход топлива. Полет выполняется с убранной механизацией крыла (Таблица 1) на скоростях, которые показаны на рисунке 1 (Рис. 1).

Зависимость скоростей полета с наименьшими часовыми расходами топлива, от высоты полета и веса самолета, показана на рисунке 1 (Рис. 1)

Таблица 1 Условия применения графика на рисунке 1

Наименование параметра	Значение
Механизация крыла	FLAPS 0
Атмосферные условия	МСА
СКВ	ВКЛ
ПОС	ВЫКЛ

© ПАО "Корпорация "Иркут"

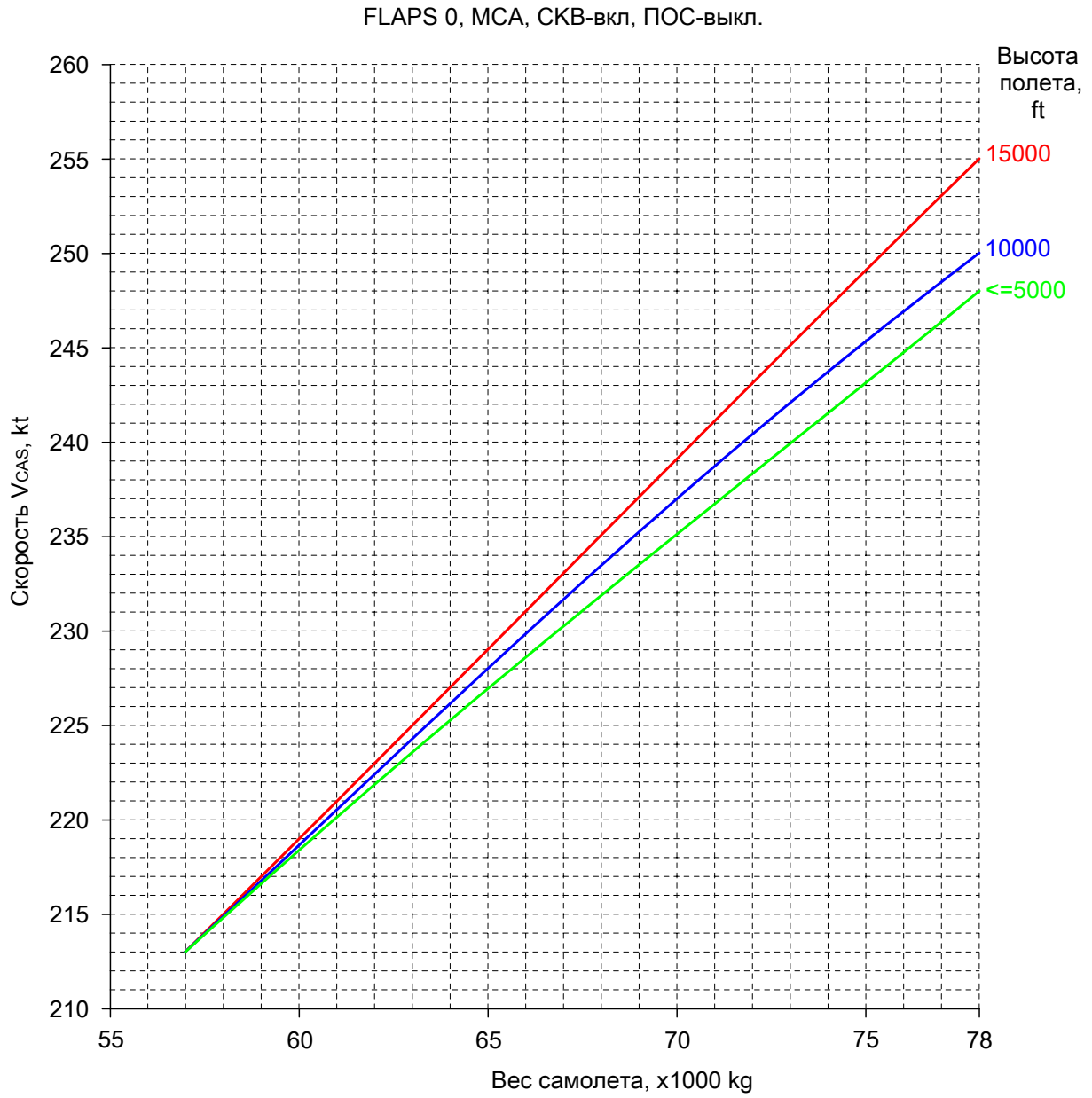


Рисунок 1 Скорость на режиме максимальной продолжительности полета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Ожидание - Часовой расход топлива

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные 1
Описание 1
1 Часовой расход топлива 1

Перечень таблиц

Страница

1 Условия применения графика на рисунке 1 1

Перечень иллюстраций

Страница

1 Часовой расход топлива на режиме максимальной продолжительности полета 2

Описание

1 Часовой расход топлива

Наибольшая продолжительность полета в зоне ожидания достигается на режимах работы двигателей, обеспечивающих минимальный часовой расход топлива. Полет выполняется с убранной механизацией крыла (Таблица 1) и при часовых расходах топлива, которые показаны на рисунке 1 (Рис. 1)

Таблица 1 Условия применения графика на рисунке 1

Наименование параметра	Значение
Механизация крыла	FLAPS 0
Атмосферные условия	МСА
СКВ	ВКЛ
ПОС	ВЫКЛ

Зависимость часовых расходов топлива, при которых достигается максимальная продолжительность полета, от веса самолета и высоты полета, показана на рисунке 1 (Рис. 1)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

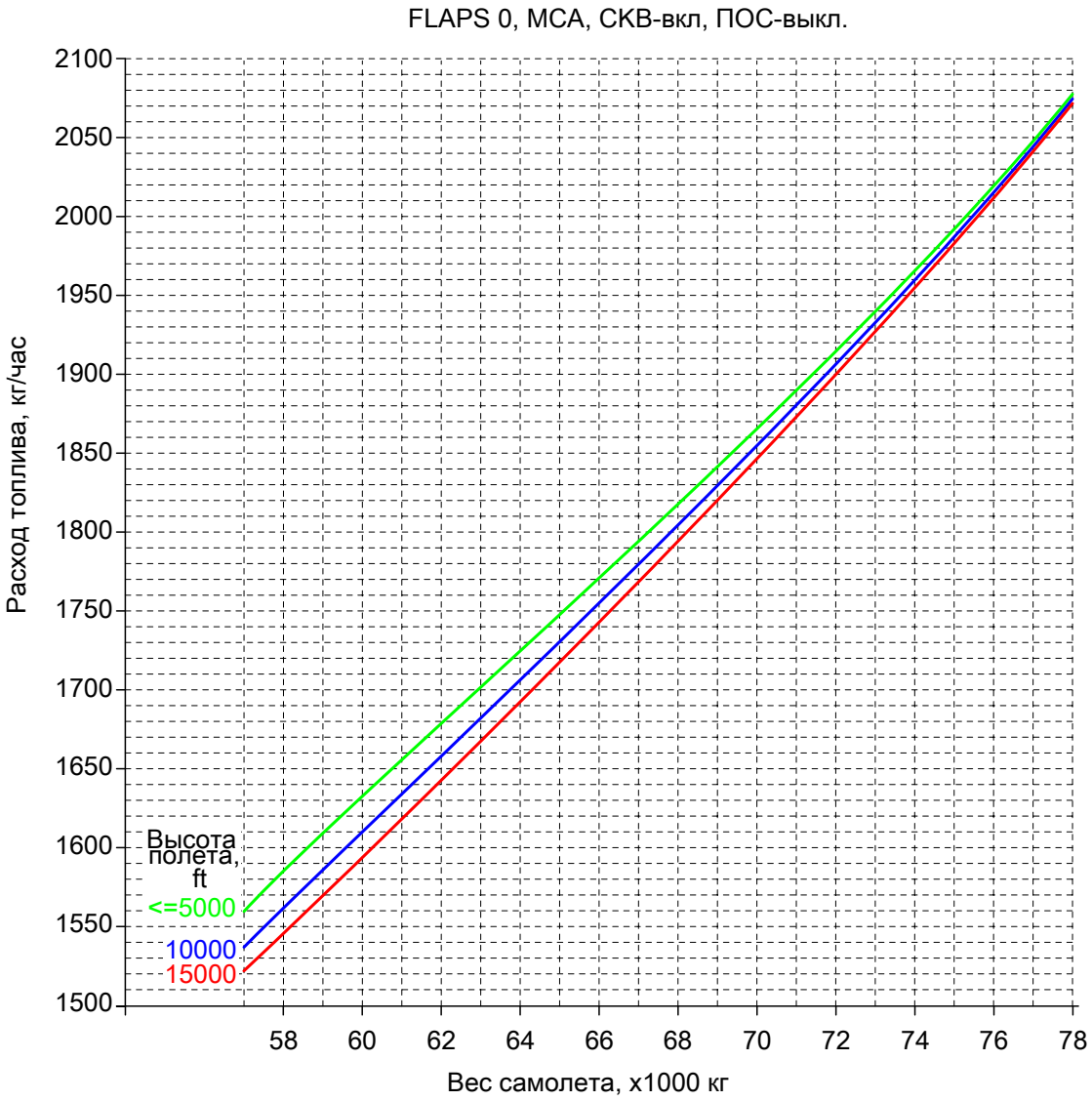


Рисунок 1 Часовой расход топлива на режиме максимальной продолжительности полета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Посадочные дистанции

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1
Ссылки..... 1
Описание..... 1
1 Потребная посадочная дистанция..... 1
1.1 Посадка в ручном режиме..... 1
1.2 Посадка в автоматическом режиме..... 2
2 Располагаемая посадочная дистанция..... 2
3 Фактическая посадочная дистанция..... 2
3.1 Посадка с использованием педального торможения..... 2

Перечень таблиц

Страница

1 Ссылки..... 1
2 Фактическая посадочная дистанция..... 2
3 Поправки к фактической посадочной дистанции на встречный (попутный) ветер и превышение ВПП..... 3
4 Поправки к фактической посадочной дистанции на использование реверса тяги двух двигателей..... 3

Ссылки

Таблица 1 Ссылки

Модуль данных/Техническая публикация	Название
FCOM 21300-A-15-68-00-05A-030A-A	Коррекция длины посадочной дистанции по коэффициенту сцепления на ВПП - Технические данные
FCOM 21300-A-15-68-00-08A-030A-A	Поправки к скорости VREF и длине посадочной дистанции - Технические данные

Описание

1 Потребная посадочная дистанция

1.1 Посадка в ручном режиме

Потребная посадочная дистанция для посадки в ручном режиме равна фактической посадочной дистанции для сухой ВПП, увеличенной на коэффициент 1,67

Потребная посадочная дистанция для мокрой ВПП должна составлять, как минимум, 115% от величины потребной посадочной дистанции для сухой ВПП.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.2 Посадка в автоматическом режиме

Зарезервировано

2 Располагаемая посадочная дистанция

При наличии на ВПП атмосферных осадков определите коэффициент коррекции длины посадочной дистанции по коэффициенту сцепления на ВПП (FCOM 21300-A-15-68-00-05A-030A-A, Рис 1) Располагаемая посадочная дистанция должна быть уменьшена путем деления на коэффициент коррекции длины посадочной дистанции.

В случае отказа в полете систем самолета, работоспособность которых оказывает влияние на посадочные характеристики, располагаемая длина ВПП на аэродроме назначения должна быть, как минимум, равна потребной посадочной дистанции, скорректированной на коэффициент, предусмотренный для этого случая в РЛЭ или в QRH.

3 Фактическая посадочная дистанция

Фактическая посадочная дистанция - это расстояние по горизонтали, которое проходит самолет от момента пересечения порога ВПП на высоте 50 ft (15 м) до полной остановки после пробега по сухой ВПП.

При этом предполагается, что:

- Скорость конечного этапа захода на посадку $V_{APP} \geq V_{REF} + \Delta V_F + \Delta V_{REF}$ (FCOM 21300-A-15-68-00-08A-030A-A)
- тормозная система и антиюзовая автоматика исправны
- интерцепторы и воздушные тормоза исправны и используются согласно требованиям РЛЭ
- использование реверса двигателей не учитывается
- тормоза применяются в режиме педального торможения

3.1 Посадка с использованием педального торможения

Расчетные величины фактических посадочных дистанций для различных значений конфигураций крыла и посадочных весов приведены в таблице 2 (Таблица 2) для следующих условий эксплуатации:

- Превышение ВПП — 0 ft
- Реверс выключен
- ВПП сухая

Таблица 2 Фактическая посадочная дистанция

Фактическая посадочная дистанция, м						
Gпос x1000 кг	**50**	**54**	**58**	**62**	**66**	**69**
FLAPS FULL	879	921	958	996	1038	1072
FLAPS 3	907	951	989	1032	1081	1117

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Поправки к фактическим посадочным дистанциям, указанным в таблице 2 (Таблица 2), на встречный (попутный) ветер и превышение ВПП представлены в таблице 3 (Таблица 3)

Таблица 3 Поправки к фактической посадочной дистанции на встречный (попутный) ветер и превышение ВПП

Поправки к фактической посадочной дистанции, м	
На высоту (на каждые 1000 ft)	30
На попутный ветер (на каждые 10 kt)	180
На встречный ветер (на каждые 10 kt)	-50

Поправки на изменение величины фактической посадочной дистанции, указанной в таблице 2 (Таблица 2), при использовании реверса тяги двух двигателей и в зависимости от состояния ВПП представлены в таблице 4 (Таблица 4)

Таблица 4 Поправки к фактической посадочной дистанции на использование реверса тяги двух двигателей

Состояние ВПП	Поправка на использование реверса тяги двух двигателей
Сухая	уменьшение фактической посадочной дистанции на 15%
Мокрая (μ=0,45)	уменьшение фактической посадочной дистанции на 25%

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Коррекция длины посадочной дистанции по коэффициенту сцепления на ВПП

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1
Описание..... 1
1 Коррекция длины посадочной дистанции по коэффициенту сцепления на ВПП..... 1
1.1 Нормативный коэффициент сцепления..... 1
1.2 Поправки к фактической посадочной дистанции на состояние ВПП..... 1

Перечень иллюстраций

Страница

1 Поправки к фактической посадочной дистанции на нормативный коэффициент сцепления..... 2

Описание

1 Коррекция длины посадочной дистанции по коэффициенту сцепления на ВПП

Значительное влияние на величину посадочной дистанции оказывает фактор состояния поверхности ВПП. Для учета изменения длины посадочной дистанции, в зависимости от состояния поверхности ВПП, используется коэффициент коррекции посадочной дистанции.

1.1 Нормативный коэффициент сцепления

Значения нормативного коэффициента сцепления отражают относительное улучшение или ухудшение эффективности торможения

1.2 Поправки к фактической посадочной дистанции на состояние ВПП

Поправку к фактической посадочной дистанции на состояние поверхности ВПП можно определить из графика зависимости коэффициента коррекции посадочной дистанции от нормативного коэффициента сцепления на ВПП (Рис. 1)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

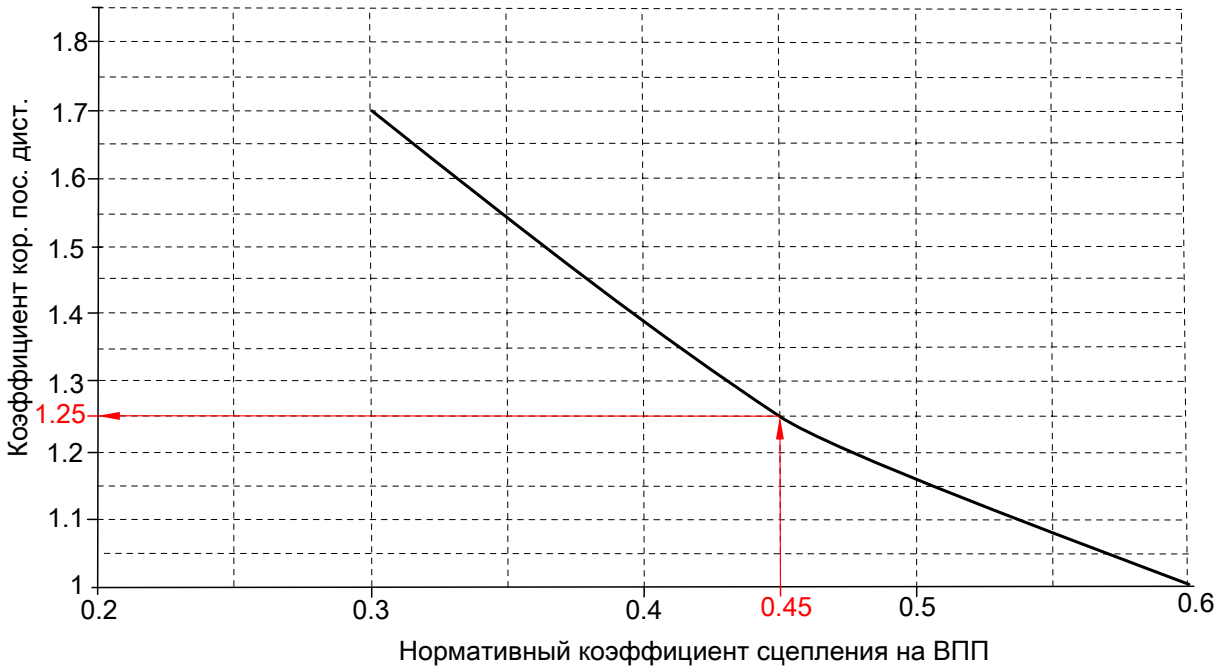


Рисунок 1 Поправки к фактической посадочной дистанции на нормативный коэффициент сцепления

Пример:

Значению нормативного коэффициента сцепления — 0.45, соответствует значение коэффициента коррекции фактической посадочной дистанции — 1.25

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Скорости захода на посадку

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1
Ссылки..... 1
Описание..... 1
1 Скорость захода на посадку со всеми работающими двигателями в конфигурации FULL V_{REF} 1
2 Скорость захода на посадку V_{APP} 2

Перечень таблиц

Страница

1 Ссылки..... 1

Перечень иллюстраций

Страница

1 Скорость VREF 2

Ссылки

Таблица 1 Ссылки

Модуль данных/Техническая публикация	Название
FCOM 21300-A-15-68-00-08A-030A-A	Поправки к скорости VREF и длине посадочной дистанции - Технические данные
FCOM 21300-A-15-68-00-07A-030A-A	Скорости захода на посадку - Технические данные

Описание

1 Скорость захода на посадку со всеми работающими двигателями в конфигурации FULL V_{REF}

Скорость захода на посадку со всеми работающими двигателями в конфигурации FULL (V_{REF}) можно определить из графика (Рис. 1)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

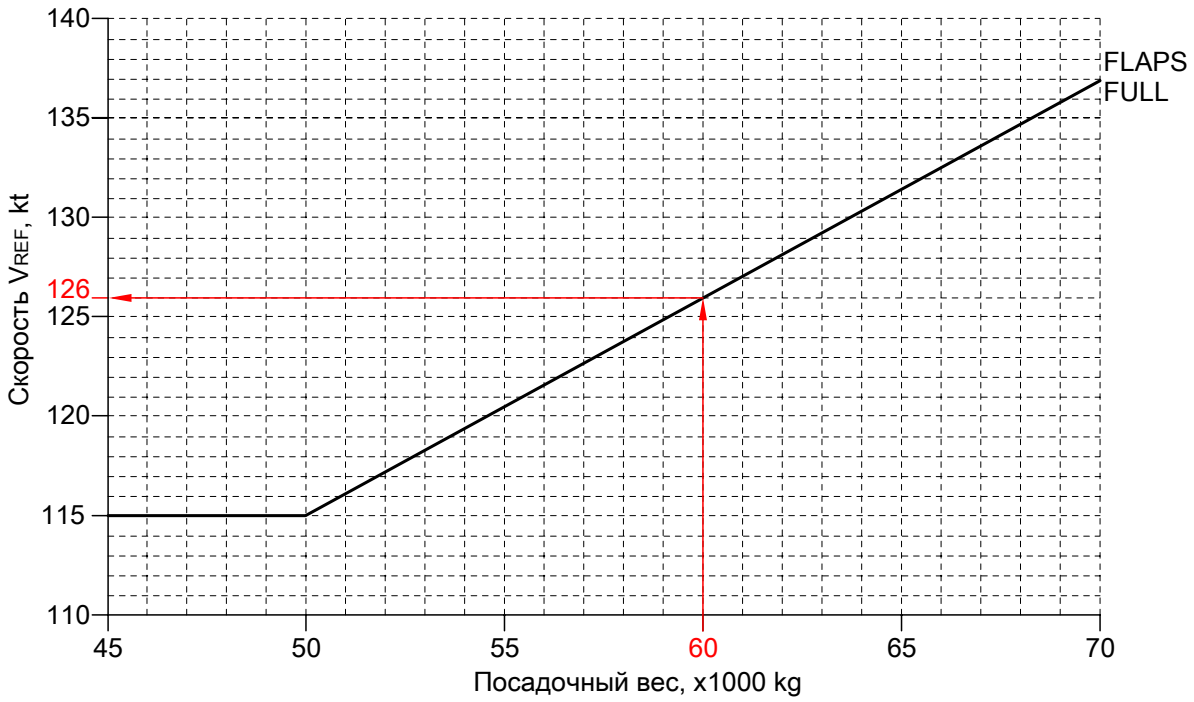


Рисунок 1 Скорость V_{REF}

Скорость V_{REF} используется для расчета рекомендованной скорости конечного этапа захода на посадку (V_{APP}).

2 Скорость захода на посадку V_{APP}

Рекомендованная скорость конечного этапа захода на посадку (V_{APP}) устанавливается при положении механизации крыла, которое соответствует посадочной конфигурации с выпущенными шасси. Расчет скорости V_{APP} выполняется с учетом поправок, которые учитывают влияние на посадочные характеристики: ветра, турбулентности, положения механизации и отказов систем.

Рекомендованная скорость конечного этапа захода на посадку (V_{APP}) можно расчитать по формуле:

$V_{APP} = V_{REF} + \Delta V_F + \Delta V_{REF}$, где:

ΔV_F — поправка на конфигурацию крыла (FCOM 21300-A-15-68-00-08A-030A-A, Таблица 1)

ΔV_{REF} — поправка на автоматический заход или влияние внешних факторов:

- турбулентности
- боковой составляющей скорости ветра 10 kt и более

ΔV_{REF} = 5 kt.

Примечание

При влиянии одного или нескольких факторов одновременно, рекомендуемое значение поправки ΔV_{REF} не более 5 kt.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Пример.

Исходные данные:

– посадочный вес – 60 т

– FLAPS – 3

– условия — турбулентность

Последовательность расчета V_{APP}:

1 По графику (Рис. 1.) находим для посадочного веса 60 т скорость V_{REF} = 126 kt

2 По таблице, для конфигурации FLAPS 3, определяем поправку ΔV_F = 4 kt (FCOM 21300-A-15-68-00-08A-030A-A, Таблица 1)

3 В условиях турбулентности ΔV_{REF} = 5 kt

4 По формуле, $V_{APP} = V_{REF} + \Delta V_F + \Delta V_{REF}$, получаем: V_{APP} = 126 kt + 4 kt + 5 kt = 135 kt

Рекомендованная скорость конечного этапа захода на посадку, для исходных данных приведенных в примере, V_{APP} = 135 kt.

Для условий приведенных в примере, при расчете посадочной дистанции необходимо учитывать коэффициент 1.05 (FCOM 21300-A-15-68-00-07A-030A-A,Таблица 1)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Поправки к скорости VREF и длине посадочной дистанции

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1
Описание..... 1
1 Поправки к скорости V_{REF} и длине посадочной дистанции..... 1

Перечень таблиц

Страница

1 Поправка на конфигурацию крыла ΔV_F 1

Описание

1 Поправки к скорости V_{REF} и длине посадочной дистанции

Значение величин поправок к скорости V_{REF} и посадочной дистанции приведены в таблице 1 (Таблица 1)

Таблица 1 Поправка на конфигурацию крыла ΔV_F

Конфигурация крыла	ΔV_F, kt	Коэффициент к посадочной дистанции
FULL	0	1.0
3	4	1.05
2	10	1.12
1 + F	23	1.30
1	55	1.63
0	57	1.66

Примечание

Значения величин коэффициентов к посадочной дистанции рассчитаны:

- без учета использования реверса тяги двигателей на пробеге
- с учетом применения тормозов в режиме педального торможения
- для сухой полосы

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Скорость срабатывания сигнализации

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1
Описание..... 1
1 Скорость срабатывания сигнализации о приближении сваливания (Vsw)..... 1

Перечень иллюстраций

Страница

1 Скорость срабатывания сигнализации Vsw..... 2

Описание

1 Скорость срабатывания сигнализации о приближении сваливания (Vsw)

ВНИМАНИЕ

Сигнализация о приближении сваливания срабатывает, если КСУ работает в резервном режиме

Зона скорости сваливания отображается на PFD как красно - черный пунктир вдоль шкалы воздушной скорости, что соответствует красной зоне по углу атаке.

Предупреждение о приближении к сваливанию, обеспечивается при всех эксплуатационных конфигурациях самолета.

На графике (Рис. 1) показана зависимость скорости Vsw от полетного веса при различных конфигурациях крыла.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

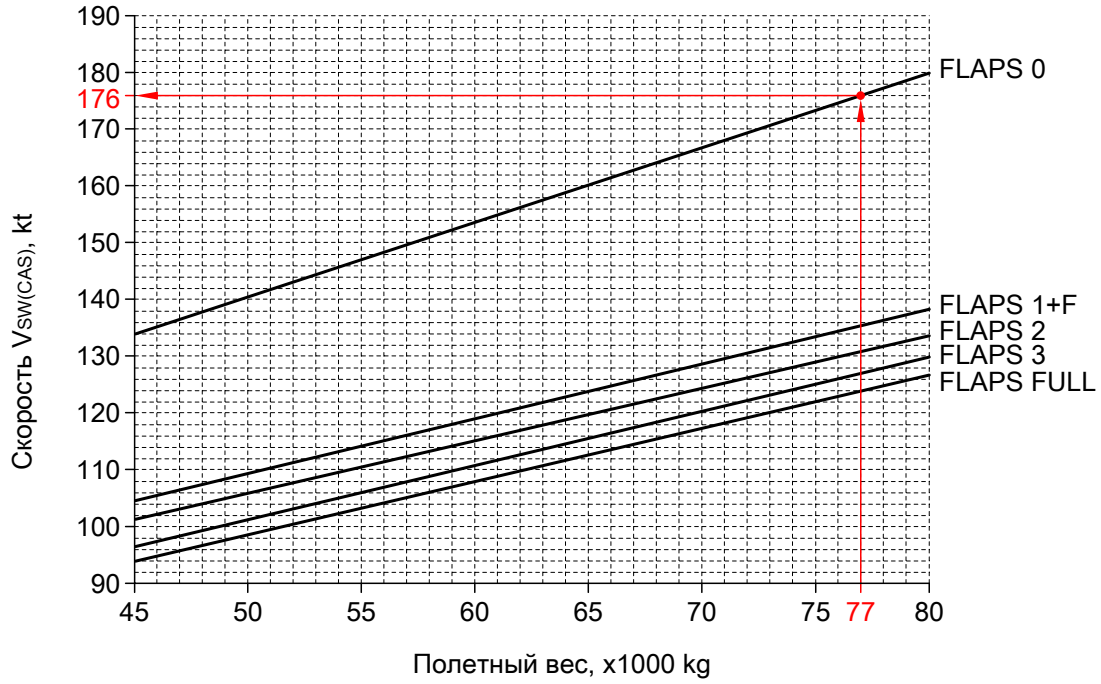


Рисунок 1 Скорость срабатывания сигнализации Vsw

Пример:

Для полетного веса 77 т и конфигурации FLAPS 0 скорость начала срабатывания сигнализации о приближении сваливания - 176 kt.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Минимально допустимая скорость полета

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1
Описание..... 1
1 Минимально допустимая скорость полета..... 1
1.1 Минимальная выбираемая скорость V_{LS} 1
1.1.1 Минимальная выбираемая скорость V_{LS} при непреднамеренном попадании в зону обледенения..... 7

Перечень иллюстраций

Страница

1 Минимальная выбираемая скорость VLS, механизация: FLAPS 0, H=0..... 2
2 Минимальная выбираемая скорость VLS в зависимости от фазы полета, механизация: FLAPS 1+F, FLAPS 2..... 4
3 Минимальная выбираемая скорость VLS, механизация: FLAPS 1, FLAPS 3, FLAPS FULL..... 6

Описание

1 Минимально допустимая скорость полета

Для всех конфигураций самолета, которые используются при заходе на посадку, минимально допустимая скорость должна быть не менее значения скорости V_{LS}

Рекомендованная скорость конечного этапа захода на посадку V_{APP} ограничивается минимальной выбираемой скоростью V_{LS} :

$V_{APP} \geq V_{LS}$

1.1 Минимальная выбираемая скорость V_{LS}

Зависимость минимальной выбираемой скорости V_{LS} от полетного веса, при крейсерской конфигурации крыла, для режимов работы КСУ "Основной" и "Резервный" показана на графике (Рис. 1)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

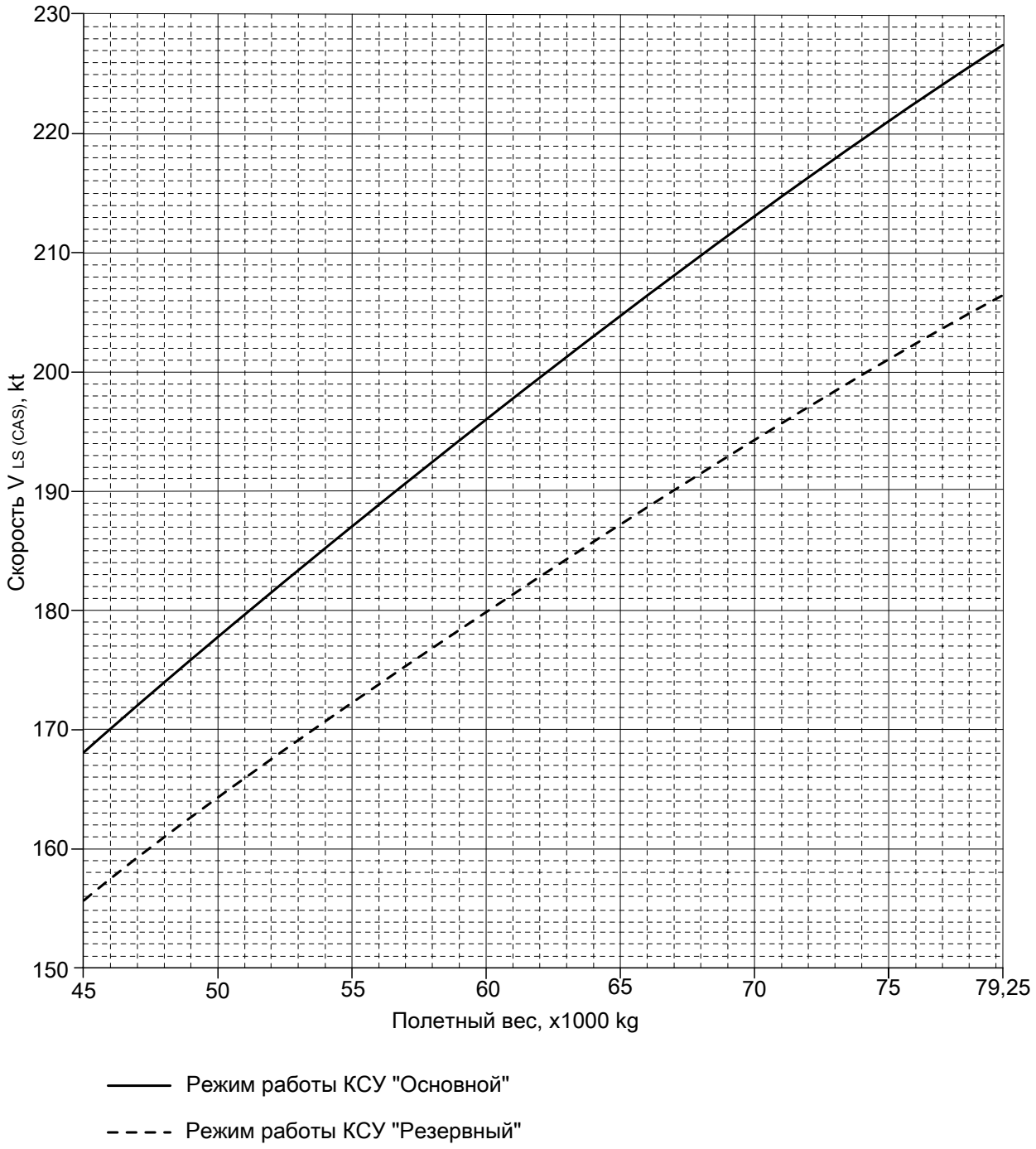
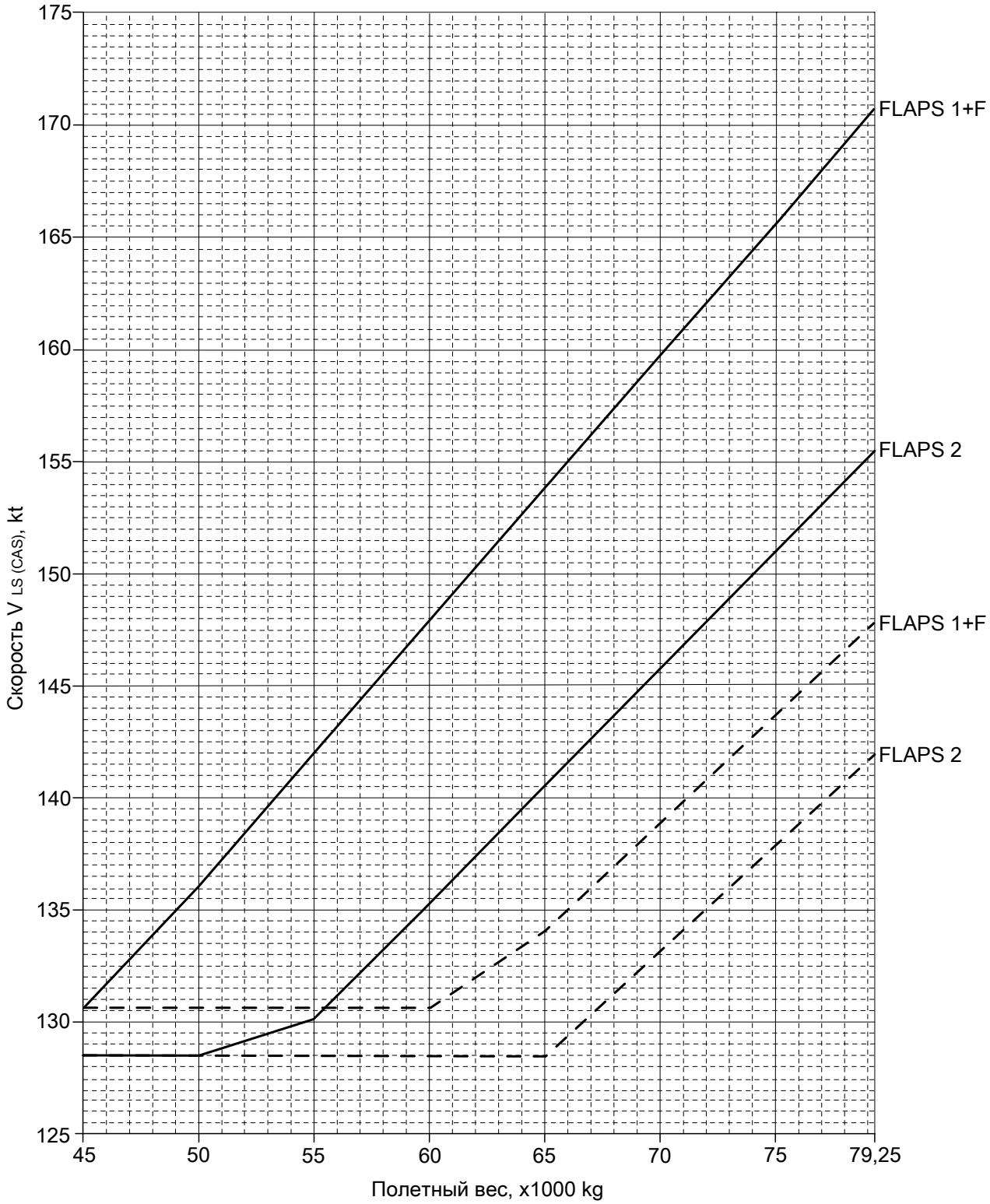


Рисунок 1 Минимальная выбираемая скорость V_{LS}, механизация: FLAPS 0, H=0

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Зависимость минимальной выбираемой скорости V_{LS} от полетного веса и положении механизации крыла на различных фазах полета, показана на графике (Рис. 2)

© ПАО "Корпорация "Иркут"



——— Крейсерский полет (cruise), снижение (descent), заход на посадку (approach), выравнивание и касание ВПП (touchdown)

– – – Начальный набор высоты (initial climb), набор высоты (climb)

Рисунок 2 Минимальная выбираемая скорость V_{LS} в зависимости от фазы полета, механизация: FLAPS 1+F, FLAPS 2

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Зависимость минимальной выбираемой скорости V_{LS} от полетного веса, при различной конфигурации самолета, на режимах работы КСУ "Основной" и "Резервный" показана на графике Рис. 3

© ПАО "Корпорация "Иркут"

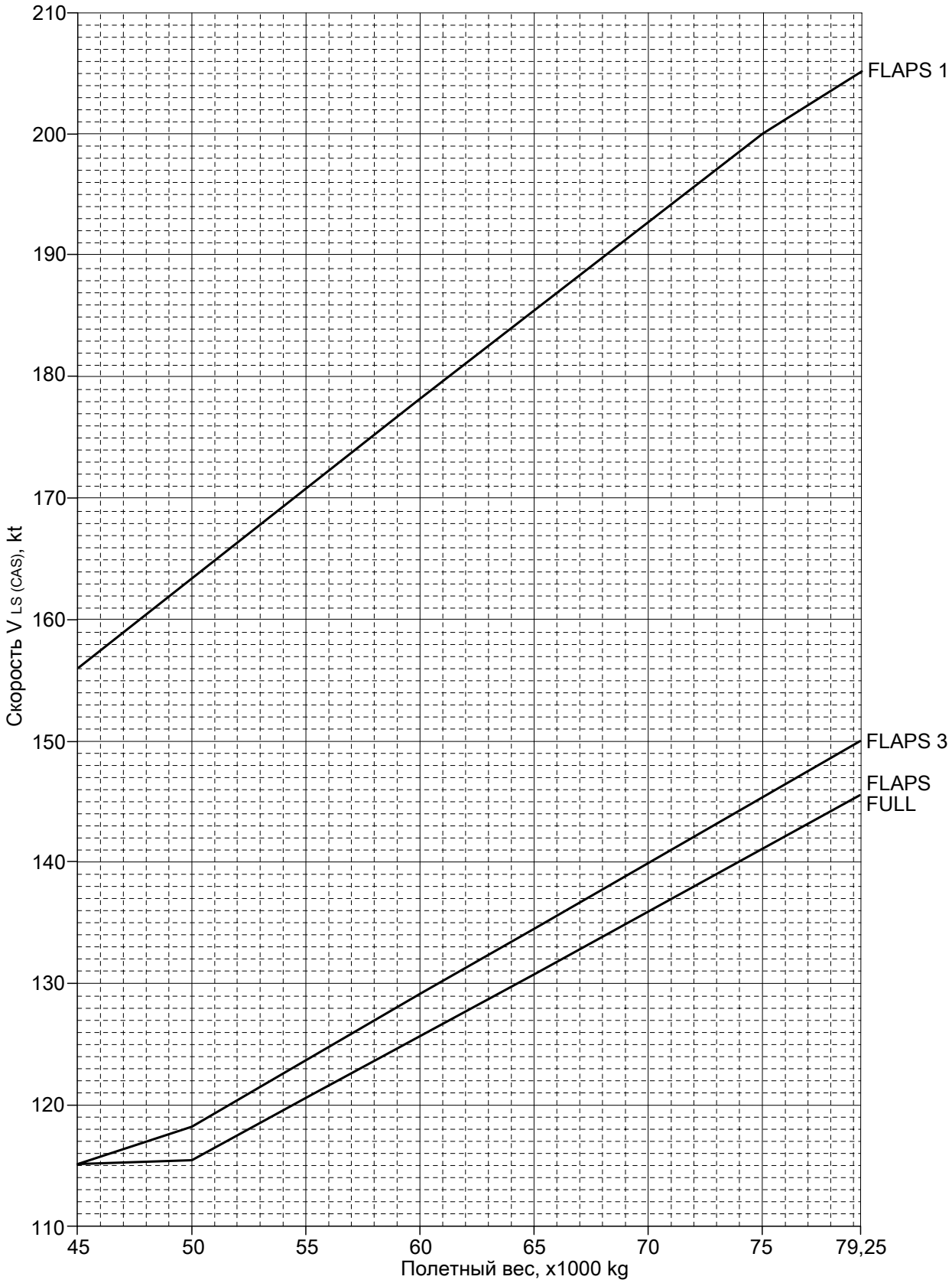


Рисунок 3 Минимальная выбираемая скорость V_{LS}, механизация: FLAPS 1, FLAPS 3, FLAPS FULL

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.1.1 Минимальная выбираемая скорость V_{LS} при непреднамеренном попадании в зону обледенения

ВНИМАНИЕ

- **На начальном этапе летных испытаний полеты выполнять вне прогнозируемой зоны обледенения**
- **При непреднамеренном попадании в зону обледенения требуется принять меры к немедленному выходу из зоны обледенения**

До реализации перестройки индикации характерных скоростей и углов атаки в условиях обледенения, необходимо выдерживать скорости полета согласно ниже приведенных рекомендаций.

После попадания в зону обледенения с работающей ПОС:

– в крейсерской конфигурации не допускается уменьшение скорости ниже V_{LS} + 20 kt

– в конфигурациях с выпущенной механизацией не допускается уменьшение скорости ниже V_{LS} + 5 kt

После попадания в зону обледенения с неработающей ПОС:

– в крейсерской конфигурации не допускается уменьшение скорости ниже V_{LS} + 20 kt

– в конфигурациях с выпущенной механизацией не допускается уменьшение скорости ниже V_{LS} + 10 kt

Примечание

После реализациии перестройки индикации характерных скоростей и углов атаки при полетах в условиях обледенения, пилотирование выполнять по индицируемым ограничениям.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Один двигатель не работает

Общие сведения

Содержание

Страница

Общие сведения 1
Описание 1
1 Один двигатель не работает 1

Описание

1 Один двигатель не работает

В данном подразделе изложена информация, которая необходима экипажу при выполнении полета с одним неработающим двигателем.

Выключение одного двигателя в полете оказывает влияние на летные характеристики самолета и, как правило, вынуждает экипаж изменять запланированные маршрут и высоту полета, что приводит к отклонениям от расчетных значений по расходу топлива, времени и дальности полета.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Один двигатель не работает - Максимальная высота полета

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1
Описание..... 1
1 Один двигатель не работает - Максимальная высота полета..... 1

Перечень иллюстраций

Страница

1 Максимальная высота полета - один двигатель не работает..... 2

Описание

1 Один двигатель не работает - Максимальная высота полета

Зависимость максимальной высоты полета с одним выключенным двигателем от полетного веса G и температуры наружного воздуха T_{HB} показана на графике (Рис. 1)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

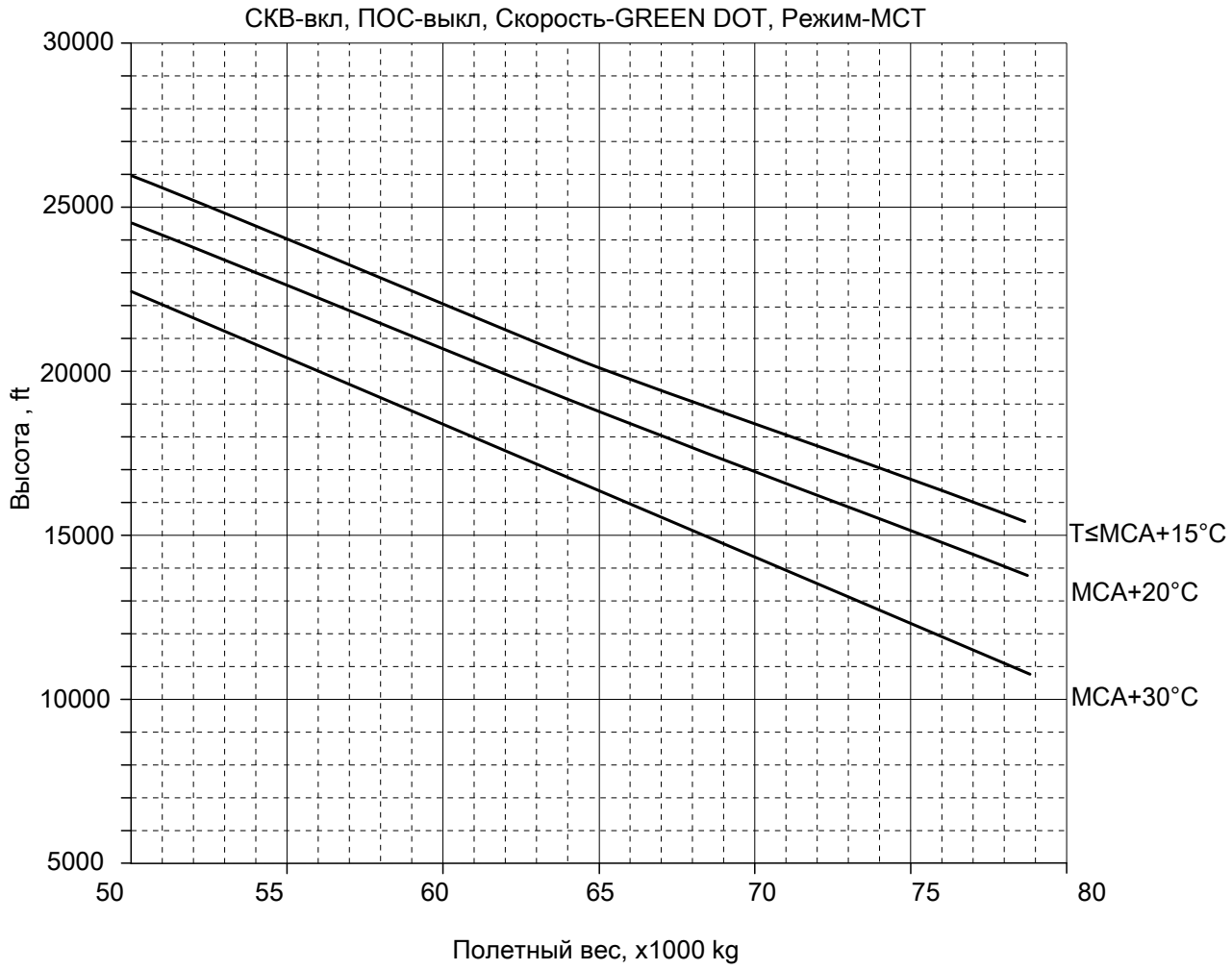


Рисунок 1 Максимальная высота полета - один двигатель не работает

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Один двигатель не работает - Набор высоты

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1
Описание..... 1
1 Один двигатель не работает - набор высоты..... 1

Описание

1 Один двигатель не работает - набор высоты

Зарезервировано

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Один двигатель не работает - Дальность, время и расход топлива при полете со снижением

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные 1
Описание 1
1 Дальность при полете со снижением с отказавшим двигателем 1
2 Время полета со снижением с отказавшим двигателем 2
3 Расход топлива при полете со снижением с отказавшим двигателем 3

Перечень иллюстраций

Страница

1 Дальность полета со снижением 2
2 Время полета со снижением 3
3 Расход топлива при полете со снижением 4

Описание

1 Дальность при полете со снижением с отказавшим двигателем

При отказе двигателя в крейсерском полете, снижение до выбранного эшелона выполняйте на скорости GREEN DOT и максимальном крейсерском режиме работающего двигателя MCT.

Зависимость дальности снижения до максимальной высоты полета с одним неработающим двигателем от высоты крейсерского полета, на которой произошел отказ двигателя, и полетного веса в начале снижения показана на графике (Рис. 1)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

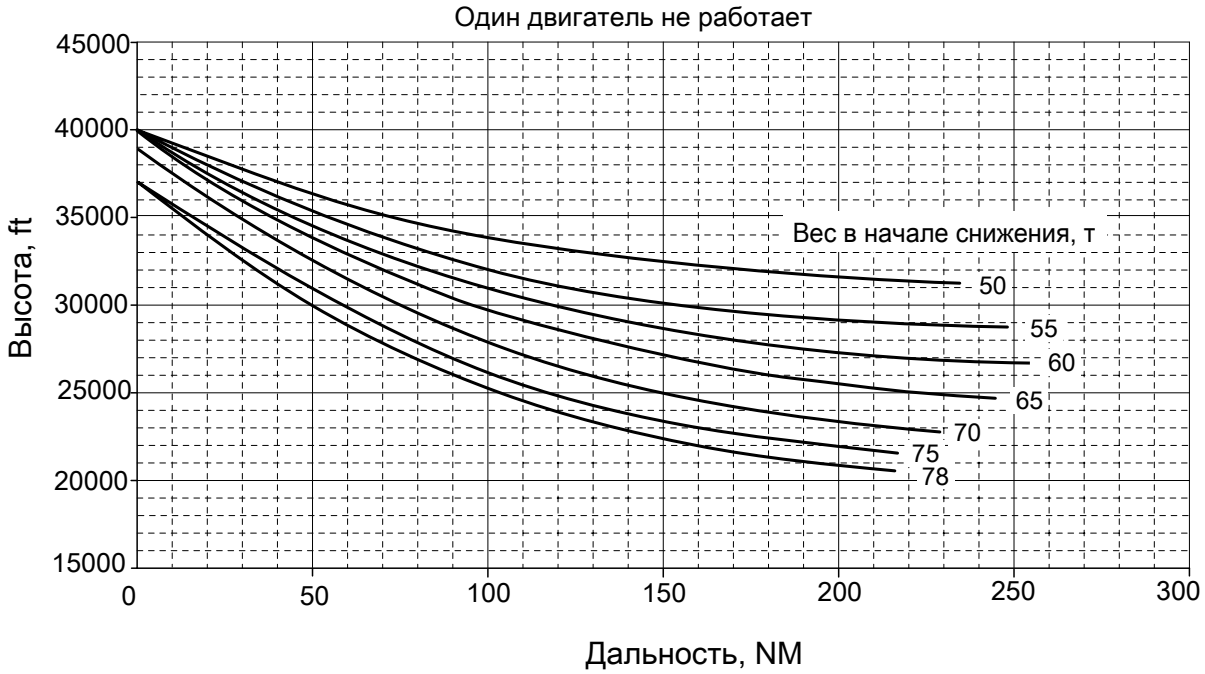


Рисунок 1 Дальность полета со снижением

2 Время полета со снижением с отказавшим двигателем

Зависимость времени снижения до максимальной высоты полета с одним неработающим двигателем от высоты крейсерского полета, на которой произошел отказ двигателя, и полетного веса в начале снижения показана на графике (Рис. 2)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

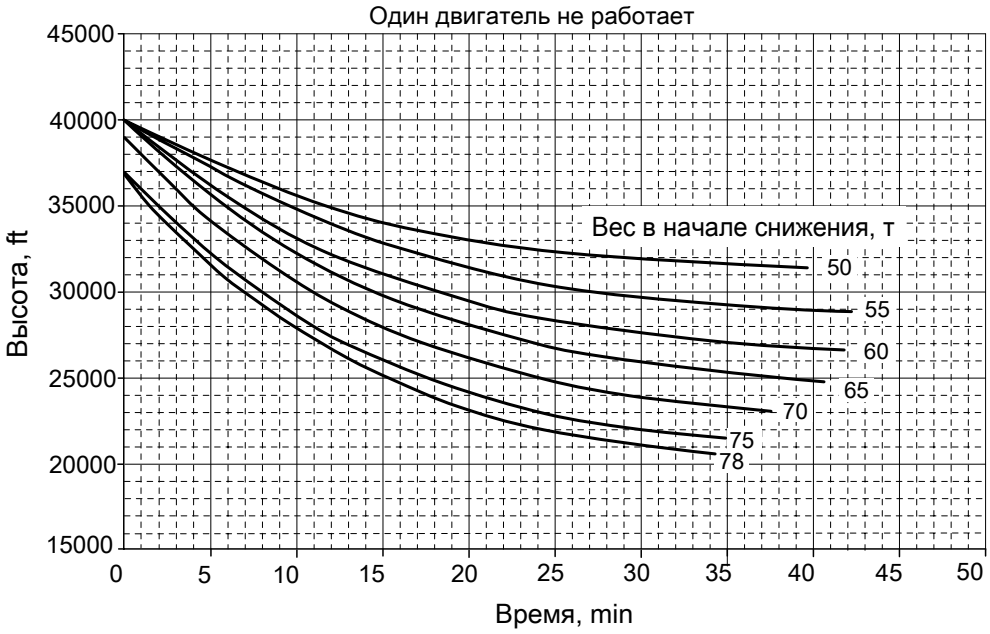


Рисунок 2 Время полета со снижением

3 Расход топлива при полете со снижением с отказавшим двигателем

Зависимость количества израсходованного топлива при снижении с высоты крейсерского полета, на которой произошел отказ двигателя, до максимальной высоты полета с одним неработающим двигателем, от высоты крейсерского полета и полетного веса в начале снижения показана на графике (Рис. 3)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

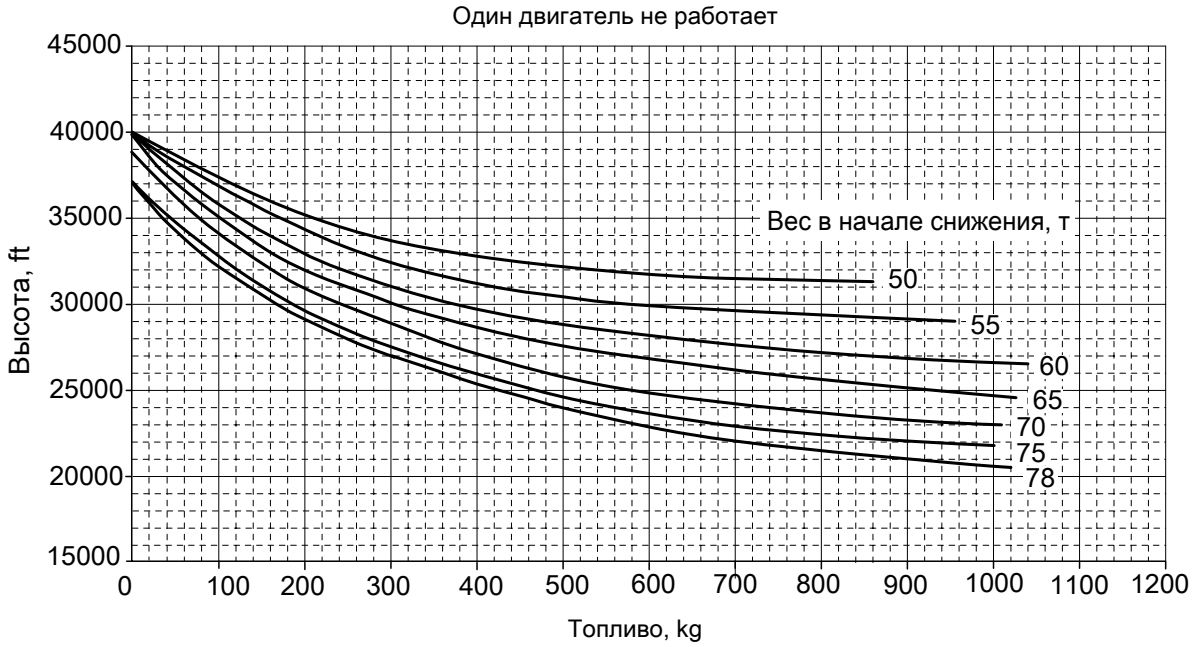


Рисунок 3 Расход топлива при полете со снижением

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Один двигатель не работает - Удельная дальность полета, МСА

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1
Описание..... 1
1 Один двигатель не работает - Удельная дальность полета, МСА..... 1

Описание

1 Один двигатель не работает - Удельная дальность полета, МСА

Зарезервировано.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Один двигатель не работает - Снижение с эшелона полета

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные 1
Описание 1
1 Один двигатель не работает - Снижение с эшелона полета 1

Описание

1 Один двигатель не работает - Снижение с эшелона полета

Зарезервировано

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Один двигатель не работает - Скорость GREEN DOT

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1
Описание..... 1
1 Один двигатель не работает - Скорость GREEN DOT..... 1

Перечень таблиц

Страница

1 Скорость GREEN DOT..... 1

Описание

1 Один двигатель не работает - Скорость GREEN DOT

Скорость GREEN DOT обеспечивает оптимальные условия для выполнения полета на режиме максимальной продолжительности.

Скорости GREEN DOT в зависимости от полетных весов самолета и высот полета приведены в таблице 1 (Таблица 1)

Таблица 1 Скорость GREEN DOT

Полет-ный вес,кг	Скорость GREEN DOT, kt							
	Высота полета, ft							
	5000 и ниже	10000	15000	20000	25000	30000	35000	40000
45000	192	192	193	193	194	194	-	-
50000	202	203	204	204	205	205	-	-
55000	213	213	214	214	215	-	-	-
60000	222	223	223	224	224	-	-	-
65000	231	232	232	233	-	-	-	-
70000	240	240	241	241	-	-	-	-
75000	248	249	249	250	-	-	-	-
80000	256	257	257	-	-	-	-	-

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Один двигатель не работает - Расход топлива и время полета до посадки

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные 1
Описание 1
1 Расход топлива и время до посадки при полете с одним отказавшим двигателем 1

Перечень таблиц

Страница

1 Расход топлива и время полета до остановки на пробеге 2

Описание

1 Расход топлива и время до посадки при полете с одним отказавшим двигателем

Значения расхода топлива и времени полета до посадки, которые содержатся в таблице 1 (Таблица 1) рассчитаны для условий:

- Вес самолета при принятии решения на выполнение полета с одним выключенным двигателем до выбранного аэродрома посадки — 60000 кг
- Горизонтальный полет — LRC
- Снижение — V_{CAS} = 280 kt
- Заход на посадку и посадка — G_T = 170 кг (6 мин)
- МСА
- ВСУ — Включена
- СКВ — Включена
- ПОС — Выключена

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Расход топлива и время полета до остановки на пробеге

ОДИН ДВИГАТЕЛЬ НЕ РАБОТАЕТ								
Расход топлива, кг								
Время полета, час:мин								
Даль-ность по-лета,NM	Высота полета,ft						Поправка к расходу топлива (кг/1000кг)	
	10000	12000	14000	16000	18000	20000	10000 – 16000 ft	17000 – 20000 ft
180	1287 0:44	1231 0:43	1180 0:42	1133 0:41	1081 0:40	1028 0:40	7	8
220	1557 0:52	1494 0:51	1434 0:50	1382 0:49	1326 0:48	1265 0:47	10	11
260	1826 1:01	1757 0:59	1689 0:58	1631 0:56	1570 0:55	1501 0:54	12	14
300	2095 1:09	2019 1:07	1943 1:06	1879 1:04	1814 1:03	1737 1:02	15	16
340	2363 1:18	2281 1:16	2196 1:14	2127 1:12	2057 1:10	1972 1:09	17	19
380	2631 1:26	2542 1:24	2449 1:22	2375 1:20	2299 1:18	2207 1:16	20	22
420	2898 1:35	2803 1:32	2702 1:30	2622 1:27	2541 1:26	2441 1:24	22	25
460	3165 1:43	3063 1:40	2954 1:38	2868 1:35	2782 1:33	2675 1:31	25	27
500	3432 1:52	3322 1:49	3206 1:46	3114 1:43	3023 1:40	2908 1:38	27	30
540	3698 2:00	3581 1:57	3457 1:54	3360 1:51	3263 1:48	3141 1:46	30	33
580	3963 2:09	3840 2:05	3708 2:02	3605 1:58	3503 1:55	3374 1:53	32	36
620	4228 2:17	4098 2:13	3959 2:10	3849 2:06	3742 2:03	3606 2:00	34	38
660	4493 2:26	4356 2:22	4209 2:18	4094 2:14	3980 2:11	3837 2:08	37	41
700	4757 2:34	4613 2:30	4458 2:26	4337 2:22	4219 2:18	4068 2:15	39	44

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Расход топлива и время полета до остановки на пробеге

ОДИН ДВИГАТЕЛЬ НЕ РАБОТАЕТ								
Расход топлива, кг								
Время полета, час:мин								
Даль-ность по-лета,NM	Высота полета,ft						Поправка к расходу топлива (кг/1000кг)	
	10000	12000	14000	16000	18000	20000	10000 – 16000 ft	17000 – 20000 ft
740	5020 2:43	4869 2:38	4707 2:34	4580 2:30	4456 2:25	4299 2:23	41	47
780	5283 2:52	5126 2:47	4956 2:43	4823 2:38	4693 2:34	4529 2:30	44	49
820	5546 3:00	5381 2:55	5204 2:51	5065 2:46	4930 2:42	4758 2:37	46	52
860	5808 3:09	5636 3:04	5452 2:59	5307 2:54	5166 2:49	4988 2:45	48	55
900	6069 3:18	5891 3:12	5699 3:07	5548 3:02	5402 2:57	5216 2:52	51	58
940	6330 3:26	6145 3:20	5946 3:15	5788 3:09	5637 3:05	5445 2:60	53	60
980	6590 3:35	6398 3:29	6192 3:23	6028 3:17	5872 3:12	5672 3:07	55	63
1020	6850 3:44	6652 3:38	6438 3:32	6268 3:25	6106 3:20	5900 3:14	57	66
1060	7109 3:52	6904 3:46	6683 3:40	6507 3:34	6340 3:28	6127 3:22	60	69
1100	7367 4:01	7156 3:54	6928 3:48	6745 3:41	6573 3:35	6353 3:29	62	71
1140	7625 4:10	7408 4:03	7172 3:56	6983 3:49	6806 3:43	6579 3:37	64	74
1180	7882 4:19	7659 4:12	7416 4:05	7220 3:58	7039 3:51	6804 3:44	66	77
1220	8139 4:27	7910 4:20	7659 4:13	7457 4:06	7271 3:59	7029 3:52	68	80
1260	8395 4:36	8160 4:28	7902 4:21	7693 4:13	7503 4:06	7254 3:59	71	82

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Расход топлива и время полета до остановки на пробеге

ОДИН ДВИГАТЕЛЬ НЕ РАБОТАЕТ								
Расход топлива, кг								
Время полета, час:мин								
Даль-ность по-лета,NM	Высота полета,ft						Поправка к расходу топлива (кг/1000кг)	
	10000	12000	14000	16000	18000	20000	10000 – 16000 ft	17000 – 20000 ft
1300	8650 4:45	8410 4:37	8144 4:29	7929 4:21	7734 4:14	7478 4:07	73	85

Примечание

Время и расход топлива на полет с одним выключенным двигателем, рассчитано от точки в крейсерском полете до остановки на ВПП после пробега.

Последовательность выполнения расчета расхода топлива и времени полета с использованием таблицы 1 (Таблица 1) приведена в примере №1.

Пример №1

Исходные данные:

- Высота полета — 14000 ft
- Дальность до ВПП на которую планируется посадка — 510 NM
- Вес самолета при принятии решения на выполнение полета до выбранного для посадки аэродрома — 62000 кг

Требуется определить — Расход топлива и время полета до остановки на ВПП после пробега.

Последовательность выполнения расчета:

1 Определяются расход топлива и время полета на дальность 500 NM (Таблица 1):

- Расход топлива = 3206 кг + 27 кг x 2 = 3260 кг
- Время полета = 1час 46 мин.

2 Определяются расход топлива и время полета на дальность 540 NM (Таблица 1):

- Расход топлива = 3457 кг + 30 кг x 2 = 3517 кг
- Время полета = 1час 54 мин.

3 Определяются расход топлива и время полета на дальность 510 NM (Таблица 1):

- Расход топлива: 3260 кг + (3517 кг – 3260 кг) / (540 – 500) x (510 – 500) = 3324 кг
- Время полета:1час 46 мин + (54 мин – 46 мин) / (540 – 500) x (510 – 500) = 1час 48 мин

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Примечание

При отличии фактической дальности до ВПП, на которую планируется посадка, от табличных значений, для расчетов применяется метод линейной интерполяции.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Два двигателя не работают - Дальность и время планирования с убранной механизацией

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1
Описание..... 1
1 Дальность и время планирования с убранной механизацией при отказе двух двигателей..... 1

Перечень таблиц

Страница

1 Дальность и время планирования..... 1

Описание

1 Дальность и время планирования с убранной механизацией при отказе двух двигателей

Дальность и время планирования с убранной механизацией крыла и шасси приведены в таблице 1 (Таблица 1)

Таблица 1 Дальность и время планирования

Дальность и время планирования при отказе двух двигателей												
FLAPS 0 Шасси убрано Снижение до высоты 1500 ft GREEN DOT												
Начальная высота, ft	Дальность, NM						Время, мин					
	Полётный вес, х 1000 кг											
	50		55		60		65		70		75	
35000	82	19	83	18	84	18	85	17	86	17	87	16
31000	72	17	73	16	73	16	74	15	75	15	76	14
27000	62	15	62	14	63	14	63	14	64	13	65	13
23000	51	13	52	12	52	12	53	12	53	11	54	11
19000	42	11	42	10	42	10	43	10	43	9	43	9
15000	32	8	32	8	32	8	33	8	33	7	33	7
11000	22	6	22	6	23	6	23	5	23	5	23	5
9000	17	5	18	5	18	5	18	4	18	4	18	4
5000	8	2	8	2	8	2	8	2	8	2	9	2
Скорость GREEN DOT,CAS, kt	201		211		220		229		238		246	

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Два двигателя не работают - Дальность планирования и скорость полета с выпущенной механизацией

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные 1
Описание 1
1 Дальность планирования и скорость полета с выпущенной механизацией — шасси убрано 1
1.1 Дальность планирования — шасси убрано 1
1.2 Рекомендуемая скорость планирования — шасси убрано 1
2 Дальность планирования и скорость полета с выпущенной механизацией — шасси выпущено 2
2.1 Дальность планирования — шасси выпущено 2
2.2 Рекомендуемая скорость планирования — шасси выпущено 2

Перечень таблиц

Страница

1 Дальность планирования — шасси убрано 1
2 Рекомендуемая скорость планирования — шасси убрано 2
3 Дальность планирования — шасси выпущено 2
4 Рекомендуемая скорость планирования — шасси выпущено 2

Описание

1 Дальность планирования и скорость полета с выпущенной механизацией — шасси убрано

1.1 Дальность планирования — шасси убрано

Зависимость дальности планирования от высоты начала снижения и конфигурации самолета (шасси убрано) приведена в таблице 1 (Таблица 1)

Таблица 1 Дальность планирования — шасси убрано

Дальность планирования, NM							
Конфи-гурация	Начальная высота, ft						
	20000	16000	12000	8000	4000	2000	1000
FLAPS 1	45	36	27	18	9	5	2
FLAPS 1+F	42	34	25	17	8	4	2
FLAPS 2	39	31	23	15	8	4	2

1.2 Рекомендуемая скорость планирования — шасси убрано

Рекомендованные скорости планирования в зависимости от конфигурации самолета (шасси убрано) и полетного веса приведены в таблице 2 (Таблица 2)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Рекомендуемая скорость планирования — шасси убрано

Рекомендуемая скорость CAS, kt						
Конфи-гурация	Полетный вес, 1000 кг					
	50	55	60	65	70	75
FLAPS 1	162	170	178	185	192	199
FLAPS 1+F	143	150	157	163	170	176
FLAPS 2	137	144	150	156	162	168

2 Дальность планирования и скорость полета с выпущенной механизацией — шасси выпущено

2.1 Дальность планирования — шасси выпущено

Зависимость дальности планирования от высоты начала снижения и конфигурации самолета (шасси выпущено) приведена в таблице 3 (Таблица 3)

Таблица 3 Дальность планирования — шасси выпущено

Дальность планирования, NM							
Конфи-гурация	Начальная высота, ft						
	20000	16000	12000	8000	4000	2000	1000
FLAPS 1	35	28	21	14	7	4	2
FLAPS 1+F	35	28	21	14	7	3	2
FLAPS 2	33	26	20	13	7	3	2

2.2 Рекомендуемая скорость планирования — шасси выпущено

Рекомендованные скорости планирования в зависимости от конфигурации самолета (шасси выпущено) и полетного веса приведены в таблице 4 (Таблица 4)

Таблица 4 Рекомендуемая скорость планирования — шасси выпущено

Рекомендуемая скорость CAS, kt						
Конфи-гурация	Полетный вес, 1000 кг					
	50	55	60	65	70	75
FLAPS 1	147	154	161	168	174	180
FLAPS 1+F	132	139	145	151	157	162
FLAPS 2	131	138	144	150	156	161

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Два двигателя не работают - Потеря высоты при разворотах

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные ... 1
Ссылки ... 2
Описание ... 2
1 Потеря высоты при разворотах — два двигателя не работают, шасси убрано ... 2
1.1 Рекомендованные скорости планирования — шасси убрано, механизация выпущена ... 2
1.2 Потеря высоты при разворотах — шасси убрано, FLAPS 0 ... 2
1.3 Потеря высоты при разворотах — шасси убрано, FLAPS 1 ... 3
1.4 Потеря высоты при разворотах — шасси убрано, FLAPS 1 + F ... 4
1.5 Потеря высоты при разворотах — шасси убрано, FLAPS 2 ... 4
1.6 Потеря высоты при разворотах — шасси убрано, FLAPS 3 ... 5
1.7 Потеря высоты при разворотах — шасси убрано, FLAPS FULL ... 5
2 Потеря высоты при разворотах — два двигателя не работают, шасси выпущено ... 6
2.1 Рекомендованные скорости планирования — шасси и механизация выпущены ... 6
2.2 Потеря высоты при разворотах — шасси выпущено, FLAPS 1 ... 6
2.3 Потеря высоты при разворотах — шасси выпущено, FLAPS 1 + F ... 7
2.4 Потеря высоты при разворотах — шасси выпущено, FLAPS 2 ... 7
2.5 Потеря высоты при разворотах — шасси выпущено, FLAPS 3 ... 8
2.6 Потеря высоты при разворотах — шасси выпущено, FLAPS FULL ... 8

Перечень таблиц

Страница

1 Ссылки ... 2
2 Рекомендованные скорости планирования — шасси убрано, механизация — выпущена ... 2
3 Потеря высоты при разворотах — шасси убрано, FLAPS 0 ... 3
4 Потеря высоты при разворотах — шасси убрано, FLAPS 1 ... 4
5 Потеря высоты при разворотах — шасси убрано, FLAPS 1 + F ... 4
6 Потеря высоты при разворотах — шасси убрано, FLAPS 2 ... 5
7 Потеря высоты при разворотах — шасси убрано, FLAPS 3 ... 5
8 Потеря высоты при разворотах — шасси убрано, FLAPS FULL ... 6
9 Рекомендованные скорости планирования — шасси и механизация выпущены ... 6
10 Потеря высоты при разворотах — шасси выпущено, FLAPS 1 ... 7
11 Потеря высоты при разворотах — шасси выпущено, FLAPS 1 + F ... 7
12 Потеря высоты при разворотах — шасси выпущено, FLAPS 2 ... 8
13 Потеря высоты при разворотах — шасси выпущено, FLAPS 3 ... 8
14 Потеря высоты при разворотах — шасси выпущено, FLAPS FULL ... 9

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Ссылки

Таблица 1 Ссылки

Модуль данных/Техническая публикация	Название
FCOM 21300-A-15-6B-00-00A-030A-A	Два двигателя не работают - Дальность и время планирования с убранной механизацией - Технические данные

Описание

1 Потеря высоты при разворотах — два двигателя не работают, шасси убрано

1.1 Рекомендованные скорости планирования — шасси убрано, механизация выпущена

Зависимость рекомендованной скорости полета от полетного веса и конфигурации крыла показана в таблице 2 (Таблица 2)

Таблица 2 Рекомендованные скорости планирования — шасси убрано, механизация — выпущена

Рекомендуемая скорость CAS, kt					
Полетный вес, x 1000 кг	Конфигурация				
	1	1+F	2	3	FULL
50	162	143	138	132	130
60	178	157	151	146	140
70	192	170	162	157	151

1.2 Потеря высоты при разворотах — шасси убрано, FLAPS 0

Зависимость потери высоты при разворотах с двумя неработающими двигателями, убранными шасси и механизацией, от угла разворота, полетного веса и угла крена — показана в таблице 3 (Таблица 3)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 3 Потеря высоты при разворотах — шасси убрано, FLAPS 0

Потеря высоты, ft				
Начальная высота 33000 ft				
Угол разворота, градус	Полетный вес, x 1000 кг	Угол крена, градус		
		20	25	30
90	50	2690	2231	2067
	60	3117	2559	2231
	70	3609	2953	2559
180	50	5151	4298	3839
	60	5840	4856	4232
	70	6726	5578	4823
360	50	9548	7940	7153
	60	10696	9023	7874
	70	12107	10237	8957

Примечание

Сведения о рекомендованных скоростях полета при снижении с двумя неработающими двигателями, убранными шасси и механизацией — содержатся в (FCOM 21300-A-15-6B-00-00A-030A-A, Таблица 1)

1.3 Потеря высоты при разворотах — шасси убрано, FLAPS 1

Зависимость потери высоты при разворотах с двумя неработающими двигателями, убранным шасси, механизацией FLAPS 1, от угла разворота, полетного веса и угла крена — показана в таблице 4 (Таблица 4)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 4 Потеря высоты при разворотах — шасси убрано, FLAPS 1

Потеря высоты, ft				
Начальная высота 13000 ft				
Угол разворота, градус	Полетный вес, х 1000 кг	Угол крена, градус		
		20	25	30
90	50	1116	886	755
	60	1312	1050	886
	70	1509	1214	1017
180	50	2133	1706	1476
	60	2658	2034	1739
	70	2887	2330	2001
360	50	4101	3314	2854
	60	4856	3937	3379
	70	5512	4495	3839

1.4 Потеря высоты при разворотах — шасси убрано, FLAPS 1 + F

Зависимость потери высоты при разворотах с двумя неработающими двигателями, убранным шасси, механизацией FLAPS 1 + F, от угла разворота, полетного веса и угла крена — показана в таблице 5 (Таблица 5)

Таблица 5 Потеря высоты при разворотах — шасси убрано, FLAPS 1 + F

Потеря высоты, ft				
Начальная высота 13000 ft				
Угол разворота, градус	Полетный вес, х 1000 кг	Угол крена, градус		
		20	25	30
90	50	951	755	656
	60	1116	886	755
	70	1312	1050	886
180	50	1837	1476	1247
	60	2165	1739	1476
	70	2526	2034	1706
360	50	3543	2854	2428
	60	4167	3379	2887
	70	4823	3937	3314

1.5 Потеря высоты при разворотах — шасси убрано, FLAPS 2

Зависимость потери высоты при разворотах с двумя неработающими двигателями, убранным шасси, механизацией FLAPS 2, от угла разворота, полетного веса и угла крена — показана в таблице 6 (Таблица 6)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 6 Потеря высоты при разворотах — шасси убрано, FLAPS 2

Потеря высоты, ft				
Начальная высота 13000 ft				
Угол разворота, градус	Полетный вес, x 1000 кг	Угол крена, градус		
		20	25	30
90	50	951	755	656
	60	1148	886	787
	70	1312	1181	886
180	50	1870	1509	1247
	60	2231	1805	1509
	70	2526	2034	1739
360	50	3609	2920	2428
	60	4265	3445	2986
	70	4823	3937	3379

1.6 Потеря высоты при разворотах — шасси убрано, FLAPS 3

Зависимость потери высоты при разворотах с двумя неработающими двигателями, убранным шасси, механизацией FLAPS 3, от угла разворота, полетного веса и угла крена — показана в таблице 7 (Таблица 7)

Таблица 7 Потеря высоты при разворотах — шасси убрано, FLAPS 3

Потеря высоты, ft				
Начальная высота 13000 ft				
Угол разворота, градус	Полетный вес, x 1000 кг	Угол крена, градус		
		20	25	30
90	50	1017	820	722
	60	1214	984	853
	70	1411	1116	984
180	50	1969	1608	1378
	60	2362	1903	1641
	70	2822	2198	1903
360	50	3806	3117	2658
	60	4495	3675	3117
	70	5184	4232	3642

1.7 Потеря высоты при разворотах — шасси убрано, FLAPS FULL

Зависимость потери высоты при разворотах с двумя неработающими двигателями, убранным шасси, механизацией FLAPS FULL, от угла разворота, полетного веса и угла крена — показана в таблице 8 (Таблица 8)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 8 Потеря высоты при разворотах — шасси убрано, FLAPS FULL

Потеря высоты, ft				
Начальная высота 13000 ft				
Угол разворота, градус	Полетный вес, х 1000 кг	Угол крена, градус		
		20	25	30
90	50	1083	853	722
	60	1247	984	853
	70	1411	1148	984
180	50	2067	1641	1411
	60	2395	1936	1641
	70	2723	2231	1903
360	50	3937	3215	2756
	60	4528	3740	3150
	70	5217	4265	3609

2 Потеря высоты при разворотах — два двигателя не работают, шасси выпущено

2.1 Рекомендованные скорости планирования — шасси и механизация выпущены

Зависимость рекомендованной скорости полета от полетного веса и конфигурации крыла показана в таблице 9 (Таблица 9)

Таблица 9 Рекомендованные скорости планирования — шасси и механизация выпущены

Рекомендуемая скорость CAS, kt					
Полетный вес, х 1000 кг	Конфигурация				
	1	1+F	2	3	FULL
50	148	135	130	127	121
60	162	146	143	140	135
70	175	159	154	154	146

2.2 Потеря высоты при разворотах — шасси выпущено, FLAPS 1

Зависимость потери высоты при разворотах с двумя неработающими двигателями, выпущенным шасси, механизацией FLAPS 1, от угла разворота, полетного веса и угла крена — показана в таблице 10 (Таблица 10)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 10 Потеря высоты при разворотах — шасси выпущено, FLAPS 1

Потеря высоты, ft				
Начальная высота 13000 ft				
Угол разворота, градус	Полетный вес, x 1000 кг	Угол крена, градус		
		20	25	30
90	50	1181	984	820
	60	1378	1148	951
	70	1641	1312	1116
180	50	2297	1903	1608
	60	2690	2165	1772
	70	3150	2559	2165
360	50	4134	3642	3051
	60	5151	4232	3511
	70	5906	4889	4200

2.3 Потеря высоты при разворотах — шасси выпущено, FLAPS 1 + F

Зависимость потери высоты при разворотах с двумя неработающими двигателями, выпущенным шасси, механизацией FLAPS 1 + F, от угла разворота, полетного веса и угла крена — показана в таблице 11 (Таблица 11)

Таблица 11 Потеря высоты при разворотах — шасси выпущено, FLAPS 1 + F

Потеря высоты, ft				
Начальная высота 13000 ft				
Угол разворота, градус	Полетный вес, x 1000 кг	Угол крена, градус		
		20	25	30
90	50	1017	820	689
	60	1181	951	820
	70	1411	1116	919
180	50	1969	1608	1378
	60	2264	1870	1608
	70	2723	2165	1837
360	50	3773	3084	2658
	60	4331	3576	3117
	70	5118	4167	3543

2.4 Потеря высоты при разворотах — шасси выпущено, FLAPS 2

Зависимость потери высоты при разворотах с двумя неработающими двигателями, выпущенным шасси, механизацией FLAPS 2, от угла разворота, полетного веса и угла крена — показана в таблице 12 (Таблица 12)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 12 Потеря высоты при разворотах — шасси выпущено, FLAPS 2

Потеря высоты, ft				
Начальная высота 13000 ft				
Угол разворота, градус	Полетный вес, х 1000 кг	Угол крена, градус		
		20	25	30
90	50	1017	787	689
	60	1214	951	853
	70	1411	1083	951
180	50	1936	1575	1378
	60	2362	1903	1608
	70	2690	2133	1805
360	50	3708	3019	2625
	60	4495	3642	3117
	70	5118	4167	3478

2.5 Потеря высоты при разворотах — шасси выпущено, FLAPS 3

Зависимость потери высоты при разворотах с двумя неработающими двигателями, выпущенным шасси, механизацией FLAPS 3, от угла разворота, полетного веса и угла крена — показана в таблице 13 (Таблица 13)

Таблица 13 Потеря высоты при разворотах — шасси выпущено, FLAPS 3

Потеря высоты, ft				
Начальная высота 13000 ft				
Угол разворота, градус	Полетный вес, х 1000 кг	Угол крена, градус		
		20	25	30
90	50	1050	853	755
	60	1280	1017	886
	70	1476	1181	1017
180	50	2067	1641	1476
	60	2494	1969	1772
	70	2854	2297	2001
360	50	3970	3183	2822
	60	4757	3806	3347
	70	5414	4429	3773

2.6 Потеря высоты при разворотах — шасси выпущено, FLAPS FULL

Зависимость потери высоты при разворотах с двумя неработающими двигателями, выпущенным шасси, механизацией FLAPS FULL, от угла разворота, полетного веса и угла крена — показана в таблице 14 (Таблица 14)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 14 Потеря высоты при разворотах — шасси выпущено, FLAPS FULL

Потеря высоты, ft				
Начальная высота 13000 ft				
Угол разво-рота, градус	Полетный вес, x 1000 кг	Угол крена, градус		
		20	25	30
90	50	1050	820	722
	60	1247	1017	853
	70	1411	1116	984
180	50	2001	1608	1378
	60	2428	1969	1673
	70	2756	2165	1936
360	50	3872	3084	2658
	60	4659	3740	3215
	70	5250	4134	3675

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Ограничения

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1
Описание..... 1

Описание

Зарезервировано.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Общие определения

Общие сведения

Содержание

Страница

Общие сведения 1
Описание 1
1 Определения 1
1.1 Вес пустого самолета (MEW) 1
1.2 Типовое снаряжение 1
1.3 Оперативное снаряжение 1
1.4 Вес снаряженного самолета (OEW) 2
1.5 Максимальный рулежный вес (у перрона) (MTW) 2
1.6 Максимальный взлетный вес (максимальный вес при отпускании тормозов) (MTOW) 2
1.7 Максимальный посадочный вес (MLW) 2
1.8 Максимальный вес самолета без топлива (MZFW) 2
1.9 Максимальный полетный вес 2
1.10 Минимальный полетный вес 2
1.11 Вес полезной нагрузки (P/L) 2
1.12 Вес самолета без топлива (ZFW) 2
1.13 Вырабатываемое топливо 2
1.14 Невырабатываемое топливо 3
1.15 Несливаемое топливо 3
1.16 Неоткачиваемое топливо 3

Описание

1 Определения

1.1 Вес пустого самолета (MEW)

Вес конструкции, силовой установки, бытового оборудования, систем и другого оборудования, являющихся неотъемлемой частью самолета, включая жидкости и газы в замкнутых системах.

1.2 Типовое снаряжение

К типовому снаряжению относятся:

– сливаемый невырабатываемый остаток топлива

– заправляемые жидкости для МСУ и ВСУ

– съемное аварийно-спасательное оборудование (огнетушители, переносное аварийное кислородное оборудование, топоры, аптечки, канаты и прочее).

1.3 Оперативное снаряжение

К оперативному снаряжению относятся:

– экипаж

– техническая документация

© ПАО "Корпорация "Иркут"

- съемное оборудование буфетов (тележки)
- спасательные жилеты
- парашюты+НАЗ
- ККО-ЛИ
- заправляемая жидкости

1.4 Вес снаряженного самолета (OEW)

Вес пустого самолета плюс вес типового и оперативного снаряжения.

1.5 Максимальный рулежный вес (у перрона) (MTW)

Максимальный вес самолета для маневров при движении по земле, ограниченный прочностью самолета и нормами летной годности (включает в себя вес топлива, необходимого для запуска двигателя и руления до момента начала разбега).

1.6 Максимальный взлетный вес (максимальный вес при отпускании тормозов) (MTOW)

Максимальный вес самолета для взлета, ограниченный прочностью самолета и нормами летной годности (это максимальный вес в момент начала разбега перед взлетом).

1.7 Максимальный посадочный вес (MLW)

Максимальный вес самолета для посадки, ограниченный прочностью самолета и нормами летной годности.

1.8 Максимальный вес самолета без топлива (MZFW)

Максимальный допустимый вес перед заливкой в баки расходуемого топлива, ограниченный прочностью самолета и нормами летной годности.

1.9 Максимальный полетный вес

Максимальный вес для полета, ограниченный прочностью самолета и нормами летной годности (закрылки убраны, если другое не оговорено).

1.10 Минимальный полетный вес

Минимальный вес для полета, ограниченный прочностью самолета и нормами летной годности.

1.11 Вес полезной нагрузки (P/L)

Взлетный вес минус вес снаряженного самолета.

1.12 Вес самолета без топлива (ZFW)

Вес снаряженного самолета плюс вес коммерческой нагрузки (это вес не должен превышать максимальный вес самолета без топлива).

1.13 Вырабатываемое топливо

Топливо доступное для двигателя (все топливо, которое может быть выработано двигателем).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.14 Невырабатываемое топливо

Топливо, оставшееся в топливных баках и в топливной системе после проведения испытаний на выработку топлива, в соответствии с текущими требованиями Авиационных властей.

1.15 Несливаемое топливо

Топливо, остающееся в самолете после слива топлива из самолета с помощью обычных средств и при использовании предписанных процедур для слива топлива (со сливом через дренажные клапаны).

1.16 Неоткачиваемое топливо

Топливо, остающееся в топливных баках и в топливной системе после проведения стандартной процедуры слива топлива в топливозаправщик (без слива через дренажные клапаны).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Топливо

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1
Описание..... 1
1 Общие сведения..... 1

Перечень иллюстраций

Страница

1 Расположения топливных баков..... 2

Описание

1 Общие сведения

Топливо на самолете размещено в двух крыльевых баках (левом и правом), в двух центропланных баках (левом и правом) и в расходных отсеках (левом и правом). При этом расходные отсеки выполняют роль противоперегрузочных и противоотливных отсеков.

На самолетах МС-21 рекомендуется использовать следующие марки топлива: ТС-1, РТ (ГОСТ 10227-86), Джет А-1 (Jet A-1) по ГОСТ Р52050-03 (ASTM D 1655, DEF STAN 91/91), а также зарубежные виды топлива в соответствии с «Перечнем зарубежных горюче-смазочных материалов, рекомендованных к применению на авиатехнике отечественного производства».

Все расчеты веса топлива, приведенные в данном руководстве, основываются на плотности топлива 780 кг/м³.

Схема расположения топливных баков представлена на Рис. 1.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

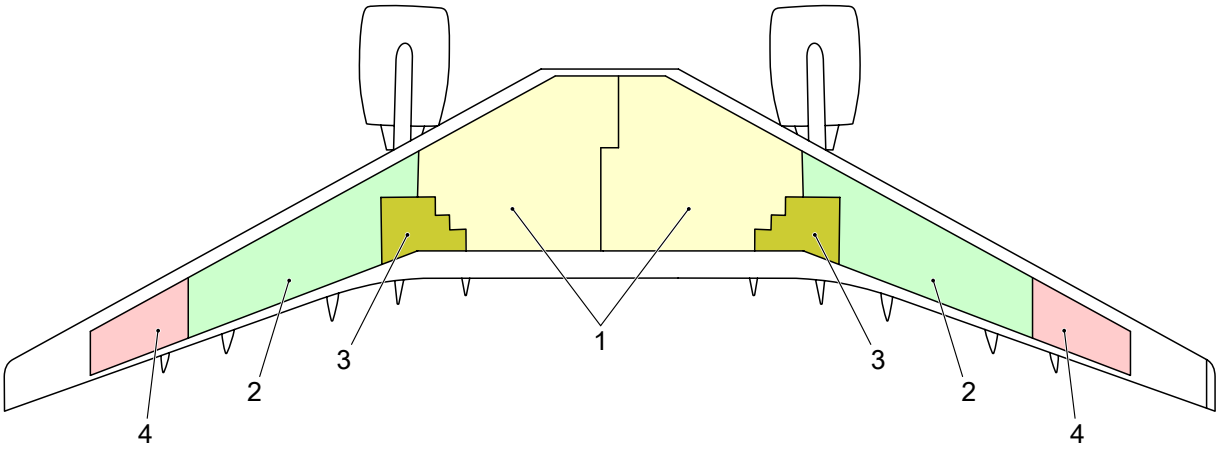


Рисунок 1 Расположения топливных баков

Условные обозначения к Рис. 1:

1	Центропланный бак (лев./пр.)	**3**	Расходный отсек (лев./пр.)
2	Крыльевой бак (лев./пр.)	**4**	Дренажный бак (лев./пр.)

ВНИМАНИЕ

Изменение фактической плотности топлива, обусловленное выбором марки топлива, гравитацией и/или температурой, может привести к значительному изменению указанного в данном руководстве веса.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Влияние топлива на вес и центровку самолета

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные 1
Описание 1
1 Расположение и объем вырабатываемого топлива 1
2 Расположение и объем невырабатываемого топлива 2
3 Расположение и объем несливаемого остатка топлива 2
4 Заправка топливом 3
5 Выработка топлива 8

Перечень таблиц

Страница

1 Расположение и объем вырабатываемого топлива 1
2 Объем, вес и положение центра тяжести невырабатываемого топлива 2
3 Объем, вес и положение центра тяжести несливаемого остатка топлива 2
4 Зависимость положения центра тяжести топлива от его объема в процессе заправки в метрической системе и системе мер США 3
5 Зависимость положения центра тяжести топлива от его объема в процессе выработки в метрической системе и системе мер США 8

Перечень иллюстраций

Страница

1 График зависимости положения центра тяжести топлива от его объема в процессе заправки в метрической системе мер 6
2 График зависимости положения центра тяжести топлива от его объема в процессе заправки в системе мер США 7
3 График зависимости положения центра тяжести топлива от его объема в процессе выработки в метрической системе мер 11
4 График зависимости положения центра тяжести топлива от его объема в процессе выработки в системе мер США 12

Описание

1 Расположение и объем вырабатываемого топлива

Максимальная заправочная вместимость топливных баков с положением центра тяжести заправляемого топлива приведены в Таблица 1.

Таблица 1 Расположение и объем вырабатываемого топлива

Расположение		Объем		Вес		X (B.A.)	
		л	US gal	кг	lb	м	in
Центропланный бак	левый	7760	2050,2	6053	13344	20,478	806,221
	правый	7760	2050,2	6053	13344	20,567	809,725

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Расположение и объем вырабатываемого топлива

Расположение		Объем		Вес		X (B.A.)	
		л	US gal	кг	lb	м	in
Крыльевой бак	левый	4320	1141,3	3370	7430	22,945	903,347
	правый	4320	1141,3	3370	7430	22,945	903,347
Расходный отсек	левый	996	263,1	777	1713	21,952	864,252
	правый	996	263,1	777	1713	21,952	864,252
ИТОГО:		**26152**	**6909,3**	**20400**	**44973**	**21,432**	**843,771**

2 Расположение и объем невырабатываемого топлива

Данные по расположению, объему, весу и положению центра тяжести невырабатываемого топлива в баках и трубопроводах при тангаже 3° приведены в Таблица 2.

Таблица 2 Объем, вес и положение центра тяжести невырабатываемого топлива

Расположение		Объем		Вес		X (B.A.)	
		л	US gal	кг	lb	м	in
Центропланный бак	левый	15,0	3,96	11,7	25,8	21,088	830,237
	правый	18,1	4,78	14,1	31,1	21,169	833,426
Крыльевой бак	левый	2,4	0,63	1,9	4,1	21,728	855,434
	правый	2,4	0,63	1,9	4,1	21,728	855,434
Расходный отсек	левый	11,9	3,14	9,3	20,5	21,691	853,977
	правый	11,9	3,14	9,3	20,5	21,691	853,977
Трубопроводы		70,5	18,63	55,0	121,3	21,400	842,520
ИТОГО топливная система:		**132,2**	**34,93**	**103,1**	**227,4**	**21,397**	**842,413**
Двигатели МСУ		16,0	4,22	12,47	27,5	18,866	742,737
		16,0	4,22	12,47	27,5	18,866	742,737
Двигатель ВСУ		0,8	0,20	0,6	1,3	43,627	1717,602
ИТОГО СУ:		**32,7**	**8,65**	**25,5**	**56,3**	**19,447**	**765,639**
ИТОГО:		**165,0**	**43,58**	**128,7**	**283,7**	**21,010**	**827,173**

3 Расположение и объем несливаемого остатка топлива

Данные по расположению, объему, весу и положению центра тяжести несливаемого остатка топлива приведены в Таблица 3.

Таблица 3 Объем, вес и положение центра тяжести несливаемого остатка топлива

Расположение		Объем		Вес		X (B.A.)	
		л	US gal	кг	lb	м	in
Центропланный бак	левый	9,3	2,46	7,3	16,0	20,669	813,744
	правый	10,7	2,83	8,3	18,4	20,810	819,292

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 3 Объем, вес и положение центра тяжести несливаемого остатка топлива

Расположение		Объем		Вес		X (B.A.)	
		л	US gal	кг	lb	м	in
Крыльевой бак	левый	0,5	0,13	0,4	0,9	21,431	843,741
	правый	0,5	0,13	0,4	0,9	21,431	843,741
Расходный отсек	левый	0,3	0,08	0,2	0,5	21,586	849,843
	правый	0,3	0,08	0,2	0,5	21,586	849,843
Трубопроводы		70,5	18,63	55,0	121,3	21,400	842,538
ИТОГО топливная система:		92,1	24,34	71,8	158,4	21,260	836,991
Двигатели МСУ		16,0	4,22	12,47	27,5	18,866	742,737
		16,0	4,22	12,47	27,5	18,866	742,737
Двигатель ВСУ		0,1	0,03	0,1	0,2	43,627	1717,602
ИТОГО СУ:		**32,1**	**8,48**	**25,0**	**55,2**	**18,964**	**746,630**
ИТОГО:		**124,2**	**32,82**	**96,89**	**213,6**	**20,666**	**813,638**

Для слива топлива до несливаемого остатка топлива в нижних точках расходных отсеков, центропланных баков и крыльевых баков установлены клапаны слива. Данные приведены для стояночного угла по тангажу 0°.

4 Заправка топливом

Заправка топливных баков осуществляется централизованно, через штуцер централизованной заправки, расположенный в носке правого крыла.

Порядок заправки:

– топливо поступает в крыльевые баки (левый и правый одновременно) из которых, через переливные клапаны, поступает в расходные отсеки

– топливо поступает в центропланные баки.

Централизованная заправка самолета топливом производится в автоматическом или ручном режимах.

Зависимость положения центра тяжести топлива от его объема в процессе заправки в метрической системе и системе мер США приведены в Таблица 4 и Рис. 1 Рис. 2.

Таблица 4 Зависимость положения центра тяжести топлива от его объема в процессе заправки в метрической системе и системе мер США.

Объем		X (B.A.)	
л	**US gal**	**м**	**in**
0,015	0,004	21,435	843,878
4,638	1,2	21,621	851,221
20	5,2	21,671	853,182
44	11,7	21,703	854,449
80	21,2	21,727	855,410
130	34,4	21,746	856,154

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 4 Зависимость положения центра тяжести топлива от его объема в процессе заправки в метрической системе и системе мер США.

Объем		X (B.A.)	
194	51,2	21,765	856,894
272	71,7	21,784	857,654
365	96,3	21,804	858,426
473	125,0	21,824	859,217
605	160,0	21,841	859,894
773	204,3	21,851	860,260
984	260,0	21,852	860,304
1245	328,9	21,847	860,130
1558	411,6	21,843	859,977
1923	508,2	21,844	859,985
2810	742,4	21,859	860,603
3314	875,6	21,875	861,217
3848	1016,6	21,895	862,012
4406	1164,0	21,919	862,961
4984	1316,8	21,947	864,036
5581	1474,4	21,977	865,229
6167	1629,3	22,013	866,650
6702	1770,8	22,059	868,445
7192	1900,0	22,110	870,489
7640	2018,5	22,166	872,693
8053	2127,6	22,225	875,000
8434	2228,2	22,285	877,363
8785	2320,9	22,345	879,737
9107	2406,0	22,405	882,095
9401	2483,8	22,464	884,406
9669	2554,7	22,521	886,654
9913	2618,9	22,576	888,819
10133	2677,0	22,629	890,894
10330	2729,1	22,679	892,855
10488	2770,9	22,720	894,477
10597	2799,8	22,749	895,626
10633	2809,2	22,759	896,012
10713	2830,5	22,745	895,489
11016	2910,3	22,696	893,532
11411	3014,7	22,630	890,941

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 4 Зависимость положения центра тяжести топлива от его объ-ема в процессе заправки в метрической системе и системе мер США.

Объем		X (B.A.)	
11887	3140,5	22,553	887,898
12436	3285,7	22,467	884,536
13052	3448,4	22,376	880,961
13732	3627,9	22,283	877,284
14453	3818,6	22,193	873,741
15212	4019,0	22,108	870,374
16007	4229,1	22,027	867,201
16838	4448,7	21,951	864,221
17704	4677,3	21,881	861,437
18603	4914,8	21,815	858,847
19527	5159,0	21,754	856,441
20465	5406,9	21,697	854,225
21410	5656,5	21,646	852,189
22355	5906,3	21,598	850,323
23299	6155,7	21,555	848,611
24238	6403,7	21,515	847,028
25118	6636,3	21,477	845,556
25903	6843,6	21,443	844,209
26153	6909,7	21,432	843,772

© ПАО "Корпорация "Иркут"

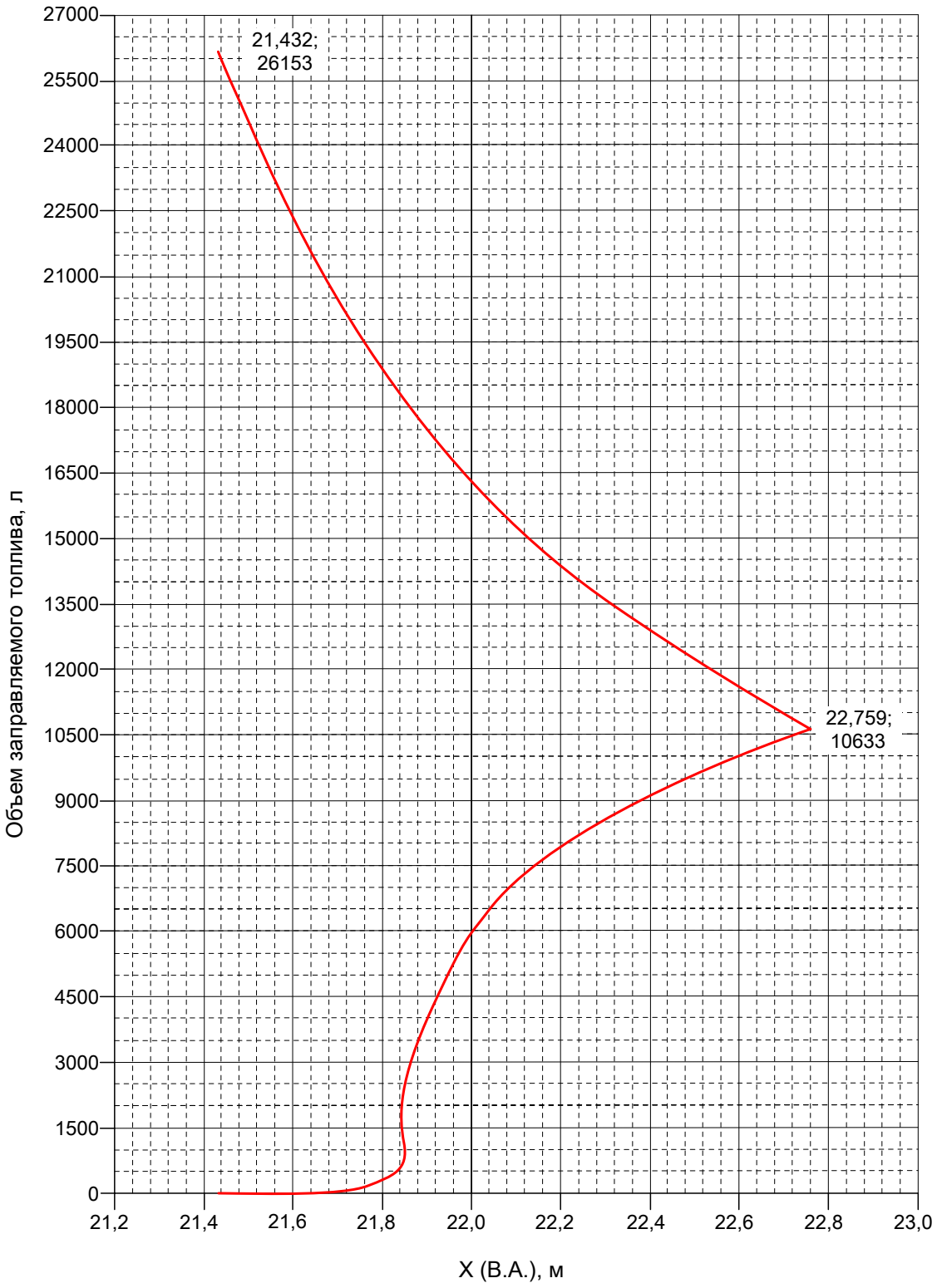


Рисунок 1 График зависимости положения центра тяжести топлива от его объема в процессе заправки в метрической системе мер

© ПАО "Корпорация "Иркут"

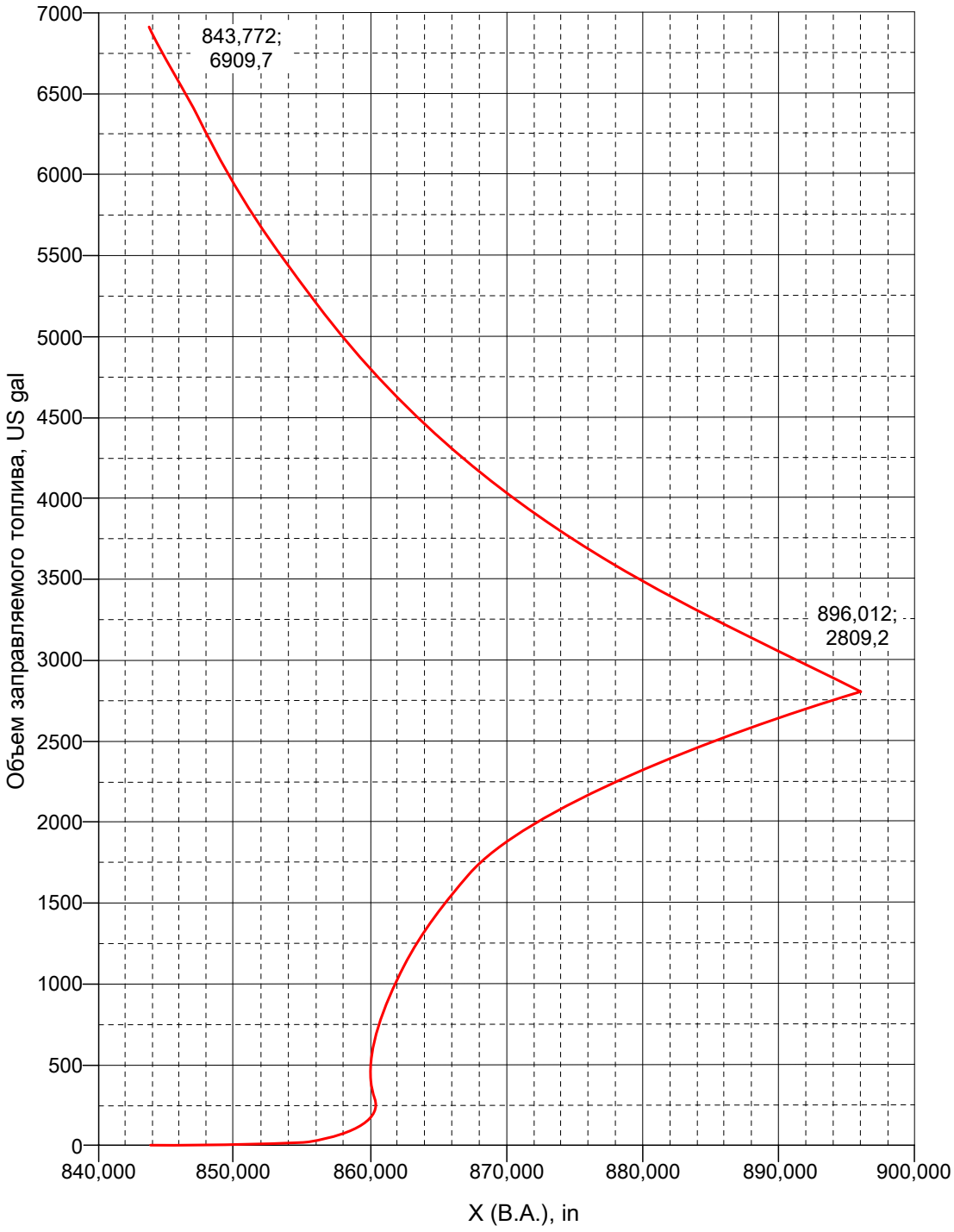


Рисунок 2 График зависимости положения центра тяжести топлива от его объема в процессе заправки в системе мер США

© ПАО "Корпорация "Иркут"

5 Выработка топлива

В нормальных условиях подача топлива к каждому двигателю производится из соответствующего расходного отсека. При этом выработка топливных баков производится в следующем порядке:

– центропланные баки

– крыльевые баки

– расходные отсеки.

Выработка топлива из баков на самолете осуществляется в автоматическом режиме без вмешательства летчиков в управление системой.

Дисбаланс в полете не должен превышать 500 кг. В случае неравномерной выработки двигателями топлива или отказа одного из двигателей используется трубопровод кольцевания.

Зависимость положения центра тяжести топлива от его объема в процессе выработки в метрической системе и системе мер США приведены в Таблица 5 и Рис. 1 Рис. 2.

Таблица 5 Зависимость положения центра тяжести топлива от его объема в процессе выработки в метрической системе и системе мер США.

Объем		X (B.A.)	
л	US gal	м	in
26153	6909,7	21,432	843,772
25903	6843,6	21,443	844,209
25118	6636,3	21,477	845,556
24238	6403,7	21,515	847,028
23299	6155,7	21,555	848,611
22355	5906,3	21,598	850,323
21410	5656,5	21,646	852,189
20465	5406,9	21,697	854,225
19527	5159,0	21,754	856,441
18603	4914,8	21,815	858,847
17704	4677,3	21,881	861,437
16838	4448,7	21,951	864,221
16007	4229,1	22,027	867,201
15212	4019,0	22,108	870,374
14453	3818,6	22,193	873,741
13732	3627,9	22,283	877,284
13052	3448,4	22,376	880,961
12436	3285,7	22,467	884,536
11887	3140,5	22,553	887,898
11411	3014,7	22,630	890,941

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 5 Зависимость положения центра тяжести топлива от его объ-ема в процессе выработки в метрической системе и системе мер США.

Объем		X (B.A.)	
11016	2910,3	22,696	893,532
10713	2830,5	22,745	895,489
10633	2809,2	22,759	896,012
10597	2799,8	22,749	895,626
10488	2770,9	22,720	894,477
10330	2729,1	22,679	892,855
10133	2677,0	22,629	890,894
9913	2618,9	22,576	888,819
9669	2554,7	22,521	886,654
9401	2483,8	22,464	884,406
9107	2406,0	22,405	882,095
8785	2320,9	22,345	879,737
8434	2228,2	22,285	877,363
8053	2127,6	22,225	875,000
7640	2018,5	22,166	872,693
7192	1900,0	22,110	870,489
6702	1770,8	22,059	868,445
6167	1629,3	22,013	866,650
5581	1474,5	21,977	865,229
5001	1321,2	21,947	864,067
4470	1181,0	21,923	863,095
3991	1054,4	21,903	862,327
3563	941,4	21,890	861,796
3188	842,2	21,883	861,524
2864	756,8	21,883	861,528
2594	685,3	21,890	861,800
2376	627,8	21,902	862,292
2211	584,1	21,918	862,914
2097	554,1	21,933	863,516
2033	537,0	21,945	863,973
2002	528,9	21,951	864,209
1992	526,4	21,952	864,268
1992	526,3	21,953	864,272
1991	526,1	21,952	864,268
1975	521,9	21,951	864,197

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 5 Зависимость положения центра тяжести топлива от его объема в процессе выработки в метрической системе и системе мер США.

Объем		X (B.A.)	
1928	509,3	21,946	864,008
1849	488,5	21,940	863,764
1743	460,4	21,934	863,524
1614	426,5	21,928	863,308
1469	388,2	21,923	863,115
1321	349,1	21,917	862,878
1174	310,1	21,910	862,579
1026	271,1	21,899	862,178
879	232,2	21,886	861,634
732	193,5	21,866	860,871
595	157,3	21,845	860,036
473	124,9	21,824	859,221
365	96,3	21,804	858,426
272	71,7	21,784	857,654
194	51,2	21,765	856,894
130	34,4	21,746	856,154
80	21,2	21,727	855,410
44	11,7	21,703	854,449
20	5,2	21,671	853,182
5	1,2	21,621	851,221
0,015	0,004	21,435	843,878

© ПАО "Корпорация "Иркут"

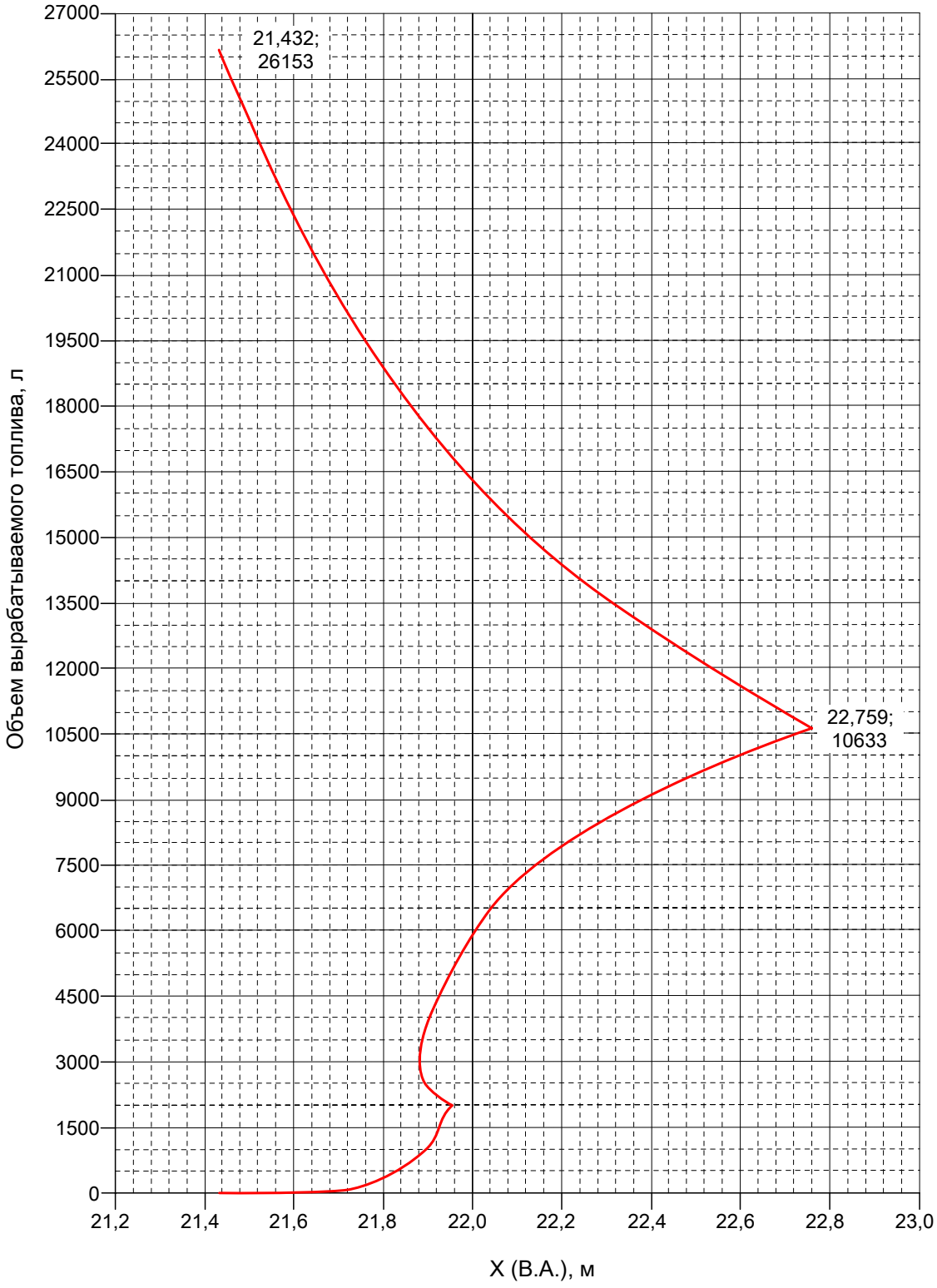


Рисунок 3 График зависимости положения центра тяжести топлива от его объема в процессе выработки в метрической системе мер

© ПАО "Корпорация "Иркут"

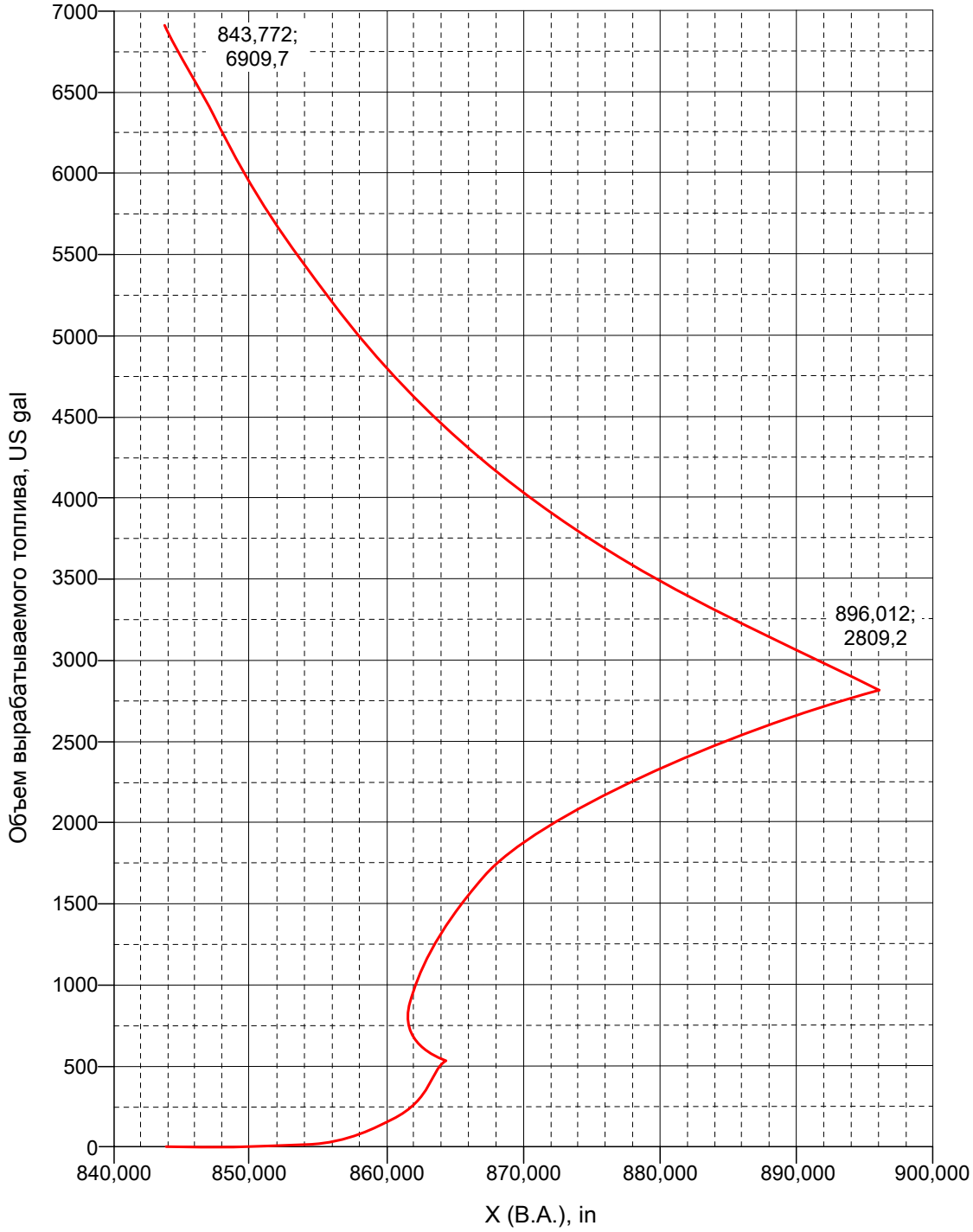


Рисунок 4 График зависимости положения центра тяжести топлива от его объема в процессе выработки в системе мер США

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Влияние жидкостей на вес и центровку самолета

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные 1
Описание 1
1 Масло. Объем, вес и расположение 1
2 Гидравлическая жидкость. Объем, вес и расположение 2

Перечень таблиц

Страница

1 Данные по объему, весу и расположению сливаемого и несливаемого масла в двигателях МСУ 1
2 Данные по объему, весу и расположению сливаемого и несливаемого масла в ВСУ 2
3 Данные по объему, весу и расположению масла в привод-генераторах и механизме перестановки стабилизатора 2
4 Данные по объему, весу и расположению гидравлической жидкости в гидробаках гидравлической системы 2
5 Данные по объему, весу и расположению гидравлической жидкости в трубопроводах и агрегатах систем самолета 3

Описание

1 Масло. Объем, вес и расположение

Вес сливаемого масла двигателей МСУ и ВСУ учитывается в типовом снаряжении.

Вес несливаемого масла двигателей МСУ и ВСУ учитывается в весе пустого самолета.

Вес масла в привод-генераторах и механизме перестановки стабилизатора учитывается в весе пустого самолета.

Данные по объему, весу и расположению сливаемого и несливаемого масла в двигателях МСУ представлены в Таблица 1.

Таблица 1 Данные по объему, весу и расположению сливаемого и несливаемого масла в двигателях МСУ

Наименование	Расположение	Объем		Вес		X(B.A.)	
		л	US gal	кг	lb	м	in
Масло сливаемое	Двигатель МСУ 1	47,22	12,47	45,56	100,44	18,866	742,76
	Двигатель МСУ 2	47,22	12,47	45,56	100,44	18,866	742,76
	Итого:	**94,43**	**24,95**	**91,12**	200,88	**18,866**	**742,76**
Масло несливаемое	Двигатель МСУ 1	26,01	6,87	25,10	55,34	18,866	742,76
	Двигатель МСУ 2	26,01	6,87	25,10	55,34	18,866	742,76
	Итого:	**52,03**	**13,75**	**50,20**	**110,67**	**18,866**	**742,76**

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Данные по объему, весу и расположению сливаемого и несливаемого масла в двигателях МСУ

Наименование	Расположение	Объем		Вес		X(B.A.)	
		л	US gal	кг	lb	м	in
Итого:		**146,46**	**38,69**	**141,32**	**311,55**	**18,866**	**742,76**

Данные по объему, весу и расположению сливаемого и несливаемого масла в ВСУ представлены в Таблица 2.

Таблица 2 Данные по объему, весу и расположению сливаемого и несливаемого масла в ВСУ

Наименование	Расположение	Объем		Вес		X(B.A.)	
		л	US gal	кг	lb	м	in
Масло сливаемое	ВСУ	8,50	2,25	8,20	18,08	43,63	1717,60
Масло несливаемое		1,04	0,27	1,00	2,20	43,63	1717,60
Итого		**9,53**	**2,52**	**9,20**	**20,28**	**43,63**	**1717,60**

Данные по объему, весу и расположению масла в привод-генераторах и механизме перестановки стабилизатора представлены в Таблица 3.

Таблица 3 Данные по объему, весу и расположению масла в привод-генераторах и механизме перестановки стабилизатора

Наименование	Расположение	Объем		Вес		X(B.A.)	
		л	US gal	кг	lb	м	in
Масло	Привод-генератор 1	7,46	1,97	7,20	15,87	19,556	769,94
	Привод-генератор 2	7,46	1,97	7,20	15,87	19,556	769,94
	Механизм перестановки стабилизатора (КСУ)	3,63	0,96	3,50	7,71	40,489	1594,04

Примечание

При расчетах использовалась плотность масла при температуре 20° C, равная

0,965 кг/л (8,052 lb/US gal).

2 Гидравлическая жидкость. Объем, вес и расположение

Вес гидравлической жидкости учитывается в весе пустого самолета.

Данные по объему, весу и расположению гидравлической жидкости в гидробаках гидравлической системы приведены в Таблица 4.

Таблица 4 Данные по объему, весу и расположению гидравлической жидкости в гидробаках гидравлической системы

Наименование	Расположение	Максимальный объем		При номинальном уровне заправки				X (B.A.)	
		л	US gal	л	US gal	кг	lb	м	in
Гидравлическая жидкость	Гидробак 1	25,00	6,61	16,50	4,36	16,6	36,7	22,141	871,67
	Гидробак 2	25,00	6,61	16,50	4,36	16,6	36,7	22,140	871,67

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 4 Данные по объему, весу и расположению гидравлической жидкости в гидробаках гидравлической системы

Наименование	Расположение	Максимальный объем		При номинальном уровне заправки				X (B.A.)	
		л	US gal	л	US gal	кг	lb	м	in
	Гидробак 3	29,50	7,79	16,00	4,23	16,1	35,6	25,777	1014,84
	Итого:	**79,50**	**21,00**	**49,00**	**12,95**	**49,4**	**108,9**	**23,328**	**918,42**

Данные по объему, весу и расположению гидравлической жидкости в трубопроводах и агрегатах систем самолета приведены в Таблица 5.

Таблица 5 Данные по объему, весу и расположению гидравлической жидкости в трубопроводах и агрегатах систем самолета

Наименование	Расположение	Объем		Вес		X (B.A.)	
		л	US gal	кг	lb	м	in
Гидравлическая жидкость	Трубопроводы и агрегаты ГС	97,19	25,68	98,0	216,0	24,086	948,27
	Трубопроводы и агрегаты шасси	33,51	8,85	33,8	74,5	20,035	788,79
	КСУ	10,41	2,75	10,5	23,1	33,761	1329,17
	МСУ	16,33	4,31	16,5	21,1	19,003	748,16
	Итого:	**157,44**	**41,59**	**158,7**	**334,7**	**23,337**	**926,51**

Примечание

При расчетах использовалась плотность гидравлической жидкости при температуре 20° C, равная 1,008 кг/л (8,413 lb/US gal).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Влияние летного экипажа на вес и центровку самолета

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные 1
Описание 1
1 Влияние летного экипажа на вес и центровку 1
2 Перемещение летного экипажа во время полета 3

Перечень таблиц

Страница

1 Расположение летного экипажа 3
2 Влияние перемещения членов летного экипажа 3

Перечень иллюстраций

Страница

1 Размещение летного экипажа 2
2 Размещение бортовых операторов по испытаниям в салоне опытного самолета 2

Описание

1 Влияние летного экипажа на вес и центровку

В состав летного экипажа самолета МС.0001 входят:

– пилоты: командир ВС и второй пилот

– ведущий инженер по испытаниям ВС – бортовой оператор

– бортовые операторы – 2 чел.

Положение центра масс летного экипажа принято на 0,215 м (8in) вперед от начала координат кресла.

Начало координат кресла задано как пересечение сиденья и спинки кресла.

Размещение летного экипажа во время взлета и при посадке показано на Рис. 1 Рис. 2 и приведено в Таблица 1.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

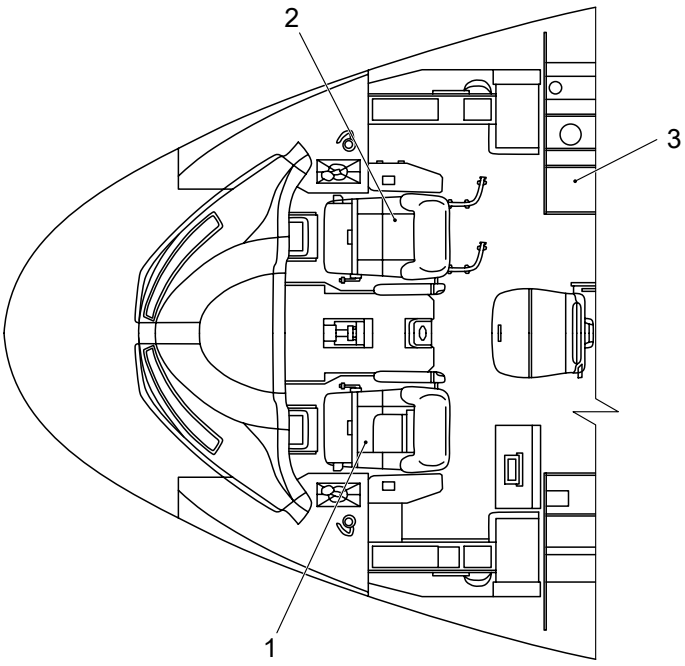


Рисунок 1 Размещение летного экипажа

Условные обозначения к Рис. 1:

1	Кресло командира ВС	3	Гардероб
2	Кресло второго пилота		

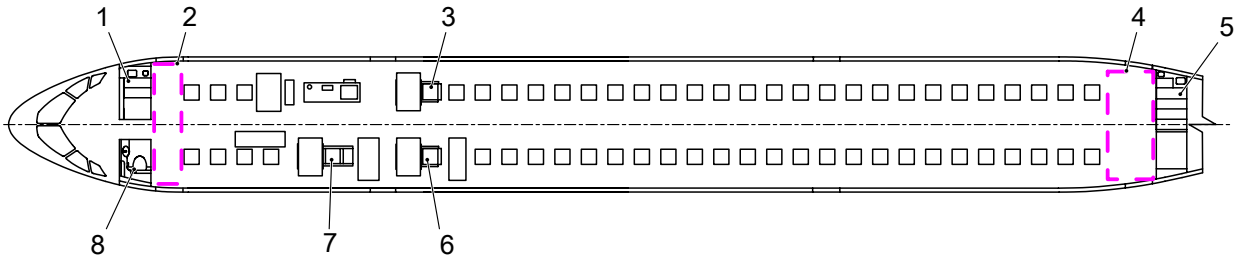


Рисунок 2 Размещение бортовых операторов по испытаниям в салоне опытного самолета

Условные обозначения к Рис. 2:

1	Стойка кухонная G1	5	Стойка кухонная G4
2	Зона отсека бытового переднего	6	Рабочее место оператора №2-РМО №2
3	Рабочее место оператора №1-РМО №1	7	Рабочее место оператора №3-РМО №3
4	Зона отсека бытового заднего	8	Туалет L1

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Расположение летного экипажа

Расположение	Положение центра масс от начала координат	
	м	in
Командир ВС	6,043	237,91
Второй пилот	6,043	237,91
Оператор №1	16,612	654,02
Оператор №2	16,612	654,02
Оператор №3	13,640	537,01

2 Перемещение летного экипажа во время полета

Таблица 2 Влияние перемещения членов летного экипажа

Перемещение		Перемещаемый вес		X (B.A.)				Момент перемещения	
				Начало движения		Конец движения			
		кг	lb	м	in	м	in	кг*м	ib*in
Перемещение вперед	Проход оператора 3 с рабочего места в туалет L1	80	176	13,640	537,01	7,750	305,12	-471	-40899
	Проход оператора 1, 2 с рабочего места в туалет L1	80	176	16,612	654,02	7,750	305,12	-709	-61535
Перемещение назад	Проход пилота из кабины в зону отсека бытового заднего	80	176	6,043	237,91	37,886	1491,56	2547	221102
	Проход пилота из кабины в туалет L1	80	176	6,043	237,91	7,750	305,12	137	11852
	Проход оператора 3 с рабочего места в зону отсека бытового заднего	80	176	13,640	537,01	37,886	1491,56	1940	168352
	Проход оператора 1, 2 с рабочего места в зону отсека бытового заднего	80	176	16,612	654,02	37,886	1491,56	1702	147715

* - ожидаемый вес члена летного экипажа без учета парашюта и ККО-ЛИ

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Влияние перемещения агрегатов самолета на центровку

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1
Описание..... 1
1 Влияние перемещения агрегатов самолета на центровку 1

Перечень таблиц

Страница

1 Влияние перемещения агрегатов самолета на центровку..... 1
2 Продольные моменты, возникающие при выпуске механизации крыла..... 1
3 Продольные моменты, возникающие при перестановке стабилизатора..... 2

Описание

1 Влияние перемещения агрегатов самолета на центровку

Продольные моменты, возникающие при уборке шасси приведены в Таблица 1 .

Таблица 1 Влияние перемещения агрегатов самолета на центровку

Опоры шасси	Момент	
	кг*м	lb*in
ПОШ	-279,9	-24293,2
ООШ (правая)	-423,2	-36727,8
ООШ (левая)	-423,2	-36727,9
Итого:	**-1126,2**	**-97748,9**

Продольные моменты, возникающие при выпуске механизации крыла приведены в Таблица 2.

Таблица 2 Продольные моменты, возникающие при выпуске механизации крыла

Обозначение конфигурации	Положение предкрылков	Положение закрылков	Момент					
			кг*м			lb*in		
			Предкрылки	Закрылки	Итого	Предкрылки	Закрылки	Итого
TBD	TBD	TBD	TBD	TBD	TBD	TBD	TBD	TBD
TBD	TBD	TBD	TBD	TBD	TBD	TBD	TBD	TBD
TBD	TBD	TBD	TBD	TBD	TBD	TBD	TBD	TBD

Продольные моменты, возникающие при перестановке стабилизатора приведены в Таблица 3.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 3 Продольные моменты, возникающие при перестановке стабилизатора

Угол установки стабилизатора	Момент	
градусы	кг*м	lb*in
2	3,2	274,1
0	0,0	0,0
-2	-3,4	-291,0
-4	-6,9	-598,6
-6	-10,6	-922,3
-8	-14,5	-1261,9
-10	-18,6	-1616,8
-12	-22,9	-1986,7
-13	-25,1	-2177,1

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Влияние снаряжения на вес и центровку

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1
Описание..... 1
1 Влияние снаряжения на вес и центровку самолета..... 1

Перечень таблиц

Страница

1 Перечень снаряжения самолета МС21 -300..... 1

Описание

1 Влияние снаряжения на вес и центровку самолета

Перечень типового и оперативного снаряжения самолета с указанием веса и положения центра тяжести приведен в Таблица 1.

Таблица 1 Перечень снаряжения самолета МС21 -300

	Уровень	Наименование	Вес 1шт., кг	X, м	Самолет МС.0001, 1-ый этап ЛИ		
					Кол-во шт	Вес на самолет, кг	X, м
Типовое снаряжение	1	Сливаемая часть невырабатываемого топлива	31,300	21,486	1	31,300	21,486
	1	Заправляемые жидкости для двигателей и ВСУ					
	2	Заправляемые жидкости в МСУ					
	3	масло МСУ (сливаемая часть)	91,120	18,866	1	91,120	18,866
	2	Заправляемые жидкости в ВСУ					
	3	масло ВСУ(сливаемая часть)	8,200	43,627	1	8,200	43,627
	3	сливаемая часть невырабатываемого топлива ВСУ	0,500	43,627	1	0,500	43,627
	1	Съемное аварийно-спасательное оборудование					
	2	Дымозащитные капюшоны с укладочными блоками					
	3	дымозащитный капюшон с укладочным блоком (в каб.эк.)	2,340	7,200	1	2,340	7,200
	3	дымозащитный капюшон с укладочным блоком (РМО №1)	2,340	16,044	1	2,340	16,044
	3	дымозащитный капюшон с укладочным блоком (РМО №2)	2,340	16,099	1	2,340	16,099
	3	дымозащитный капюшон с укладочным блоком (РМО №3)	2,340	13,130	1	2,340	13,130

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень снаряжения самолета МС21 -300

	Уровень	Наименование	Вес 1шт., кг	X, м	Самолет МС.0001, 1-ый этап ЛИ		
					Кол-во шт	Вес на самолет, кг	X, м
	2	Переносные огнетушители					
	3	в кабине экипажа	4,540	6,946	1	4,540	6,946
	3	в пассажирском салоне (РМО №1)	4,540	16,044	1	4,540	16,044
	3	в пассажирском салоне (РМО № 3)	4,540	13,130	1	4,540	13,130
	2	Аварийный радиомаяк	0,930	6,993	1	0,930	6,993
	2	Прочее					
	3	топор	1,140	7,116	1	1,140	7,116
	3	аптечка (РМО №2)	1,620	16,099	1	1,620	16,099
	3	фонари					
	4	в кабине экипажа					
	5	фонарь командира ВС	0,632	5,549	1	0,632	5,549
	5	фонарь второго пилота	0,632	5,549	1	0,632	5,549
	5	фонарь на стойке проверяющего	0,632	7,038	1	0,632	7,038
	4	в пассажирском салоне (РМО №1)	0,632	16,044	1	0,632	16,044
	3	спасательные канаты					
	4	в кабине экипажа	0,722	6,416	2	1,445	6,416
	4	у выходов №1	0,722	8,734	2	1,445	8,734
	4	у аварийных выходов	0,722	15,267	2	1,445	15,267
	4	у аварийных выходов	0,722	29,388	2	1,445	29,388
	4	у выходов №2	0,722	37,868	2	1,445	37,868
		ИТОГО типовое снаряжение:				**167,541**	**19,466**
Оперативное снаряжение	1	Летный экипаж с документацией*					
	2	пилоты	80,000	6,029	2	160,000	6,043
	2	оператор 1	80,000	16,612	1	80,000	16,612
	2	оператор 2	80,000	16,612	1	80,000	16,612
	2	оператор 3	80,000	13,640	1	80,000	13,640
	2	документация	10,000	6,783	1	10,000	6,783
	1	Спасательное снаряжение					
	2	Спасательные жилеты АС-2000					
	3	с/ж для пилотов	0,612	7,200	3	1,836	7,200
	3	с/ж для операторов					
	4	с/ж РМО №1	0,612	16,044	1	0,612	16,044
	4	с/ж РМО №2	0,612	16,099	1	0,612	16,099

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень снаряжения самолета МС21 -300

	Уровень	Наименование	Вес 1шт., кг	X, м	Самолет МС.0001, 1-ый этап ЛИ		
					Кол-во шт	Вес на самолет, кг	X, м
	4	с/ж РМО №3	0,612	13,130	1	0,612	13,130
	2	Индивидуальные средства спасения членов летного экипажа					
	3	Парашюты С-5И +НАЗ-7М+…(укладка в полном комплекте)					
	4	парашюты+НАЗ+... (пилоты)	30,000	6,040	2	60,000	6,040
	4	парашют+НАЗ+... (РМО №1)	30,000	16,603	1	30,000	16,603
	4	парашют+НАЗ+... (РМО №2)	30,000	16,603	1	30,000	16,603
	4	парашют+НАЗ+... (РМО №3)	30,000	13,630	1	30,000	13,630
	3	Личные вещи из комплекта ККО-ЛИ (шлем, маска и очки)					
	4	оборудование на пилоте	2,600	6,043	2	5,200	6,043
	4	оборудование на операторе №1	2,600	16,612	1	2,600	16,612
	4	оборудование на операторе №2	2,600	16,612	1	2,600	16,612
	4	оборудование на операторе №3	2,600	13,640	1	2,600	13,640
	3	Оборудование из комплекта ККО-ЛИ, расположенное в РМО (кислород+шланги…)					
	4	РМО №1	3,610	16,044	1	3,610	16,044
	4	РМО №2	3,610	16,099	1	3,610	16,099
	4	РМО №3	3,610	13,130	1	3,610	13,130
	3	Оборудование из комплекта ККО-ЛИ, расположенное в зоне пилотов (шланги)	0,300	6,040	2	0,600	6,040
	1	Оборудование передней стойки кухни**					
	2	тележка сервисная	19,000	7,612	4	76,000	7,612
	1	Заправляемая жидкость для биотуалета					
	2	вода, 3 кварты	3,420	7,824	1	3,420	7,824
	2	порошок, 2 унции	0,057	7,824	1	0,057	7,824
		ИТОГО оперативное снаряжение:				**667,579**	**11,262**
		ИТОГО СНАРЯЖЕНИЕ :				**835,120**	**12,908**

*- Ожидаемый вес членов летного экипажа (без учета парашюта) и документации

**- Размещение тележек в соответствии с ТУ

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Вес членов летного экипажа и документации, в соответствии с требованиями модуля «Влияние летного экипажа на вес и центровку», должен приниматься близким к их фактическому весу.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Влияние системы балласта на вес и центровку

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные 1
Описание 1
1 Общие положения 1
2 Балласт – вес и расположение 4

Перечень таблиц

Страница

1 Вес и расположение балласта в пассажирской кабине 4
2 Вес и расположение балласта в грузовых отсеках 7

Перечень иллюстраций

Страница

1 Схема размещения системы балласта в пассажирской кабине 2
2 Схема размещения системы балласта в грузовых отсеках 3

Описание

1 Общие положения

Для получения заданного веса и центровки самолета при проведении летных испытаний на самолете МС.0001 применяется система балласта, размещаемая в пассажирской кабине и в грузовых отсеках.

Схема размещения системы балласта на самолете представлена на Рис. 1, Рис. 2.

Система балласта состоит из:

– постоянной части, состоящей из оснований с установленными гайкой и шайбой, и их крепления к полу – относится к весу пустого самолета

– переменной части балласта, состоящей из плит весом по 15 кг каждая – относится к полезной нагрузке.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

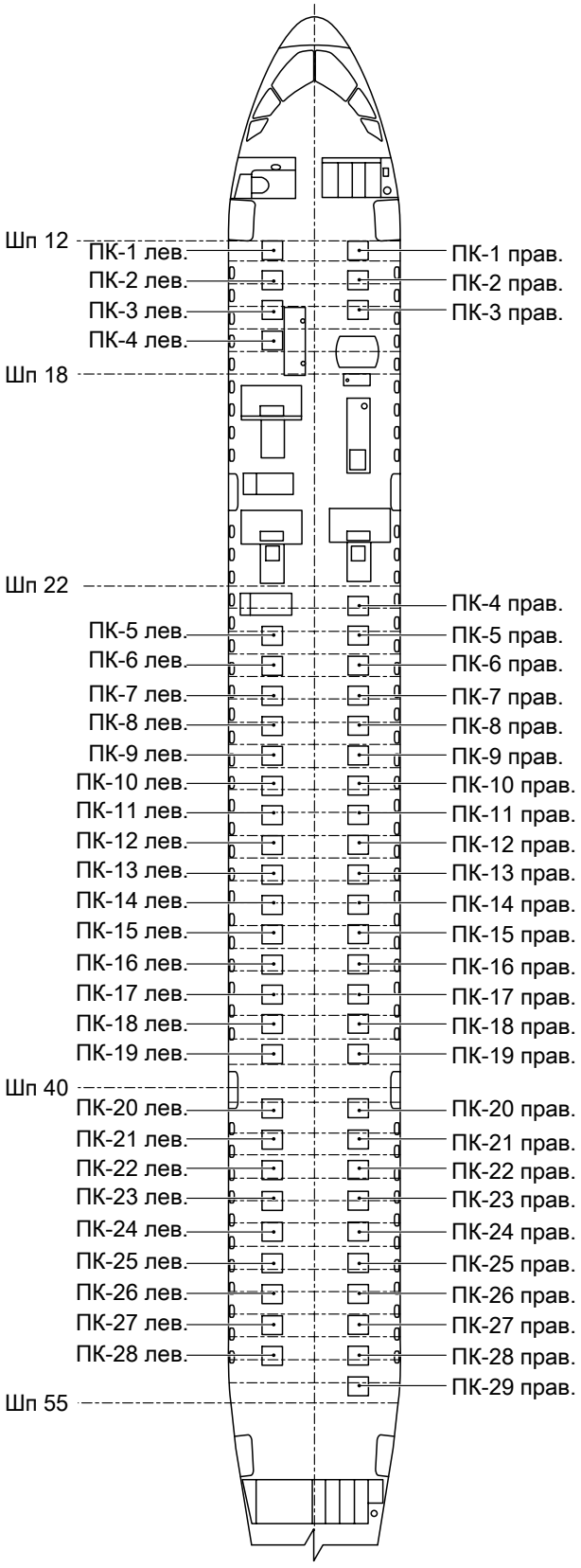


Рисунок 1 Схема размещения системы балласта в пассажирской кабине

© ПАО "Корпорация "Иркут"

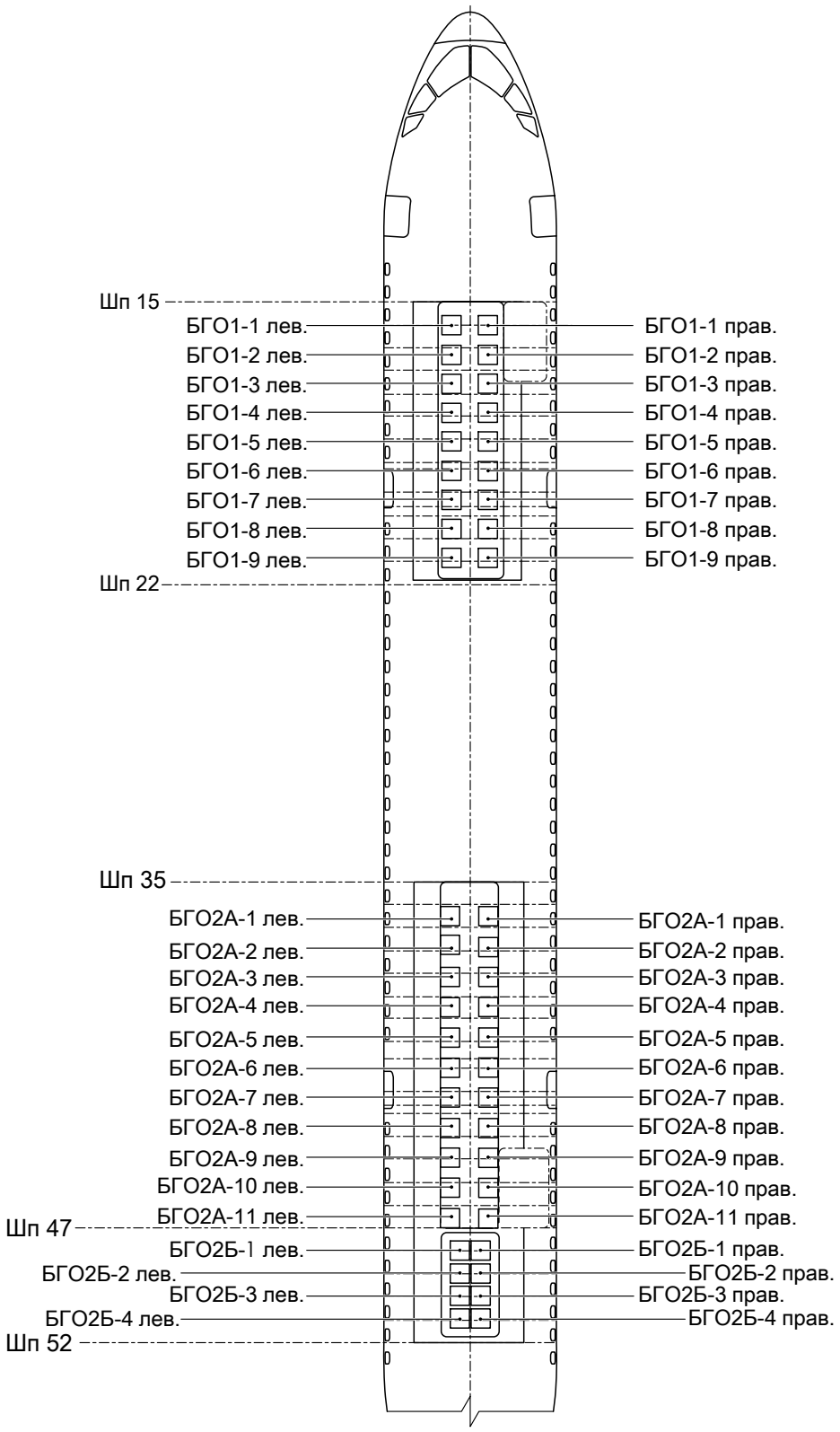


Рисунок 2 Схема размещения системы балласта в грузовых отсеках

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2 Балласт – вес и расположение

Вес и расположение балласта приведены в Таблица 1 и Таблица 2.

Максимальный вес одной платформы (основание с установленными на нем плитами) не должен превышать ограничений по нагрузкам.

Таблица 1 Вес и расположение балласта в пассажирской кабине

Расположение по рисунку		Несъемная часть балласта (основание и крепеж)	Количество съемных плит	Вес съемного балласта	Ограничение по максимальному весу платформы		X(B.A.)	
		кг	max	max	max	Σ		Σ
			шт.	кг	кг		м	
Распределение балласта в пассажирской кабине								
1–ая зона (шп. 12–18)	ПК-1 лев.	23,70	16	240	263,70	1055,02	9,509	10,576
	ПК-2 лев.	23,77	16	240	263,77		10,220	
	ПК-3 лев.	23,77	16	240	263,77		10,931	
	ПК-4 лев.	23,77	16	240	263,77		11,642	
2–ая зона (шп. 22–40)	ПК-5 лев.	23,77	16	240	263,77	3956,58	18,678	23,657
	ПК-6 лев.	23,77	16	240	263,77		19,389	
	ПК-7 лев.	23,77	16	240	263,77		20,100	
	ПК-8 лев.	23,77	16	240	263,77		20,812	
	ПК-9 лев.	23,77	16	240	263,77		21,523	
	ПК-10 лев.	23,77	16	240	263,77		22,234	
	ПК-11 лев.	23,77	16	240	263,77		22,945	
	ПК-12 лев.	23,77	16	240	263,77		23,657	
	ПК-13 лев.	23,77	16	240	263,77		24,368	
	ПК-14 лев.	23,77	16	240	263,77		25,079	
	ПК-15 лев.	23,77	16	240	263,77		25,790	

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Вес и расположение балласта в пассажирской кабине

Расположение по рисунку		Несъемная часть балласта (основание и крепеж)	Количество съемных плит	Вес съемного балласта	Ограничение по максимальному весу платформы		X(B.A.)	
		кг	max	max	max	Σ		Σ
			шт.	кг	кг		м	
Распределение балласта в пассажирской кабине								
	ПК-16 лев.	23,77	16	240	263,77		26,501	
	ПК-17 лев.	23,77	16	240	263,77		27,213	
	ПК-18 лев.	23,77	16	240	263,77		27,924	
	ПК-19 лев.	23,77	16	240	263,77		28,635	
3–я зона (шп. 40–55)	ПК-20 лев.	23,77	16	240	263,77	2373,95	29,930	32,877
	ПК-21 лев.	23,77	16	240	263,77		30,667	
	ПК-22 лев.	23,77	16	240	263,77		31,404	
	ПК-23 лев.	23,77	16	240	263,77		32,140	
	ПК-24 лев.	23,77	16	240	263,77		32,877	
	ПК-25 лев.	23,77	16	240	263,77		33,613	
	ПК-26 лев.	23,77	16	240	263,77		34,350	
	ПК-27 лев.	23,77	16	240	263,77		35,087	
	ПК-28 лев.	23,77	16	240	263,77		35,823	
1– ая зона (шп. 12–18)	ПК-1 прав.	23,70	16	240	263,70	791,25	9,509	10,220
	ПК-2 прав.	23,77	16	240	263,77		10,220	
	ПК-3 прав.	23,77	16	240	263,77		10,931	
2– ая зона (шп. 22–40)	ПК-4 прав.	23,77	16	240	263,77	4220,36	17,967	23,301
	ПК-5 прав.	23,77	16	240	263,77		18,678	

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Вес и расположение балласта в пассажирской кабине

Расположение по рисунку		Несъемная часть балласта (основание и крепеж)	Количество съемных плит	Вес съемного балласта	Ограничение по максимальному весу платформы		X(B.A.)	
		кг	max	max	max	Σ		Σ
			шт.	кг	кг		м	
Распределение балласта в пассажирской кабине								
	ПК-6 прав.	23,77	16	240	263,77		19,389	
	ПК-7 прав.	23,77	16	240	263,77		20,100	
	ПК-8 прав.	23,77	16	240	263,77		20,812	
	ПК-9 прав.	23,77	16	240	263,77		21,523	
	ПК-10 прав.	23,77	16	240	263,77		22,234	
	ПК-11 прав.	23,77	16	240	263,77		22,945	
	ПК-12 прав.	23,77	16	240	263,77		23,657	
	ПК-13 прав.	23,77	16	240	263,77		24,368	
	ПК-14 прав.	23,77	16	240	263,77		25,079	
	ПК-15 прав.	23,77	16	240	263,77		25,790	
	ПК-16 прав.	23,77	16	240	263,77		26,501	
	ПК-17 прав.	23,77	16	240	263,77		27,213	
	ПК-18 прав.	23,77	16	240	263,77		27,924	
	ПК-19 прав.	23,77	16	240	263,77		28,635	
3– я зона (шп. 40–55)	ПК-20 прав.	23,77	16	240	263,77	2637,72	29,930	33,245
	ПК-21 прав.	23,77	16	240	263,77		30,667	
	ПК-22 прав.	23,77	16	240	263,77		31,404	
	ПК-23 прав.	23,77	16	240	263,77		32,140	

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Вес и расположение балласта в пассажирской кабине

Расположение по рисунку		Несъемная часть балласта (основание и крепеж)	Количество съемных плит	Вес съемного балласта	Ограничение по максимальному весу платформы		X(B.A.)	
		кг	max	max	max	Σ		Σ
			шт.	кг	кг		м	
Распределение балласта в пассажирской кабине								
	ПК-24 прав.	23,77	16	240	263,77		32,877	
	ПК-25 прав.	23,77	16	240	263,77		33,613	
	ПК-26 прав.	23,77	16	240	263,77		34,350	
	ПК-27 прав.	23,77	16	240	263,77		35,087	
	ПК-28 прав.	23,77	16	240	263,77		35,823	
	ПК-29 прав.	23,77	16	240	263,77		36,560	
Вес балласта в пассажирской кабине		1354,88	912	13680	15034,88			

Таблица 2 Вес и расположение балласта в грузовых отсеках

Расположение по рисунку		Несъемная часть балласта (основание и крепеж)	Количество съемных плит	Вес съемного балласта	Ограничение по максимальному весу платформы		X(B.A.)	
			max	max	max	∑		∑
		кг	шт.	кг			м	
Распределение балласта в грузовых отсеках								
БГО 1	БГО1-1 лев.	566,20	15	225		4616,20	11,316	14,059
	БГО1-2 лев.		15	225			11,976	
	БГО1-3 лев.		15	225			12,711	
	БГО1-4 лев.		15	225			13,397	
	БГО1-5 лев.		15	225			14,082	
	БГО1-6 лев.		15	225			14,768	

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Вес и расположение балласта в грузовых отсеках

Расположение по рисунку		Несъемная часть балласта (основание и крепеж)	Количество съемных плит	Вес съемного балласта	Ограничение по максимальному весу платформы		X(B.A.)	
			max	max	max	∑		∑
		кг	шт.	кг			м	
	БГО1-7 лев.		15	225			15,454	
	БГО1-8 лев.		15	225			16,140	
	БГО1-9 лев.		15	225			16,826	
	БГО1-1 прав.		15	225			11,337	
	БГО1-2 прав.		15	225			12,022	
	БГО1-3 прав.		15	225			12,832	
	БГО1-4 прав.		15	225			13,392	
	БГО1-5 прав.		15	225			14,077	14,091
	БГО1-6 прав.		15	225			14,762	
	БГО1-7 прав.		15	225			15,447	
	БГО1-8 прав.		15	225			16,132	
	БГО1-9 прав.		15	225			16,817	
Вес балласта в БГО 1		566,20	270	4050	4616,20			
БГО 2А	БГО 2А-1 лев.	698,43	15	225		5648,43	25,277	29,253
	БГО 2А-2 лев.		15	225			26,002	
	БГО 2А-3 лев.		15	225			26,862	
	БГО 2А-4 лев.		15	225			27,662	
	БГО 2А-5 лев.		15	225			28,435	
	БГО 2А-6 лев.		15	225			29,265	

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Вес и расположение балласта в грузовых отсеках

Расположение по рисунку		Несъемная часть балласта (основание и крепеж)	Количество съемных плит	Вес съемного балласта	Ограничение по максимальному весу платформы		X(B.A.)	
			max	max	max	∑		∑
		кг	шт.	кг			м	
	БГО 2А-7 лев.		15	225			30,065	
	БГО 2А-8 лев.		15	225			30,842	
	БГО 2А-9 лев.		15	225			31,662	
	БГО 2А-10 лев.		15	225			32,467	
	БГО 2А-11 лев.		15	225			33,242	
	БГО 2А-1 прав.		15	225			25,307	
	БГО 2А-2 прав.		15	225			26,000	
	БГО 2А-3 прав.		15	225			26,712	
	БГО 2А-4 прав.		15	225			27,424	
	БГО 2А-5 прав.		15	225			28,109	
	БГО 2А-6 прав.		15	225			28,844	
	БГО 2А-7 прав.		15	225			29,582	28,845
	БГО 2А-8 прав.		15	225			30,261	
	БГО 2А-9 прав.		15	225			30,973	
	БГО 2А-10 прав.		15	225			31,685	
	БГО 2А-11 прав.		15	225			32,395	
Вес балласта в БГО 2А		698,43	330	4950	5648,43			

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Вес и расположение балласта в грузовых отсеках

Расположение по рисунку		Несъемная часть балласта (основание и крепеж)	Количество съемных плит	Вес съемного балласта	Ограничение по максимальному весу платформы		X(B.A.)	
			max	max	max	∑		∑
		кг	шт.	кг			м	
БГО 2Б	БГО 2Б-1 лев.	206,68	10	150		1406,68	33,173	33,973
	БГО 2Б-2 лев.		10	150			33,706	
	БГО 2Б-3 лев.		10	150			34,239	
	БГО 2Б-4 лев.		10	150			34,774	
	БГО 2Б-1 прав.		10	150			33,183	33,983
	БГО 2б-2 прав.		10	150			33,716	
	БГО 2Б-3 прав.		10	150			34,249	
	БГО 2Б-4 прав.		10	150			34,782	
Вес балласта в БГО 2Б		206,68	80	1200	1406,68			
Вес балласта в грузоотсеках		1471,30	680	10200	11671,30			

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Загрузочная ведомость

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные ... 1
Ссылки ... 1
Описание ... 1
1 Общие положения ... 1
2 Загрузочная ведомость в виде EXCEL-файла ... 2
2.1 Основные сведения ... 2
3 Инструкция по работе с файлом «Загрузочная ведомость» ... 9
3.1 Область применения ... 9
3.2 Основные положения ... 9
3.2.1 Единицы измерения ... 9
3.2.2 Лист «Const» ... 10
3.2.3 Лист «Расчет пустого самолета» ... 10
3.2.4 Лист «Расчет загрузки» ... 11
3.2.5 Лист «Топливо» ... 12
3.2.6 Лист «Построение графика» ... 12
3.2.7 Лист «ЗАГРУЗОЧНАЯ ВЕДОМОСТЬ» ... 12

Перечень таблиц

Страница

1 Ссылки ... 1

Перечень иллюстраций

Страница

1 Загрузочная ведомость МС-21-300 с системой балласта ... 5
2 Расчет загрузки самолета МС-21-300 с системой балласта ... 7

Ссылки

Таблица 1 Ссылки

Модуль данных/Техническая публикация	Название
FCOM 21300-A-88-05-00-00A-043A-A	Система балласта - Информация для экипажа

Описание

1 Общие положения

Подписанная и утвержденная загрузочная ведомость является официальным рабочим документом, в котором зафиксированы данные испытательного полета, расчет веса жесткого балласта и распределение фактической загрузки в соответствии с заданным диапазоном предельно допустимых полетных центровок самолета и полетным заданием, и полученными при этом расчетными данными взлетного и посадочного весов и центровки.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Загрузочная ведомость в бумажном виде заполняется в двух экземплярах: один экземпляр остается на земле в ЛИиДК, а второй передается на борт самолета.

Для самолета МС-21-300 выполнение требования по центровке на старте (OTW), при безусловном выполнении требований к весу самолета без топлива (MZFW), ведет к автоматическому выполнению требования нахождения внутри сертифицируемого (расчетного) диапазона центровок при любом весе самолета меньше взлетного. Это утверждение верно при условии, что центровка самолета без топлива (OZFW) в процессе полета неизменна.

Все исходные данные для составления загрузочной ведомости представлены в предыдущих разделах настоящего руководства.

Загрузочная ведомость, в зависимости от возможностей эксплуатирующей бригады, может быть составлена двумя методами:

– с помощью программного обеспечения (ПО), выполненного в виде Excel-файла и основанного на прямом классическом расчете весовых и центровочных характеристик (определение моментов и координат центров масс)

– с помощью центровочной таблицы на основе применения метода индексов (“ручной” расчет).

Составление загрузочной ведомости в виде центровочной таблицы на основе применения метода индексов - процесс трудоемкий и, в связи с некоторым округлением значений индексов, имеет меньшую точность. Применение Excel-файла повышает производительность и точность расчетов.

В следующих разделах приведены описания указанных методов и примеры заполнения загрузочной ведомости, а так же в модуле FCOM 21300-A-88-05-00-00A-043A-A.

2 Загрузочная ведомость в виде EXCEL-файла

2.1 Основные сведения

Загрузочная ведомость в виде excel-файла представляет из себя таблицу прямого расчета весовых и центровочных данных самолета, в которой:

– определяется вес и рассчитываются моменты составляющих элементов полного веса самолета

– рассчитывается вес и положения центра тяжести характерных масс самолета (снаряженного, без топлива, рулежного, взлетного и посадочного) в самолетной системе координат

– рассчитываются центровки характерных масс самолета (в процентах средней аэродинамической хорды (САХ))

– для визуализации результатов расчета загрузки, которая позволяет судить о допустимости полученных весовых и центровочных данных самолета, на сертифицируемый (расчетный) диапазон центровок самолета автоматически наносятся весовые и центровочные данные:

  • самолета без топлива (OZFW)

  • самолета на старте (OTW)

  • самолета при планируемой посадке (OLW)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

- график изменения центровки в процессе выработки топлива.

Для обеспечения проведения вышеуказанных расчетов на этапе создания excel-файла в него заранее внесены:

– вес и координаты центра масс пустого самолета, элементов снаряжения и балласта

– все, необходимые для определения весовых и центровочных данных самолета, арифметические формулы:

  - определения моментов
  - суммирования веса и моментов
  - определения положения центра масс самолета в рассматриваемой конфигурации

– таблицы с автоматическим определением положения центра тяжести топлива в зависимости от его плотности и объема по заранее введенной аналитической зависимости

– формулы пересчета положения центра масс самолета в самолетной системе координат [м] в центровку в %САХ и обратно.

На Рис. 1 «Загрузочная ведомость» с СЖБ приведен вид листа excel-файла с автоматическим построением центровочного графика самолета по выработке топлива по заранее введенной аналитической зависимости.

На Рис. 2 приведен вид листа excel-файла «Расчет веса снаряженного самолета».

Распечатанная в двух экземплярах на бумаге Загрузочная ведомость подписывается и утверждается.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ЗАГРУЗОЧНАЯ ВЕДОМОСТЬ
МС-21-300 с системой балласта
Полет/пробежка №_____

СОГЛАСОВАНО	
Зам. Директора ИЦ по ЛИ	Р. Г. Амбарцумян

Расчет произвел:	
Ведущий инженер по ЛИ МС.001	Л.Ю. Меркулов

Аэродром вылета	ИАЗ	
А	ИАЗ	
Д	1 ноября 2017 г.	
ТРЕБУЕМАЯ ЗАГРУЗКА:		
МАССА САМОЛЕТА		кг
ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА		САХ

СХЕМА РАЗМЕЩЕНИЯ И ЗАГРУЗКА СЕРВИСНЫХ ТЕЛЕЖЕК

Заполнение сервисной тележки в передней стойке G1

G1-1	G1-2	G1-3	G1-4	
0	0	0	0	наличие тележки: 1 - есть, 0 - нет тележки
0	0	0	0	задаваемая масса груза на тележке (кг) [max=70 кг]
0	0	0	0	

Заполнение сервисной тележки в передней стойке G1

G4-1	G4-2	G4-3	G4-4	
1	1	1	1	наличие тележки: 1 - есть, 0 - нет тележки
70	70	70	70	задаваемая масса груза на тележке (кг) [max=70 кг]
70	70	70	70	

Всего в наличии 4 тележки массой 19 кг каждая и 8 мест их размещения

Общая масса груза в тележках не должна превышать 280 кг

Общая масса 280 ДОПУСТИМАЯ МАССА

Количество тележек 4

СХЕМА ЗАГРУЗКИ БАЛЛАСТОМ ПК и БГО

Масса 1-ой плиты (кг) 15

ПАССАЖИРСКИЙ САЛОН

левый борт: № г/д	Кол-во плит	MAX к-во плит	правый борт №г/д	Кол-во плит	MAX к-во плит
ПК-1 лев.		16	ПК-1 прав.		16
ПК-2 лев.		16	ПК-2 прав.		16
ПК-3 лев.		16	ПК-3 прав.		16
ПК-4 лев.		16	ПК-4 прав.		16
ПК-5 лев.		16	ПК-5 прав.		16
ПК-6 лев.		16	ПК-6 прав.		16
ПК-7 лев.		16	ПК-7 прав.		16
ПК-8 лев.		16	ПК-8 прав.		16
ПК-9 лев.		16	ПК-9 прав.		16
ПК-10 лев.		16	ПК-10 прав.		16
ПК-11 лев.		16	ПК-11 прав.		16
ПК-12 лев.		16	ПК-12 прав.		16
ПК-13 лев.		16	ПК-13 прав.		16
ПК-14 лев.		16	ПК-14 прав.		16
ПК-15 лев.		16	ПК-15 прав.		16
ПК-16 лев.		16	ПК-16 прав.		16
ПК-17 лев.		16	ПК-17 прав.		16
ПК-18 лев.		16	ПК-18 прав.		16
ПК-19 лев.		16	ПК-19 прав.		16
ПК-20 лев.		16	ПК-20 прав.		16
ПК-21 лев.		16	ПК-21 прав.		16
ПК-22 лев.		16	ПК-22 прав.		16
ПК-23 лев.		16	ПК-23 прав.		16
ПК-24 лев.		16	ПК-24 прав.		16
ПК-25 лев.		16	ПК-25 прав.		16
ПК-26 лев.		16	ПК-26 прав.		16
ПК-27 лев.		16	ПК-27 прав.		16
ПК-28 лев.	0	16	ПК-28 прав.		16
			ПК-29 прав.	0	16

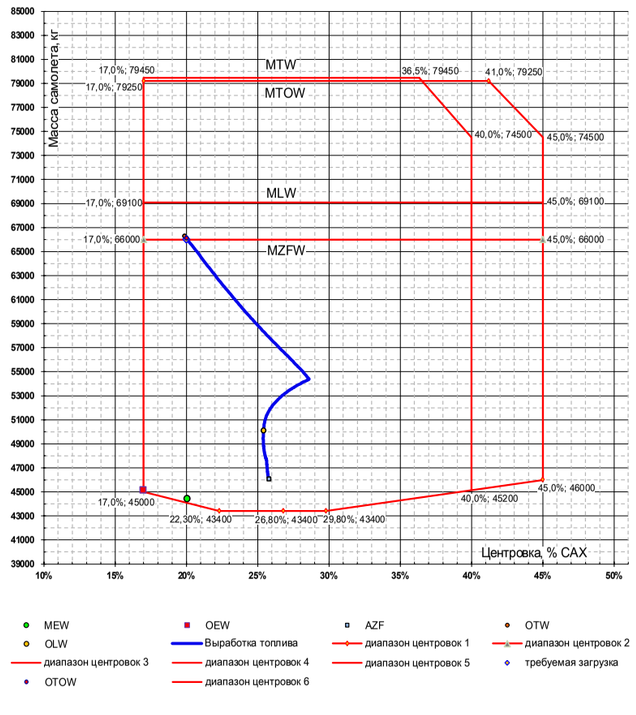
БГО

левый борт: № г/д	Кол-во плит	MAX к-во плит	правый борт № г/д	Кол-во плит	MAX к-во плит	
БГО1-1 лев.		15	БГО1-1 прав.		15	БГО1
БГО1-2 лев.		15	БГО1-2 прав.		15	
БГО1-3 лев.		15	БГО1-3 прав.		15	
БГО1-4 лев.		15	БГО1-4 прав.		15	
БГО1-5 лев.		15	БГО1-5 прав.		15	
БГО1-6 лев.		15	БГО1-6 прав.		15	
БГО1-7 лев.		15	БГО1-7 прав.		15	
БГО1-8 лев.		15	БГО1-8 прав.		15	
БГО1-9 лев.		15	БГО1-9 прав.		15	
БГО2А-1 лев.		15	БГО2А-1 прав.		15	БГО2А
БГО2А-2 лев.		15	БГО2А-2 прав.		15	
БГО2А-3 лев.		15	БГО2А-3 прав.		15	
БГО2А-4 лев.		15	БГО2А-4 прав.		15	
БГО2А-5 лев.		15	БГО2А-5 прав.		15	
БГО2А-6 лев.		15	БГО2А-6 прав.		15	
БГО2А-7 лев.		15	БГО2А-7 прав.		15	
БГО2А-8 лев.		15	БГО2А-8 прав.		15	
БГО2А-9 лев.		15	БГО2А-9 прав.		15	
БГО2А-10 лев.		15	БГО2А-10 прав.		15	
БГО2А-11 лев.		15	БГО2А-11 прав.		15	
БГО2Б-1 лев.		10	БГО2Б-1 прав.		10	БГО2Б
БГО2Б-2 лев.		10	БГО2Б-2 прав.		10	
БГО2Б-3 лев.		10	БГО2Б-3 прав.		10	
БГО2Б-4 лев.		10	БГО2Б-4 прав.		10	

ПК 0 кг БГО 0 кг

Балласт в ПС, БГО и груз в тележках	280 кг

		Масса, кг	Центровка, м X	Y	Z	%САХ
ПУСТОЙ САМОЛЕТ		44378	21,927			20,34%
ТИПОВОЕ СНАРЯЖЕНИЕ	Сливаемая часть невырабатываемого топлива	31,3	21,486			
	Заправляемые жидкости для двигателейМСУ и ВСУ	99,8	21,024			
	Съемное аварийно-спасательное оборудование					
	Дымозащитные капюшоны с укладочным блоком	9,4	13,118			
	Переносные огнетушители	13,6	12,040			
	Аварийный радиомаяк	0,9	6,993			
	Топор	1,1	7,116			
	Аптечка (РМО №2)	1,6	16,099			
	Фонари	2,5	8,545			
	Спасательные канаты	7,2	19,535			
ОПЕРАТИВНОЕ СНАРЯЖЕНИЕ	Лётный экипаж с документацией					
	Лётный экипаж, 2 чел.	190,0	6,043			
	Оператор 1	95,0	16,612			
	Оператор 2	0,0	16,612			
	Оператор 3	95,0	13,640			
	Документация	10,0	6,783			
	Спасательное снаряжение					
	Спасательные жилеты АС-2000	3,7	11,146			
	Парашюты С-5И+НАЗ-7М+... (укладка в полном комплекте)	150,0	11,783			
	Личные вещи из комплекта ККО-ЛИ (шлем, маска и очки) на пилоте и операторе	10,4	10,585			
	Оборудование, расположенное на РМО и в кабине экипажа (оборудование из комплекта ККО)	11,4	14,616			
	Заправляемая жидкость для биотуалета	3,5	7,824			
	Бытовое снаряжение. Оборудование буфетной стойки (тележки).	76,0	38,950			
СНАРЯЖЕННЫЙ САМОЛЕТ		45190	21,807			16,90%
	Груз в буфетных стойках	280	38,950			
	Балласт в пассажирском салоне	0	0,000			
	Балласт в БГО	0	0,000			
САМ БЕЗ ТОПЛИВА		46329	22,089			25,04%
ТОПЛИВО	Плотность топлива	0,780	кг/л	25641 л		
	Заправленное топливо	20000	кг			
	Топливо на запуск двигателя и руление	200	кг			
	Топливо на полет	16400	кг			
САМОЛЕТ НА СТОЯНКЕ (OTW)		66329	21,898			19,51%
	Топливо на взлете	19800	кг			
САМОЛЕТ НА ВЗЛЕТЕ (OTOW)		66129	21,903			19,65%
	Топливо на посадке	3400	кг			
САМОЛЕТ НА ПОСАДКЕ (OLW)		49729	22,078			24,70%



САМОЛЕТ НА ВЗЛЕТЕ (OTOW)	66 129	19,65%
САМОЛЕТ НА ПОСАДКЕ (OLW)	49 729	24,70%

Рисунок 1 Загрузочная ведомость МС-21-300 с системой балласта

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

© ПАО "Корпорация "Иркут"

МС21-300 с системой балласта. РАСЧЕТ ЗАГРУЗКИ САМОЛЕТА.

Расчёт массы снаряженного самолета

Расчет произвел:
Ведущий инженер по ЛИ МС.0001 **Л. Ю. Меркулов**

Полет/пробежка №	
Аэродром вылета	ИАЗ
Аэродром посадки	ИАЗ
Дата вылета	01.11.2017

Уровень	Наименование	Есть/ Нет	Кол-во	Масса 1 шт, кг	Масса установленного, кг	Положение ЦТ X,м	Центровка %САХ	Примечание	Моменты, кг*м G'X	G'Y	G'Z
2	**ПУСТОЙ САМОЛЕТ (OEW)**				**44 378**	**21,927**	**20,34%**		973046	0	0
2	**СНАРЯЖЕНИЕ**				**812,52**	**15,291**			**12424**		
3	**ТИПОВОЕ СНАРЯЖЕНИЕ**				**167,541**	**19,466**			**3261,305**	0	0
4	***Сливаемая часть невырабатываемого топлива***	1	1	31,300	*31,300*	*21,486*		*Определяется как разница между невырабатываемым при тангаже 3 град. и несливаемым при тангаже 0 град.*	673	0	0
4	***Заправляемые жидкости для двигателей и ВСУ***				*99,820*	*21,024*			2099	0	0
5	*Правый двигатель*	1	1	45,560	*45,560*	*18,866*			860	0	0
5	*Левый двигатель*	1	1	45,560	*45,560*	*18,866*			860		
5	*ВСУ*	1	1	8,700	*8,700*	*43,627*			380		
4	***Съемное аварийно-спасательное оборудование***				*36,421*	*13,458*			490		
5	*Дымозащитные капюшоны с укладочным блоком*				*9,360*	*13,118*			123		
6	дымозащитный капюшон с укладочным блоком (в каб.эк.)	1	1	2,340	*2,340*	*7,200*			17		
6	дымозащитный капюшон с укладочным блоком (РМО №1)	1	1	2,340	*2,340*	*16,044*			38		
6	дымозащитный капюшон с укладочным блоком (РМО №2)	1	1	2,340	*2,340*	*16,099*			38		
6	дымозащитный капюшон с укладочным блоком (РМО №3)	1	1	2,340	*2,340*	*13,130*			31		
5	*Переносные огнетушители*				*13,620*	*12,040*			164		
6	в кабине экипажа	1	1	4,540	*4,540*	*6,946*			32		
6	в пассажирском салоне (РМО №1)	1	1	4,540	*4,540*	*16,044*			73		
6	в пассажирском салоне (РМО №8)	1	1	4,540	*4,540*	*13,130*			60		
5	*Аварийный радиомаяк*	1	1	0,930	*0,930*	*6,993*			7		
5	*Прочее*				*12,511*	*15,738*			197		
6	Топор	1	1	1,140	*1,140*	*7,116*			8		
6	Аптечка (РМО №2)	1	1	1,620	*1,620*	*16,099*			26		
6	Фонари				*2,528*	*8,545*			22		
7	в кабине экипажа				*1,896*	*6,045*			11		
8	фонарь командира ВС	1	1	0,632	*0,632*	*5,549*			4		
8	фонарь второго пилота	1	1	0,632	*0,632*	*5,549*			4		
8	фонарь на гардеробе	1	1	0,632	*0,632*	*7,038*			4		
7	в пассажирском салоне (РМО №1)	1	1	0,632	*0,632*	*16,044*			10		
6	Спасательные канаты				*7,223*	*19,535*			141		
7	в кабине экипажа	2	2	0,722	*1,445*	*6,416*			9		
7	у выходов №1	2	2	0,722	*1,445*	*8,734*			13		
7	у аварийных выходов	2	2	0,722	*1,445*	*15,267*			22		
7	у аварийных выходов	2	2	0,722	*1,445*	*29,388*			42		
7	у выходов №2	2	2	0,722	*1,445*	*37,868*			55		
3	**ОПЕРАТИВНОЕ СНАРЯЖЕНИЕ**				**644,979**	**14,206**			**9162,886**	0	0
4	***Летный экипаж с документацией***										
5	пилоты	2	2	95	*190*	*6,043*			1148,170		
5	оператор 1	1	1	95	*95*	*16,612*			1578,140		
5	оператор 2	0	1	95	*0*	*16,612*			0,000		
5	оператор 3	1	1	95	*95*	*13,640*			1295,800		
5	документация	1	1	10	*10*	*6,783*			67,830		
4	***Спасательное снаряжение:***										
5	*Спасательные жилеты АС-2000*				*3,672*	*11,146*			40,926		
6	с/ж для пилотов	3	3	0,612	*1,836*	*7,200*			13,219		
6	с/ж для операторов				*1,836*	*15,091*			27,707		
7	с/ж РМО №1	1	1	0,612	*0,612*	*16,044*			9,819		
7	с/ж РМО №2	1	1	0,612	*0,612*	*16,099*			9,853		
7	с/ж РМО №3	1	1	0,612	*0,612*	*13,130*			8,036		
5	*Парашюты С-5И+ НАЗ-7М+..(укладка в полном комплекте)*				*150,000*	*11,783*			1767,480		
6	Парашюты+НАЗ+...(пилоты)	2	2	30,000	*60,000*	*6,040*			362,400		
6	Парашют+НАЗ+...(РМО №1)	1	1	30,000	*30,000*	*16,603*			498,090		
6	Парашют+НАЗ+...(РМО №2)	1	1	30,000	*30,000*	*16,603*			498,090		
6	Парашют+НАЗ+...(РМО №3)	1	1	30,000	*30,000*	*13,630*			408,900		
5	*Оборудование из комплекта ККО-ЛИ*				*21,830*	*12,695*			277,138		
6	Личные вещи из комплекта ККО-ЛИ (шлем,маска и очки)				*10,400*	*10,585*			110,079		
7	На пилотах	2	2	2,600	*5,200*	*6,043*			31,424		
7	На операторе №1	1	1	2,600	*2,600*	*16,612*			43,191		
7	На операторе №2	0	1	2,600	*0,000*	*16,612*			0,000		
7	На операторе №3	1	1	2,600	*2,600*	*13,640*			35,464		
6	Оборудование, расположенное на РМО и в кабине экипажа (оборудование из комплекта ККО)				*11,430*	*14,616*			167,060		
7	Переходники в КЭ, 2 шт.	1	2	0,300	*0,600*	*6,040*			3,624		
7	Кислородный блок на РМО1	1	1	3,610	*3,610*	*16,044*			57,919		
7	Кислородный блок на РМО2	1	1	3,610	*3,610*	*16,099*			58,117		
7	Кислородный блок на РМО3	1	1	3,610	*3,610*	*13,130*			47,399		
4	***Заправляемая жидкость для биотуалета***				***3,477***	***7,824***			27,202	0	0
5	вода, 3 кварты	1	1	3,420	*3,420*	*7,824*			26,758		
5	порошок, 2 унции	1	1	0,057	*0,057*	*7,824*			0,444		
3	***Бытовое снаряжение. Оборудование буфетной стойки (тележки).***				***76,000***	***38,950***		***координаты тележек из файла***	**2960,200**	**0**	**0**
4	**G1** Место1, тележка	0	1	19	*0,000*	*7,612*		*O:\741.011\Common\МС-21\Расчеты МИХ\ 300_Центровки_МИХ\i300_Варианты компоновок\300ПО,ГС,КС 181,166,211 Упассаж*	0,000		
4	**G1** Место 2, тележка	0	1	19	*0,000*	*7,612*			0,000		
4	**G1** Место3, тележка	0	1	19	*0,000*	*7,612*			0,000		
4	**G1** Место4, тележка	0	1	19	*0,000*	*7,612*			0,000		
4	**G4** Место5, тележка	1	1	19	*19,000*	*38,950*			740		
4	**G4** Место6, тележка	1	1	19	*19,000*	*38,950*			740		
4	**G4** Место7, тележка	1	1	19	*19,000*	*38,950*			740		
4	**G4** Место8, тележка	1	1	19	*19,000*	*38,950*			740		
1	**СНАРЯЖЕННЫЙ САМОЛЕТ (OEW)**				**45 190**	**21,807**	**16,90%**		**985470**		
	МАССА ПЛИТЫ (КГ)		Кол-во плит								
	15		Ограни-чение	фактич.							
1	**БАЛЛАСТ**				**0**	**0,000**	-612,29%	*Координаты блоков с чертежа 1F-1211-2520- 0000-011 - 1020 с уточнениями по ТСЗ IZ.MC21-88-015298.TSZ*	0	0	0
2	**БАЛЛАСТ В ПАССАЖИРСКОМ САЛОНЕ**				**0**	0,000			0		
2	**БАЛЛАСТ В БГО**				**0**	0,000			0		
1	**Груз в буфетных стойках**				**280**	**38,95**			10906		
G1	Место1, груз в тележке				0	7,612			0		
G1	Место2, груз в тележке				0	7,612			0		
G1	Место3, груз в тележке				0	7,612			0		
G1	Место4, груз в тележке				0	7,612			0		
G4	Место5, груз в тележке				70	38,95			2727		
G4	Место6, груз в тележке				70	38,95			2727		
G4	Место7, груз в тележке				70	38,95			2727		
G4	Место8, груз в тележке				70	38,95			2727		
0	**САМОЛЕТ БЕЗ ТОПЛИВА (AZFW)**				**46 329**	22,089	**25,04%**		1023380	0	0
1	**Заправленное топливо**				**20 000**	21,454			429089	0	0
0	**САМОЛЕТ НА СТОЯНКЕ (OTW)**				**66 329**	21,898	**19,51%**		1452469	0	0
1	**Топливо на запуск двигателя и руление**				**200**						
1	**Топливо на взлёте**				**19 800**	21,466			425020	0	0
0	**САМОЛЕТ НА ВЗЛЁТЕ (OTOW)**				**66 129**	21,903	**19,65%**		1448400	0	0
1	**Топливо на полет**				**16 400**						
1	**Топливо на посадке**				**3 400**	21,918			74520	0	0
0	**САМОЛЕТ НА ПОСАДКЕ (OLW)**				**49 729**	22,078	**24,70%**		1097901	0	0

Рисунок 2 Расчет загрузки самолета МС-21-300 с системой балласта

Действительно: 0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

© ПАО "Корпорация "Иркут"

3 Инструкция по работе с файлом «Загрузочная ведомость»

3.1 Область применения

Excel-файл «Загрузочная ведомость» предназначен для расчета загрузки и центровки, а также для оформления Загрузочной ведомости самолета МС-21-300 на этапе летных испытаний.

3.2 Основные положения

3.2.1 Единицы измерения

ВНИМАНИЕ

При работе с файлом допускается изменение только следующих данных на Листах «РАСЧЕТ ЗАГРУЗКИ» и «ЗАГРУЗОЧНАЯ ВЕДОМОСТЬ»

«РАСЧЕТ ЗАГРУЗКИ»:

- **в разделах ТИПОВОЕ СНАРЯЖЕНИЕ и ОПЕРАТИВНОЕ СНАРЯЖЕНИЕ - колонка «Есть/Нет» (ячейки выделенные серым цветом)**
- **в разделе ТИПОВОЕ СНАРЯЖЕНИЕ, колонка «Вес, кг» - значения веса пилотов, операторов и документации (ячейки, выделенные серым цветом).**

«ЗАГРУЗОЧНАЯ ВЕДОМОСТЬ»:

- **аэродром вылета**
- **аэродром посадки**
- **дата вылета**
- **требуемая загрузка:**
  - **МАССА САМОЛЕТА (ячейка выделена серым цветом)**
  - **ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА (ячейка выделена серым цветом)**
- **СХЕМА РАЗМЕЩЕНИЯ И ЗАГРУЗКА СЕРВИСНЫХ ТЕЛЕЖЕК (ячейки, выделенные серым цветом)**
- **СХЕМА ЗАГРУЗКИ БАЛЛАСТОМ ПК и БГО (ячейки, выделенные серым цветом)**
- **данные по топливу (ячейки, выделенные серым цветом):**
  - **плотность топлива (кг/л)**
  - **заправленное топливо (кг)**
  - **топливо на запуск двигателя и руление (кг)**
  - **топливо на полет (кг).**

Описание остальных листов носит ознакомительный характер.

В файле загрузочной ведомости используются следующие единицы измерения:

- килограммы (кг) - для веса
- литры (л) - для объема топлива

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– метры (м) - для положения центра тяжести в самолетной системе координат (ССК) по X, Y, Z

– % САХ - для центровки самолета.

Для выполнения расчета необходимо сделать копию данного Excel-файла и сохранить его с наименованием, сформированным по следующим правилам:

– гггг.мм.дд чч:мм загрузочная ведомость МС.АААА ГГГГ.ММ.ДД v.ББ, - исходная часть наименования файла

– гггг.мм.дд чч:мм – дата и время проведения испытательного полета

– АААА – серийный й номер самолета

– ГГГГ.ММ.ДД – дата проведения взвешивания самолета

– ББ – номер ревизии файла (для данной даты взвешивания).

3.2.2 Лист «Const»

На данном листе размещаются:

– ограничения по массе центровке

– используемые в расчетах константы

– термины и сокращения.

3.2.3 Лист «Расчет пустого самолета»

На данном листе размещаются:

– PDF-файл отчета по определению веса и центровки пустого самолета

– значения веса и центровки пустого самолета из размещенного отчета

– значения положение центра тяжести пустого самолета по Y и Z (вносится по результатам расчета отдела 741.011)

На основании которых проводятся дальнейшие расчеты.

В случае если после процедуры проведения взвешивания, соответствующей прикрепленному PDF-файлу, на самолете МС.0001 выполнялись доработки, не приводящие к изменению веса менее чем на ±0,5% и (или) центровки менее чем на ±0,5% САХ, на основании запроса и данных от ЛИиДК ОАО "ОКБ им. А.С. Яковлева" отдел 741.011 проводит расчет ожидаемого изменения веса и центровки пустого самолета, который так же размещается на данном листе в разделе "ДОРАБОТКИ":

– с разделением на «снято» и «установлено»

– с указанием состава доработок

– с указанием положений центра тяжести снимаемого и вновь устанавливаемого оборудования.

Примечание

При ожидаемом расчетном суммарном изменении массы от доработок более ±0,5% и (или) изменении центровки более ±0,5% САХ (от результата последнего взвешивания), в соответствии с Инструкцией по взвешиванию самолета 1211-0000-0000-000-0M0, самолет подлежит взвешиванию с записью данных в формуляре!

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Данный Лист блокируется от изменений.

3.2.4 Лист «Расчет загрузки»

3.2.4.1 Расчет снаряженного самолета

На данном листе, используя данные с листа «Расчет пустого самолета» по весу и центровке пустого самолета МС-21-300, выполняется расчет веса и центровки снаряженного самолета. При расчете учитывается состав и вес типового и оперативного снаряжения.

Для выполнения расчета необходимо внимательно проверить состав устанавливаемого на испытательный полет состав Типового и Оперативного снаряжения и, при необходимости, внести изменения:

- в разделах "ТИПОВОЕ СНАРЯЖЕНИЕ" и "ОПЕРАТИВНОЕ СНАРЯЖЕНИЕ" в колонке «Есть/Нет» ставится "1", если данный элемент снаряжения установлен на самолете, и "0", если элемент снаряжения не установлен
- если какой-либо элемент снаряжения учтен в весе пустого самолета, то в колонке "ПРИМЕЧАНИЕ" пишется примечание: "в пустом самолете"
- в разделе "ТИПОВОЕ СНАРЯЖЕНИЕ", в колонке «Вес, кг», в соответствии с требованиями РЛЭ, указываются близкие к фактическим (без учета ККО-ЛИ) значения веса пилотов, операторов и документации.

Примечание

Ячейки, подлежащие проверке и изменению, выделены серым цветом. Остальные данные на листе блокируются от изменений.

3.2.4.2 Расчет самолета без топлива

На основании веса и центровки снаряженного самолета и данных по загрузке самолета жестким балластом рассчитывается вес и центровка самолета без топлива.

При расчете загрузки учитывается:

- вес плит (15 кг каждая)
- количество и место расположения плит в пассажирской кабине
- количество и место расположения плит в БГО
- вес груза в каждой сервисной тележке и их места расположения.

Вес плит на каждом грузодержателе и вес загрузки каждой тележки не должны превышать конструктивные ограничения.

Вес самолета без топлива не должен превышать ограничения заданные РЛЭ.

3.2.4.3 Расчет самолета с учетом топлива

На основании веса и центровки самолета без топлива и данных по топливу (лист «Топливо») рассчитывается вес и центровка самолета рулежная, при взлете и на посадке.

Данные в разделе блокируется от изменений.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

3.2.5 Лист «Топливо»

На данном листе, на основании данных по выработке топлива для самолета МС-21-300 рассчитывается вес и центровка самолета с топливом для трех вариантов заправки:

– заправленное топливо

– топливо на взлете

– топливо перед посадкой.

Также на данном листе выполняется подготовка данных для листа «Построение графика».

Данный лист блокируется от изменений.

3.2.6 Лист «Построение графика»

На указанном листе выполняется подготовка в табличной форме данных для построения на листе «ЗАГРУЗОЧНАЯ ВЕДОМОСТЬ» сертифицируемого диапазона центровок и графика центровки самолета с учетом выработки топлива.

Для выполнения расчетов используются данные с листа «Топливо».

Данный лист блокируется от изменений.

3.2.7 Лист «ЗАГРУЗОЧНАЯ ВЕДОМОСТЬ»

Основной лист данного файла. На этом листе размещены:

– диаграмма «Сертифицируемый диапазон центровок с графиком изменения центровки самолета с учетом выработки топлива»

– СХЕМА РАЗМЕЩЕНИЯ И ЗАГРУЗКА СЕРВИСНЫХ ТЕЛЕЖЕК

– СХЕМА ЗАГРУЗКИ БАЛЛАСТОМ ПК и БГО

– загрузочная ведомость с данными по снаряжению, топливу, загружаемому балласту, весу и центровке самолета на всех этапах:

  • пустого
  • снаряженного
  • без топлива
  • на стоянке
  • на взлете
  • при посадке.

Данные для загрузочной ведомости, за исключением данных по топливу, формируются на листе «Расчет загрузки» и блокируются от дальнейших изменений.

Для подготовки к испытательному полету изменения вносятся:

– на СХЕМЕ РАЗМЕЩЕНИЯ И ЗАГРУЗКА СЕРВИСНЫХ ТЕЛЕЖЕК (ячейки выделенные серым цветом):

  • признак наличия тележки в секциях кухонных стоек G1 и G4 (1 - есть тележка, 0 - нет тележки). Максимальное количество тележек - не более четырех

© ПАО "Корпорация "Иркут"

- вес груза в тележке. При этом необходимо учитывать, что по конструктивным ограничениям максимальная загрузка тележки не должна превышать 70 кг

– на СХЕМЕ ЗАГРУЗКИ БАЛЛАСТОМ ПК и БГО (ячейки, выделенные серым цветом):

- количество установленных плит для каждого грузодержателя в пассажирском салоне и БГО. При этом необходимо учитывать конструктивные ограничения – максимально допустимое количество плит на каждом грузодержателе (указано справа от заполняемой ячейки).

– в загрузочной ведомости - данные по топливу (ячейки, выделенные серым цветом):

- плотность топлива – в кг/л
- заправленное топливо – вес в кг
- топливо на запуск двигателя и руление – вес в кг
- топливо на полет – вес в кг.

При внесении и уточнении указанных выше данных график изменения центровки самолета по выработке топлива будет перестраиваться. В зависимости от поставленной на полет задачи, отслеживая изменение графика и добиваясь требуемой массы и центровки самолета подбирается вариант загрузки жестким балластом.

Примечание

В процессе расчета загрузки и заправки самолета необходимо контролировать на диаграмме, СХЕМЕ РАЗМЕЩЕНИЯ И ЗАГРУЗКА СЕРВИСНЫХ ТЕЛЕЖЕК и СХЕМЕ ЗАГРУЗКИ БАЛЛАСТОМ ПК и БГО выполнение следующих условий:

- вес и центровка самолета на стоянке не должны превышать ограничение "Максимальный рулежный вес (MTW)"

- вес и центровка самолета на взлете не должны превышать ограничение "Максимальный взлетный вес (MTOW)"

- вес и центровка самолета без топлива не должны превышать ограничение "Максимальный вес самолета без топлива (MZFW)"

- вес самолета на посадке не должен превышать ограничение "Максимальный посадочный вес (MLW)"

- вес и центровка самолета на стоянке, на взлете, в полете и при посадке не должны выходить за границы сертифицируемого диапазона по предельно передней и предельно задней центровке с учетом ограничений для взлета и посадки

- количество плит твердого балласта на любом грузодержателе не должно превышать максимально допустимого, указанного на схеме справа

- количество тележек, указанных на схеме "Размещение и загрузка сервисных тележек не должно превышать четырех, а загрузка каждой тележки не должна превышать 70 кг.

Примечание

В случае невыполнения любого из перечисленных условий вылет запрещен!

Примечание

Для изменения центровки самолета во время полета возможно перемещение загруженных сервисных тележек из буфетной стойки G1 в G4 и обратно. Такой метод изменения центровки самолета в полете в данной версии Excel-файла не предусмотрен. Поэтому необходимо повторное заполнение данного Excel-файла

© ПАО "Корпорация "Иркут"

и построение отдельного графика зависимости центровки самолета от выработки топлива, с учетом перемещенных тележек.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Нормальные процедуры

Общие сведения

Содержание

Страница

Общие сведения 1
1 Фразеология переговоров летного экипажа и технического персонала 1
1.1 Введение 1
1.2 Перечень команд по этапам 1
2 Стандартные фразы и выражения (CALLOUTS) 4
2.1 Введение 4
2.2 "CHECK" CALLOUT 5
2.3 Карта контрольных проверок (CHECKLIST) 5
2.4 Термин "SET" 5
2.5 Термин "ARM" 6
2.6 Термины "ON" / "OFF" 6
2.7 Доклады о положении закрылков 6
2.8 Доклады о положении шасси 7
2.9 Контроль параметров полета 7

Перечень таблиц

Страница

1 Перечень команд по этапам 1
2 Команды в экипаже 3
3 Доклады о положении закрылков 6
4 Команды по механизации 6
5 Доклады о положении шасси 7

Описание для экипажа

1 Фразеология переговоров летного экипажа и технического персонала

1.1 Введение

Стандартная фразеология необходима для обеспечения эффективности взаимодействия экипажа и наземного персонала.

Эта фразеология должна быть краткой и точной. Указанные ниже термины используются как стандарты.

Стандартная фразеология также предназначена для повышения осведомленности в конкретной ситуации, понимания состояния систем и результата действий экипажа.

1.2 Перечень команд по этапам

Таблица 1 Перечень команд по этапам

Событие	Кабина	Земля
Подключение аэродромного источника электропитания		

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень команд по этапам

Событие	Кабина	Земля
Вызов земли на связь	GROUND FROM COCKPIT (земля - кабине)	GO AHEAD (передавайте)
Подключение аэродромного источника электропитания Подключение наземного источника гидравлической системы (подача давления)	CONNECT EXTERNAL POWER (подключите аэродромный источник питания) REMOVE GROUND EQUIPMENT, REQUEST CLEARANCE TO PRESSURIZE HYDRAULIC SYSTEM (подтвердите уборку наземного оборудования, прошу подключение гидравлической системы)	EXTERNAL POWER CONNECTED (аэродромный источник электропитания подключен) ALL EQUIPMENT REMOVED, YOU CLEAR FOR PRESSURIZING (все оборудование убрано, подключение разрешаю)
При запуске двигателей от установки воздушного запуска (УВЗ)	READY FOR GROUND AIR (подключите УВЗ)	GROUND AIR AVAILABLE (УВЗ подключено, давление подается)
Отсоединение аэродромного источника питания		
При использовании самолетного источника электропитания	REMOVE GROUND POWER (отсоедините аэродромный источник электропитанияпитания)	GROUND POWER REMOVED (аэродромный источник электропитания отсоединен)
Отключение УВЗ	REMOVE GROUND AIR (отсоедините УВЗ)	GROUND AIR REMOVED (УВЗ отсоединено)
Буксировка/запуск двигателя		
Вызов земли на связь	GROUND FROM COCKPIT (земля - кабине)	GO AHEAD (передавайте)
Перед буксировкой	CHECK ALL PINS (проверьте все штыри)	SAFETY PINS REMOVED TO BOX, STEERING NORMAL (предохранительные штыри убраны в бокс, буксировочный штырь установлен)
Доклад наземному персоналу о готовности к буксеровке (разрешение на буксировку от АДС получено)	WE ARE CLIARED FOR PUSHBACK TO … (разрешена буксировка, место запуска …) BRAKES RELEASED, READY TO PUSH (с тормозов снял, к буксировке готов)	RELEASE PARKING BRAKE (снемите с тормозов)
Запуск двигателей во время буксировки	READY TO START ENGINES (готов к запуску двигателей)	ALL ENGINES CLEAR (запуск разрешаю)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень команд по этапам

Событие	Кабина	Земля
Буксировка завершена	PARKING BRAKE SET (на тормоза установил)	SET PARKING BRAKE (установите на тормоза) TOW BAR REMOVED, STEERING NORMAL (водило убрано, буксировочный штырь снят)
Запуск двигателей без буксировки		
Вызов земли на связь	GROUND FROM COCPIT CHECK ALL PINS (проверьте все штыри)	GO AHED (передавайте) SAFETY PINS REMOVED TO BOX, STEERING NORMAL (предохранительные штыри убраны в бокс, буксировочный штырь снят)
Доклад наземному персоналу о готовности к запуску (от АДС разрешение на запуск получено)	READY TO START ENGINES (готов к запуску двигателей) STARTING ENGINE NUMBER … (запускаем двигатель № …)	ALL ENGINES CLEAR (запуск разрешаю)
Перед началом руления		
Двигатели запущены	REPORT AIRPLANE READY FOR TAXI, GIVE VISUAL SIGNAL ON LEFT (RIGHT) SIDE (доложите о готовности ВС к рулению, переходим на визуальные сигналы слева (справа))	AIRPLANE READY FOR TAXI, WAIT FOR VISUAL SIGNAL FROM LEFT (RIGHT) SIDE (ВС к рулению готово, жду визуальный сигнал слева (справа))

Таблица 2 Команды в экипаже

Событие	ПП (PF)	ПК (PM)
Руление		
Получено разрешение на руление	CLEAR LEFT SIDE (слева свободно)	CLEAR RIGHT SIDE (справа свободно)
Проверка тормозов на выруливании	BRAKES CHECK (проверяю тормоза)	PRESSURE ZERO (давление ноль)
Проверка управления самолетом (может выполняться до выруливания)	FLIGHT CONTROL CHECK (проверяем управление)	READY
1) руль высоты		FULL UP, FULL DOWN, NEUTRAL

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Команды в экипаже

Событие	ПП (PF)	ПК (PM)
2) элероны		FULL LEFT, FULL RIGHT, NEUTRAL
3) руль направления	RUDDER	FULL LEFT, FULL RIGHT, NEUTRAL
В процессе руления, или на исполнительном старте.	BEFORE TAKE OFF CHECK LIST	BEFORE TAKE OFF CHECK LIST COMPLETED
Взлет		
Начало разбега	TAKE OFF	
Когда установилась тяга FLEX/ TOGA	Озвучивает FMA	CHECKED
До достижения 80 узл		POWER (THRUST) SET (тяга установилась)
На скорости 100 узл	CHECKED	ONE HUNDRED KNOTS
На V1		V1
На VR		ROTATE
В наборе высоты после отрыва (положительное нарастание v/s, и ALT).	GEAR UP (шасси убрать)	POSITIVE CLIMB GEAR UP (шасси убираю)
АП включает ПП	AP 1(2) ON	CHECKED
На скорости уборки закрылков	FLAPS__	SPEED CHECKED , FLAPS__
Контроль после взлета.	AFTE TAKE OFF C/L	AFTE TAKE OFF C/L COMPLETED

2 Стандартные фразы и выражения (CALLOUTS)

2.1 Введение

Команды и ответы (подтверждения) (CALLOUTS) должны выдаваться в соответствии с определенным распределением обязанностей членов экипажа (ПП (PF)/ПК (PM)). Тем не менее, в случае пропуска CALLOUT одним из членов экипажа, другой член экипажа должен его выполнить. Это обеспечивает хорошую практику CRM в экипаже.

Член экипажа должен выполнить поступившую команду и/или подтвердить ее выполнение.

Отсутствие своевременного CALLOUT расценивается, как:

– неисправность системы или индикации

– возможной потери работоспособности члена экипажа.

Стандартная фразеология используется для:

– выдачи команд (делегирования обязанностей)

– передачи информации

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– подтверждения получения команды или информации

– выдачи ответа или запроса (обратная связь).

Все действия (значения параметров), выполняемые (вводимые) органами управления на FCU, должны быть проверены на PFD/ND и озвучены.

Все изменения значений параметров и режимов, отображаемых на FMA, озвучиваются:

ПП (PF):

– читает FMA.

ПК (PM):

– проверяет и подтверждает информацию на FMA термином **"CHECKED".**

2.2 "CHECK" CALLOUT

"CHECK" – команда другому пилоту выполнить проверку

"CHECKED"- доклад о выполнении проверки

"CROSSCHECKED" – доклад о выполнении перекрестного контроля обоими пилотами.

2.3 Карта контрольных проверок (CHECKLIST)

Карта контрольных проверок (далее в тексте именуемая Картой) является обязательным средством контроля за выполнением наиболее ответственных операций, определяющих готовность самолета и экипажа к очередному этапу полета.

Картой предусматривается, что до проведения контрольных операций каждый член экипажа выполнил в полном объеме технологические операции в соответствии с требованиями РЛЭ.

Подробнее о работе с Картами контрольных проверок смотри Сборник оперативной информации (QUICK REFERENCE HANDBOOK - QRH).

2.4 Термин "SET"

Команда "SET" предназначена только для установки параметров на FCU, но не изменение режима полета. Например:

"SET GO-AROUND ALTITUDE___" ("установить высоту ухода на второй круг___")

"SET FL___" ("установить эшелон___")

"SET HDG___" ("установить курс___")

"SET QNH___" ("установить QNH___").

После установки требуемых значений пилот, выполняющий действия на FCU , должен их озвучить.

Например:

"FL …. SET"

"HDG …. SET"

"SPEED …. SET".

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Другой член экипажа подтверждает установленные значения на PFD термином **"CHECKED".**

2.5 Термин "ARM"

Команда "ARM ___" означает подготовку системы путем нажатия кнопки на FCU.

Например:

"ARM APPROACH" – "подготовил систему захода"

"ARM LOC" – "подготовил заход по LOC".

2.6 Термины "ON" / "OFF"

Команды "ON" или "OFF" применяются при включении или выключении:

– A/THR (автомата тяги)

– AP (автопилота)

– FD (командных стрелок директорного управления полетом)

– BIRD (Flight Path Vector).

Например:

"AP ON"

"BIRD ON".

2.7 Доклады о положении закрылков

Таблица 3 Доклады о положении закрылков

Положение закрылков	CALL команда/доклад
1	FLAPS ONE
1+ F	FLAPS ONE
0	FLAPS ZERO
2	FLAPS TWO
3	FLAPS THREE
FULL	FLAPS FULL

Ответ должен быть дан после установки закрылков в новое положение.

Таблица 4 Команды по механизации

ИСПОЛНИТЕЛЬ	CALL команда/доклад	ПРИМЕЧАНИЕ
ПП (PF)	FLAPS__	Команда на выпуск закрылков

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 4 Команды по механизации

ИСПОЛНИТЕЛЬ	CALL команда/доклад	ПРИМЕЧАНИЕ
ПК (PM)	SPEED CHECK, FLAPS__	Перед изменением положения закрылков, ПК (PM): – проверьте приборную скорость – проверьте новое положение закрылков на MDU – доложите.

2.8 Доклады о положении шасси

Таблица 5 Доклады о положении шасси

ИСПОЛНИТЕЛЬ	CALL команда/доклад	ПРИМЕЧАНИЕ
ПП (PF)	GEAR UP (DOWN)	Команда на уборку (выпуск) шасси
ПК (PM)	GEAR UP (DOWN)	Докладывает после установки шасси в заданное положение и проверки индикации подтверждающей уборку (выпуск) шасси.

2.9 Контроль параметров полета

В процессе захода на посадку на высоте стабилизации:

– 1000 ft - в СМУ

– 500 ft - в ПМУ.

ПК (PM):

доложите об отклонении от расчетных параметров полета:

– "SINK RATE" – "ОПАСНОЕ СНИЖЕНИЕ" при V/S более – 1000 ft /min(5 м/с)

– "SPEED" – "СКОРОСТЬ" когда скорость становится менее чем Vapp минус 5 kt или более заданной скорости + 10 kt

– "BANK" - "КРЕН" при крене более 7°

– "PITCH" - "ТАНГАЖ" когда тангаж становится менее чем минус 2,5° или более 7,5°

– "CORSE" - "КУРС" когда отклонение более 1/2 точки (VOR) или 5 градусов (NDB)

– "LOC" or "GLIDE SLOPE" - "КУРС" или "ГЛИССАДА" при отклонении по курсу или глиссаде на одну точку

– "__ FT LOW (HIGH)" – "__ ФУТОВ НИЖЕ (ВЫШЕ)" на высоте пролета контрольных точек.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Предполетная подготовка

Общие сведения

Содержание

Страница

Общие сведения 1
1 Общие данные 1
1.1 Введение 1
1.2 Карта контрольных проверок 2
1.3 Взаимодействие в экипаже 2
1.4 Распределение ответственности и обязанностей 3
1.4.1 На земле 3
1.4.2 В полете 3
1.5 КВС всегда является ПП (PF) в случаях 4
1.6 Использование системы автоматического управления полетом (AFCS) 4
1.6.1 Автопилот и директорное управление полетом (AP и FD) 5
1.6.2 Автомат тяги (A/T) 5
1.6.3 Вычислительная система самолетовождения (FMS) - на начальном этапе летных испытаний не задействована 6
1.6.4 Основные правила использования AFCS 6
1.7 Передача управления самолетом 7
2 Подготовка к полету 7
2.1 Оценка технического состояния самолета 7
2.2 Анализ метеообстановки 7
2.3 NOTAMs 7
2.4 Flight plan 8
2.5 Оптимальный эшелон полета 8
2.6 Расчет количества топлива на полет 8
2.6.1 Проверка количества топлива 8
2.6.2 Танкеринг 8

Описание для экипажа

1 Общие данные

1.1 Введение

Нормальные эксплуатационные процедуры предназначены в качестве руководящего материала, но не запрещают Эксплуатанту разрабатывать и совершенствовать аналогичные процедуры в соответствии с применяемыми правилами эксплуатации.

При условии, что системы самолета работают в штатном режиме, нормальные эксплуатационные процедуры предусматривают такой порядок действий, при котором достигается необходимый, для безопасного выполнения полета, уровень контроля за работой систем и оборудования при минимальных нагрузках на экипаж.

Содержание работ предусмотренных в нормальных эксплуатационных процедурах предполагает, что:

– экипаж подробно ознакомлен с указаниями по летной эксплуатации систем, которые размещены в книге 2 Руководства по летной эксплуатации

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– все системы самолета исправны, и режимы автоматического управления полетом используются в полном объеме

– нормальные эксплуатационные процедуры выполняются по памяти и проверяются по карте контрольных проверок.

1.2 Карта контрольных проверок

Карта контрольных проверок (далее в тексте именуемая Картой) является обязательным средством контроля за выполнением наиболее ответственных операций, определяющих готовность самолета и экипажа к очередному этапу полета.

Картой предусматривается, что до проведения контрольных операций каждый член экипажа выполнил в полном объеме технологические операции в соответствии с требованиями РЛЭ.

Контроль с чтением Карты начинается на установленных для этого этапах по команде ПП (PF) в виде полного названия определённого раздела

например: "AFTER START CHECKLIST".

Зачитывание разделов производится ПК (PM).

Прежде чем перейти к следующему пункту Карты, ПК (PM) должен получить подтверждение о выполнении текущего пункта Карты.

Когда оба пилота убедились в выполнении всех пунктов Карты,

ПК (PM) объявляет о выполнении соответствующего раздела установленной фразой

например: "BEFORE START CHECKLIST COMPLETED".

Член экипажа, отвечающий по пунктам Карты, дает ответ только после проверки конфигурации и, если эта конфигурация не соответствует необходимому состоянию, должен скорректировать состояние конфигурации до дачи ответа. Если коррекция состояния невозможна, член экипажа изменяет ответ, чтобы отразить фактическое состояние. При необходимости каждый член экипажа имеет право перепроверить ответ на соответствие.

Пункты Карты, выполнение которых требует действий обоих пилотов, отмечены ПП (PF)/ ПК (PM) (BOTH).

На пункты Карты, обозначенные КАК ТРЕБУЕТСЯ (AS RQRD), ответ дается в зависимости от фактических условий полета или от конфигурации системы в данный момент.

Подробнее смотри Сборник оперативной информации (QUICK REFERENCE HANDBOOK - QRH)

1.3 Взаимодействие в экипаже

Взаимоконтроль пилотов при полете в двухчленном составе экипажа является существенным элементом безопасности полета.

Любые изменения, переключения, настройки или замеченное изменение в индикации должно быть немедленно сообщено другому пилоту, который подтверждает, что информация принята. Это относится также к изменениям на дисплеях, изменениям скорости полета, числа М, настройки навигационных средств, отклонений от плана полета по времени, топливу, траектории, включению ПОС и т.д.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Экипаж должен использовать головные гарнитуры от запуска двигателей до набора заданного эшелона и от начала снижения до заруливания на стоянку самолёта.

Ниже высоты 10 000 ft должны быть прекращены любые не важные разговоры между пилотами, пилотами и кабинным экипажем. Это облегчает связь в экипаже при ведении внешней радиосвязи и при возникновении нештатной ситуации.

1.4 Распределение ответственности и обязанностей

1.4.1 На земле

КВС	Второй пилот
– анализ метеообстановки и изучение NOTAM – проведение брифинга с кабинным экипажем – определение технического состояния ВС – проверка правильности ввода данных в ПУ – определение количества заправляемого топлива – проверка загрузочной ведомости и центровочного графика – расчет взлетно-посадочных характеристик – оповещение пассажиров – взаимодействие с кабинным экипажем и наземным персоналом	– анализ метеообстановки и изучение NOTAM – первоначальная подготовка пилотской кабины – подготовка пилотской кабины – правильность ввода данных в ПУ – проверка загрузочной ведомости и центровочного графика – ведение радиосвязи – расчет взлетно-посадочных характеристик

Все дополнительные процедуры, такие как Manual engine start, Engine start with external pneumatic power, Cross bleed engine start и другие, а также процедура противообледенительной обработки ВС, выполняются по принципу - второй пилот читает, КВС выполняет.

1.4.2 В полете

Распределение обязанностей ПП (PF) и ПК (PM) начинаются и заканчиваются с момента, определенного в РПП авиакомпании, но не позднее, как правило, с начала взлета и заканчиваются после окончания пробега на посадке.

Все действия выполняются при перекрестном контроле со стороны другого члена экипажа.

Экипаж ВС должен постоянно придерживаться принципа ONE HEAD UP и в случае необходимости отвлечься (подготовка к снижению, изменении режимов работы САУ, модификации плана полета и т.д.), ПП (PF) должен передать управление самолетом ПК (PM), установленным (описанным ниже) порядком.

В случае ручного пилотирования ВС **ПП (PF)** запрещается выполнять какие-либо другие действия (кроме включения автопилота). Эти действия (операции) должен выполнять ПК (PM) по командам ПП (PF).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Пилотирующий пилот (ПП (PF))	Не пилотирующий пилот (ПК (PM))
– озвучивание действий на КПИ (FCP) и изменения параметров и режимов полета на FMA – выдерживание траектории и параметров полета (высоты, скорости, курса) – управление режимом работы двигателей (РУД) – конфигурацию ВС (ПП (PF) дает команды, ПК (PM) – выполняет) – точность навигации – подачу команды на выполнение CHECKLISTS	– приборный контроль полета – чтение и выполнение CHECKLISTS в полном объеме – ведение радиосвязи – выполнение команд и указаний ПП (PF) – программирование полета – сбор метеоинформации по основному и запасным аэродромам – ведение автоматезированного навигационного расчета полета (CFP) – своевременность информации об отклонениях от расчетных параметров полета

1.5 КВС всегда является ПП (PF) в случаях

- выполнения руления ВС (по решению авиакомпании)
- метеоусловия не позволяют второму пилоту пилотировать ВС
- выполнения захода на посадку по CAT II/III
- выполнения визуального захода (по решению авиакомпании)
- выполнения прерванного взлета
- отказа двух двигателей
- потери электропитания
- во всех других случаях по решению КВС.

1.6 Использование системы автоматического управления полетом (AFCS)

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

AFCS на начальном этапе летных испытаний не задействована.

В AFCS используются функции четырех систем

- FMS (Flight Management System) – вычислительной системы самолетовождения
- AP (Autopilot) – автопилота
- AT (Auto throttle) – автомата тяг
- FD (Flight Director) – системы директорного управления.

Рекомендовано использование командных стрелок (FD), автопилота (AP) и автомата тяги (AT) в течении всего полета. Ручное пилотирование ВС выполняется с целью поддержания надлежащего уровня техники пилотирования, либо возникновении отказов систем ВС.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.6.1 Автопилот и директорное управление полетом (AP и FD)

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Автопилот на начальном этапе летных испытаний не задействован.

Системы AP и FD предназначены для выполнения полета по траектории, рассчитанной в AFCS. С учетом подобия решаемых задач FD и AP часто рассматриваются как единая система AP/FD.

Использование системы AP/FD позволяет:

– освободить экипаж от непосредственного пилотирования самолета и тем самым разгрузить экипаж для ведения оперативного контроля выполнения полета

– пилоту, следуя командам директорных планок (FD BARS), создать требуемые крен и тангаж и, сохраняя их положение в центре символа самолета на PFD, тем самым обеспечивать требуемое пространственное положение самолета (крен и тангаж) для полета по заданной траектории или с заданной скоростью в зависимости от выбранного на FCP режима полета.

Задачей ПП (PF) является своевременный и правильный выбор необходимых режимов полета и задание соответствующих необходимых параметров для выбранных режимов, чтобы обеспечить полет самолета по заданной траектории.

При каждом выборе или смене режимов, или изменении параметров полета все члены экипажа обязаны убедиться в правильности их подключения на FMA/PFD с обязательным проведением перекрестной проверки.

В случае, если траектория полета самолета не соответствует заданной, ПП (PF) должен отключить AP и перейти на ручное управление самолетом. При этом необходимо убедиться, что директорные планки (FD BARS) обеспечивают выход самолета на заданную траекторию полета. В случае отсутствия уверенности в правильности показаний FD, необходимо отключить FD.

Запрещается использование командных стрелок только на одном PFD.

При отказе двигателя рекомендовано использование AP.

При отказе двигателя на взлете рекомендовано включение AP после стабилизации ВС.

При выполнении визуального захода на посадку FD должны быть выключены.

1.6.2 Автомат тяги (A/T)

A/T используется для автоматического управления тягой двигателей на всех этапах полета.

В зависимости от выбранного вертикального режима A/T может работать в двух режимах:

– "THRUST" - режим, при котором A/T поддерживает заданную величину тяги двигателей

  - "МТО" (вертикальные режимы "TOGA"/"αFLOOR")
  - "MCL" (вертикальный режим – "CLIMB")
  - "IDLE" (вертикальные режимы – "DESCENT", "FLARE").

    Это происходит, когда AP/FD управляет самолетом при наборе высоты CLB или на снижении

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– "SPEED/MACH" - режим, при котором A/T подбирает режим для поддержания заданной скорости при полете по заданной траектории. Например, это происходит при подключенных вертикальных режимах "V/S", "ALT", "G/S".

Когда A/T подключен, РУД находятся в фиксированном положении, соответствующем выбранному режиму ("MCT", "CLB" и т.д.).

Экипаж обязан контролировать подключение A/T в нужном режиме по информации на EWD и оценивать соотношение заданной и текущей скорости с обязательным контролем тенденции изменения скорости.

В случае отсутствия уверенности в правильности работы A/T, ПП (PF) обязан отключить A/T кнопкой отключения AT A/T DISC на РУД и перейти на ручное управление скоростью с помощью РУД.

A/T может быть использован без ограничений при отказе одного двигателя, а также при заходе на посадку в нестандартной конфигурации.

1.6.3 Вычислительная система самолетовождения (FMS) - на начальном этапе летных испытаний не задействована.

В процессе предполетной подготовки загрузку данных в вычислительную систему самолетовождения (FMS) выполняет ПП (PF), а проверяет ПК (PM).

FMS обеспечивает:

– выполнение полета в соответствии с введенным планом полета

– выполнение расчета FLEX температуры или уровня DTO (Derated Takeoff) для обеспечения взлета на пониженной тяге двигателей

– расчет расхода и остатка топлива по этапам полета

– расчет скорости полета с учетом фактических условий

– расчет пройденного и оставшегося расстояния

– расчет оптимального профиля полета по высоте и скорости

– заход на посадку в режиме "VNAV", "APPR"

– автоматическую настройку радиотехнических средств навигации и посадки

– заход на посадку по сигналам GPS/ГЛОНАСС

– настройку VDB приемника дифференциальных поправок для посадки по спутнику GPS/ГЛОНАСС.

1.6.4 Основные правила использования AFCS

Отслеживать подключение заданных режимов работы по индикации на FMA (Flight Mode Annunciator).

Любые изменения индикации режимов полета на FMA и их правильность должны сопровождаться докладом ПП (PF). Отслеживать любые изменения параметров, произведенные через FMS или FCP, на соответствующих шкалах PFD.

Если ПП (PF) не удовлетворен управлением системы AFCS, он должен перейти на использование базовых режимов ("VS", "HDG") или перейти на ручное управление.

Полет всегда должен выполняться по запланированной траектории.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.7 Передача управления самолетом

Передача управления осуществляется по команде с последующим подтверждением и может быть выполнена до начала конечного этапа захода на посадку. КВС может взять управление ВС в любой момент времени и на всех этапах полета, после этого он выполняет функции ПП (PF), а второй пилот - функции ПК (PM).

Такое перераспределение может носить временный характер или действовать на протяжении всей оставшейся части полета.

Повторная передача управления второму пилоту на высоте менее 1000 ft на конечном этапе захода на посадку ЗАПРЕЩЕНА.

Передача управления самолетом от ПП (PF) к ПК (PM):

– ПП объявляет передачу управления фразой: "YOU HAVE CONTROL"

– ПК подтверждает получение управления фразой: "I HAVE CONTROL".

При этом кнопку приоритета AP OFF нажимать не требуется.

После чего роль членов экипажа (ПП (PF)-ПК (PM)) изменяется.

При работе УБРУ в пассивном режиме:

ПК (PM) не должен оказывать воздействия на органы управления для исправления отклонений от расчетных параметров полета.

В случае необходимости вмешательства в управление ВС, ПК (PM) должен отчетливо произнести "I HAVE CONTROL", нажать кнопку приоритета AP OFF на УБРУ и удерживать ее до полного взятия управления ВС.

2 Подготовка к полету

2.1 Оценка технического состояния самолета

Экипаж должен проверить техническое состояние самолета, согласно листа отложенных дефектов (DDL), с целью определения соответствия летной годности, согласно MEL, и определить возможность выполнения плана полета при наличии отказов и неисправностях систем.

2.2 Анализ метеообстановки

Летный экипаж должен иметь информацию, которая содержит в себе:

– состояние ВПП для взлета и метеоусловия в наборе высоты

– фактическую и прогнозируемую погоду на аэродромах вылета, посадки и запасных

– погоду на маршруте, включая температуру и ветер.

2.3 NOTAMs

Летный экипаж должен получить и изучить NOTAM (изменения по трассам, не задействованное наземное навигационное оборудование, подготовленность ВПП и т.д.). При необходимости выполнить расчет заправки топлива, эшелона полета, маршрута ухода.

Определить максимальный взлетный вес и максимальную коммерческую загрузку.

Проверить расчет полета и его соответствие Flight Plan.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2.4 Flight plan

На основании анализа полученной информации КВС принимает решение на вылет, определяет окончательную заправку и утверждает переданный диспетчером план полета.

Оба пилота должны убедиться, что заправляемое количество топлива позволит безопасно и экономично выполнить полет.

Если условия полета требуют изменения маршрута, то готовится новый расчет и подается новый план полета.

2.5 Оптимальный эшелон полета

Летный экипаж должен выбрать эшелон по возможности близкий к оптимальному. Для определения эшелона используйте графики FCOM.

Как правило, высота на 4000 ft ниже оптимальной, приводит к увеличению расхода топлива (приблизительно на 5 %).

2.6 Расчет количества топлива на полет

2.6.1 Проверка количества топлива

Как правило, экипажи используют расчеты CFP, произведенные на основе компьютерных программ, которые обеспечивают правильный расчет топлива на полет.

Это можно сделать при использовании таблиц расчета топлива, размещенных в Летных характеристиках, определив количество потребного топлива на полет, из расчета выполнения полета на экономичном режиме.

Необходимо, чтобы КВС и второй пилот убедились в правильности определения количества топлива на полет в CFP.

2.6.2 Танкеринг

Экипаж должен учитывать политику компании в вопросах использования разницы цен на топливо и на обслуживание в различных аэропортах. Необходимо учитывать, что перевозка лишнего топлива сверх расчетного приводит к повышенному расходу топлива на полет и увеличивает операционные расходы (повышенный износ колес шасси и тормозов, увеличение времени на занятие эшелона).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Внешний осмотр

Предэксплуатационные процедуры

Содержание

Страница

Предэксплуатационные процедуры 1
1 Внешний осмотр 1
1.1 Осмотр стоянки 1
1.2 Внешний (предполетный) осмотр самолета (ВС) 1
1.2.1 Общие сведения 1
1.2.2 Маршрут внешнего осмотра самолета 2

Перечень иллюстраций

Страница

1 Маршрут внешнего осмотра самолета 3

Описание для экипажа

1 Внешний осмотр

1.1 Осмотр стоянки

Внешний осмотр стоянки выполняют оба пилота по прибытии на самолет, во время транзитных остановок выполняет КВС.

Во время транзитных остановок выполняются только пункты отмеченные звездочкой (*).

Эта проверка гарантирует, что самолет и зона вокруг него безопасны для эксплуатации. При прибытии на самолет проверьте отсутствие препятствий вблизи самолета, инженерных работ и т. д.

*– Колодки шасси ..... установлены

*– Створки шасси ..... проверьте положение

*– Зона ВСУ ..... проверьте

– Убедитесь, что входное и выходное устройство ВСУ ..... свободны.

Кроме того, КВС лично оценивает состояние внешних поверхностей ВС (крыла и фюзеляжа) с целью необходимости их противообледенительной обработки.

1.2 Внешний (предполетный) осмотр самолета (ВС)

1.2.1 Общие сведения

Внешний осмотр ВС проводится для определения готовности самолета, его видимых компонентов и оборудования к выполнению безопасного полета.

Внешний осмотр самолета в полном объеме, как правило, выполняется:

– техническим персоналом

– КВС перед первым вылетом и во время транзитных остановок.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

В любом случае пункты отмеченные (*) должны выполняться перед каждым полетом.

Перед началом внешнего осмотра КВС должен просмотреть записи в TLB, убедиться в выполнении DAILY ENGINEERING CHECK и устранении всех записанных дефектов (с росписью выполнившего работу).

Для проверки состояния тормозных устройств необходимо перед началом осмотра установить ВС на стояночный тормоз.

Примечание

Если створки шасси открыты, до подключения гидравлической системы свяжитесь с техническим персоналом.

Проверьте:

- отсутствие льда, снега или инея на органах управления полетом и на всей поверхности самолета
- надежность закрытия не используемых дверей и люков
- отсутствие чехлов и посторонних предметов, загрязнения, льда или снега, инея в воздухозаборниках, на лопатках вентилятора и в выходных устройствах двигателей и ВСУ, приемниках воздушного давления, клапанах и створках
- отсутствие повреждений самолета и подтекания топлива, масла или гидравлической жидкости
- снятие наземных предохранительных штырей на подкосах передней и основных опор шасси
- состояние пневматиков
- изношенность тормозов по индикатору износа при включенном стояночном тормозе
- обжатие амортизационных стоек шасси (обжаты не полностью).

1.2.1.1 Внешний осмотр самолета в полном объеме второй пилот выполняет перед первым вылетом после предварительной подготовки кабины.

1.2.2 Маршрут внешнего осмотра самолета

Маршрут внешнего осмотра самолета показан на Рис. 1

© ПАО "Корпорация "Иркут"

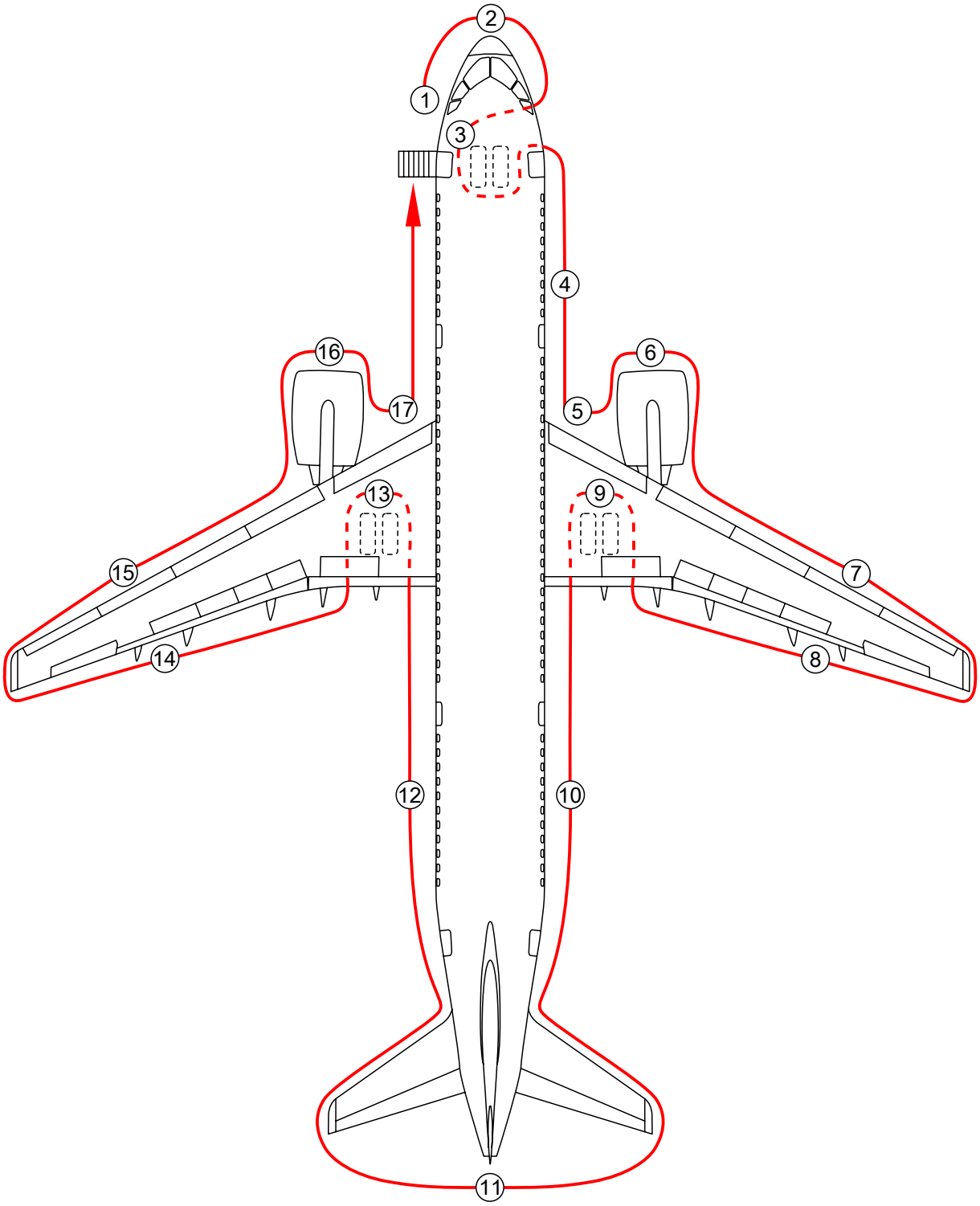


Рисунок 1 Маршрут внешнего осмотра самолета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

[1] - Левая передняя часть фюзеляжа

– Приемники статического давления и температуры..... проверьте

*– Люк левого технического отсека..... закрыт

*– Индикатор аварийного сброса кислорода за борт ..... должен быть целый зеленый диск

*– Люк наземного кондиционирования (на **МС-0001 и МС-0003** не устанавливается).....закрыт

[2] - Носовая часть

*– Обтекатель и замки.....состояние/закрыты

– Люк переднего технического отсека..... закрыт

*– Обжатие колес и амортизаторов основных стоек..... одинаковые

[3] - Носовой отсек шасси

– Элементы передней опоры шасси..... состояние

– Фары рулежные..... состояние

– Трубопроводы гидравлической системы и электропроводка.....состояние

– Ниша колеса..... проверьте

*– Колеса и шины..... состояние

*– Щиток подключения СПУ..... как требуется

– Предохранительный штырь.....удален

[4] - Правая передняя часть фюзеляжа

*– Люк отсека БРЭО.....закрыт

– Отверстие клапана аварийного сброса давления..... состояние

*– Люк правого технического отсека..... закрыт

– Приемники статического давления и температуры..... проверьте

*– Передняя грузовая дверь..... закрыта

(на **МС-0001 и МС-0003** установлен ЛАП вместо передней грузовой двери)

– Люк панели управления передней грузовой двери..... закрыт

(на **МС-0001 и МС-0003** установлен люк панели зарядки пневмосистемы)

*– Люк внешнего электропитания..... закрыт

– Фара освещения кромки крыла и воздухозаборника..... состояние

– Антенны..... состояние

*– Воздухозаборник RAM AIR.....состояние

© ПАО "Корпорация "Иркут"

*– Маяк.....проверьте

*– Входные и выходные отверстия СКВ..... проверьте

[5] - Правая центральная часть крыла

*– Люк пульта заправки топливом (установлен на обтекателе крыло-фюзеляж)..... закрыт

– Фара посадочная, фара поворота с ВПП..... состояние

*– Предкрылок..... состояние

[6] - Двигатель правый

*– Входное устройство, кок и лопатки вентилятора..... состояние

*– Реверсивное устройство..... полностью убрано (на фиксаторах)

– Замки панелей доступа и капотов.....закрыты

*– Выпускное отверстие ПОС.....чистое

– Дренажные выводы.....чисты

*– Вентиляционная решетка капота вентилятора..... чистая

– Сопло и лопатки турбины.....состояние

[6a] - Пилон двигателя правого

– Лючок подключения наземного гидравлического питания ГС 2.....закрыт

[7] - Передняя кромка правого крыла

*– Предкрылки..... состояние

– Вентили слива воды из топливных баков..... нет утечки

*– Бортовой аэронавигационный огонь, импульсный крыльевой маяк.....

.....состояние

*– Законцовка крыла.....состояние

[8] - Задняя кромка правого крыла

*– Статические разрядники..... проверьте

*– Элероны..... состояние

*– Закрылки и обтекатели.....состояние

[9] - Правая опора шасси

*– Колеса и пневматики..... не повреждены

*– Тормоза и индикатор износа тормозов.....состояние

– Трубопроводы гидравлической и тормозной системы в зоне обтекателя под центропланом.....течи не имеют

– Элементы основной опоры шасси.....не повреждены

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– Замок выпущенного положения.....закрыт

– Замок убранного положения.....открыт

– Пружины замков..... не повреждены

– Предохранительные штыри.....сняты

*– Дренажный вывод воды.....чистый

[9a] - Правая задняя часть обтекателя крыло - фюзеляж

– Створки ТНУ.....закрыты

*– Люк УВЗ..... закрыт

*– Лючок панели наземного обслуживания гидросистем 1, 2. 3..... закрыт

[10] - Правая задняя часть фюзеляжа

*– Задняя грузовая дверь.....закрыта

– Люк панели управления задней грузовой двери..... закрыт

(на **МС-0001**и **МС-0003** не устанавливается)

*– Багажная дверь.....закрыта

*– Люк панели системы удаления отходов.....закрыт

*– Клапан слива..... состояние

*– Вывод дренажной системы..... чистый

– Антенны.....состояние

– Фюзеляжный маяк..... состояние

*– **[11] - Хвостовая часть**

Стабилизатор, киль, руль высоты, и руль направления.....состояние

*– Импульсный хвостовой маяк.....состояние

– Статические разрядники.....не повреждены

*– Нижняя хвостовая часть фюзеляжа (касание ВПП)..... не повреждена

– Створки отсека ВСУ.....закрыты

*– Воздухозаборник ВСУ.....закрыт

*– Люк МПС.....закрыт

*– Люк эксплуатационный.....закрыт

– Подтекания..... отсутствуют

– Выхлопная труба ВСУ..... чистая

– Хвостовые аэронавигационные огни.....состояние

[12] - Левая задняя часть фюзеляжа

© ПАО "Корпорация "Иркут"

*– Люк панели системы водоснабжения..... закрыт

[13] - Левая опора шасси

*– Колеса и пневматики..... не повреждены

*– Тормоза и индикатор износа тормозов.....состояние

– Трубопроводы гидравлической и тормозной системы в зоне обтекателя под центропланом.....течи не имеют

– Элементы основной опоры шасси.....не повреждены

– Замок выпущенного положения.....закрыт

– Замок убранного положения.....открыт

– Пружины замков..... не повреждены

– Предохранительные штыри.....сняты

*– Дренажный вывод воды.....чистый

[14] - Задняя кромка левого крыла

*– Закрылки и обтекатели.....состояние

*– Элерон.....состояние

– Статические разрядники.....не повреждены

[15] - Передняя кромка левого крыла

*– Законцовка крыла.....состояние

*– Бортовой аэронавигационный огонь, импульсный крыльевой маяк .....

.....состояние

– Вентили слива воды из топливных баков.....нет течи

*– Предкрылки.....состояние

[16] - Двигатель левый

*– Входное устройство, кок и лопатки вентилятора.....состояние

– Замки панелей и капотов..... закрыты

*– Реверсивное устройство..... полностью убрано (на фиксаторах)

*– Выпускное отверстие ПОС.....чистое

– Дренажные выводы.....чисты

*– Вентиляционная решетка капота вентилятора..... чистая

– Сопло и лопатки турбины.....состояние

[16a] - Пилон двигателя левого

*– Лючок подключения наземного гидравлического питания ГС 1.....закрыт

© ПАО "Корпорация "Иркут"

[17] - Левая центральная часть крыла

– Вентиль слива воды из топливного бака..... нет утечки

– Фара посадочная, фара поворота с ВПП..... состояние

– Фара освещения кромки крыла и воздухозаборника..... состояние

*– Предкрылок..... состояние

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Внутренний осмотр кабины. Запуск ВСУ

Предэксплуатационные процедуры

Содержание

Страница

Предэксплуатационные процедуры 1
1 Внутренний осмотр кабины. Запуск ВСУ 1
1.1 Внутренний осмотр кабины 1
1.1.1 Пульт запуска двигателей 2
1.1.2 Пульт управления системами шасси 2
1.1.3 Панели управления левым и правым стеклоочистителями 2
1.1.4 Органы управления системой электроснабжения 2
1.1.5 Органы управления гидравлической системой 2
1.1.6 Пульт противопожарной защиты CARGO FWD, AFT 2
1.1.7 Органы управления пожарной защитой двигателей (FIRE) 3
1.2 Запуск ВСУ 3
1.2.1 Запуск ВСУ при наличии EXT PWR: 3
1.2.2 Запуск ВСУ при отсутствии EXT PWR - от аккумуляторных батарей: 3
1.3 После запуска ВСУ 4
1.4 Перед первым вылетом в смену: 6
1.5 Перед вылетами на ВС №1 и №3 6

Описание для экипажа

1 Внутренний осмотр кабины. Запуск ВСУ

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

На начальном этапе летных испытаний не задействованы следующие системы:

- **система управления воздушным движением (ATC)**
- **система предупреждения о приближении к земле (TAWS)**
- **система предупреждения столкновения в воздухе (TCAS)**
- **метеонавигационная радиолокационная система (WXR)**
- **система госопознования (MFT)**
- **система автоматического торможения колес шасси**
- **система мониторинга давления и температуры в шинах колес.**

1.1 Внутренний осмотр кабины

Выполняется пилотирующим пилотом.

Во время транзитных остановок выполняются только пункты отмеченные звездочкой (*)

Ниже следующие процедуры выполняются для обеспечения безопасного подключения на борт электропитания (что исключает непреднамеренное включение систем, повреждение самолета и персонала), а также, включают в себя запуск APU и подключение электрической и гидравлической систем.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.1.1 Пульт запуска двигателей

– рычажные выключатели L RUN-OFF, R RUN-OFF.....OFF

– переключатель CRANK L-AUTO-CRANK R.....AUTO

1.1.2 Пульт управления системами шасси

– рукоятка LANDING GEAR.....DOWN

1.1.3 Панели управления левым и правым стеклоочистителями

– переключатели L, R WINDSHIELD WIPER.....OFF

1.1.4 Органы управления системой электроснабжения

– кнопки-табло BAT: L, M, APU.....OFF

– напряжение BAT: L, M, APU ..... проверьте

Переключением селектора выбора батареи на пульте BAT CHECK поочередно проверьте напряжение каждой из аккумуляторных батарей - должно быть не менее 23,5 В.

Если напряжение одной из батареи менее 23,5 В – произведите замену батареи.

– кнопки-табло L, M, APU BAT.....

.....нажмите (надпись "OFF" в них погаснет)

– кнопка-табло EXT PWR (горит "AVAIL").....нажмите

сигнализация "AVAIL" и “ON” горит.

1.1.5 Органы управления гидравлической системой

ВНИМАНИЕ

Запрещается подавать давление в гидросистемы без разрешения наземного персонала.

На панели HYD комплексного потолочного пульта переключатели ELEC PUMP SYS 1, ELEC PUMP SYS 2, ELEC PUMP SYS 3 -установлены в AUTO

– табло FAULT этих переключателей - не горят

кнопки - табло L, R ENG PUMP - нажаты (утоплены), сигнальные поля этих кнопок - не горят.

1.1.6 Пульт противопожарной защиты CARGO FWD, AFT

– кнопки-табло CARGO FWD, AFT AGENT 1, 2.....

.....не горят, заблокированы откидными рамками красного цвета.

– табло CARGO FWD, AFT.....не горят

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.1.7 Органы управления пожарной защитой двигателей (FIRE)

– кнопки-табло APU FIRE; L, R ENG FIRE.....

..... не горят, заблокированы откидными крышками красного цвета

– кнопки-табло AGENT APU; AGENT 1, 2 ENG L, R.....

.....не горят, заблокированы откидными рамками красного цвета.

– кнопку TEST.....нажмите

на дисплее отображения параметров двигателя и предупреждений (EWD) проверьте звуковую и световую сигнализацию о пожаре:

– предупреждение ENG L(R) FIRE, APU FIRE, ENG L(R) OVHT, CARGO FWD(AFT) FIRE на EWD + сигнализатор MASTER WARN и MASTER CAUTION

– горят красным цветом кнопки-табло ENG L(R) FIRE, APU FIRE, табло CARGO FWD(AFT) FIRE

– горят DISH и SQUIB на кнопках-табло AGENT (1 и 2)

– звучит аварийная звуковая сигнализация

– на пульте ENG MASTER горит поле FIRE на L(R) ENG MASTER.

1.2 Запуск ВСУ

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Разрешается не более трех попыток запуска ВСУ подряд с перерывом между запусками не менее 1 минуты на земле и не менее 30 секунд в полете.

1.2.1 Запуск ВСУ при наличии EXT PWR:

– на MDU-2.....кадр EWD

– проверить положение галетного переключателя APU BLEED.....OFF

– галетный переключатель APU.....ON

на индикаторе параметров ВСУ (кадр EWD) загорится сообщение **TEST** зеленого цвета, которую (по окончании тестирования) заменит сообщение **START READY** зеленого цвета (если появится сообщение FAULT - доложите техническому персоналу)

– галетный переключатель APU установите в положение..... START

– на кадре EWD загорается надпись **START** зеленого цвета

– надпись **START** на кадре EWD гаснет при достижении N более 60 %

– при достижении N-99 % на кадре EWD загорается надпись **AVAIL**

– галетный переключатель APU.....ON

1.2.2 Запуск ВСУ при отсутствии EXT PWR - от аккумуляторных батарей:

– на синоптической странице ELEC проверьте подключение в бортсеть аккумуляторных батарей

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– включатся только MDU-1, 2, 5

– на MDU-2.....кадр EWD

– дальнейшие действия, как при запуске от EXT PWR.

1.3 После запуска ВСУ

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Убедитесь, что индикация механизации соответствует фактическому положению рукояток. При несоответствии – выясните причину у технического состава до подключения гидравлической системы.

Проверьте автоматическое подключение APU GEN на КПП и синоптической странице ELEC.

КВС проверьте заправку топливом в соответствии с CFP, при необходимости - дайте команду наземному персоналу на дозаправку ВС.

– кнопка-табло EXT PWR..... как требуется

если запуск двигателей планируется от APU, отключите EXT PWR от бортовой сети, нажав на кнопку-табло EXT PWR (гаснет "**ON**"), и дайте команду наземному персоналу - "Отсоединить аэродромный источник электропитания". После отсоединения надпись **AVAIL** в кнопке-табло EXT PWR погаснет.

Органы управления осветительным оборудованием (LIGHT)

– Переключатель NAV & LOGO.....ON

– регуляторы заливающего освещения GSHLD FLOOD, CONSOLE FLOOD, INSTR PNL INTEG, OVHD PNL INTEG..... как требуется

регулятором DOME отрегулируйте общее освещение

– переключатель ANN - установите в TEST - проверьте загорание всех табло и сообщений во всех кнопках-табло, затем.....BRT или DIM

Стояночный тормоз

Установите ВС на стояночный тормоз, для чего рукоятку стояночного торможения PARK/ALTN BRAKE вытяните и зафиксируйте в верхнем положении поворотом на 90° влево или вправо.

На синоптической странице BRK (меню второго уровня CD на MDU-3) проверьте давление стояночного торможения по индикатору левого и правого PRESS PARK ALTN (зеленые ленточные индикаторы должно быть в пределах отметки PARK ALTN) и давление в ACC по одноименным указателям (должно быть в пределах отметки MAX шкалы белого цвета и цифровое значение в пределах 3000 psi) .

Примечание

Запрещается подавать давление в гидросистемы без разрешения наземного персонала.

Если один или оба гидроаккумулятора заряжены не полностью, их необходимо зарядить:

– на панели HYD комплексного потолочного пульта трехпозиционный галетный переключатель ELEC PUMP SYS-1 (левый ACC) и/или ELEC PUMP SYS-3 (правый

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ACC) установите в положение ON до полной зарядки ACC, после чего вернуть в AUTO.

Тормозная система

Проверьте торможение от педалей для чего:

– убедитесь, что упорные колодки установлены под колеса шасси

– снимите ВС со стояночного тормоза

– нажмите педали тормозов

– при полном обжатии педалей - индикаторы давления на синоптической странице BRK должны показать величины давления (отклонением ленточных указателей зеленого цвета до положения PARK ALTN)

– отпустите педали тормозов

– установите ВС на стояночный тормоз.

Система управления

– рукоятка управления механизацией FLAPS - "0"

– кнопка-табло STANDBY FLAP CONTROL - не горит, заблокирована откидной рамкой черного цвета

– рукоятка управления воздушными тормозами SPEED BRAKE - "RET"

Кнопка-табло PROBE HEAT

– PROBE HEAT.....не горит

Органы управления системой обогрева остекления (WINDOW HEAT)

– переключатели WINDOW HEAT L, R.....AUTO

Органы управления противообледенительной системой (ANTI ICE)

– переключатели ANTI ICE WING,ENG L, R..... AUTO

Органы управления APU

– трехпозиционный переключатель APU BLEED..... AUTO

не используйте APU BLEED если для кондиционирования применяется наземная установка.

EICAS

Проверьте на EWD зоны ENG, APU

На MDU вызовите синоптические страницы:

– STATUS зону CANC CAUT .....проверьте

при наличии предупреждающих сообщений необходимо выполнить действия по MEL. При необходимости вызовите технический персонал.

– DOOR.....проверьте

© ПАО "Корпорация "Иркут"

если давление кислорода меньше 1550 psi необходимо по таблице "Минимального давления кислорода экипажа" убедиться в достаточности этого давления для запланированного полёта (см. таблицу в QRH).

– AIR..... проверьте

– HYD.....проверьте

убедитесь, что параметры каждой гидросистемы (количество жидкости, температура жидкости и давление наддува в гидробаках) находятся в нормальном диапазоне

Предохранительные штыри шасси

– в кабине экипажа должно быть три предохранительных штыря шасси.

Бортовая документация

убедитесь в наличии на борту всей необходимой по описи документации.

Аварийное оборудование:

– огнетушитель.....проверьте

предохранительная чека установлена, указатель давления в зеленой зоне

– аварийный топор.....закреплен

– дымозащитный капюшон..... контейнеры опломбированы

– дымозащитная кислородная маска × 3.....убрана

– спасательные жилеты × 3.....убраны

– спасательные канаты × 2.....убраны

– аварийные фонари × 3..... убедитесь в работоспособности

1.4 Перед первым вылетом в смену:

– выполните внешний осмотр самолета в полном объеме (по ранее опубликованной схеме для ПП (PF))

перед первым полетом проверьте состояние кабины экипажа на авиационную безопасность:

– все оборудование чистое, уложено на свои места, закреплено, отсутствуют посторонние предметы.

1.5 Перед вылетами на ВС №1 и №3

Второй пилот до занятия рабочего места в кабине экипажа должен проконтролировать :

– уровень зарядки пневмосистемы открытия ЛАП. Уровень зарядки контролируется по манометру НТМ-240, который расположен на верхней крышке блока ручного открытия ЛАП рядом с ШАП. Давление в пневмосистеме (в зависимости от температуры окружающей среды) должно быть от (1650 ± 40) psi или (116 ± 3) кгс/см² при температуре минус 55 °С, до (2480 ± 40) psi или (174 ± 3) кгс/см² при температуре 55 °С

– фиксацию верхней крышки ШАП в открытом положении

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– после закрытия пассажирской двери зацепить крюк мягкого поручня за скобу на стойке металлического поручня.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Подготовка кабины к полету

Предэксплуатационные процедуры

Содержание

Страница

Предэксплуатационные процедуры 1
1 Подготовка кабины к полету 2
2 Подготовка кабины пилотирующим пилотом (ПП) 2
2.1 Комплексный потолочный пульт 2
2.1.1 Кнопки-табло оповещения пассажиров 3
2.1.2 Органы управления инерциальной навигационной системой (IRS) и системой измерения высотно-скоростных параметров (ADS) 3
2.1.3 Органы управления системой раннего предупреждения об угрозе столкновения с землей (TAWS) - система не задействована на период летных испытаний 4
2.1.4 Органы управления осветительным оборудованием (LIGHT) 4
2.1.5 Органы управления системой кондиционирования воздуха (AIR) 4
2.1.6 Органы управления гидравлической системой (HYD) 4
2.1.7 Органы управления топливной системой (FUEL) 4
2.1.8 Органы управления пожарной защитой двигателей и APU (FIRE) 5
2.1.9 Органы управления системой автоматического регулирования давления (CABIN PRESS) 5
2.1.10 Органы управления общей вентиляцией воздуха (VENTILATION) 5
2.1.11 Органы управления аварийным радиомаяком (ELT)-система не задействована на период летных испытаний 5
2.2 Центральная приборная доска 5
2.3 Центральный пульт 6
2.3.1 МФПУ (многофункциональный пульт управления - MCU) и ПУС (пульт управления связью - CCP) 6
2.3.2 Пульт ПТ-3 (Панель для работы с системой FMS) - система не задействована на начальном этапе летных испытаний 6
3 Оба пилота на рабочих местах 7
3.1 ПК (PM): 7
3.2 КВС и ВП 7
3.3 Левый и правый боковые пульты 8
3.4 Доска приборная 8
3.5 На МФПУ-2 и пульте управления связью (центральный пульт) 8
3.6 Пилотирующий пилот (ПП (PF)) 8
3.6.1 Пульте управления связью (центральный пульт) 9
3.7 ПК (PM): 9
3.8 Брифинг перед полетом 9
3.9 BEFORE START CHECKLIST DOWN TO THE LINE 11

Перечень иллюстраций

Страница

1 Схема последовательности подготовки кабины 2

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Описание для экипажа

1 Подготовка кабины к полету

Во время транзитных остановок выполняются только пункты отмеченные (*).

КВС (СМ 1) и Второй пилот (СМ 2) - выполните подготовку кабины в соответствии с порядком представленном ниже и функциональными обязанностями по пилотированию (ПП (PF) или ПК (PM)) в предстоящем полете.

КВС - оцените техническое состояние ВС по представленной технической документации и проверьте исправность и закрытие входной двери в пилотскую кабину.

Дверь в пилотскую кабину должна быть закрыта в течение всего полета С МОМЕНТА РАЗРЕШЕНИЯ КВС НА ПОСАДКУ ПАССАЖИРОВ, ДО ВЫХОДА ИЗ ВС ПОСЛЕДНЕГО ПАССАЖИРА после выключения двигателей.

Схема последовательности подготовки кабины показана на (Рис. 1)

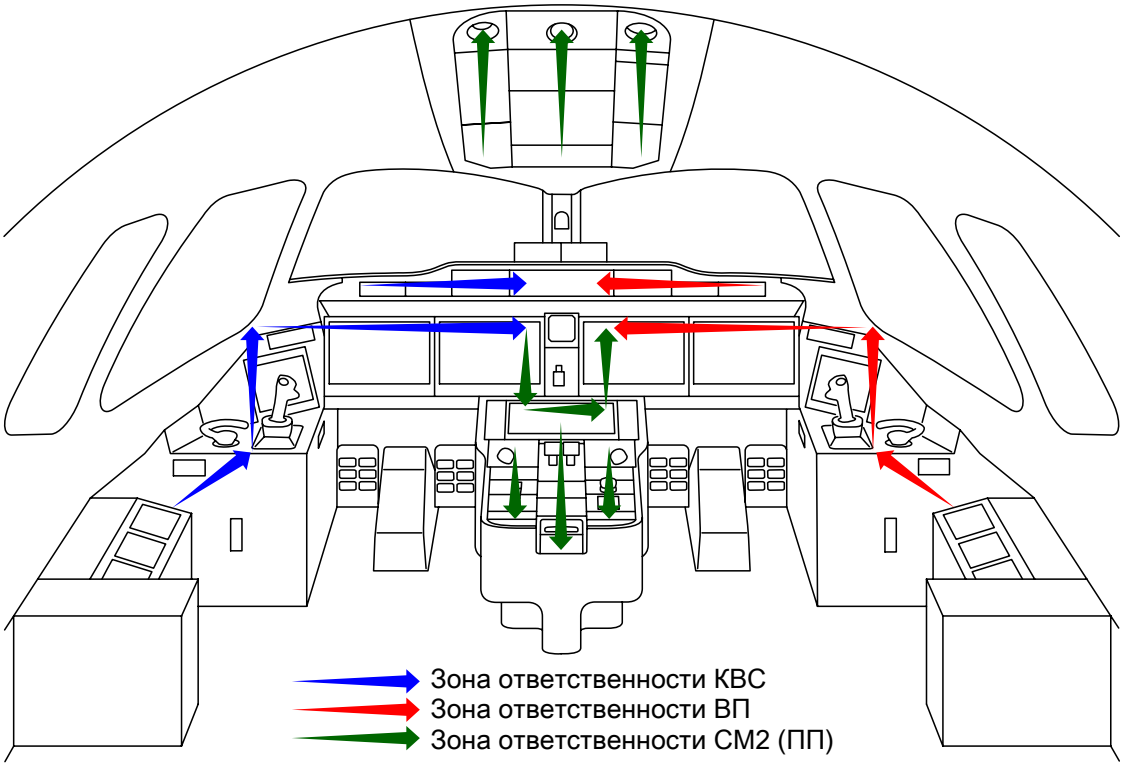


Рисунок 1 Схема последовательности подготовки кабины

2 Подготовка кабины пилотирующим пилотом (ПП)

После подключения электропитания в FMS выполняется внутренний тест контроль. В процессе проверки появляется сообщение PLEASE WAIT, не нажимайте никаких кнопок на ПТ-3 до пропадания этого сообщения.

2.1 Комплексный потолочный пульт

– все сигнализаторы белого цвета кроме L, R GEN..... погасите

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2.1.1 Кнопки-табло оповещения пассажиров

– SEAT BELTS..... ON

– NO PED..... ON

2.1.2 Органы управления инерциальной навигационной системой (IRS) и системой измерения высотно-скоростных параметров (ADS)

ВНИМАНИЕ

- **Местоположение, время, дата не могут быть обновлены, если выбранным режимом является GPS. Если GPS пригодно, то данные местоположения обновляются автоматически.**
- **После включения электропитания местоположение ВС является последним местом до выключения, или текущее место по GPS, тогда ввод данных местоположения, даты и времени не требуется.**
- **Если последние запомненные координаты были не GPS, а самолет был перемещен на другую стоянку, тогда необходимо, до выхода системы IRS на режим, ввести новые координаты местоположения.**

– переключатели IRS 1, 2, 3..... NAV

На правом рабочем поле индикатора MDU-2 убедитесь, что на EWD появилось сообщение IRS IN ALIGN. Самолет в процессе выставки должен быть неподвижен.

Выставка IRS продолжается не более 10 минут. Оставшееся время до момента выхода на режим индицируется на MDU-5 в FMS на странице статуса IRS в скобках после соответствующей системы IRS (1, 2, 3) ALIGN.

В FMS на странице статуса IRS на MDU-5:

– проверьте номер варианта ПО, номер конфигурации, дату активной навигационной базы

– проверьте базу данных магнитных склонений

– введите координаты места стоянки самолета

Примечание

Если координаты не введены, то система IRS не выходит на режим навигации, даже по истечении заданного времени (10 мин), и будет находиться в режиме выставки до введения координат.

– обновите дату и время.

Убедитесь в выходе системы IRS на режим навигации. При этом на MDU-2 надпись IRS ALIGN исчезает, а на странице статуса IRS на MDU-5 появляется надпись IRS (1, 2, 3) NAV.

Убедитесь, что на PFD на дисплеях MDU-1 и MDU-4 появилась индикация текущих значений углов крена, тангажа и курса (от IRS 1 и IRS 2 соответственно).

Сравните значения указанных параметров на MDU-1 и MDU-4, они должны совпадать.

– кнопки-табло ADS 1, 2, 3..... не горят. Штатно всегда включены.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2.1.3 Органы управления системой раннего предупреждения об угрозе столкновения с землей (TAWS) - система не задействована на период летных испытаний.

– кнопки-табло G/S MODE, FLAP MODE, L/G MODE..... не горят

2.1.4 Органы управления осветительным оборудованием (LIGHT)

– трехпозиционный переключатель STROBE.....AUTO

– трехпозиционный переключатель BEACON..... OFF

– выключатель NAV & LOGO.....ON

– трехпозиционный переключатель EMER LT.....

.....ARM, закрыт блокирующим откидным колпачком красного цвета

2.1.5 Органы управления системой кондиционирования воздуха (AIR)

– задатчики температуры COCKPIT TEMP и CABIN TEMP.....как требуется

полный диапазон температур от 16 °C до 30 °C.

– установите переключатель PASSENGER COUNT в положение, соответствующее количеству пассажиров.

2.1.6 Органы управления гидравлической системой (HYD)

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

На начальном этапе летных испытаний самолета № 0001 для полета:

- **с включенной с начала полета ВСУ**

На MDU-2 вызовите синоптическую страницу HYD и проверьте:

– на цифровых индикаторах давление в гидросистемах ГС 1, ГС 2, ГС 3 от 22 psi до 70 psi

– на цифровом индикаторе давление в азотных полостях гидроаккумуляторов ГС 3 от 880 psi до 1350 psi в зависимости от температуры окружающего воздуха

– уровень жидкости в баках ГС 1, ГС 2, ГС 3 в норме (уровень зеленого цвета внутри изображения гидробака в пределах метки допуска нормального уровня заправки)

– температура рабочей жидкости в гидробаках ГС 1, ГС 2, ГС 3 на цифровых индикаторах индицируется и ориентировочно соответствует температуре окружающего воздуха

– графическое изображение перекрывных пожарных кранов ГС 1 и ГС 2 соответствует положению ОТКРЫТ.

2.1.7 Органы управления топливной системой (FUEL)

– кнопки-табло L TK PUMPS 1, 2 и R TK PUMPS 1, 2 - нажаты (не горят)

– кнопка-табло EMER FEED - не горит, закрыта блокирующей откидной рамкой красного цвета

– кнопки-табло X FEED 1 и X FEED 2.....не горят.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2.1.8 Органы управления пожарной защитой двигателей и APU (FIRE)

– кнопки-табло FIRE L (R) ENG, APU.....

..... не горят, закрыты блокирующими откидными рамками красного цвета

– кнопки-табло AGENT 1, 2, APU.....

..... не горят, закрыты блокирующими откидными рамками красного цвета.

2.1.9 Органы управления системой автоматического регулирования давления (CABIN PRESS)

– регулятор LAND ELEV.....нейтрально

проверить на дисплее PFD наличие индикации превышения аэродрома при использовании QNH или 0000 при использовании QFE (индекс абсолютной высоты ВПП аэродрома вылета/посадки индицируется в виде заштрихованной области коричневого цвета на шкале высоты)

– кнопки-табло FWD OFV и AFT OFV.....AUTO

– кнопки-табло OXY PASS, DEPRESS, DITCHING.....

..... не горят, закрыты блокирующими откидными рамками красного цвета.

2.1.10 Органы управления общей вентиляцией воздуха (VENTILATION)

– кнопка-табло RAM AIR.....

..... не горит, закрыта блокирующей откидной рамкой красного цвета

– кнопка-табло HUMID..... не горит

– кнопка-табло AVNCS EXTRACT.....не горит

– кнопка-табло RECIRC..... OFF.

2.1.11 Органы управления аварийным радиомаяком (ELT)-система не задействована на период летных испытаний

– кнопка-табло ELT MAN ON.....

.....отжата, закрыта блокирующей откидной рамкой красного цвета

– кнопка-табло ELT ARMED..... ON

2.2 Центральная приборная доска

Проверьте индикатор многофункциональный ИМ-24 системы ИСРП-21 (Интегрированная система резервных приборов - ISIS). Установите давление аэродрома.

Переключатель EMER EXTN/DOWN - в верхнем положении, закрыт блокирующим откидным колпачком красного цвета.

Переключатель NWS - в нижнем положении (отключен).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2.3 Центральный пульт

2.3.1 МФПУ (многофункциональный пульт управления - MCU) и ПУС (пульт управления связью - CCP)

– ПУС 1, 2 и МФПУ 1, 2..... включите/отрегулируйте

– рабочую частоту VHF и HF (если необходима в полете).....

.....настройте, проверьте (не работайте на передачу в процессе заправки топливом)

– ATIS.....прослушайте.

2.3.2 Пульт ПТ-3 (Панель для работы с системой FMS) - система не задействована на начальном этапе летных испытаний

после подключения электропитания в FMS выполняется внутренний тест контроль. В процессе проверки появляется сообщение PLEASE WAIT, не нажимайте никаких кнопок на ПТ-3 до исчезновения этого сообщения.

Проверьте IRS, GNSS, ADS.

Определите необходимые навигационные средства.

Заполните каждую страницу FMS, используя информацию плана полета (CFP) и ATIS:

*– базу данных..... проверьте

*– FLIGHT PLAN INITIALIZATION..... выполните

*– страницу F-PLN..... заполните

*– FLIGHT PLAN.....проверьте

*– WIND.....введите

*– SECONDARY FLIGHT PLAN.....как требуется

*– RADIO NAV..... проверьте, при необходимости, измените

*– PROG PAGE..... проверьте.

Из плана полета (CFP) введите:

- ZFW, ZFWCG
- DLOCK FUEL
- MTOW
- TAKE OFF DATA:
  - V_1, V_R, V_2
  - FLEX TO TEMP
  - RWY
  - THR RED/ASS
  - ENG OUT ASS

© ПАО "Корпорация "Иркут"

- TRANS ALT
- FLAPS/THS
- TO SHIFT (M).

Если основным средством навигации выбрана GPS/ГЛОНАСС (Зарезервировано).

3 Оба пилота на рабочих местах

После доклада ПИЛОТИРУЮЩЕГО ПИЛОТА об окончании подготовки к полету FMS:

3.1 ПК (PM):

*– IRS, ADS.....проверьте выставку IRS

– убедитесь в отсутствии на EWD сигнала IRS NOT ALIGNED

*– NO WHITE LIGHTS.....проверьте

*– ATIS.....прослушайте

Проверьте подготовку к полету FMS: - **система не задействована на начальном этапе летных испытаний**

– базу данных

– NAVAID DESELECTION

– INIT page

– FLIGHT PLAN

– Secondary FLIGHT PLAN

– RADIO NAV

– PROG page

3.2 КВС и ВП

Козырек приборной доски:

– на пультах регулировки яркости дисплеев BRT DU 1, 2, BRT DU 3, 4, 5 (CM 1, 2) - отрегулируйте яркость дисплеев КВС и Второго пилота

На пультах управления САУ (ПУИ - 17 Л, П):

*– масштаб ND, PFD..... как требуется

– PROF.....

....проверьте/установите
(ПП) - **система не задействована на начальном этапе летных испытаний**

*– давление IN/HPA.....установите

проверьте установку давления и индикацию высоты на PFD

© ПАО "Корпорация "Иркут"

3.3 Левый и правый боковые пульты

На пультах управления освещением левого и правого бортов отрегулируйте освещение соответствующих бортов.

– Кислородные маски проверьте:

на укладочном блоке кнопку PRESS TO TEST AND RESET .....

.....нажмите/проконтролируйте:

– под кнопкой появится надпись OXY ON

– лепестковый индикатор приоткрывается, на время нажатия кнопки, в наушниках слышен шум – кислород поступает в маску. При включенном SPKR, в динамиках слышно шипение – признак поступления кислорода в маску. По окончании наддува лепестковый индикатор должен закрыться

– переключатель режима на кислородной маске..... "EMERGENCY"

– лепестковый индикатор откроется полностью – кислород под избыточным давлением подведен. В наушниках слышен шум

– кнопку PRESS TO TEST AND RESET..... отпустите

– закроется надпись OXY ON

– переключатель режима на кислородной маске....."100 %"

3.4 Доска приборная

Часы Time/Date.....проверьте соответствие времени и даты.

PFD, ND :

– проверьте соответствие индикации

– проверьте, что Vs и IAS равны "0" (путевая скорость должна быть менее 5 kts)

– правильность индикации HDG/TRK и отсутствие всех FLAGS.

Если проводилась дозаправка топливом **- НА MDU-2**, кадре **EWD** проверьте:

– заправку топливом (в том числе по группам баков) в соответствие с планом полета (CFP) - **проверяет КВС**, контролирует - второй пилот

НА MDU-3, кадре **FUEL** проверьте:

– включенное состояние топливных насосов.

3.5 На МФПУ-2 и пульте управления связью (центральный пульт)

– проверьте (при необходимости - подготовьте) настройку пультов MCU и CCP в соответствии с планом полета

– переключатель управления радиосвязью INT/PTT..... установите "INT"

3.6 Пилотирующий пилот (ПП (PF))

На ПУ САУ (FCP):

© ПАО "Корпорация "Иркут"

*– кнопка SPEED/MACH..... SPEED

– на PFD проверьте появление надписи SPEED

*– ручкой задатчика HDG/TRK.....установите курс ВПП

– ручкой задатчика высоты ALT.....

.....установите начальную разрешенную высоту

*– кнопку-табло FD..... ON

3.6.1 Пульте управления связью (центральный пульт)

– **На ССР:**

– связь с салоном (б/п, пассажирами - PA).....проверьте

3.7 ПК (PM):

3.7.1 – запросите, получите и запишите в CFP ATC CLEARANCE -

– проверьте с полученным ATC CLEARANCE (при необходимости измените с контролем ПП):

– SID, введенный в FMS (**система не задействована на начальном этапе летных испытаний**)

– установки на FCU

– VHF частоты после взлета

– код ответчика (ATC CODE) - SQUAWK (**система не задействована на начальном этапе летных испытаний**)

– XPDR (самолетный ответчик).....

..... STBY (**система не задействована на начальном этапе летных испытаний**).

3.8 Брифинг перед полетом

Проводится ПП (PF) с целью проинформировать ПК (PM) о планируемых действиях при выполнении взлета с использованием стандартных процедур и в случае возникновения нештатных (аварийных) ситуаций.

Брифинг рекомендуется проводить на стоянке перед запуском двигателей.

При его проведении ПП (PF) не должен рассматривать и обсуждать выполнение стандартных процедур, связанных с пилотированием самолета. В брифинге могут быть рассмотрены процедуры и действия, выполнение которых зависит от намерений пилота или связанные с особенностями выполнения SID или особыми условиями выполнения взлета.

Брифинг проводится с использованием FMS, PFD, ND для контроля настройки.

При получении изменений касающихся маневра выхода (SID), ВПП взлета, первой разрешенной высоты и. т. д., необходимо перепрограммировать FMS и FCU в соответствии с полученными условиями и провести дополнительный брифинг, в части касающейся этих изменений.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Как правило, в брифинге должны быть рассмотрены:

- тип ВС (обратите внимание на особенности в выполнении полета на данном типе ВС)
- состояние систем ВС (проверьте состояние систем на синоптических страницах SD)
- ограничения по MEL, влияющие на взлетно-посадочные характеристики ВС (процедуры, выполняемые экипажем на взлете в соответствии с MEL).
- НОТАМ (влияющие на выполнение взлета):
  - неработающие навигационные средства
  - изменение маршрута выхода
  - ограничения по использованию воздушного пространства, работы, проводимые на летном поле и.т.д.
- состояние ВПП и ветер (соответствие ограничениям)
- особые метеоусловия (сдвиг ветра, болтанка, обледенение, гроза, ограниченная видимость и.т.д.)
- запасной аэродром для взлета в зависимости от метеоусловий
- маршрут руления на исполнительный старт
- выбор конфигурации (с проверкой введенных в FMS данных):
  - углы отклонения механизации и стабилизатора на взлете
  - скорости (V_1, V_R, V_2, F, S, Green Dot)
  - выбор режимов работы двигателей ("TOGA" или "FLTX").
- использование PACKS/APU:
  - PACKS ON - при отборе воздуха от двигателей или ВСУ
  - PACKS OFF - без отбора
  - L,R ENG BLEEDS ON – при отборе воздуха от двигателей
  - L,R ENG BLEEDS OFF – при отборе воздуха от ВСУ.
- маршрут выхода (SID):
  - название маршрута
  - первоначально разрешенную высоту
  - ограничение на маршруте выхода по высоте, скорости, препятствия, МБВ
  - рабочая частота после взлета (VHF)
  - процедуры при потере радиосвязи.
- процедуры уменьшения шума на местности
- высоты (THRUST REDUCTION/THRUST ACCELERATION)
- использование режимов автопилота ("MANAGED"/"SELECTED")

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– навигационные средства (PFD и ND)

– использование ПОС

– выполнение прерванного и продолженного взлета:

  • Secondary FLIGHT PLAN

  • посадка с весом, превышающим максимально посадочный.

Могут быть рассмотрены и другие вопросы, связанные с выполнением каждого конкретного полета, но в любом случае все вопросы, связанные с особенностями выполнения SID, специфические ограничения или изменения в процедуре выхода и другие не стандартные особенности должны быть детально рассмотрены.

3.9 BEFORE START CHECKLIST DOWN TO THE LINE

– CHECKLIST..... выполните

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Подготовка испытательного оборудования бортовыми операторами

Предэксплуатационные процедуры

Содержание

Страница

Предэксплуатационные процедуры 1
Описание 1
1 Обязанности бортовых операторов при подготовке к испытательному полету и выполнении полета 1
1.1 Штурман-испытатель 1
1.2 Ведущий инженер по летным испытаниям самолета 2
1.3 Ведущий инженер по системам самолета (помощник ведущего инженера по летным испытаниям самолета) 3

Описание

1 Обязанности бортовых операторов при подготовке к испытательному полету и выполнении полета

1.1 Штурман-испытатель

Штурман-испытатель при подготовке к испытательному полету в соответствии с программой летных испытаний, методиками летных испытаний:

– участвует в подготовке навигационно-пилотажного и связного оборудования к их испытаниям

– проводит необходимые штурманские расчеты по методике РЛЭ МС-21 с целью навигационного обеспечения испытательного полета.

При выполнении технической подготовки к полету штурман-оператор:

– контролирует подготовку навигационно-пилотажного и связного оборудования

– вводит самостоятельно или контролирует правильность ввода необходимых для выполнения полета данных

– проводит осмотр и подготовку к полету своего рабочего места.

В процессе выполнения полета штурман-оператор:

– согласно заданию на испытательный полет решает задачи испытания пилотажно-навигационного и связного оборудования

– обеспечивает решение вопросов самолетовождения

– контролирует действия других членов экипажа при работе с оборудованием

– выполняет указания и команды командира воздушного судна.

В процессе выполнения полета штурман-оператор находится на месте дополнительного члена экипажа, оборудованным связным, кислородным и аварийно-спасательным оборудованием согласно компоновке самолета.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.2 Ведущий инженер по летным испытаниям самолета

Ведущий инженер по летным испытаниям самолета отвечает за комплексное выполнение зачетных работ в части сертификации при проведении летных испытаний.

При подготовке к испытательному полету в соответствии с разработанной программой и методикой летных испытаний:

– составляет и согласовывает задание на полет

– рассчитывает продолжительность полета

– рассчитывает заправку самолета

– выполняет необходимый расчет полетных весов, центровок, скоростей

– определяет (участвует в определении) порядок работы:

  • с экспериментальным оборудованием

  • с пультами отказов

  • с системой бортовых измерений для конкретного полетного задания.

При выполнении технической подготовки к полету ведущий инженер по летным испытаниям самолета:

– проводит предварительную подготовку экипажа и послеполетный разбор с привлечением всех необходимых специалистов по системам

– контролирует готовность членов летного экипажа и авиационной техники к выполнению испытательного задания

– проводит осмотр и контролирует правильность подготовки СБИ к выполнению полета

– проводит осмотр и подготовку к полету своего рабочего места.

В процессе выполнения полета ведущий инженер по летным испытаниям самолета согласно заданию на испытательный полет:

– управляет системой СБИ

– работает с пультами отказов и другими экспериментальными системами

– руководит действиями экспериментаторов при выполнении задания

– поддерживает двухстороннюю связь

– оказывает необходимую методическую помощь членам экипажа при выполнении задания

– по согласованию с КВС на основе межрежимного анализа оперативно корректирует режимы в объеме основного и резервного полетных заданий

– при выполнении испытательных режимов ведет дополнительный контроль за параметрами движения самолета, работой оборудования, связанного с выполнением задания

– докладывает КВС об обнаруженных неисправностях

– выполняет распоряжения и команды КВС.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

В процессе выполнения полета ведущий инженер по летным испытаниям самолета находится на специально оборудованном рабочем месте оператора №1, предусмотренным компоновкой самолета.

1.3 Ведущий инженер по системам самолета (помощник ведущего инженера по летным испытаниям самолета)

Ведущий инженер по системам самолета при подготовке к испытательному полету в соответствии с программой и методиками летных испытаний:

– анализирует ход испытаний конкретной системы (оборудования)

– разрабатывает (участвует в разработке) полетного задания по испытываемой системе (оборудованию)

– разрабатывает (участвует в разработке) методики работы с испытываемой системой (оборудованием) для конкретного полетного задания.

При выполнении технической подготовки к полету ведущий инженер по системам:

– контролирует готовность испытательной системы (оборудования) к выполнению испытательного задания

– контролирует или выполняет самостоятельно на пультах управления СБИ набор необходимой программы опроса оборудования на конкретный полет

– контролирует зарядку расходных магнитных и фотоматериалов в аппаратуре

– проводит осмотр и подготовку к полету своего рабочего места.

В процессе выполнения полета ведущий инженер по системам:

– согласно заданию на полет работает с оборудованием, установленным на его рабочем месте для испытания системы (оборудования)

– ведет планшет летного эксперимента по испытываемой системе (оборудованию)

– проводит межрежимный анализ получаемой информации

– контролирует качество материалов обработки

– выполняет распоряжения и команды КВС и ведущего инженера по летным испытаниям самолета

– дополнительно контролирует работу испытываемой системы (оборудования) самолета

– докладывает КВС и ведущему инженеру по летным испытаниям самолета о замеченных неисправностях в работе системы (оборудования).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Процедуры перед буксировкой/запуском двигателей

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях

Содержание

Страница

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях..... 1
1 Перед буксировкой или запуском двигателей..... 1
1.1 Загрузочная ведомость..... 1
1.2 Заключительные работы и закрытие дверей..... 3
1.3 BEFORE START CHECKLIST below the line..... 3

Перечень таблиц

Страница

1 Угол установки стабилизатора перед взлетом в конфигурации "FLAPS 1 + F"..... 1
2 Угол установки стабилизатора перед взлетом в конфигурации "FLAPS 2"..... 2

Описание для экипажа

1 Перед буксировкой или запуском двигателей

1.1 Загрузочная ведомость

ВНИМАНИЕ

Для первого вылета значения угла установки стабилизатора перед взлетом устанавливать в соответствии с данными приведенными в таблицах 1 и 2 (Таблица 1, Таблица 2)

Таблица 1 Угол установки стабилизатора перед взлетом в конфигурации "FLAPS 1 + F"

Угол установки стабилизатора, град									
Взлетный вес, х 1000 кг	Центровка, % САХ								
	17	20	23	26	29	32	35	38	40
45	- 0,6	- 0,1	0,4	0,8	1,3	1,8	2,0	2,0	2,0
50	- 1,1	- 0,6	- 0,1	0,4	1,0	1,5	1,9	2,0	2,0
55	- 1,6	-1,0	- 0,5	0,1	0,7	1,2	1,7	2,0	2,0
60	- 2,0	- 1,4	- 0,8	- 0,2	0,4	1,0	1,6	1,9	2,0
65	- 2,3	- 1,7	- 1,1	- 0,5	0,2	0,8	1,4	1,8	2,0
70	- 2,7	- 2,1	- 1,4	- 0,8	- 0,2	0,5	1,1	1,7	1,9
75	- 3,1	- 2,4	- 1,8	- 1,1	- 0,5	0,2	0,9	1,5	1,8
80	- 3,4	- 2,7	- 2,1	- 1,4	- 0,7	- 0,1	0,6	1,3	1,7

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Угол установки стабилизатора перед взлетом в конфигурации "FLAPS 2"

Угол установки стабилизатора, град									
Взлетный вес, х 1000 кг	**Центровка, % САХ**								
	17	**20**	**23**	**26**	**29**	**32**	**35**	**38**	**40**
45	- 0,4	- 0,1	0,6	1,0	1,5	1,9	2,0	2,0	2,0
50	- 1,0	- 0,4	- 0,1	0,7	1,2	1,7	2,0	2,0	2,0
55	- 1,5	-0,9	- 0,4	0,3	0,9	1,5	1,9	2,0	2,0
60	- 2,1	- 1,4	- 0,8	- 0,1	0,5	1,2	1,7	2,0	2,0
65	- 2,4	- 1,8	- 1,1	- 0,4	0,2	0,9	1,6	1,9	2,0
70	- 2,8	- 2,2	- 1,5	- 0,8	- 0,1	0,6	1,3	1.8	2,0
75	- 3,2	- 2,5	- 1,8	- 1,1	- 0,4	0,3	1,0	1,7	1,9
80	- 3,6	- 2,9	- 2,1	- 1,4	- 0,7	0,0	0,7	1,5	1,8

Ввод данных в FMS о топливе и весе, выполняется только после получения Загрузочной ведомости (LOADSHEET) и проверки их значений.

Получите и проверьте загрузочную ведомость (LOADSHEET) - **система не задействована на этапе летных испытаний.**

Необходимо наличие двух экземпляров загрузочной ведомости - один для КВС, другой для Второго пилота.

Каждый член экипажа должен самостоятельно проверить данные о загрузке и центровке.

При этом необходимо проверить:

– дату составления документа

– номер рейса

– тип и бортовой номер ВС

– количество топлива на борту

– правильность выбора центровки пустого самолета

После проверки грузовой ведомости и центровочного графика:

– КВС и Второй пилот, независимо друг от друга, произведите расчет скоростей на взлете и величину FLEX TEMP, используя таблицы RTOW

– при расчетах особое внимание уделите правильности выбора конфигурации для взлета и весовых данных, с учетом ограничений

После проведенного контроля, ПК (PM) зачитайте, а ПП (PF) введите взлетные данные в FMS. ПК (PM) запишите рассчитанные скорости в CFP.

Оба пилота, независимо друг от друга, рассчитайте и проверьте угол установки стабилизатора на взлете, согласно значения центровки из LOADSHEET (центровочного графика).

ПП (PF) введите эти данные в FMS.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Оба пилота должны убедиться, что V1 и V2 правильно индицируются на PFD, а V2 и GREEN DOT SPEED ПП (PF) выставляет (проверяет индикацию) на ISIS.

1.2 Заключительные работы и закрытие дверей

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Для исключения травматизма, в зоне кресел пилотов и в других местах кабины экипажа не должны находиться не закрепленные предметы.

ПП (PF) и ПК (PM) - отрегулируйте кресла, ремни кресел, педали, подлокотники

правильное положение пилота в кресле регулируется совмещением на линии визирования глаз пилота и двух индикаторов белого и черного цвета. При правильном положении должен быть виден только передний индикатор.

ПП (PF) и ПК (PM) - убедитесь, что форточки в пилотской кабине закрыты и заблокированы.

ПП (PF) и ПК (PM) - проверьте закрытие входных дверей по сигнализации на синоптической странице DOORS.

Дверь в пилотскую кабину должна быть закрыта в течение всего полета.

На FMS рекомендуется установить: - **система не задействована на начальном этапе летных испытаний.**

– ПП (PF) - страницу FMS PERF TAKEOFF

– ПК (PM) - страницу FMS ACT LEGS.

ПК (PM) - запросите и получите разрешение на буксировку (запуск).

ПП (PF):

– Кнопка-табло EXT PWR.....

.....проверьте, что не горит сигнализация ON и AVAIL

1.3 BEFORE START CHECKLIST below the line

– CHECKLIST..... выполните.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Буксировка

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях

Содержание

Страница

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях..... 1
1 Буксировка..... 1
1.1 При необходимости буксировки..... 1
1.2 Если буксировка не требуется..... 2

Описание для экипажа

1 Буксировка

1.1 При необходимости буксировки

ПП (PF):

– установите связь с наземным персоналом для контроля подсоединения водила, уборки колодок, готовности наземного персонала к буксировке.

ПК (PM):

– запросите и получите разрешение на буксировку/запуск.

ПП (PF):

– сообщите наземному персоналу о получении разрешения на буксировку, точку запуска (маршрут буксировки)

– по команде наземного персонала снимите ВС со стояночного тормоза:

  – рычаг PARK/ALTN BRAKE.....

    ..... поверните влево или вправо на 90° и опустите вниз

– сообщите наземному персоналу о готовности экипажа к буксировке

– установите BEACON..... BRT

Проверьте:

– рычаги управления двигателями находятся в положении..... IDLE

– давление аккумулятора PARK/ALTN BRAKE:

  – указатель давления на синоптической странице BRK должен быть в белой области шкалы ACC.

При попутной составляющей скорости ветра 15 kt (7,6 м/сек) и более или при боковой составляющей более 35 kt (17,8 м/сек) для запуска двигателя, по возможности, измените положение самолета относительно ветра.

ВНИМАНИЕ

Не применяйте тормоза во время буксировки, за исключением аварийной ситуации.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

По окончании буксировки установите ВС на стояночный тормоз, предварительно согласовав с наземным составом

– рычаг PARK/ALTN BRAKE.....

..... вытяните вверх и поверните влево или вправо на 90°.

1.2 Если буксировка не требуется

ВНИМАНИЕ

Двигатели запускаются независимо от положения РУД, при этом происходит быстрое увеличение тяги соответствующее положению РУД, что может привести к опасной ситуации, если РУД не установлены в положение IDLE.

ПП (PF):

– проверьте установку ВС на стояночный тормоз

– проверьте давление в системе торможения

– убедитесь, по докладу наземного персонала, в установке колодок перед началом процедуры запуска двигателей.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Запуск двигателей

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях

Содержание

Страница

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях 1
1 Запуск двигателей 1
1.1 Автоматический запуск двигателей 2
1.1.1 Запуск левого двигателя 2
1.1.2 Действия FADEC при нарушениях процесса запуска 4
1.2 Ручной запуск двигателей 5
1.5 Запуск правого двигателя 6
2 Выполнение холодной прокрутки двигателя 6
3 Прекращение запуска двигателя 7

Перечень иллюстраций

Страница

1 Опасные зоны выходящих газов при работе двигателя на малом газе и взлетном режиме 4

Описание для экипажа

1 Запуск двигателей

ВНИМАНИЕ

При температурах наружного воздуха минус 40 °C и ниже, или при появлении в кадре EWD предупреждающего сообщения L (R) COLD OIL / DELAY TAKEOFF, выполните прогрев агрегатов маслосистемы двигателей горячим воздухом чтобы поднять температуру масла выше минус 40 °C.

ВНИМАНИЕ

Если в процессе запуска двигателя с включенным PARK/ALTN BRAKE, самолет начал движение из-за отказа стояночного торможения, немедленно отключите PARK/ALTN BRAKE и примените торможение от педалей.

Перед началом запуска проверьте по EWD:

– количество масла - OIL QTY в маслобаках (полная заправка 41,5 л)

– температуру масла - OIL TEMP

– отсутствие сообщений об отказах по двигателю

– закрытое положение клапана стартера.

Перед началом запуска первого двигателя необходимо проверить установку переключателя APU BLEED в положении AUTO.

Проверьте плавность хода РУД, после чего РУД двигателей установите в положение «IDLE»

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Примечание

Разрешается выполнять циклы по три попытки запуска двигателя с интервалом между попытками 35 секунд, период охлаждения между циклами - 15 минут.

Разрешается запуск двигателей в ходе буксировки самолета без включения стояночного тормоза при отсутствии по маршруту буксировки участков, покрытых снегом и/или льдом.

Обычная последовательность запуска двигателей - левый, затем правый.

Нормальный запуск двигателей должен осуществляться в автоматическом режиме.

Однако, если запуск был прекращен по причине недостаточного давления воздуха на входе в стартер двигателя (например, на высокогорном аэродроме или в случае низкого давления от наземной воздушной установки), рекомендуется запускать двигатель в ручном режиме.

В процессе запуска возможно дымление двигателя в течение 30 сек., если по докладу наземного персонала дымление продолжается более 30 сек. необходимо не позднее чем через 1 минуту выключить двигатель.

Запуск выполняет ПП (PF) при постоянном контроле со стороны ПК (PM).

Параметры запускаемого двигателя контролируют оба пилота.

ПП (PF) держит руку на рычажном выключателе запускаемого двигателя L RUN-OFF (R RUN-OFF) с целью немедленного прекращения запуска при наступлении условии, когда необходимо экстренное выключение двигателя.

1.1 Автоматический запуск двигателей

1.1.1 Запуск левого двигателя

Объявите **-** "запускаю левый двигатель"

Примечание

Не переводите рычажный выключатель L RUN-OFF в положение RUN до того момента, пока не исчезнут все нештатные индикации и сообщения.

Рычажный выключатель L RUN-OFF установите - RUN

По кадру FUEL проконтролируйте открытие перекрывного крана топливной системы левого двигателя (через 3 сек.)

При запуске от ВСУ проконтролируйте:

– перестройку ВСУ на режим запуска маршевого двигателя (сообщение **"ECS"** - кондиционирование от ВСУ, заменит сообщение **"MES"** - отбор на запуск двигателя)

– открытие воздушного клапана стартера

– давление воздуха в линии запуска **не менее 30 psi** на индикаторе параметров APU. При давлении ниже (появляется предупреждение **L/R ENG LOW STARTER AIR**), двигатель не запускайте.

В кадре EWD контролируйте :

– высвечивается сообщение "START" и начало отсчета времени запуска

– рост давления масла OIL PR (psi)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– при увеличении оборотов N 2 (%):
  - открытие воздушного клапана стартера по мнемосимволу
  - раскрутку стартера по возрастанию частоты вращения NST (%).

Примечание
Значение N 2 изменяется в зависимости от температуры наружного воздуха и давления воздуха перед стартером

– при N 2 от ~ 18 (%):
  - включение зажигания по индикации "IGN"
  - рост расхода топлива FF (кг/час). Расход топлива при запуске: первоначально в течение периода времени 182 кг/час, нормальный расход примерно 91 кг/час

– в течение 20 секунд роста расхода топлива:
  - увеличение температуры газов ITT (°C)
  - появление и рост оборотов N 1 (%) до достижения N 2 - 48 %.

– при N 2~ от 51 % до 55 %:
  - закрытие воздушного клапана стартера по уменьшению частоты NST и символу закрытого положения клапана стартера
  - выключение зажигания по исчезновению сообщения "IGN"
  - выход двигателя на режим малого газа по исчезновению сообщения "START", кратковременному (на 15 секунд) появлению сообщения "RUNNING" и установлению нормальных значений параметров двигателя на режиме малого газа.

Параметры двигателя на **режиме малого газа** в условиях МСА на уровне моря, выключенном отборе :

– ITT ~ (550 ± 60) °C

– FF ~ 270 кг/час

– N1~ 19 %

– N2 ~ 59 %.

Время нормального запуска двигателя с момента подачи топлива до малого газа должно составлять менее 120 секунд.

Проверьте подключение генератора. Кнопка-табло L (R) GEN (в зависимости от запускаемого двигателя) …….сигнализация OFF не горит

© ПАО "Корпорация "Иркут"

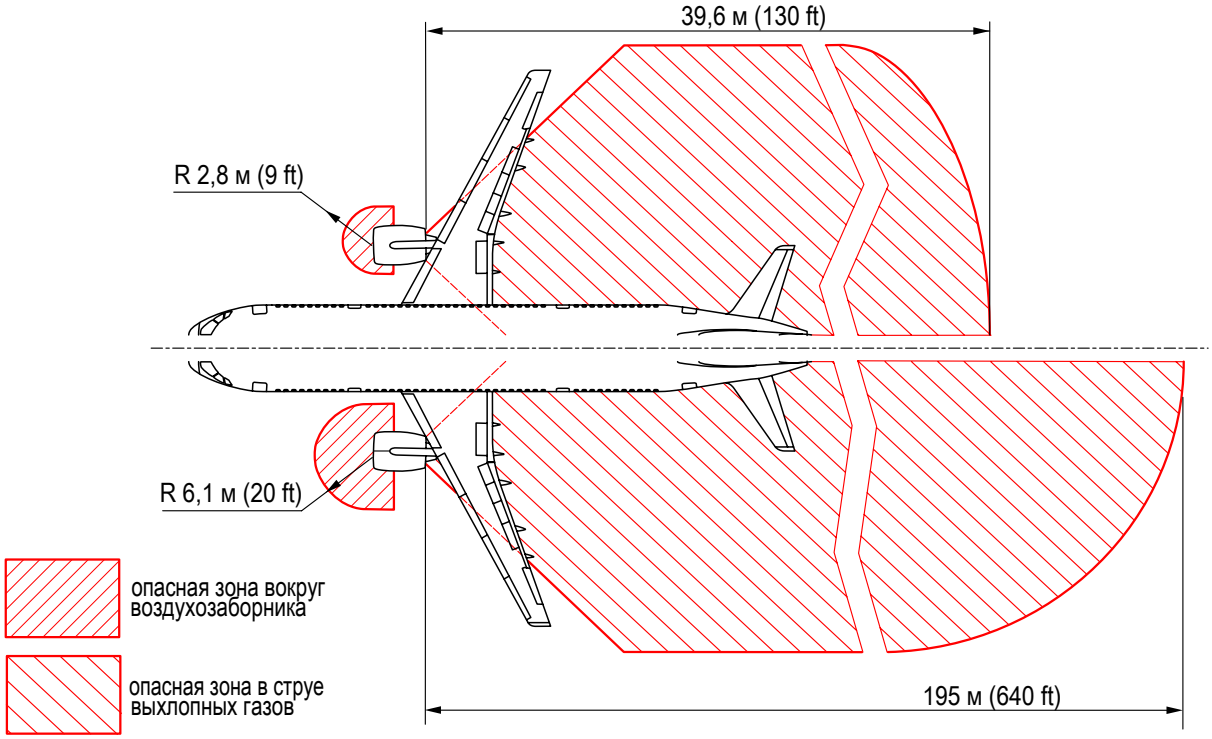


Рисунок 1 Опасные зоны выходящих газов при работе двигателя на малом газе и взлетном режиме

1.1.2 Действия FADEC при нарушениях процесса запуска

При отказе зажигания или признаках превышения температуры ITT (1018 °C), или затянутого запуска, FADEC отключает зажигание и подачу топлива и переводит двигатель в режим холодной прокрутки на 30 секунд. Через 30 секунд подаются команды на автоматический перезапуск с зажиганием от двух воспламенителей.

При неудавшемся перезапуске запуск прекращается.

При угрозе превышения температуры ITT на запуске или при обнаружении помпажного срыва, FADEC выполняет циклическую отсечку топлива до снижения ITT, либо пока не прекратится помпаж (циклические отключения и включения подачи топлива (циклы прерывания подачи топлива) с двухсекундными интервалами; в общей сложности это будет производиться до достижения 3 циклов прерывания подачи топлива (при запуске на земле или в полете)). Если по истечении этого, состояние двигателя не изменится или рост ITT будет продолжаться, FADEC переведет двигатель в режим холодной прокрутки и, когда ITT снизится ниже предупреждающего предела, будет предпринята попытка автоматического перезапуска двигателя.

Система FADEC автоматически прерывает наземный не нормальный запуск в автоматическом режиме при значениях N 2 менее 55 %.

В остальных случаях, в том числе при N 2 более 55 % во время автоматического режима запуска на земле, не нормальный процесс должен быть прекращен пилотом с переводом двигателя в режим холодной прокрутки на 30 секунд.

Для этого необходимо:

– рычажный выключатель L RUN-OFF (R RUN-OFF) установите в OFF

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– при падении оборотов до N 2 - 20 % или меньше трехпозиционный переключатель CRANK L- AUTO - CRANK R установите в положение CRANK L (R) - на 30 секунд

– через 30 секунд переключатель CRANK L- AUTO - CRANK R установите в AUTO.

1.2 Ручной запуск двигателей

ВНИМАНИЕ

Не переводите рычажный выключатель L RUN-OFF (R RUN-OFF) в положение RUN в том случае, если при максимальных оборотах раскрутки, обороты N 2 составляют менее 18 % (что свидетельствует о неисправности стартера).

Трехпозиционный переключатель CRANK L- AUTO - CRANK R установить в положение CRANK L (при запуске левого двигателя) или CRANK R (при запуске правого двигателя) .

Примечание

Не переводите рычажный выключатель L RUN-OFF (R RUN-OFF) в положение RUN до того момента, пока не исчезнут все нештатные индикации и сообщения.

В кадре EWD проверьте:

– открытие воздушного клапана стартера по мнемосимволу

– увеличение давления масла и рост оборотов N 2.

Рычажный выключатель L RUN-OFF (R RUN-OFF) (в зависимости от запускаемого двигателя) - RUN при максимальных оборотах раскрутки или при оборотах N 2, не менее 18 % .

Примечание

Максимальные обороты раскрутки достигаются тогда, когда не наблюдается существенное увеличение оборотов N 2 (менее 1 % об/мин в течение приблизительно 5 секунд), что свидетельствует о том, что стартер достиг полной мощности раскрутки.

Примечание

В том случае, если во время выполнения последовательности операций по запуску происходит перебой в подаче электрического питания, запуск может быть прекращен путем перевода переключателя L RUN-OFF (R RUN-OFF) в положение OFF. Затем необходимо выполнить холодную прокрутку двигателя в течение 30 секунд (Как описано ниже в пункте холодная прокрутка).

В кадре EWD проверить:

– увеличение мгновенного расхода топлива (FF):

  • нормальный мгновенный расход топлива (FF) при запуске для двигателей серии PW 1400 G-JM составляет приблизительно 91 кг/час при всех значениях высоты аэродрома над уровнем моря. Как только двигатель выходит на малый газ, мгновенный расход топлива, составляющий приблизительно 227 кг/час - является приемлемым.

– увеличение температуры газов ITT (°C) в течение 20 секунд с момента увеличения мгновенного расхода топлива

– увеличение оборотов N 1 до момента достижения оборотами N 2 значения 48 %.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Когда обороты N 2 достигают 55 % N 2 в кадре EWD проверьте:

– воздушный клапан стартера по мнемосимволу закрыт (обороты N 2 слегка превышают 55 %)

– выход двигателя на режим малого газа по исчезновению текста **MAN START**, кратковременному (на 15 секунд) появлению текста **RUNNING** и установлению нормальных значений параметров двигателя на режиме малого газа

– основные и вторичные показатели малого газа двигателя в пределах нормы:

  • при нахождении на уровне моря температура внутри турбины (ITT) составляет приблизительно (550 ± 60) °C, мгновенный расход топлива составляет приблизительно 270 кг/час, обороты N 1 составляют приблизительно 19 %, а обороты N 2 составляют приблизительно 59 %.

EEC (FADEC) не прекращает ручной запуск автоматически за исключением случая **HOT START** на земле, поэтому контроль основных и вторичных параметров двигателя необходим.

Трехпозиционный переключатель CRANK L- AUTO - CRANK R установите в положение AUTO.

Проверьте подключение генератора.

1.3 **Для прекращения ручного запуска:**

– переключатель CRANK L- AUTO - CRANK R установите в AUTO до установки рычажного выключателя L(R) RUN-OFF в положение RUN

или

– рычажный выключатель ENGINE L (R) RUN установите в положении OFF, затем переключатель CRANK L- AUTO - CRANK R установите в AUTO

1.4 **Если ручной запуск прекращен принудительно**, произведите холодную прокрутку:

– при N2 - 20% и менее переключатель CRANK L- AUTO - CRANK R установите в положение CRANK

– Через 30 сек переключатель CRANK L- AUTO - CRANK R установите в AUTO.

1.5 Запуск правого двигателя

объявите **-** "запускаю правый двигатель"

действия АНАЛОГИЧНО ЛЕВОМУ.

2 Выполнение холодной прокрутки двигателя

После прекращения запуска двигателя переводом переключателя L RUN-OFF (R RUN-OFF) в положение OFF (при оборотах N 2, составляющих не более 20 %):

– трехпозиционный переключатель CRANK L- AUTO - CRANK R установите в положение CRANK L или CRANK R

  после чего в кадре EWD на EICAS необходимо контролировать:

  • высвечивание текста CRANK

© ПАО "Корпорация "Иркут"

- открытие воздушного клапана стартера по мнемосимволу
- появлении и увеличении оборотов N2 (%), N1 (%)
- рост давления масла OIL PR (psi)

– время выполнения холодной прокрутки должно быть выбрано в зависимости от причины, связанной с необходимостью ее выполнения. После неудавшегося запуска двигателя - через 30 секунд трехпозиционный переключатель CRANK L- AUTO - CRANK R установите в AUTO.

Клапан стартера повторно откроется автоматически, когда обороты N 2 упадут ниже 15 %.

В любом случае при холодной прокрутке не должны быть превышены следующие ограничения по работе стартера:

– допускаются 3 цикла прокрутки двигателя, в каждом из которых непрерывная работа стартера не более **четырех минут**, после чего должен быть перерыв **не менее 15 минут** (при N2 = 0%)

- допускается удлиненный рабочий цикл с непрерывной прокруткой в течение **не более 15 минут**, после чего должен быть перерыв **не менее 15 минут** (при N2 = 0%)

Если холодная прокрутка выполняется после эксплуатации двигателя на предельных режимах или после аварийного выключения двигателя, то она (холодная прокрутка) выполняется до:

– снижения температуры газов ITT выключенного двигателя до значения **250 °C**

или

– работе стартера не более **четырех минут**.

3 Прекращение запуска двигателя

Запуск должен быть прекращен в случае, если:

– нет роста оборотов N 1 до момента достижения 48 % оборотов N 2

– рост температуры ITT не наблюдается в течение 20 секунд с момента подачи топлива

– L/R ENG HUNG START - зависание оборотов N 2 сопровождается быстрым увеличением температуры ITT

– L/R ENG START ITT HIGH - если температура ITT превышает предельно допустимое значение при запуске (1083 °C)

– L/R IGN FAILURE- происходит непреднамеренное прерывание подачи топлива или зажигания

– с момента начала подачи топлива до его выхода на обороты малого газа (по N 2) требуется более 120 секунд.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

После запуска двигателей

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях

Содержание

Страница

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях..... 1
1 После запуска двигателя..... 1
1.1 Процедуры после запуска двигателей..... 1
1.2 AFTER START CHECKLIST..... 3
1.3 Прогрев двигателя..... 3
1.4 Работа на земле в условиях обледенения..... 4

Описание для экипажа

1 После запуска двигателя

Гидравлическая система

На начальном этапе летных испытаний самолета № 001 для полета:

– **с включенной с начала полета ВСУ**

1.1 Процедуры после запуска двигателей

ПП (PF):

дайте команду **-** "AFTER START PROCEDURE".

ПК (PM) на потолочном пульте (органы управления APU) :

– проверьте установку трёхпозиционного переключателя APU BLEED - в AUTO

– клапаны отбора от ВСУ закроются, клапаны отбора от двигателей откроются

– галетный переключатель APU (если APU не требуется) установите в положение OFF.

ПК (PM) на потолочном пульте (органы управления AIR):

– кнопки-табло L, R ENG BLEED, X-BLEED - не горят

– кнопки-табло L, R PACK - не горят

ПП (PF) на потолочном пульте (органы управления ANTI ICE):

– галетные переключатели ANTI ICE L, R ENG, WING установите в AUTO

ПП (PF): проверьте STATUS EICAS**.**

Если запуск двигателей производился от EXT PWR, отключите ее и дайте команду наземному персоналу - "отсоединить наземное электропитание".

ПК (PM):

На MDU-2 вызовите синоптическую страницу HYD и проконтролируйте:

– графические символы L ENG, R ENG, в рабочем положении и горят зеленым цветом

– графические символы ELEC ГС 1, ELEC ГС 2 - горят белым цветом

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– графический символ ELEC ГС 3 - горит зеленым цветом

– графический символ RAT - горит белым цветом (RAT убрана)

– графические символы перекрывных пожарных кранов ГС 1 и ГС 2 находятся в положении ОТКРЫТ и горят зеленым цветом

– давление в ГС 1, ГС 2, ГС 3 в пределах от 2800 psi до 3220 psi.

Убедитесь, что включился обогрев приемников ПВД и ППД.

На EWD пропала сигнализация желтого цвета:

– ADS1 HTR FAULT

– ADS2 HTR FAULT

– ADS3 HTR FAULT

– STBY HTR FAULT.

На центральном пульте:

– SPEEDBRAKE установить в ARMED

– стабилизатор (STAB) - расчетное положение для взлета

– триммер элерона (TRIM) - в нейтральное положение

– триммер руля направления (RUD) - в нейтральное положение

  • если триммер РН не в нейтральном положении - нажмите кнопку RUD RESET

  • установите триммеры в нейтральное положение после проверки их свободного перемещения в крайние положения

– FLAPS - установите для взлета.

На странице FCS:

– проверьте состояние всех элементов системы управления и положение механизации крыла

  при наличии слякоти на рулежных дорожках, руление выполняйте с убранными закрылками до предварительного старта.

ПП (PF):

проверьте управление:

Примечание

Для повышения качества контроля обеспечьте достаточное время (в течение 3-5 секунд) удержания в крайних положениях ручки управления и педали.

– перед началом отклонения руля направления проверьте отключение управления носовым колесом от педалей. Переключатель NWS в положении OFF на панели шасси (LGCP)

– на странице FCS проверьте полноту и правильность отклонения всех рулевых поверхностей при полном отклонении ручки управления и педалей поочередно ПП (PF) и ПК (PM), при этом убедитесь в свободном перемещении ручки управления и возврате педалей в нейтральное положение. Проверьте соответствие отклонения

© ПАО "Корпорация "Иркут"

УБРУ и подвижного символа по индикатору положения боковой ручки на кадре FCS и по индикации L, R STICK. При достижении крайних и нейтральных положений ПК (PM) должен доложить "FULL UP", "FULL DOWN", "NEUTRAL", " FULL LEFT", " FULL RIGHT ", " NEUTRAL "

– проверьте появление сигнала DUAL IMPUT на EICAS при одновременном отклонении УБРУ обоими пилотами в противоположных направлениях. При максимальных отклонениях УБРУ в противоположных направлениях убедитесь, что индикатор положения боковой ручки находится в нейтральном положении

– проверьте функцию SS PRIOR при одновременном отклонении обеих боковых ручек в противоположных направлениях с поочерёдным нажатием кнопок SS PRIOR. Убедитесь, что управление рулями переключается на выбранный пост управления

– проверка отклонения рулей может выполняться до выруливания или в удобном месте в процессе руления кроме руля направления, который должен быть проверен только до начала руления.

На панели AUTO BRAKE пульта управления систем шасси - **на начальном этапе летных испытаний режимы автоторможения, в том числе RTO, не задействованы.**

– установите RTO

  • проверьте загорание ON на кнопке RTO. В этом режиме, после установки РУД в положение IDLE при прекращении взлета, будет обеспечено автоматическое торможение в форсированном режиме

– переключатель NWS - включите (в верхнее положение).

1.2 AFTER START CHECKLIST

Выполните AFTER START CHECKLIST.

1.3 Прогрев двигателя

В целях сведения к минимуму неблагоприятных тепловых нагрузок желательно производить прогрев двигателя на IDLE (время руления на IDLE может быть включено в общее время прогрева) в течение **5 минут** перед взлетом. В то же время нет необходимости задерживать взлет для выполнения прогрева двигателя, но когда ожидается, что время руления составит **менее 5 минут**, рекомендуется выполнить запуск двигателей на стоянке.

Если наблюдается большой перепад давлений на масляном фильтре, когда температура масла составляет **менее 43,3 °C**, то электронное управление двигателем будет блокировать сообщение L/R ENG OIL FILTER (Масляный фильтр левого/правого двигателя).

Если данный аварийный сигнал появится при более высокой температуре чем уровень блокировки сообщения электронным управлением двигателем, а затем исчезнет по мере повышения температуры, то полет может быть продолжен, но в бортовой журнал должна быть внесена соответствующая запись, а фильтр должен быть заменен в течение установленного количества часов налета, в соответствии с тем, как указано в руководстве по техническому обслуживанию ВС.

Если аварийный сигнал сохраняется, то фильтр должен быть заменен перед выполнением полета.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Перед выполнением взлета двигатель должен быть прогрет до такого уровня, чтобы температура масла составила **не менее 43.3 °C**. Это обеспечит гарантию для предотвращения замерзания топлива в условиях выполнения взлета.

1.4 Работа на земле в условиях обледенения

Во время работы на земле, когда требуется использование противообледенительной системы двигателя, а температура окружающего воздуха составляет **не более 3 °C**, необходимо периодически выполнять кратковременный вывод двигателей на режим **не менее 60 % N 1** в целях сброса льда с центрального обтекателя, лопаток вентилятора и статоров компрессора низкого давления.

Увеличение режима работы двигателей должно производиться:

– С интервалами **не более 30 минут**, когда температура окружающего воздуха составляет **менее 3 °C**, но превышает **минус 9 °C**

– С интервалами **не более 120 минут**, когда температура окружающего воздуха составляет **менее минус 9 °C**.

Увеличение режима работы двигателей **не менее 60 % N 1** одинаково важно при рулении со стоянки, при ожидании на земле и при рулении на стоянку.

Первое увеличение режима работы двигателей при рулении со стоянки должно быть выполнено:

– **Не позднее 30 минут** с момента запуска двигателей, если температура окружающего воздуха составляет **менее 3 °C**, но превышает **минус 9 °C**

– **Не позднее 120 минут** с момента запуска двигателей в том случае, если температура окружающего воздуха составляет **менее минус 9 °C**.

Если руление производилось в условиях сильного обледенения, проверьте, чтобы перед взлетом индикация параметров работы двигателя была в норме.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Руление и процедуры перед взлетом

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях

Содержание

Страница

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях 1
1 Руление 1
1.1 Перед выруливанием 1
1.2 Выруливание со стоянки 2
1.3 Корректировка взлетных данных 3
2 На предварительном старте 4
3 Разворот на ВПП на 180° 5
4 Перед взлетом 6
5 BEFORE TAKE OFF CHECKLIST below the line 7

Перечень иллюстраций

Страница

1 Срабатывание сигнализации T.O.INHIBIT (К ВЗЛЕТУ НЕ ГОТОВ) 5
2 Схема разворота на 180° 6

Описание для экипажа

1 Руление

1.1 Перед выруливанием

ПП (PF):

На MDU-2 вызовите синоптическую страницу HYD:

– убедитесь, что температура рабочей жидкости на цифровых индикаторах в баках ГС 1, ГС 2, ГС 3 **выше минус 10 °C**

– если температура **ниже минус 10 °C**, но **не ниже минус 35 °C**, для ускорения разогрева рабочей жидкости выполните перекладки рулевых поверхностей. **Не менее пяти** полных перекладок рулями

– по цифровым индикаторам температуры в гидробаках ГС 1, ГС 2 , ГС 3 контролируйте рост температуры

– после достижения температуры жидкости не ниже минус 10 °C:

  • проверьте удаление наземного оборудования

  • дайте команду наземному персоналу перейти на визуальный контакт.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.2 Выруливание со стоянки

ВНИМАНИЕ

Если самолет длительное время находился на мокрой стоянке, эффективность первого торможения может быть снижена.

После длительной стоянки при пониженных температурах наружного воздуха, для повышения эффективности тормозов необходимо в начале руления выполнить несколько плавных торможений.

- **ПК (PM)**:
  - разрешение на руление..... получите
  - ELAPSED TIME (ET - время полета).....

    .....как требуется
    - если ACARS не установлен, включите время полета нажатием кнопки ET
  - осмотрите правую (левую) полусферу на предмет отсутствия помех для выруливания (рулящего ВС и.т.д). При отсутствии помех, доложите - "RIGHT (LEFT) SIDE CLEAR"
  - метеолокатор (WHR)..... включите, проверьте
  - после проверки тормозов ПП (PF), проверьте отсутствие остаточного давления в тормозах и доложите - "PRESSURE ZERO"
  - FD..... проверьте подключение
  - FMA..... проверьте.
- **ПП (PF)**:
  - доложите наземному персоналу о разрешении на выруливание и переходе на визуальный контакт (GROUND CLEARANCE)
  - выключатель TAXI.....ON
    - положение ON применяется днем и ночью
  - кнопка-табло RWY TURN OFF.....как требуется
  - PARK/ALTN BRAKE.....

    .....OFF (поверните рукоятку влево или вправо на 90° и утопите)
    - проверьте отсутствие давления в тормозах
  - осмотрите левую (правую) полусферу на предмет отсутствия помех для выруливания (рулящего ВС и.т.д). При отсутствии помех, доложите - "LEFT (RIGHT) SIDE CLEAR"
  - THRUST LEVERS (РУД)..... как требуется
    - в большинстве случаев на рулении достаточно режима работы двигателей IDLE. Превышение режима более 40 % N 1 не желательно из-за возможного попадания в воздухозаборники двигателей посторонних предметов

© ПАО "Корпорация "Иркут"

- несимметричную тягу двигателей для выполнения разворотов и на прямолинейных участках применять не рекомендуется
- при выборе скорости руления учитывайте состояние поверхности перрона, РД, ВПП
- рекомендуемая скорость руления **по прямой не более 20 kt** , на разворотах - не более **10 kt**. (**В разворотах** на скользкой поверхности – **не более 5 kt**.).

– тормоза..... проверьте

в начале движения проверьте эффективность тормозной системы

на рулении избегайте длительного нажатия на педали тормозов, т. к. это может привести к перегреву тормозов колес

– систему управления поворотом колес (СУПК) ПОШ (педалей и рукояток управления СУПК с мест ПП (PF) и ПК (PM))..... проверьте.

1.3 Корректировка взлетных данных

Если в процессе руления на предварительный старт от служб УВД было получено указание использовать другую ВПП и/или другую стандартную схему выхода (SID) измените взлетные данные.

– **ПК (PM)**:
  - план полета (ВПП, SID, TRANS).....проверьте /измените
  - V1, VR, V2, FLX TEMPERATURE..... переустановите
  - FLAPS - установить взлетное положение в соответствии с условиями
  - внимательно проверьте соответствие разрешения ATC с FMS, если будет использоваться режим NAV
  - начальную скорость набора и ограничение скорости..... проверьте
  - первоначально разрешенную ALT, на FCP..... проверьте, установите

    необходимую после взлета VHF проверьте, при необходимости - измените
  - FD.....проверьте подключение
  - FMA.....проверьте.

– **ПП (PF)**:
  - подключите LNAV в состояние «Подготовлено» - появляется символ **«LNAV»** синего цвета во второй строке зоны индикации боковых режимов FMA на PFD
  - проведите дополнительный брифинг
    - дополнительный брифинг ПП (PF) проводит с целью уточнения особенностей взлета, связанных с изменениями условий выполнения взлета, полученными от диспетчера УВД.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2 На предварительном старте

На предварительном старте:

– получите доклад кабины

  • старший б/проводник должен доложить о готовности к взлету "CABIN SECURED FOR TAKEOFF"

– при срабатывании центрального сигнального табло **WARNING** , речевого сообщения **"TAKE OFF INHIBIT"** (произносимое **женским голосом** два раза) и текстового сообщения на EWD **T.O.INHIBIT** (К ВЗЛЕТУ НЕ ГОТОВ), которые предупреждают экипаж (при обжатом шасси и положении РУД левого или правого двигателя **более 35°**) о невыполнении хотя бы одного из следующих условий для безопасного взлета (Рис. 1):

  • **SL/FL** закрылки и предкрылки не во взлетном положении

    – когда рукоятка выпуска механизации FLAPS не находится **в положении 2** и нет сигналов от предкрылков и закрылков о соответствующем угле выпуска

  • **SPD BRK** интерцепторы (воздушные тормоза) не убраны

    – рукоятка уборки воздушных тормозов SPEED BRAKE не находится **в положении ARM** и нет сигналов от левого или правого интерцептора о нулевом положении

  • **RUD TRIM** триммер руля направления не в нулевом положении

    – нет сигнала от триммера руля направления **в нулевом положении**

  • **AIL TRIM** триммер элеронов не в нулевом положении

    – нет сигналов от триммеров левого или правого элеронов **в нулевом положении**

  • **STAB** стабилизатор не во взлетном положении

    – нет сигнала о положении стабилизатора в диапазоне установки **от минус 3,5° до 1°**

  • **BRK PARK** стояночный тормоз не отключен

    – рукоятка стояночного тормоза PARK/ALTN BRAKE - **вытянута**

© ПАО "Корпорация "Иркут"

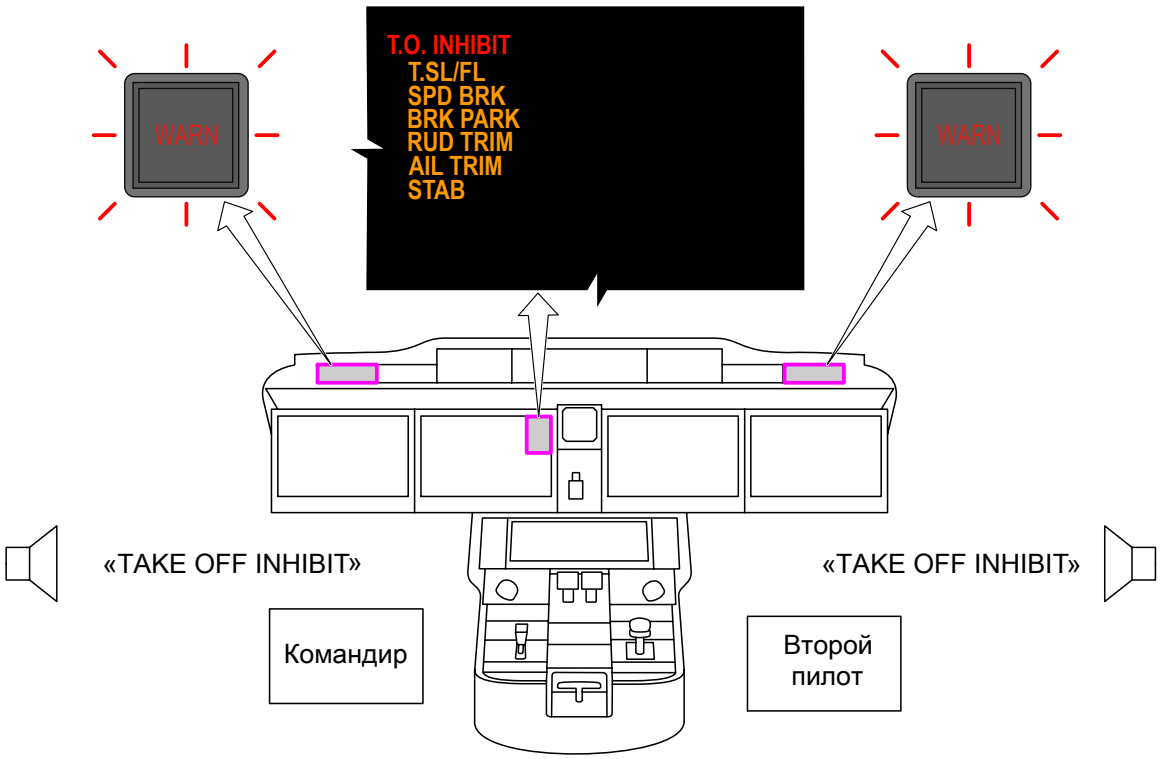


*Рисунок 1 Срабатывание сигнализации **T.O.INHIBIT** (К ВЗЛЕТУ НЕ ГОТОВ)*

– **ВЗЛЕТ НЕ ВЫПОЛНЯТЬ** до устранения причины срабатывания сигнализации.

– установите заранее, если требуется, HDG на FCP.

3 Разворот на ВПП на 180°

Стандартная ВПП шириной 45 м. Однако самолет имеет возможность развернуться на ВПП шириной 34 м (112 ft).

Ниже перечисленные процедуры рекомендуют наиболее эффективный способ выполнения разворота.

Примечание

На мокрой ВПП не допускайте юза носового колеса, выполняйте разворот на очень малой скорости, используя асимметрию тяги двигателей и дифференциальное торможение (при необходимости).

Рекомендованная схема разворота показана на Рис. 2. При этом рекомендуется:

– установить двигателям от 50 % до 55 % N 1

– максимальная скорость руления на разворотах 10 kt.

Схема разворота на 180° показана на Рис. 2

© ПАО "Корпорация "Иркут"

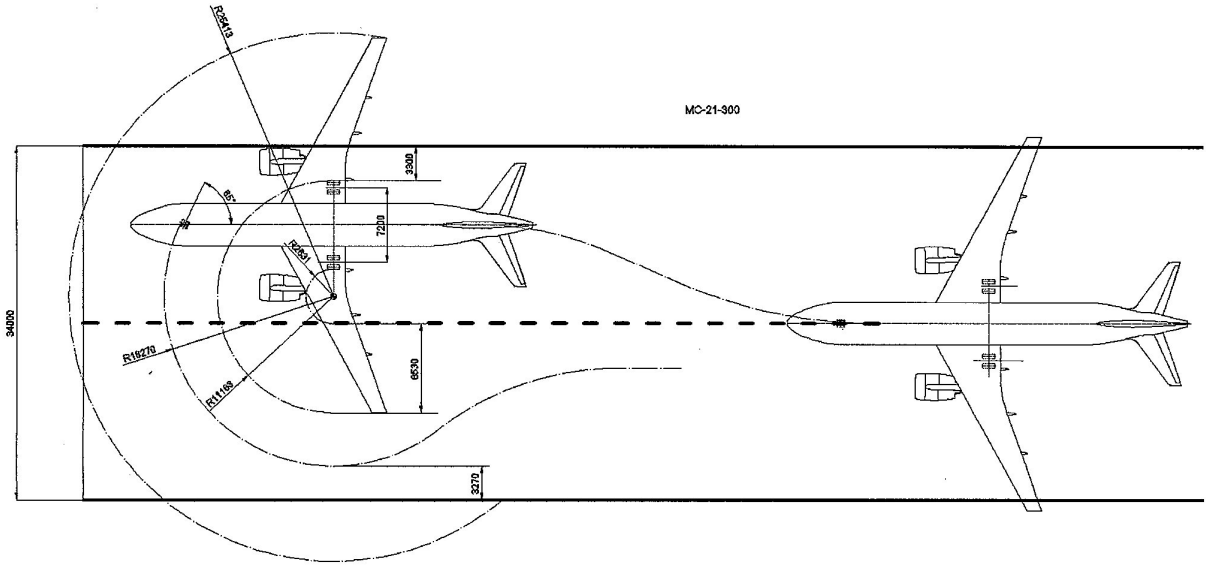


Рисунок 2 Схема разворота на 180°

4 Перед взлетом

- **ПК (PM)**:
  - проверьте температуру тормозов
    - если указатель температуры тормозов на странице BRK вышел из зеленой зоны в желтую – задержите взлет
  - получите разрешение на занятие исполнительного старта.
- **ПП (PF), ПК (PM)**:
  - проверьте отсутствие самолетов на посадочной прямой.
- **ПК (PM)**:
  - кабинный экипаж..... оповестите
    - дважды включите и выключите кнопку-табло SEAT BELTS
  - метеолокатор (со стороны ПП (PF))..... WXR
  - кнопку TAWS (со стороны ПК (PM))..... нажмите (если требуется)
  - кнопки-табло CONT IGN..... как требуется
    - установить ON в случае:
      - сильного дождя
      - наличия слоя воды на ВПП
      - прогнозирования сильной турбулентности после взлета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

- TCAS.....ABV, "TA" ИЛИ "TA/RA"
  - ввести режимы TA или TA/RA, предварительно нажав кнопку TCAS на пульте ПУИ-17 П
- рекомендуется установить режим TA:
  - в случае визуально наблюдаемых, близко находящихся самолетов
  - в особых аэропортах и в процессе особых процедур (близко расположенные или пересекающиеся ВПП).

– **ПП (PF):**

установите фары для взлета:

- выключатели LAND L, R.....в положение ON
- кнопку-табло FLASH.....нажать.

– **ПП (PF), ПК (PM):**

- рабочий стол.....уберите.

5 BEFORE TAKE OFF CHECKLIST below the line

– CHECKLIST..... выполните.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Взлет

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях

Содержание

Страница

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях 1
1 Взлет 1
1.1 При боковом ветре менее 20 kt и отсутствии попутного 2
1.2 При наличии попутного ветра или боковой ветер более 20 kt 3
1.3 На скорости 100 kt 3
1.4 На скорости более 100 kt и менее V1 4
1.5 На скорости V1 4
1.6 На скорости VR 4
1.7 На высоте 400 ft 6
1.8 На высоте THRUST REDUCTION (THR RED ALT) 6
1.9 На высоте THRUST ACCELERATION (THR ACC ALT) 6
1.10 На скорости "F" 6
1.11 На скорости "S" 7
1.12 После взлета 7
1.13 AFTER TAKE OFF CHECKLIST 8

Перечень иллюстраций

Страница

1 Схема процедуры взлета 7

Описание для экипажа

1 Взлет

ВНИМАНИЕ

Если выруливание на исполнительный старт выполнял КВС, а ПП (PF) является второй пилот, командиру ВС передать управление самолетом второму пилоту, после занятия исполнительного старта, фразой..... "YOU HAVE CONTROL".

Второй пилот подтверждает взятие управления (ПП (PF)) фразой ......"I HAVE CONTROL".

ПП (PF):

– объявите....."TAKE OFF"

– тормоза.....отпустите

– CHRONO (секундомер).....включите.

ПК (PM):

– CHRONO (секундомер).....включите.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.1 При боковом ветре менее 20 kt и отсутствии попутного

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Для исключения развития колебаний колесосновных опор шасси типа "шимми" экипажу необходимо: на разбеге в случае обнаружения вибрации на скоростях от 35 kt до 70 kt (65км/ч - 130 км/ч) - прекратите взлет, применив интенсивное торможение колес шасси.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

При возникновении несигнализируемых отказов режимов "Взлет - посадка" (отсутствует реакция самолета на отклонение рукояток СУПК и педалей):

- до скорости V1 - прекратите взлет

- на скорости больше V1 - продолжайте взлет

- в обоих случаях направление выдерживайте с использованием дифференциального торможения колес шасси и РН (при достижении скорости ВС на которой РН эффективен).

ВНИМАНИЕ

КВС удерживайте руку на РУД с момента вывода двигателей на режим для взлета, до достижения скорости V1.

ПП (PF):

– для предупреждения тенденции увеличения угла тангажа при выходе двигателей на режим, УБРУ отклоните на полхода вперед, удерживая в этом положении до скорости 80 kt. Затем плавно верните УБРУ в нейтральное положение к моменту достижения скорости 100 kt

– при обжатых тормозных площадках педалей установите РУДы в положение, соответствующее 50 % N 1. Затем, начните разбег, отпустив тормозные площадки педалей, после чего плавно, в течение не менее 3 секунд, переместите РУДы в положение**"МТО"**

зачитайте FMA :

– "**THRUST, TO TRK, FD, TO** (если LNAV не подключили перед взлетом)"

– "**THRUST, TO TRK, FD, TO, LNAV - BLUE** (если LNAV подключили перед взлетом)"

– выдерживайте направление на разбеге ТОЛЬКО отклонением педалей (использовать рулежные рукоятки СУПК - запрещается).

ПК (PM):

– контролируйте синхронность выхода двигателей на заданный режим

– проконтролируйте режимы FMA и при их соответствии, подтвердите - "CHECKED".

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.2 При наличии попутного ветра или боковой ветер более 20 kt

ВНИМАНИЕ

КВС удерживайте руку на РУД с момента вывода двигателей на режим для взлета, до достижения скорости V1.

ПП (PF):

– отклоните УБРУ полностью вперед и удерживайте до скорости 80 kt

– установите обороты двигателям до 50 % N 1

– удерживайте это положение РУД до приборной скорости 50 kt, после чего плавно увеличьте обороты до **"МТО"**. Заданная тяга должна быть достигнута до приборной скорости 80 kt

– зачитайте FMA: "**THRUST, TO TRK, FD, TO, LNAV - BLUE** (если LNAV подключили перед взлетом)"

– при достижении скорости 80 kt, плавно установите УБРУ в нейтральное положение к моменту достижения скорости 100 kt.

Примечание

Не рекомендуется бороться с боковым ветром отклонением УБРУ по крену. В условиях повышенной силы бокового ветра допускается незначительное (не более 1/3) отклонение УБРУ по крену. При излишнем отклонении УБРУ, возрастает тенденция на кренение самолета.

На скорости 60 kt (120 к/ч) произойдет рассоединение педалей и управления разворотом передних колес. С этого момента, при сильном боковом ветре, может потребоваться дополнительное отклонение РН для парирования разворачивающего момента.

– выдерживайте направление отклонением педалей (рулем направления)

ПК (PM):

– проконтролируйте режимы FMA и при их соответствии, подтвердите - "CHECKED"

– контролируйте синхронность выхода и фактические обороты N 1 каждого двигателя и соответствие их взлетному режиму (до скорости 80 kt)

– доложите ....."POWER SET"

– контролируйте PFD и показания работы двигателей

– контролируйте скорость в процессе взлета.

1.3 На скорости 100 kt

ВНИМАНИЕ

До скорости 100 kt КВС может принять решение на прекращение взлета при срабатывании любого предупреждающего сообщения на EICAS.

ПК (PM):

– доложите....."ONE HUNDRED KNOTS".

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ПП (PF):

– на PFD проверьте скорость и доложите....."CHECKED".

1.4 На скорости более 100 kt и менее V1

КВС:

решение о прекращении взлета должно быть принято **только в следующих случаях**:

– сигнализация о пожаре (FIRE ENG L (R), FIRE APU) или серьезное повреждение

– внезапное падение тяги двигателя

– неисправности или условия, при которых безопасное продолжение полета невозможно

– при появлении предупреждающих сообщений EICAS:

- ENG L (R) FAIL
- ENG L (R) REV UNLOCKED
- ENG L (R) OIL LO PR
- F/CTL L + R ELEVATOR FAULT
- SIDESTICK FAULT
- CONFIG.

1.5 На скорости V1

ВНИМАНИЕ

При докладе "V1" КВС уберите руку с РУД.

ПК (PM):

– доложите....."V1".

ПП (PF):

– проконтролируйте и уберите руку с РУД.

1.6 На скорости VR

ВНИМАНИЕ

В случае касания ВПП хвостовой частью, для определения степени повреждения, вернуться на аэродром вылета на высоте обеспечивающей полет в разгерметизированной кабине.

ПК (PM):

– доложите....."ROTATE".

ПП (PF):

– подъем.....выполните

© ПАО "Корпорация "Иркут"

на VR приступите к созданию взлетного угла тангажа 7°, с угловой скоростью приблизительно 3 °/сек, а после отрыва - увеличьте тангаж до 15° (12,5° при отказе одного двигателя)

избегайте значительных отклонений УБРУ по крену (в боковом канале) на разбеге и при подъеме передней ноги, так как это приводит к выпуску спойлеров

если незначительное отклонение УБРУ по крену (в боковом канале) применялось на разбеге, установите УБРУ в нейтральное положение в процессе подъема передней ноги

после отрыва плавно установить педали нейтрально

траекторию полета выдерживайте по FD (командным планкам)

при отсутствии FD:

– установите тангаж 15° при двух работающих двигателях
– при отказе одного двигателя установите тангаж для выдерживания скорости не менее V2 (приблизительно 12,5°).

ПК (PM):

– контролируйте тангаж в процессе отрыва (не более 7,5° - для предотвращения касания ВПП хвостовой частью фюзеляжа) и в процессе начального набора высоты без FD с одним неработающим двигателем (для предотвращения потери скорости менее V2)
– доложите..... "POSITIVE CLIMB"

ПП (PF):

– дайте команду....."GEAR UP"

ПК (PM):

Примечание

Для исключения поворота колес ПОШ после постановки на ЗУП -шасси убирайте только после отключения СУПК переключателем NWS (переведите его из положения ON в положение OFF)

– рукоятку LDG GEAR.....установите UP
– рукоятку SPEEDBRAKE.....установите в положение RET
– фары.....установите:
– кнопку-табло RWY TURN OFF отжать, и выключатель TAXI установите в OFF
– выключатели LAND L, R оставьте в ON, и кнопку-табло FLASH оставьте нажатой до FL100.

ПП (PF):

– кнопку-табло AP.....как требуется

на высоте выше 100 ft AGL автопилот может быть подключен

доложите изменение в индикации FMA.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ПК (PM):

– доложите....."GEAR UP ".

1.7 На высоте 400 ft

ПП (PF):

– подключите "LNAV" на FMA (если "LNAV" не подключили перед взлетом) проверьте загорание индикации **LNAV** зеленым цветом (подключится режим «Горизонтальная навигация»)

– нажмите на кнопку задатчика HDG/TRK и установите требуемый курс полета (если не применяется режим "LNAV", на FMA проверьте загорание индикации **HDG** зеленым цветом).

1.8 На высоте THRUST REDUCTION (THR RED ALT)

(на FMA мигает "TO")

ПП (PF):

– РУД....."MCL"

– при подключенном АТ РУДы автоматически установятся в положение "MCL". На FMA проверьте смену индикации **"TO"** на **"CLB"** зеленого цвета.

в режиме ручного пилотирования, ПП (PF) должен своевременно уменьшить тангаж, чтобы предотвратить падение скорости из-за уменьшения тяги двигателей

ПК (PM):

– кнопку-табло L ENG BLEED.....нажмите, если взлет выполнялся с отбором воздуха от ВСУ.

1.9 На высоте THRUST ACCELERATION (THR ACC ALT)

ПП (PF):

– доложите FMA....."CLB "

– проверьте изменение (рост) скорости с V2+10 до скорости CLB (250 kt).

1.10 На скорости "F"

Примечание

На взлете в конфигурации "1+F", ("F"), скорость "F" не отображается.

ПП (PF):

– дайте команду....."FLAPS 1"

ПК (PM):

– скорость проверьте и доложите....."SPEED CHECKED"

– FLAPS 1.....установите

– доложите....."FLAPS 1"

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.11 На скорости "S"

ПП (PF):

– дайте команду....."FLAPS ZERO"

ПК (PM):

– скорость проверьте и доложите....."SPEED CHECKED"

– FLAPS ZERO.....установите

– доложите....."FLAPS ZERO"

– кнопку-табло R ENG BLEED.....нажмите, если взлет выполнялся с отбором воздуха от ВСУ.

Схема процедуры взлета показана на (Рис. 1)

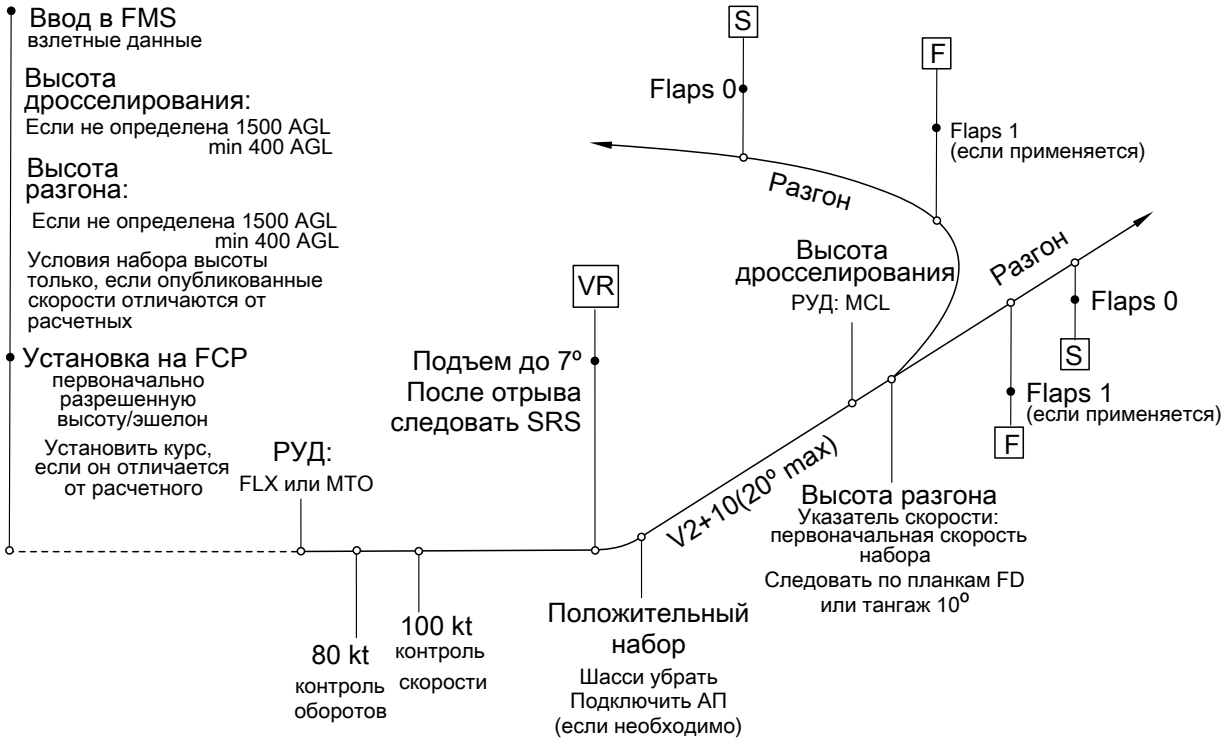


Рисунок 1 Схема процедуры взлета

1.12 После взлета

ПК (PM):

– проверьте:

- трехпозиционный переключатель APU BLEED - установлен в AUTO

© ПАО "Корпорация "Иркут"

- кнопки-табло L ENG BLEED, R ENG BLEED - не горят

– если взлет выполнялся с отбором воздуха от APU:

- галетный переключатель APU установите в OFF
- кнопки-табло ENG CONT IGN.....как требуется
- кнопки CONT IGN установите в положение ON, если имеется сильная турбулентность или сильные осадки
- TCAS (режим)....."TA/RA"
  - установите в положение "TA/RA", если взлет выполнялся в режиме "TA"

На начальном этапе летных испытаний полеты выполнять вне прогнозируемой зоны обледенения. При непреднамеренном попадании в зону обледенения немедленно примите меры по выходу из нее. При этом:

– после попадания в зону обледенения с работающей ПОС:

- при полете с убранной механизацией не допускать уменьшения скорости ниже VLS + 20 Kt
- при полете с выпущенной механизацией не допускать уменьшения скорости ниже VLS + 5 Kt

– после попадания в зону обледенения с неработающей ПОС:

- при полете с убранной механизацией не допускать уменьшения скорости ниже VLS + 20 Kt
- при полете с выпущенной механизацией не допускать уменьшения скорости ниже VLS + 10 Kt

галетные переключатели ANTI ICE WING, ENG L, R - в положение AUTO

галетные переключатели ANTI ICE ENG L, R должны быть установлены в положение "ON" , когда визуально обнаружены условия обледенения.

Примечание

С включенной ANTI ICE ENG L, R, FADEC автоматически выбирает IGN - ON.

1.13 AFTER TAKE OFF CHECKLIST

AFTER TAKE OFF CHECKLIST.....выполните.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Набор высоты

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях

Содержание

Страница

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях..... 1
1 Занятие заданного эшелона..... 1
1.2 Изменение скорости набора..... 2
1.3 Ускорение набора..... 2
1.4 Высота перехода..... 3
1.5 CLIMB CHECKLIST..... 3
1.6 Пересечение FL 100..... 3
1.7 Занятие заданного эшелона..... 4

Описание для экипажа

1 Занятие заданного эшелона

ПП (PF):

Нижеперечисленные процедуры выполняет ПП (PF) только при включенном АР. При ручном пилотировании эти операции выполняет ПК (PM) по команде ПП (PF).

- заданный эшелон.....установите
- если АТС разрешает занять заданный эшелон:
  - на FCP внешней ручкой кнопки ALT установите масштаб высоты в положение 1000 ft
  - внутренней ручкой кнопки ALT установите заданный эшелон на FCP и нажмите эту кнопку
  - на FMA индицируется.....SPEED/LNAV/ALT
- антенну локатора..... отрегулируйте
  - угол наклона антенны локатора зависит от высоты самолета и от выбранной дальности на ND. Антенна должна иметь незначительный отрицательный наклон, для того чтобы показать некоторую часть земли вверху ND
- на FMS откройте страницу PERF CLB (позволяющей контролировать момент достижения заданной высоты, установленной на FCP), но можно выбрать и другие страницы, такие как страницу LEGS
- с включенным АР, ПП (PF) делает любые изменения в плане полета
- страница PROG на FMS показывает:
  - навигационный режим
  - расстояние до ППМ
  - расчетное время пролета (прибытия)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– высоту полета

– отклонение от трека

– ветер.

1.1 ПК (PM):

На начальном этапе летных испытаний полеты выполнять не заходя в прогнозируемую зону обледенения. При непреднамеренном попадании в зону обледенения принять срочные меры по выходу из нее, при этом используя рекомендации:

– **после попадания в зону обледенения с работающей ПОС:**

  • **в крейсерской конфигурации не допускается уменьшение скорости ниже V_{LS} + 20 kt**

  • **в конфигурациях с выпущенной механизацией не допускается уменьшение скорости ниже V_{LS} + 5 kt**

– **после попадания в зону обледенения с неработающей ПОС:**

  • **в крейсерской конфигурации не допускается уменьшение скорости ниже V_{LS} + 20 kt**

  • **конфигурациях с выпущенной механизацией не допускается уменьшение скорости ниже V_{LS} + 10 kt.**

– Галетные переключатели ANTI ICE WING, ENG L, R.....AUTO

  – при наличии обледенения ПОС включатся автоматически

  – если визуально обнаружено обледенение, а автоматического включения ПОС не произошло, установите переключатели ANTI ICE WING, ENG L, R в положение ON

– на FMS откройте страницу LEGS (которая позволяет вводить любые изменения в план полета).

Примечание

Наилучшая скорость для продолжительного набора находится между GREEN DOT и экономичной скоростью.

1.2 Изменение скорости набора

Если АТС, турбулентность или другие условия эксплуатации требуют изменения скорости ПП (PF):

– на FCP поворотом внешней короны кнопки SPEED, включите ручной режим выбора скорости

– выберите новую скорость на PFD вращением внутренней короны кнопки SPEED, затем нажмите ее - заданная скорость выбрана.

1.3 Ускорение набора

Если АТС требует ускорение набора

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ПП (PF):

– на PFD внутренней ручкой кнопки SPEED установите скорость GREEN DOT

– на FMA загорится THRUST/LNAV/CLB.

Примечание
Набор на скорости GREEN DOT выполняется в течение короткого промежутка времени.

1.4 Высота перехода

За 500 ft до пересечения высоты перехода и когда разрешен дальнейший набор высоты

ПК (PM):

– доложите..... "APPROACHING TRANSITION".

1.4.1 **На высоте перехода** (на PFD мигает индикация барометрического давления)

ПП (PF):

– дайте команду ..... **"SET STANDARD"**

– на пульте ПУИ-17 Л (DCP) кнопку BARO PULL STD потяните на себя

– на резервном приборе IESI нажмите кнопку STD.

1.4.2 ПК (PM):

– на пульте ПУИ-17 П (DCP) кнопку BARO PULL STD потяните на себя

– после установки давления на высотомерах **проведите перекрестную проверку** установки давления

– выполните **сверку показаний** высотомеров

– доложите - **"STANDARD SET. CROSSCHECKED. PASSING FL… NOW "**.

1.4.3 ПП (PF):

– контролируйте пересечение названного эшелона

– при соответствии подтвердите..... "CHECKED"

– продолжайте набор заданного эшелона**.**

1.5 CLIMB CHECKLIST

CLIMB CHECKLIST - выполните.

1.6 Пересечение FL 100

При пересечении FL 100

ПП (PF):

– дайте команду..... **"FLIGHT LEVEL ONE HUNDRED PROSEDURE"**.

1.6.1 ПК (PM):

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– выключатели L, R LAND и установите в ..... OFF

– кнопку-табло FLASH ..... отожмите

– кнопку-табло SEAT BELTS..... как требуется

– подменю NAVAID 1, 2..... проверьте

очистите вручную настроенные VOR, ADF

– на ND MAP DATA..... как требуется

– OPT/MAX FL (высоты)..... проверьте и озвучьте

– 121.5 на VHF-2..... установите и прослушивайте.

1.7 Занятие заданного эшелона

При подходе к заданному эшелону (за 1000 ft)

ПК (PM):

– доложите..... "APPROACHING FL…".

1.7.1 ПП (PF):

– ручкой кнопкой V/S-FPA установите вертикальную скорость набора не более 1000 ft/min (не более 5 м/с) чтобы исключить "проскакивание" заданного эшелона (CFL RVSM) на величину более 150 ft (45 м), независимо от режима управления ВС и условий полета.

– контролируйте занятие заданного эшелона

– после занятие заданного эшелона и перехода ВС в горизонтальный полет:

  – доложите ..... "FL…".

1.7.1.1 ПК (PM):

– после сверки показаний высотомеров (расхождение в показаниях основных высотомеров НЕ БОЛЕЕ 200 ft (60 м)), подтвердите..... "CHECKED".

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Крейсерский полет

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях

Содержание

Страница

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях..... 1
1 Крейсерский полет..... 1
1.1 После занятия заданного эшелона ,CFL RVSM..... 1
1.2 При пролете поворотных пунктов маршрута (ППМ)..... 2
1.3 Каждые 30 минут полета..... 2
1.4 Каждые 60 минут полета..... 2
1.5 Точность навигации..... 2
1.6 Методы проверки точности..... 3
1.7 В процессе полета..... 3
1.8 При несвоевременном включении ПОС при полете в условиях обледенения..... 4

Описание для экипажа

1 Крейсерский полет

Рекомендуется выполнять полет на эшелоне наиболее близком к оптимальной высоте,

рассчитанной FMS.

В крейсерском полете рекомендуется выдерживать скорость или число М, рассчитанное

FMC (ECON CRZ SPEED) для заданного COST INDEX.

1.1 После занятия заданного эшелона ,CFL RVSM

После занятия заданного эшелона, CFL RVSM ПК (РМ) и ПК (РМ) сверьте показания основных высотомеров. Если расхождение в показаниях основных высотомеров не превышает 200 ft (60 м), то работа высотомеров считается нормальной. Если расхождение в показаниях основных высотомеров превышает 200 ft (60 м), то основные высотомеры для эшелонов RVSM считаются неисправными, воздушное судно теряет статус "допущенного к RVSM". Немедленно доложите органу ОВД: "NEGATIVE RVSM DUE TO EQUIPMENT" и принятом решении (возврате на аэродром вылета, посадке на ближайшем аэродроме или продолжении полета до аэродрома назначения), и действуйте по его указаниям (подробнее по действиям экипажа в зоне RVSM - в РПП А/К). При вышеуказанном расхождении в показаниях основных высотомеров вне зоны RVSM -действуйте в соответствии с FCOM (QRH).

В воздушном пространстве RVSM используется только режим автоматической стабилизации высоты. Постоянно контролируйте точность выдерживания заданного CFL. Если колебания высоты в режиме автоматической стабилизации при выдерживании CFL превышают 65 ft (20 м), то этот режим работы для эшелонов RVSM считается неисправным - действуйте, как изложено выше.

ПК (РМ):

– отключите табло SEAT BELTS, если на FL100 оно не было отключено

– EICAS MEMO - проверьте

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– просмотрите (и периодически просматривайте) на SD страницы систем:

  • ENG - давление и температуру масла

  • AIR- параметры отбора воздуха, температуру в салоне

  • ELEC - параметры, нагрузку генератора

  • HYD - небольшое уменьшение количества жидкости. Это нормально (ожидается уменьшение жидкости во время холодного всасывания)

  • FUEL- дисбаланс топлива

  • FCS - положение рулей.

– ND и метеолокатор (WXR) установите - как требуется.

ПК (РМ):

– TAWS на ПУ-17 П - выключите (если была включена)

– ND установите - как требуется

– контролируйте полет по трассе (FLIGHT PROGRESS).

1.2 При пролете поворотных пунктов маршрута (ППМ)

ПК (РМ):

– проверьте путевой угол и расстояние до следующего ППМ.

1.3 Каждые 30 минут полета

ВНИМАНИЕ

Проверьте, что сумма топлива на борту плюс сумма израсходованного топлива равна сумме топлива на взлете до применения процедуры FUEL IMBALANCE. Если утечка топлива подтверждается, примените процедуру FUEL LEAK.

ПК (РМ):

– проверьте расход топлива, FOB, расчет топлива и сравните с планом полета

– проверьте, что сумма топлива на борту плюс сумма израсходованного топлива равна сумме топлива на взлете. Если эта сумма меньше чем на взлете, то подозревается утечка топлива.

– время контроля и остатки топлива записывайте в CFP.

1.4 Каждые 60 минут полета

ПК (РМ) и ПК (РМ):

– При длительном (более одного часа) полета на одном CFL производите сравнение показаний основных высотомеров, контроль исправности ответчика, оценку стабильности выдерживания CFL в режиме автоматической стабилизации высоты. При возникновении вышеизложенных отклонений - действуйте, как указано выше.

1.5 Точность навигации

ПК (РМ):

© ПАО "Корпорация "Иркут"

проверьте точность навигации (NAV ACCURACY)

– на самолете, оборудованном GPS, проверка навигационной точности не требуется, до тех пор, пока GPS PRIMARY действует

  • навигационную точность контролируйте всегда и особенно, когда любое из следующих условий имеет место:

    – навигация только от IRS

    – на странице PROG появляется предупредительная надпись LOW

    – NAV ACCUR DOWNGRAD появится на FMS.

1.6 Методы проверки точности

Вручную настройте VOR или ADF на станцию, которая находится в пределах дальности на странице ПОДМЕНЮ NAVAID 1, 2 и выберите соответствующие стрелки на ND

– проверьте, что стрелка (отображающая приближенные данные) лежит на соответствующем навигационном средстве голубого цвета (вычисленная FMS) и что расстояние DME равно расстоянию, показанному между символом самолета и символом навигационного средства на ND.

Введите идентификатор VOR/DME в поле BRG/DIST TO на странице PROG и сравните вычисленный BRG (DIST) с помощью приближенных данных на ND. Этот метод позволяет ошибке FMS быть дискретной:

– если проверка положительная (ошибка 3 NM и менее), местоположение по FMS надежное. Используйте ND/FULL ND (ARC или ROSE, или PLAN) и боковое управление

– если проверка отрицательная (ошибка более 3 NM): местоположение по FMS ненадежное. Используйте для навигации приближенные данные и контролируйте их

1.7 В процессе полета

ПК (PM):

Постоянно контролируйте точность выдерживания заданного CFL.

Выполните, если требуется, ступенчатый набор.

Антенну метеолокатора (WXR) - отрегулируйте

– ниже 20000 ft начните с угла наклона близкого к нулю. Если используются разные масштабы на двух ND, установите антенну вниз на более короткую дальность ND (чтобы контролировать и обнаруживать метеоактивность) и установите близко к нулю при большей дальности ND (для того чтобы контролировать изменение курса)

– для первого и второго пилота могут устанавливаться разные дальности (масштабы)

– выше 20000 ft рекомендуется антенну установить немного вниз.

ПК (PM):

– регулярно обращайте внимание на страницу AIR, для контроля температуры в салоне (COCKPIT TEMP) и регулируйте ее, если необходимо

– исходя из воздушной обстановки TCAS установите в NORM или BLW .

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ПК (РМ), ПК (РМ):

– проверьте кислородные маски (OXY MASK).

1.8 При несвоевременном включении ПОС при полете в условиях обледенения

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

На начальном этапе летных испытаний полеты выполняйте вне прогнозируемой зоны обледенения.

При непреднамеренном попадании в зону обледенения примите меры для немедленного выхода из зоны обледенения, руководствуясь следующим:

после попадания в зону обледенения с работающей ПОС:

- **в крейсерской конфигурации не допускается уменьшение скорости ниже V_{LS} + 20 kt**
- **в конфигурациях с выпущенной механизацией не допускается уменьшение скорости ниже V_{LS} + 5 kt**

после попадания в зону обледенения с неработающей ПОС:

- **в крейсерской конфигурации не допускается уменьшение скорости ниже V_{LS} + 20 kt**
- **в конфигурациях с выпущенной механизацией не допускается уменьшение скорости ниже V_{LS} + 10 kt**

При визуальном обнаружении обледенения, если не произошло автоматического включения ПОС, галетный переключатель ANTI ICE WING, установить в положение ON.

Если имеются подозрения о том, что лед образовался в воздухозаборнике до включения противообледенительной системы (о чем, например, свидетельствует вибрация двигателя)

ПК (РМ):

– рычаги управления двигателями (по одному) установите на МАЛЫЙ ГАЗ

  - снижение оборотов сведет к минимуму риск внутренних повреждений двигателя, когда образовавшийся лед будет срываться и попадать внутрь двигателя

    – нажмите кнопку-табло ENGINE CONT IGN соответствующего двигателя, при этом в ней загорится ON

    – галетный переключатель ANTI ICE ENGINE L/R этого двигателя установите в ON

    – рычаг управления двигателем установите на требуемый режим.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Подготовка к снижению и заходу на посадку

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях

Содержание

Страница

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях..... 1
1 Подготовка к снижению..... 1
1.1 За 10 мин. (приблизительно за 80 NM) до начала снижения..... 1
1.2 Если АДС изменила ВПП для посадки:..... 3
1.3 После окончания подготовки..... 3
1.4 Перед началом снижения..... 3
1.5 DESCENT CHECKLIST..... 3

Описание для экипажа

1 Подготовка к снижению

1.1 За 10 мин. (приблизительно за 80 NM) до начала снижения

Приступите к подготовке к снижению и заходу на посадку.

ПП (PF) и ПК (PM):

– примите информацию ATIS

– проанализируйте погоду и условия на посадке на ОСНОВНОМ и ЗАПАСНОМ аэродромах

– запишите информацию ATIS в SFP (ПК (PM)).

ПП (PF):

– для выполнения подготовки к посадке, передайте пилотирование ПК (PM) установленным порядком.

ПК (PM):

– возьмите управление и подтвердите - "I HAVE CONTROL".

ПП (PF):

– страницу STATUS проверьте и проанализируйте возможность выполнения посадки на аэродроме назначения (при наличии отказов или неисправностей систем) при полученных по ATIS метеоусловиях

– превышение аэродрома (LDG ELEV) - проверьте

  • на EWD горит надпись LDG ELEV и индицируется высота превышения аэродрома посадки.

Подготовьте FMS:

– на странице ARRIVAL введите STAR, STAR TRANS, APPR и RW

– на странице LEGS соедините последнюю точку маршрута с STAR TRANS

– на странице DES FORECAST введите ветер перед снижением

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– на странице VNAV введите MDA, QNH, температуру аэродрома посадки

– на странице POLICY CRZ проверьте ограничения по высоте и скорости. Добавьте новые ограничения по высоте и скорости, если требуется

– на странице PATH DES проверьте MACH/SPD для этапа снижения

  • если MACH/SPD не соответствуют, то введите требуемую скорость. Эта скорость необходима для вычисления точки начала снижения

– на странице DEP APR введите QNH, температуру и ветер в аэропорту посадки, MDA (MDH, если используется QFE) или DH

– проверьте или измените посадочную конфигурацию. Пилот может выбрать конфигурацию "FLAPS 3", вместо "FLAPS FULL" в зависимости от пригодности ВПП и характеристики ухода на 2-ой круг или, если прогнозируется сдвиг ветра на заходе

– проверьте TRANS ALT

– проверьте и скорректируйте V_{APP} в соответствии с FLAPS FULL или FLAPS 3

– проверьте THR RED ALT и ACC ALT (для ухода на второй круг), и измените, если необходимо

– проверьте и /или установите необходимые навигационные средства

– проверьте идентификаторы на ND (VOR-ADF) и на PFD (ILS)

– на странице LEGS 2 постройте маршрут на запасную ВПП (если она имеется) или на ЗАР.

ISIS - подготовьте.

На пульте AUTO BRAKE

Рекомендуется применять автоматическое торможение **(На начальном этапе летных испытаний режимы автоторможения не задействованы)**

– использование режима "MAX" – если есть необходимость в максимальном торможении

– использование режима "MED":

  • на короткой (LDA менее 2000 м) ВПП

  • покрытой осадками (с пониженным коэффициентом сцепления) ВПП

  • при видимости менее 1000 м

– использование режима **"**LOW" - на длинной (LDA более 2000 м) и сухой ВПП.

Применение автоматического торможения на посадке не снимает с пилота ответственности за обеспечение безопасной остановки самолета в приделах ВПП.

При полном обжатии тормозных педалей достигается степень торможения эквивалентная режиму "RTO".

Примечание

Если, на очень длинной ВПП, пилот рассчитывает, что торможение не потребуется, использование режим автоматического торможения не требуется.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.2 Если АДС изменила ВПП для посадки:

– активируйте маршрут на странице LEGS 2

– установите новую MDA или DH для новой ВПП

– введите необходимые навигационные радиосредства.

Примечание

Изменение ВПП или вида используемых аэродромных радиосредств (VOR, ILS) автоматически стирает прежние MDA (DH).

1.3 После окончания подготовки

ПП (PF):

– дайте команду - "I HAVE CONTROL CHECK MY PREPARATION"

– после подтверждения ПНП о передаче - возьмите управление.

ПК (PM):

– подтвердите передачу управления - "YOU HAVE CONTROL"

– проверьте подготовку к снижению, заходу на посадку и посадке в полном объеме

– по окончании проверки, доложите - "CHECKED".

ПП (PF):

– проведите предпосадочный брифинг

- брифинг проводит ПП (PF), передав пилотирование и связь ПК (PM), ранее установленным порядком

– летный экипаж должен использовать страницы FMS для проведения брифинга.

1.4 Перед началом снижения

ПК (PM):

– галетные переключатели ANTI ICE WING, ENG L, R - AUTO

ПП (PF):

– кнопку-табло SEAT BELTS нажмите (загорится - ON)

1.5 DESCENT CHECKLIST

– DESCENT CHECKLIST..... выполните.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Снижение

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях

Содержание

Страница

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях 1
1 Снижение 1
1.1 Начало снижения 1
1.1.1 Если ATC требует раннее снижение 1
1.1.2 Если ATC задерживает снижение 1
1.2 Контроль снижения 2
1.3 При пересечении FL 100 2
1.4 На эшелоне перехода (TL - TRANSITION LEVEL) 3
1.5 APPROACH CHECKLIST 3

Описание для экипажа

1 Снижение

ПК (PM) - запросите и получите разрешение на снижение и первоначально разрешенный для снижения эшелон (высоту)

ПП (PF):

– сверьте разрешенный эшелон с безопасным

– установите его значение на FCP

– приступите к снижению.

1.1 Начало снижения

Обычно снижение выполняется в режиме DES и начинается в точке начала снижения (TOD) рассчитанной FMS.

Сообщение DES NOW появляется за 50 NM до точки начала снижения.

1.1.1 Если ATC требует раннее снижение

Раннее снижение инициируется нажатием кнопки выбора строки DES NOW на FMS на странице DESCENT. Снижение выполняется автоматически в новой точке начала снижения рассчитанной FMS.

1.1.2 Если ATC задерживает снижение

Значение величины отклонения от исходной траектории снижения появляется на странице VNAV APP на FMS и на PFD.

FMS рассчитывает вертикальную скорость из расчета V сниж +10 kt. Если, при текущих условиях, FMS определяет, что она не может захватить профиль снижения до точки ограничения высоты, она выработает предупреждающее сообщение UNABLE NEXT ALT.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.2 Контроль снижения

ПП (PF):

– вызовите страницу FMS PROG для того, чтобы получить информацию о DIS и ETA, расстоянии до торца ВПП

– вызовите страницу FMS DESCENT для получения информации о вертикальном отклонении от траектории полета

– контролируйте выполнение снижения на постоянном числе M равном 0.8 до достижения приборной скорости 280 kt и выдерживание этой скорости до высоты 10 000 ft.

На PFD (как и на странице DESCENT) индицируются значения величины отклонения от профиля снижения.

Для контроля профиля снижения можно использовать на ND режим PROF

– при необходимости используйте SPEEDBRAKE

  • при использовании SPEEDBRAKE для коррекции снижения, постоянно удерживайте руку на рычаге SPEEDBRAKE. Если необходимо выполнить другие операции в кабине, то после их завершения руку необходимо вернуть на рычаг SPEEDBRAKE

  • на снижении в режиме ALT с SPEEDBRAKE в положении FULL, необходимо начинать убирать SPEEDBRAKE не позднее, чем за 2000 ft до заданной высоты

  • в полете с механизацией крыла в положениях "2", "3" и "FULL" не использовать интерцепторы в режиме воздушных тормозов более чем на 1/2 хода рукоятки МУВТ для минимизации продольной перебалансировки самолета

  • на этапе предпосадочного снижения и выравнивания с механизацией крыла в положениях "3" и "FULL" применение интерцепторов в режиме воздушных тормозов НЕ ДОПУСКАЕТСЯ

– при наличии СВ облаков, для их обнаружения в процессе снижения, используйте метеолокатор, отрегулировав наклон антенны

  • в горной местности рекомендуется использовать метеолокатор постоянно.

ПК (PM):

– FMS на странице - F-PLN или LEGS.

1.3 При пересечении FL 100

ПП (PF):

– дайте команду - "FLIGHT LEVEL ONE HUNDRED PROSEDURE"

– проконтролируйте уменьшение скорости до 250 kt и продолжите снижение с дальнейшим уменьшением скорости к моменту начала выпуска закрылков

– нажмите LOC (ILS), если заход по LOC запланирован (если заход по ILS).

– проверьте установку (установите) ВПР в соответствии с выбранной системой захода (фактическими метеоусловиями)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ПК (PM):

– фары посадочные (LAND)

  • выключатели LAND L, R установите в ON

  • кнопку - табло FLASH - нажмите (загорится - ON).

Посадочные фары могут быть включены в соответствии с политикой авиакомпании и рекомендацией правил полетов

– проверьте радио навигационные средства (NAVAID 1, 2 - выбраны и идентифицированы)

– проверьте точность навигации (NAV ACCURACY)

  • при использовании GPS проверка точности навигации не требуется. В других случаях выполните перекрестную проверку точности навигации, используя страницу PROG (азимут и дальность) и на ND (данные VOR/DME)

– проверьте установку (установите) ВПР.

1.4 На эшелоне перехода (TL - TRANSITION LEVEL)

При подходе к эшелону перехода, если разрешено дальнейшее снижение

ПК (PM):

– доложите -"TRANSITION"

ПП (PF):

– дайте команду - "SET QNH (QFE)…".

Оба пилота устанавливают давление аэродрома посадки, полученного по ATIS.

ПК (PM):

– проверьте установку давления на всех задатчиках (X- CHECK)

– доложите - "QNH (QFE)… SET. CROSSCHECED. PASSING… FEET NOW".

ПП (PF):

– проверьте правильность установки давления на всех задатчиках (X- CHECK)

– подтвердите..... "CHECKED"

– продолжайте снижение до разрешенной высоты.

1.5 APPROACH CHECKLIST

– APPROACH CHECKLIST..... выполните

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Заход на посадку по ILS

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях

Содержание

Страница

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях 1
1 Заход на посадку по ILS 1
1.1 Начальный этап захода 1
1.2 Промежуточный / конечный этап захода (заход по ILS введен в план полета) 2
1.3 На скорости "GREEN DOT" 2
1.4 Если самолет выше глиссады 3
1.5 На высоте 2000ft относительно порога ВПП (minimum) 4
1.6 Когда закрылки в положении "2" 4
1.7 Когда шасси выпущены 5
1.8 Когда закрылки в положении "3" 5
1.9 LANDING CHECKLIST 6
1.10 На минимальной высоте стабилизации ВС 6
1.10.1 Если все перечисленные условия ВЫПОЛНЯЮТСЯ 6
1.10.2 Если хотя бы одно из условий НЕ ВЫПОЛНЯЕТСЯ 6
1.11 На DH + 100 ft (или MDA + 100 ft) 6
1.12 На DH (или MDA) 6
1.13 Условия стабилизированного захода на посадку: 7

Перечень иллюстраций

Страница

1 Схема захода на посадку по ILS 7

Описание для экипажа

1 Заход на посадку по ILS

1.1 Начальный этап захода

При пролете точки DECEL в режиме "LNAV", фаза "APPR" активируется автоматически.

Если самолет находится в режиме "HDG/TRK", на удалении приблизительно 15 NM от торца ВПП, активируйте и подтвердите фазу "APPR" на FMS.

ПП (PF):

– дайте команду - "ACTIVATE APPROACH PHASE"

– местоположение (POSITIONING) - контролируйте

  • в режиме "LNAV" используйте информацию VDEV на PFD и странице PROG

  • в режиме "HDG" или "TRK" используйте круг курсовой шкалы на ND соответствующий требуемому удалению до посадки

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– управление скоростью (SPEED) - "MANAGE"

  • когда скорость, ограниченная ATC (например, после команды ATC "Выдерживайте скорость 180 kt до пролета SM"), больше не применяется, возвращайтесь в режим "MANAGE"

– SPEEDBRAKE - используйте при необходимости

  • в полете с механизацией крыла в положениях "2", "3" и "FULL" не использовать интерцепторы в режиме воздушных тормозов более чем на 1/2 хода рукоятки МУВТ для минимизации продольной перебалансировки самолета

  • на этапе предпосадочного снижения и выравнивания с механизацией крыла в положениях "3" и "FULL" применение интерцепторов в режиме воздушных тормозов НЕ ДОПУСКАЕТСЯ

– наклон антенны метеолокатора - отрегулируйте.

ПК (PM):

– активируйте и доложите - "APPROACH PHASE ACTIVATED"

– кнопки-табло ENG L, R, CONT IGN нажмите (загорится ON) если в зоне захода или ухода на второй круг: сильный дождь, ВПП покрыта водой или ожидается сильная турбулентность

– точность навигации (NAV ACCURACY) - контролируйте

  • контролируйте точность навигации и будьте готовы изменить систему захода. Если точность навигации снижена, используйте приближенные данные для перекрестной проверки точности навигации

  • точность навигации определяет, какие режимы АР экипажу следует использовать и тип индикаций отображенных на ND.

1.2 Промежуточный / конечный этап захода (заход по ILS введен в план полета)

ПП (PF):

– нажмите кнопку-табло APPR на FCP когда ATC разрешает заход на посадку по ILS. Таким образом подготавливаем режимы "LOC" и "G/S"

  • режимы захвата "LOC" и/или "G/S" включатся не ранее чем через 3 сек после включения подготовки

– приблизительно за 5 NM до FAF (Final Approach Fix) приступите к уменьшению скорости самолета для начала выпуска закрылков

– АР включите после подключения режима "APPR".

1.3 На скорости "GREEN DOT"

ПП (PF):

– дайте команду - **"FLAPS 1"**.

ПК (PM):

– скорость проверьте и доложите - "SPEED CHECKED"

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– установите FLAPS 1

– убедитесь и доложите - "FLAPS 1".

ПП (PF):

– проверьте уменьшение скорости до **"S"**

  • скорость "S" должна установиться к моменту достижения глиссады с FLAPS 1 или выше 2000 ft относительно торца ВПП

  • если скорость на глиссаде значительно больше "S" или самолет не уменьшает скорость на глиссаде, то выпустите шасси, чтобы уменьшить ее

  • использование SPEED BRAKES не рекомендуется, потому что это может вызвать нежелательное увеличение V_{LS}.

ПК (PM):

– TCAS установите "TA" или "TA/RA"

– рекомендуется выбор режима "TA":

  • в случае известного близко пролетающего самолета, который визуально наблюдается

  • в аэропортах имеющих близко расположенные параллельные ВПП

  • сходящиеся ВПП

  • низкое положение самолета над землей во время конечного этапа захода.

ПП (PF):

– FMA- проверьте

– захват курса (LOC*) - контролируйте

  • при захвате доложите - "LOC STAR "

– захват глиссады (G/S*) - контролируйте

  • при захвате доложите - "GLIDE SLOPE STAR".

ПК (PM):

– контролируйте захват LOC и G/S.

1.4 Если самолет выше глиссады

ПП (PF):

– установите режим "V/S"

– установите на FCP высоту **выше высоты полета**

– установите вертикальную скорость для захвата глиссады (**максимум 1500 ft/min**)

– не достигайте V_{FE}, чтобы избежать возврата в режим "CLB"

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Примечание

Если самолет захватывает ILS выше диапазона действия радиовысотомера (RA) (индикация RA на PFD отсутствует), на FMA отобразится "CAT 1"

– после захвата глиссады на FCP установите высоту ухода на 2-ой круг (GO-AROUND ALT). При наличии ограничений по высоте ухода на 2-ой круг - установите минимальное значение. Доложите:

  • "GO-AROUND ALT... SET"

1.5 На высоте 2000ft относительно порога ВПП (minimum)

ПП (PF):

– проверьте уменьшение скорости до **"F"**

– дайте команду - "FLAPS 2".

ПК (PM):

– скорость проверьте и доложите - "SPEED CHECKED"

– FLAPS 2 - установите

  • если самолет захватывает глиссаду ILS ниже 2000 ft относительно порога ВПП, установите FLAPS 2, когда самолет находится за одну точку до входа в глиссаду

– убедитесь и доложите - "FLAPS 2"

1.6 Когда закрылки в положении "2"

ПП (PF):

– дайте команду - "GEAR DOWN".

ПК (PM):

– рукоятку LDG GEAR - установите "DOWN"

  • проверьте загорание трех индикаторов зеленого цвета выпущенного положения шасси и закрытие створок на странице EWD и пульте управления шасси

– убедитесь и доложите - "GEAR DOWN"

– включите NWS (установите переключатель в верхнее положение) и доложите - "NWS - ON"

– рукоятку SPEEDBRAKE установите в "ARMED"

– фары:

  • выключатель TAXI установите в ON

  • нажмите кнопку-табло RWY TURN OFF (загорится ON)

– бортпроводников (CABIN CREW) - проинформируйте

  • дважды кнопку-табло SEAT BELTS установите в положение OFF, затем ON.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ПП (PF):

– проконтролируйте включение NWS (установлен в верхнее положение)

– панель AUTO BRAKE - проверьте

  • горит ON на кнопке-табло выбранного режима торможения, в зависимости от длины и состояния ВПП.

1.7 Когда шасси выпущены

ПП (PF):

– дайте команду - "FLAPS 3".

ПК (PM):

– скорость проверьте и доложите - "SPEED CHECKED"

  • скорость не превышает V_{FE}

– FLAPS 3 - установите

– убедитесь и доложите - "FLAPS 3"

– синоптическую страницу BRAKE - вызовите и проверьте.

1.8 Когда закрылки в положении "3"

ПП (PF):

– дайте команду - "FLAPS FULL"

ПК (PM):

– скорость проверьте и доложите - "SPEED CHECKED"

  • контролируйте уменьшение скорости до V_{APP}. Рекомендуется устанавливать FLAPS FULL на скорости V_{FE} минус 15 kt

– FLAPS FULL - установите

– убедитесь и доложите "FLAPS FULL "

– необходимость использования ПОС - проанализируйте

– рабочий стол - уберите

– синоптическую страницу BRK - просмотрите

– параметры полета - контролируйте.

ПП (PF):

– A/THR - в режиме "SPEED" или выключен

– рабочий стол (SLIDING TABLE) - уберите

– доклад бортпроводников - получите.

– положение шасси и механизации на EWD и ПУ шасси - проконтролируйте

– синоптическую страницу BRK - просмотрите

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– ДОКЛАДЫВАЙТЕ каждое изменение FMA.

1.9 LANDING CHECKLIST

– выполните LANDING CHECKLIST.

1.10 На минимальной высоте стабилизации ВС

ПК (PM):

– доложите - **"ONE THOUSAND (FIVE HUNDRED)"**

– проверьте условия стабилизированного захода на посадку

  • (описаны в пункте 1.13).

1.10.1 Если все перечисленные условия ВЫПОЛНЯЮТСЯ

ПК (PM):

– доложите - **"STABILIZED"**.

ПП (PF):

– продолжите заход на посадку.

1.10.2 Если хотя бы одно из условий НЕ ВЫПОЛНЯЕТСЯ

ПК (PM):

– доложите - **"NOT STABILIZED. GO-AROUND"**.

ПП (PF):

– дайте команду **- "GO-AROUND - FLAPS"**

– выполните УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ.

1.11 На DH + 100 ft (или MDA + 100 ft)

ПК (PM):

– доложите - **"HUNDRED ABOVE "**.

1.12 На DH (или MDA)

ПК (PM):

– доложите - **"MINIMUM"**.

ПП (PF):

– доложите - **"CONTINUE"** или **"GO-AROUND - FLAPS"**

– при незначительных отклонениях от глиссады не допускать подныривание. Сохраняйте постоянный угол снижения до выравнивания

  • на высоте 50 ft, одна точка ниже глиссады соответствует 14 ft под глиссадой

– выполните посадку или УЙДИТЕ НА ВТОРОЙ КРУГ.

Схема захода на посадку по ILS показана на Рис. 1

© ПАО "Корпорация "Иркут"

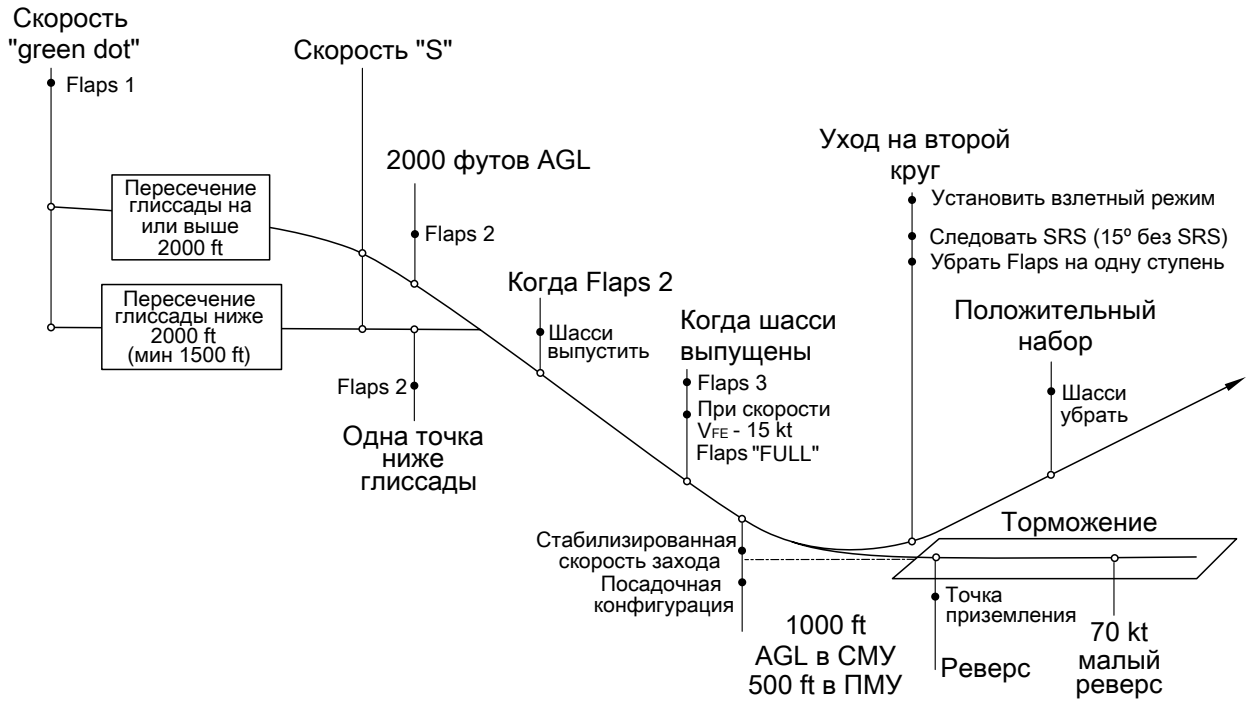


Рисунок 1 Схема захода на посадку по ILS

1.13 Условия стабилизированного захода на посадку:

- ВС находится на расчетной траектории снижения
- для выдерживания траектории снижения требуются небольшие корректирующие движения органов управления ВС по курсу и глиссаде
- приборная скорость по индикатору не превышает расчетного значения плюс 20 kt и не менее расчетной (V_{REF})
- заданная посадочная конфигурация
- вертикальной скорости не превышает 1000 ft/min. Если требуется выдерживать вертикальную скорость снижения более 1000 ft/min, это необходимо оговорить на предпосадочном брифинге
- режим работы двигателей соответствует посадочной конфигурации самолета и скорости захода
- при заходе по ILS, ВС находится в пределах одной точки шкалы по курсу и глиссаде
- карты контрольных проверок выполнены в полном объеме.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Заход на посадку по CAT II/CAT III

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях

Содержание

Страница

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях..... 1

1 Выполнение полета и заход на посадку по минимуму CAT II/CAT III (в автоматическом режиме)..... 1

Описание для экипажа

1 Выполнение полета и заход на посадку по минимуму CAT II/ CAT III (в автоматическом режиме)

Методика взлета, захода на посадку по минимуму CAT II/CAT III до высоты 1000 ft AGL совпадает с методикой взлета и захода по ILS, поэтому в данном разделе изложены только отличия и повторяются наиболее важные операции.

Пилотирующим пилотом (ПП (PF)) всегда является КВС!

Основной задачей ПП (PF) является оценка ситуации и принятие решения, в то время как ПК (PM) (второй пилот) контролирует работу автоматических систем.

НА взлете при видимости RVR менее 200 м рекомендуется включать ILS для контроля разбега ВС по направлению.

При фактических и (или) прогнозируемых условиях ниже минимума CAT 1 на аэродроме вылета или посадки дополнительно к основной подготовке необходимо:

- убедиться, что экипаж имеет действующий допуск к полетам в данных условиях
- нет ограничений по состоянию ВПП и ветру
- по FLIGHT TECHNICAL LOG, докладу ИТС и, при необходимости, по MEL убедиться, что ВС не имеет технических ограничений на выполнение полетов по минимуму CAT II/CAT III
- убедиться, что аэродром допущен к полетам по CAT II/CAT III
- ознакомиться с маршрутом руления, расположением HOLDING POINTS и с "LOW VISIBILITY PROCEDURE" аэродрома вылета
- ознакомиться с характеристиками светового оборудования (расположением огней, маркировкой РД и ВПП)
- при необходимости дать указание о дополнительной заправке ВС топливом, учитывая возможный полет в зоне ожидания аэродрома назначения и длительное ожидание на предварительном старте аэродрома вылета.

Если на аэродроме вылета фактическая погода ниже минимума для посадки, выбрать запасной аэродром, расчетное время полета до которого не превышает 1 часа, а фактическая и прогнозируемая погода на нем не ниже минимума для посадки.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

При первой связи с диспетчером APPROACH убедиться, что процедура захода на посадку по CAT II/CAT III действует и получить подтверждение диспетчера о возможности захода на посадку.

В случае предполагаемого захода на посадку по CAT II/CAT III, при проведении предпосадочной подготовки КВС (ПП (PF))должен провести SPECIFIC CAT II/CAT III BRIEFING.

Примечание

В случае отказа систем ВС выше 1000 ft AGL заход на посадку может быть продолжен по повышенному метеоминимуму в соответствии с состоянием ВС.

В случае отказа систем ВС ниже 1000 ft AGL выполните уход на второй круг и проанализируйте работоспособность систем. Повторный заход может быть выполнен по метеоминимуму в соответствии с состоянием ВС.

- для выполнения захода на посадку по CAT III обязательно наличие:
  - AUTO CALL OUT радиовысотомера (RA)
    - AUTO CALL OUT радиовысотомера не обязателен при выполнении захода по CAT II, эту функцию выполняет ПК (PM)
  - A/THR в режиме "SPEED".

КВС	В/П
Получено разрешение для захода на посадку	
– проверьте настройку и соответствие ILS – подключите режим "APPR" – в процессе захода на посадку, посадке и ухода на второй круг держите руки на органах управления (БРУ и РУД) – выполняйте необходимые действия на FCU – контролируйте показания приборов – немедленно возьмите управление при отключении автопилота. На всех нижеперечисленных этапах захода на посадку контролируйте FMA и озвучивайте все изменения в индикации.	– прослушайте и опознайте средства радионавигации (NAVAID 1, 2) и проинформируйте КВС – проверьте FMA и доложите "GLIDE SLOPE (GS*), LOC (LOC*) ARMED" ("глиссада, курс подготовлены") "APP 2/3" (CAT II/CAT III) – контролируйте процесс захода на посадку – предупреждайте о любых отклонениях в процессе захода или отказах систем самолета. На всех нижеперечисленных этапах захода на посадку контролируйте FMA и подтверждайте все изменения - "CHECKED"
На высоте 1000 ft RA	

© ПАО "Корпорация "Иркут"

КВС	В/П
Контролируйте пролет 1000 ft. Подтвердите "CHECKED". Контролируйте процесс захода на посадку и работу автомата тяги. Уход на второй круг должен быть начат на высоте ниже 1000 ft в случаях: – срабатывание "ALPHA FLOOR" – отключение автопилота – потери возможности захода по CAT II/III (click, click, click) – срабатывание AMBER CAUTION (single chime) – отказ двигателя.	Оцените условия стабилизированного захода на посадку. При их выполнении доложите **"ONE THOUSAND STABILIZED"** .
На высоте 400 ft RA и ниже	
Контролируйте показания PFD. Подготовку режимов "FLARE" и "RETARD" подтвердите -"CHECKED". При отсутствии этой индикации, если фактические метеоусловия позволяют, отключите АП и выполните посадку, если не позволяют - Уход на второй круг.	Контролируйте в FMA загорание индикации подготовки режимов "FLARE" и "RETARD" синего цвета доложите: – **"FLARE ARMED"** ("Режим ВЫРАВНИВАНИЕ подготовлен") – **"RETARD ARMED"** ("Режим СБРОС ГАЗА подготовлен") При отсутствии этой индикации доложите: – **"NO FLARE"** – **"NO RETARD"**
На высоте 300 ft RA и ниже	

© ПАО "Корпорация "Иркут"

КВС	В/П
Проконтролируйте курс на PFD. При заходе по CAT III, если отказал автоматический доклад высоты (CALL OUT) - Уйдите на второй круг. Если не появилась индикация "ROLL OUT ARMED" - будьте готовы после касания ВПП отключить АП.	Контролируйте на FMA загорание индикации подготовки режимов синего цвета и доложите: – **"ALIGN ARMED"** – и позже - **"ROLL OUT ARMED"**. Будьте готовы к докладам высоты RA, если отказал автоматический доклад высоты (только при заходе по CAT II ("APP 2")). Контролируйте или озвучивайте следующие CALL OUT: – "TWO HUNDRED" – "HUNDRED ABOVE" – "ONE HUNDRED" – "FIFTY" – "THIRTY" – "TWENTY" – "MINIMUM" – "RETARD" на высоте 20 ft.

Примечание

При появлении предупреждающей сигнализации о невозможности посадки в автоматическом режиме WARNING (CAUTION), на высоте 200 ft по РВ и ниже уйдите на второй круг!

Любой WARNING (CAUTION) требует уход на второй круг. В случае установления надежного визуального контакта с ориентирами и возможности выполнения посадки в ручном режиме КВС представляется право выполнить посадку.

При наличии зеленой индикации FLARE на FMA и включенном автопилоте, WARNING появляется когда ВС ниже высоты 200 ft по РВ и одном из следующих условий:

– потери автопилота

– отклонении ВС от равносигнальной зоны курсо–глиссадных маяков (LOC или G/S мигает на PFD)

– потеря сигнала курсового маяка на высоте выше 15 ft или глиссадного маяка на высоте выше 100 ft (передатчик или приемники)

– разницы в показаниях двух РВ более 15 ft.

На высоте DH + 100 ft RA

© ПАО "Корпорация "Иркут"

КВС	В/П
– установите визуальный контакт с огнями подхода или ВПП. – постоянно будьте готовы к выключению АР – будьте готовы к уходу на второй круг.	– контролируйте или доложите AUTO CALL OUT **"HUNDRED ABOVE"** – контролируйте параметры и траекторию полета. – докладывайте о всех отклонениях от нормы.
На ВПР (DH)	
После установления визуального контакта и отсутствие каких-либо отклонений, доложите **"CONTINUE"**. При отсутствие визуального контакта после сообщения "MINIMUM", немедленно выполните УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ, подав команду **"GO-AROUND - FLAPS"**.	Контролируйте автоматическое сообщение (или доложите) **"MINIMUM"**.
На высоте 40 ft RA	
Контролируйте начало автоматического выравнивания. При докладе "NO FLARE" КВС немедленно начните выравнивание (отключив автопилот) и произведите посадку в ручном режиме или выполните **уход на второй круг**.	Проверьте на FMA подключение **"FLARE"** по изменению цвета индикации на зеленый и отчетливо доложите "FLARE (NO FLARE)".
На высоте 30 ft RA	
По сообщению **"RETARD"** проконтролируйте автоматическое перемещение РУД в положение **"IDLE"**(**"**Малый Газ").	Проверьте на FMA подключение "IDLE" по изменению цвета индикации **"RETARD"** на зеленый и доложите "IDLE".
В момент касания	
При докладе "NO ROLL OUT" или "NO D-ROT": – немедленно отключите автопилот – выполните процедуры пробега. В случае отказа ANTI SKID или NWS отключите автопилот в момент касания и завершите выполнение посадки.	Доложите: – **"ROLL OUT"** или "NO ROLL OUT" – **"D-ROT"**или "NO D-ROT". После касания на пробеге контролируйте: – выдерживание направления – автоматическое отключение автопилота – уменьшение скорости до скорости руления.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Заход на посадку по неточным системам

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях

Содержание

Страница

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях 1
1 Заход на посадку по неточным системам 1
1.1 Общие положения 1
1.1.1 Основные режимы при заходе по VOR (LOC): 1
1.1.2 Основные режимы при заходе по NDB: 2
1.1.3 Рубежи изменения конфигурации самолета 2
1.2 При заходе по LOC (VOR) 2
1.3 При заходе по NDB 3
1.4 Дополнительная подготовка к заходу по неточным системам 3
1.5 Начальный этап захода 3
1.5.1 Проконтролируйте фазу "APPR" : 3
1.6 APPROACH CHECKLIST 4
1.7 Промежуточный / конечный этап захода 5
1.7.1 После получения разрешения на выполнение захода 5
1.7.2 На скорости "GREEN DOT" 5
1.7.3 На скорости "S" 5
1.7.4 Когда закрылки в положении "2" 5
1.7.5 Когда шасси выпущены 6
1.8 LANDING CHECKLIST 7
1.9 До пролета точки FAF 7
1.10 На минимальной высоте стабилизации ВС 8
1.10.1 Если хотя бы одно из условий не выполняется 8
1.10.2 Если условия выполняются 9
1.11 На MDA/MDH + 100 ft 9
1.11.1 На MDA/MDH при наличии визуального контакта 9
1.11.2 На MDA/MDH при отсутствии визуального контакта 9

Описание для экипажа

1 Заход на посадку по неточным системам

1.1 Общие положения

– заход выполняйте с комплексным использованием данных радионавигационных средств

– наиболее эффективные средства контроля положения самолета по высоте и направлению стрелки VOR, ADF на ND, таблицы T/W, H/S с APPR CHRAT, световые глиссады и т д

– позывные основных посадочных средств (NAVAID 1, 2) должны быть прослушаны и опознаны

– использование АР (автопилота) для захода уменьшает нагрузку на экипаж.

1.1.1 Основные режимы при заходе по VOR (LOC):

– "LNAV"

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– "HDG SEL"

– "LOC"

– "V/S".

1.1.2 Основные режимы при заходе по NDB:

– "LNAV-V/S"

Существуют различные методики для выполнения захода по неточным системам:

– управление ВС в боковом и продольном каналах осуществляется экипажем в режиме "SELECTED" ("TRK-FPA" или "HDG-V/S")

– управление ВС в боковом канале осуществляется автоматически в режиме "MANAGED", а в продольном – экипажем в режиме "SELECTED" ("LNAV-FPA" или "LNAV-V/S").

Рекомендуется выполнение стабилизированного захода с использованием режима "MANAGED SPEED" с использованием AP/FD и A/THR.

Примечание

Заход по неточным системам с использованием режима "MANAGED" в продольном канале ЗАПРЕЩЕН.

На конечном этапе захода по неточным системам необходимо выдерживать фактическую траекторию снижения как можно ближе к расчетной, используя предварительно рассчитанную вертикальную скорость снижения или значение FPA, с их коррекцией в процессе снижения.

1.1.3 Рубежи изменения конфигурации самолета

Рубежи изменения конфигурации самолета:

– до выхода на посадочный курс установите "FLAPS 1"

– за 3 nm до FAF выпустите шасси и установите "FLAPS 2"

– за 1 nm до FAF установите "FLAPS FULL" и скорость захода на посадку "V_{APP}".

Примечание

Посадочная конфигурация должна быть создана до пролета FAF независимо от высоты входа в глиссаду, если правилами конкретного аэродрома не предусмотрено другое.

ВС должно начать снижение на скорости V_{APP}. Для этого необходимо ввести V_{APP}, как ограничение по скорости над точкой FAF.

– если по требованию службы движения выдерживаются повышенные скорости захода, ВС должно начать снижение на конечном этапе захода на посадку в "CONF 1" на скорости "S".

Выполнение горизонтального полета к точке MAP запрещено, за исключением захода "CIRCLING". Заход должен быть прекращен не позднее пролета точки MAP.

1.2 При заходе по LOC (VOR)

ПП (PF):

– используйте режим "ROSE" на ND, контролируя профиль снижения по зеленой арке и шкале снижения VNAV

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– режим "VNAV" может быть использован вплоть до захвата курсового радиомаяка

– при выполнении промежуточного и конечного этапов захода на посадку по LOC используйте режим "LOC" по боковому каналу навигации и режимы "FPA" (или "V/S") для вертикальной навигации

– контроль вертикальной навигации должен выполняться с комплексным использованием данных радионавигационных средств

– в случае расположения точки MAP до торца ВПП, индикация VNAV на PFD может быть неправильной.

ПК (PM):

– периодически используйте VOR для дополнительного контроля по направлению.

Обоим пилотам использовать стрелки VOR на ND при заходе по VOR/DME.

1.3 При заходе по NDB

В процессе захода ND обоих пилотов – в режиме "ROSE NDB"

Для контроля LNAV и профиля снижения дополнительно используйте показания ADF и

отсчет времени от контрольных точек.

1.4 Дополнительная подготовка к заходу по неточным системам

ПП (PF):

– выберите требуемый заход на странице F-PLN

– введите значение V_{APP} как заданную скорость над точкой FAF, используя вертикальную ревизию на странице F-PLN.

– выберите и проверьте необходимые навигационные средства на странице (ND NAVAID 1, 2).

1.5 Начальный этап захода

ПП (PF):

– контролируйте местоположение

– в режиме "LNAV" используйте информацию V_{DEV} на PFD и странице PROG

– в режиме "HDG" или "TRK" используйте круг курсовой шкалы на ND показывающий минимальное расстояние до посадки.

1.5.1 Проконтролируйте фазу "APPR" :

– если самолет пролетает точку DECEL в режиме "LNAV", фаза "APPR" активируется автоматически

– если самолет находится в режиме "HDG/TRK", на удалении приблизительно 15 NM от торца ВПП ПП (PF):

  • дайте команду - "ACTIVATE APPROACH PHASE"

  • используйте MANAGED SPEED

  • если скорость задана АДС - выдерживайте заданную скорость

© ПАО "Корпорация "Иркут"

- когда скоростные ограниченная АДС больше не применяется, возвращайтесь в режим "MANAGED SPEED".

SPEEDBRAKE используйте при необходимости.

ПК (PM):

– постоянно поддерживайте последовательность плана полета по командам ПП (PF)

– кнопки-табло ENG L, R, CONT IGN нажмите (загорится ON), если в зоне захода, посадки и ухода на второй круг:

- сильный дождь
- ВПП покрыта осадками
- ожидается сильная турбулентность

– по команде ПП (PF) активируйте и подтвердите фазу "APPR"

– доложите "APPROACH PHASE ACTIVATED"

– контролируйте точность навигации:

- при наличии GPS PRIMARY проверка NAVIGATION ACCURASY не требуется
- при наличии информации NAV ACCURASY DOWNGRAD, используйте данные радиосредств, страницу PROG для проверки точности навигации

– установите режим дисплея ND:

- "ARC" или "ROSE NAV" при GPS PRIMARY
- "ARC" или "ROSE VOR" (при заходе по VOR), или "ROSE NDB" (при заходе по NDB), если NAV ACCURASY DOWNGRAD.

ПП (PF):

в зависимости от точности навигации выберите режимы АП:

– "LNAV-FPA" (при режиме "MANAGED")

– "TRK-FPA" (при режиме "SELECTED").

Режим дисплея ND:

– "ARC" или "ROSE " при GPS PRIMARY

– "ROSE VOR" (при заходе по VOR) или "ROSE NDB" (при заходе по NDB), если NAV ACCURASY DOWNGRAD.

Возможность использования EGPWS.

1.6 APPROACH CHECKLIST

– APPROACH CHECKLIST..... выполните.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.7 Промежуточный / конечный этап захода

ПП (PF):

– выберите и установите, как указано выше:

  • режим дисплея ND

  • режимы АП

– используйте режим - "MANAGED SPEED"

1.7.1 После получения разрешения на выполнение захода

ПП (PF):

– Проконтролируйте "LNAV-FPA" или "TRK-FPA" на FMA

1.7.2 На скорости "GREEN DOT"

ПП (PF):

– дайте команду..... "FLAPS 1"

1.7.2.1 ПК (PM):

– скорость проверьте и доложите..... "SPEED CHECKED"

– FLAPS 1..... установите

– убедитесь и доложите..... "FLAPS 1"

TCAS..... "TA" или "TA/RA".

1.7.2.1.1 ПП (PF):

контролируйте уменьшение скорости. Если скорость значительно больше "S" на глиссаде или не уменьшается при полете по глиссаде, выпустите шасси. Возможно использование SPEEDBRAKE при повышенном внимании, так как их выпуск приводит к увеличению V_{LS}.

1.7.3 На скорости "S"

ПП (PF):

– дайте команду..... "FLAPS 2"

1.7.3.1 ПК (PM):

– скорость проверьте и доложите..... "SPEED CHECKED"

– FLAPS 2..... установите

– убедитесь и доложите..... "FLAPS 2".

1.7.4 Когда закрылки в положении "2"

ПП (PF):

– дайте команду..... "GEAR DOWN"

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.7.4.1 ПК (PM):

- рукоятку LDG GEAR..... установите "DOWN"
- убедитесь и доложите..... "GEAR DOWN"
- переключатель NWS .....

  .....установите в ON (в верхнее положение) и доложите - "NWS - ON"
- рукоятку SPEEDBRAKE установите..... "ARM"
- фары:
  - выключатель TAXI установите ..... ON
  - нажмите кнопку-табло RWY TURN OFF - загорится ON
- бортпроводников проинформируйте
  - дважды кнопку-табло "SEAT BELTS"..... OFF затем ON.

1.7.4.1.1 ПП (PF):

- проконтролируйте включение NWS (переключатель в верхнем положении)
- проконтролируйте выбор режима AUTO BRAKE. Рекомендуется применять автоматическое торможение **(на начальном этапе летных испытаний режимы автоторможения не задействованы)**:
  - при необходимости в минимальной длинне пробега, используйте режим "MAX"
  - на короткой или покрытой осадками ВПП, используйте режим "MED"
  - на длинной и сухой ВПП, рекомендуется использовать режим "LOW"
- в кнопке-табло выбранного режима торможения горит - "ON".

Примечание

На очень длинной ВПП, по решению пилота, использование режима автоматического торможения может не применяться.

1.7.5 Когда шасси выпущены

ПП (PF):

- дайте команду..... "FLAPS 3"

1.7.5.1 ПК (PM):

- при скорости, не превышающей V_{FE}, доложите....."SPEED CHECKED"
- FLAPS 3..... установите
- убедитесь и доложите..... "FLAPS 3"
- вызовите страницу BRAKE и убедитесь, что:
  - зеленые индикаторы выпущенного положения шасси горят

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– отсутствует давление в тормозах колес.

1.7.5.2 ПП (PF):

– дайте команду..... "FLAPS FULL".

1.7.5.3 ПК (PM):

– проверьте уменьшение скорости до V_{APP}

– на скорости V_{FE} минус 15 kt, доложите..... "SPEED CHECKED"

– FLAPS FULL..... установите

– убедитесь и доложите..... "FLAPS FULL "

– на ND проверьте точность выхода на точку следования

– рабочий стол (SLIDING TABLEE)..... уберите.

1.7.5.4 ПП (PF):

– A/T.....проверьте ВКЛ (режим "SPEED")

– рабочий стол (SLIDING TABLEE)..... уберите

– доклад бортпроводников.....получите.

1.8 LANDING CHECKLIST

– LANDING C/L.....выполните

1.9 До пролета точки FAF

ПП (PF):

– установите:

  • FINAL APPR TRACK на FCU (при полете в режиме "SELECTED")

  • FPA в соответствии с углом снижения на предпосадочной прямой вращением поворотно-нажимного задатчика V/S-FPV на ПУ САУ. При этом:

    на FMA отобразится FPA и числовое значение заданного угла наклона траектории белого цвета в третьей строке зоны индикации вертикальных режимов

– нажмите на поворотно-нажимной задатчик V/S-FPA ПУ САУ приблизительно за 0.3 NM до пролета точки FAF. При этом:

  • отобразится FPA зеленого цвета и числовое значением заданного FPA голубого цвета в первой строке зоны индикации вертикальных режимов FMA на PFD

  • отобразится символ заданного и текущего угла наклона траектории в зоне индикатора пространственного положения на PFD

– доложите - "STAT DESENT"

– установите GO-AROUND ALT когда ВС находится ниже высоты ухода на второй круг и доложите "GO-AROUND ALT … SET".

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Примечание

При наличии ограничений по высоте при уходе на второй круг установите минимальное значение.

– контролируйте по ND:

  • полет ВС на очередную точку схемы захода

  • план полета на точку MAP

  • маршрут ухода на второй круг (синяя линия)

– докладывайте об изменениях на FMA

– корректируйте FPA для полета по заданной траектории.

ПК (PM):

– проконтролируйте установку GO-AROUND ALT и доложите - "CHECKED"

– контролируйте и докладывайте отклонения в вертикальной плоскости при пролете контрольных точек по высоте (от дальности) - " … FEET HIGH (LOW)".

1.10 На минимальной высоте стабилизации ВС

ПК (PM):

– доложите - "ONE THOUSAND" или "FIVE HUNDRED"

– проверьте условия стабилизированного захода:

  • ВС находится на расчетной траектории снижения

  • для выдерживания траектории снижения требуются небольшие корректирующие движения органов управления ВС по курсу и глиссаде

  • приборная скорость по индикатору не превышает расчетного значения плюс 20 kt и не менее расчетной (V_{REF})

  • заданная посадочная конфигурация

  • вертикальной скорости – 1000 ft/min и менее

  • режим работы двигателей соответствует посадочной конфигурации самолета и скорости захода

  • карты контрольных проверок выполнены в полном объеме

  • максимальные отклонения по курсу не более 0,5 точки (VOR) или 5º (NDB).

1.10.1 Если хотя бы одно из условий не выполняется

ПК (PM):

– доложите..... "NOT STABILIZED - GO AROUND".

1.10.1.1 ПП (PF):

– дайте команду..... "GO AROUND - FLAPS"

– выполните УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.10.2 Если условия выполняются

ПК (PM):

– доложите..... "STABILIZED".

1.10.2.1 ПП (PF):

– продолжайте заход.

1.11 На MDA/MDH + 100 ft

ПК (PM):

– доложите..... "HUNDRED ABOVE".

1.11.1 На MDA/MDH при наличии визуального контакта

ПК (PM):

– доложите - "MINIMUM"

ПП (PF):

– доложите - "CONTINUE"

– АР отключите с докладом - "AP OFF"

– дайте команды:

  • "FDs - OFF"

  • "SET RW TRACK"

– не допускайте подныривание под глиссаду. Сохраняйте стабилизированный угол снижения до выравнивания.

ПК (PM):

– отключите FD с обеих сторон

– установите RW TRACK на PFD.

ПП (PF):

выполните посадку.

1.11.2 На MDA/MDH при отсутствии визуального контакта

ПК (PM):

– доложите..... "MINIMUM".

1.11.2.1 ПП (PF):

– доложите "GO AROUND - FLAPS"

– выполните УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Примечание

Не допускайте снижение ниже MDA (MDH) в процессе ухода на второй круг. Экипаж, при определении высоты начала ухода на второй круг, должен учитывать величину просадки (не более 32 ft) и прибавить ее к опубликованным MDA (MDH).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Заход на посадку по кругу

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях

Содержание

Страница

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях..... 1
1 Заход на посадку по кругу (CIRCLING APPROACH)..... 1
1.1 Подготовка к заходу..... 1
1.2 Выполнение полета..... 1
1.2.1 Если экипаж не установил визуальный контакт над точкой MAP:..... 2
1.2.2 Если экипаж установил визуальный контакт:..... 2
1.2.3 ПП (PF) при стабилизированном заходе:..... 3
1.2.4 ПП (PF) при не стабилизированном заходе:..... 3

Перечень иллюстраций

Страница

1 CIRCLING APPROACH (Заход по кругу)..... 3

Описание для экипажа

1 Заход на посадку по кругу (CIRCLING APPROACH)

1.1 Подготовка к заходу

Для выполнения CIRCLING APPROACH подготовьте план полета следующим образом:

– основной план полета подготовьте к заходу по приборам

– в SECONDARY FLIGHT PLAN скопируйте основной (ACTIVE FPLN)

– измените ВПП посадки.

При полете до точки отворота (точка MAP):

– выпустите шасси

– выпустите механизацию в положение "FLAPS 3"

– сохраняйте скорость "F"

– спойлеры "ARMED".

1.2 Выполнение полета

Полет по кругу выполняйте в конфигурации "FLAPS 3" на скорости "F" с выпущенным шасси.

Нажмите кнопку-табло LVL на ПУ САУ при достижении высоты MDA+10 % от вертикальной скорости, для горизонтального полета.

До точки MAP установите визуальный контакт с ВПП.

В течении захода ВС должно находиться в пределах зоны визуального маневрирования Заход после пролета точки MAP должен выполняться визуально.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.2.1 Если экипаж не установил визуальный контакт над точкой MAP:

выполните УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ по схеме инструментального захода.

1.2.2 Если экипаж установил визуальный контакт:

– отверните влево (вправо) на 45º

– пройдите 30 сек

– установите TRK для полета от второго к третьему развороту

– до третьего разворота - активируйте SEC FPLN.

ПК (PM):

– активируйте SEC F-PLN

– от траверза торца рабочей ВПП пустите секундомер

– через 20 секунд (для высоты 500 ft) плюс поправка на ветер (± 1 секунда за 1 метр в секунду) доложите - "третий разворот ("BASE TURN")".

ПП (PF):

– в процессе всего захода на посадку должен сохранять визуальный контакт с ВПП

– до начала выполнения третьего разворота:

  • отключите автопилот с докладом "AP OFF"

  • дайте команды:

    – "FLIGHT DIRECTORS - OFF"

    – "SET RW TRACK"

– выполните третий разворот

– перед выполнением разворота на посадочный курс:

  • дайте команду - "FLAPS FULL"

– продолжайте выполнение захода на V_{APP} с выходом на посадочный курс не ниже 400 ft.

ПК (PM):

– по команде ПП (PF):

  • отключите FD с обеих сторон

  • установите RW TRACK

  • перед выполнением разворота на посадочный курс выпустите механизацию в положение "FULL"

– контролируйте уменьшение скорости до **V_{APP}** и выполнение разворота на посадочный курс

– после выхода на посадочный курс проконтролируйте параметры захода

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– доложите:

  • "STABILIZED" или "NOT STABILIZED - GO AROUND".

1.2.3 ПП (PF) при стабилизированном заходе:

выполните посадку.

1.2.4 ПП (PF) при не стабилизированном заходе:

– дайте команду - "GO AROUND - FLAPS"

– УЙДИТЕ НА ВТОРОЙ КРУГ

  • в случае необходимости, УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ выполнять по схеме инструментального захода с использованием радионавигационных средств. Поэтому необходимо заранее обговорить процедуру вписывания в опубликованную схему ухода на второй круг, направление разворотов, конфигурацию в процессе разворота, первоначально разрешенную высоту. Все развороты должны выполняться в направлении ВПП

– при необходимости выполнения разворота на большой угол сохраняйте механизацию крыла "FLAPS 3" (или "FLAPS 2") и соответствующую скорость.

Схема захода по кругу показана на (Рис. 1)

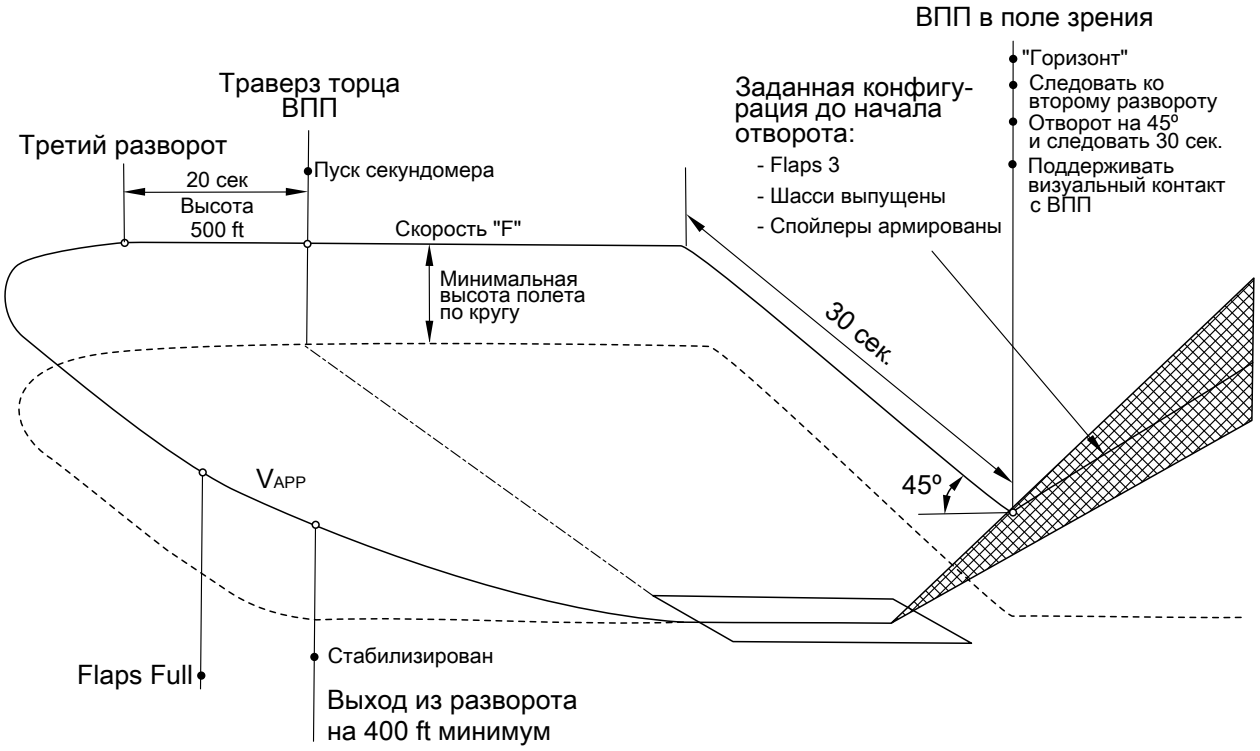


Рисунок 1 CIRCLING APPROACH (Заход по кругу)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Визуальный заход на посадку

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях

Содержание

Страница

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях 1
1 Визуальный заход на посадку 1
1.1 Общие положения 1
1.2 Начальный / промежуточный этап захода 1
1.3 Конечный этап захода 3

Перечень иллюстраций

Страница

1 Визуальный заход на посадку 4

Описание для экипажа

1 Визуальный заход на посадку

1.1 Общие положения

Данная процедура заключается в выполнении захода на посадку по стандартной трехградусной глиссаде, с использованием визуального контакта с ВПП. При выполнении захода ВС должно быть стабилизировано до высоты 500 ft AGL.

В процессе основной предпосадочной подготовки при планировании визуального захода

на посадку повторите особенности визуального захода на данном аэродроме.

При выполнении захода:

– автопилот не используется

– FD (оба) выключены

– FPV рекомендуется использовать

– A/THR рекомендуется использовать в режиме "MANAGED SPEED"

– план полета, введенный в FMS, должен включать рабочую ВПП. Участок полета от второго до третьего разворота может также являться частью плана полета, для индикации места ВС на ND

– сохранение визуального контакта обязательно от точки второго разворота.

1.2 Начальный / промежуточный этап захода

ПП (PF):

на странице DEP/APR FMS выберите посадочный курс ВПП со схемой инструментального ухода на второй круг

в полете с механизацией крыла в положениях "2", "3", и "FULL" не использовать интерцепторы в режиме воздушных тормозов более чем на половину хода рукоятки МУВТ для минимизации продольной перебалансировки самолета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

на участке от второго к третьему развороту (на траверзе нерабочего торца ВПП):

– отключите АР с докладом "AP OFF"

– дайте команды:

  • "ACTIVATE APPROACH PHASE"

  • "FDs - OFF"

  • "BIRD - ON" (режим "FPV")

– проконтролируйте, что A/THR включен и скорость уменьшается

– на скорости "GREEN DOT" дайте команду "FLAPS 1".

ПК (PM):

– активируйте и доложите "APPROACH PHASE ACTIVATED"

– FD выключите с обеих сторон и доложите "FDs - OFF"

– на пульте управления САУ (AFCP) выберите TRK–FPA, чтобы иметь индикацию траектории снижения (режим "FPV") и доложите "BIRD ON"

– на траверзе рабочего торца ВПП - пустите секундомер

  • время полета от траверза рабочего торца ВПП до начала третьего разворота составляет 45 секунд ± поправка на ветер (1 сек/1kt скорости ветра)

– по истечении времени выдержки доложите "BASE TURN".

ПП (PF):

– за 15 секунд до третьего разворота и скорости "S" дайте команду "FLAPS 2"

– по истечении времени выдержки (45 секунд ± поправка на ветер) выполните третий разворот и приступите к снижению согласно схемы захода. Максимальный крен на третьем развороте 30°

– снижайтесь в соответствии с FPA в конфигурации "FLAPS 2" на скорости "F"

– необходимыми условиями обеспечения безопасности визуального захода на посадку являются:

  • выдерживание установленной минимальной безопасной высоты пролета препятствий

  • сохранение постоянного визуального контакта с ВПП и (или) ее ориентирами в процессе всего визуального захода на посадку

– после выпуска механизации в положение "FLAPS 2", дайте команду "GEAR DOWN".

Примечание

При заходе на посадку с одним неработающим двигателем, на высокогорном аэродроме, с максимальным посадочным весом, выпуск шасси и довыпуск механизации в положение "FLAPS FULL" выполняйте на конечном этапе захода на посадку.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ПК (PM):

– по команде ПП (PF) (установленным порядком) выпустите "FLAPS 2" и ШАССИ

– включите NWS

– рукоятку SPEEDBRAKE установите в "ARMED".

1.3 Конечный этап захода

Дальнейшие действия согласно схемы "Визуальный заход на посадку" (Рис. 1) и технологии работы экипажа при заходе на посадку по ILS в условиях "CAT 1".

SPEED TREND ARROW и FPV на PFD помогают экипажу своевременно и правильно регулировать тягу (при отключенном автомате тяги) и исправлять траекторию снижения.

На этапе предпосадочного снижения и выравнивания с механизацией крыла в положениях "3" и "FULL" применение интерцепторов в режиме воздушных тормозов НЕ ДОПУСКАЕТСЯ.

– Избегайте:

  – снижение под глиссаду на "МАЛОМ ГАЗЕ" ("IDLE") для исправления траектории (позднее распознавание этой ситуации без своевременного увеличения тяги может привести к значительному падению скорости и потере высоты)

  – "подныривание" под глиссаду на заключительном этапе захода

  – изменение траектории снижения на высоте ниже 100 ft

  – заход на посадку должен быть **стабилизирован к высоте 500 ft AGL**

    • если самолет не стабилизирован на траектории захода в посадочной конфигурации на высоте 500 ft в визуальных условиях - УЙДИТЕ НА ВТОРОЙ КРУГ.

  Схема визуального захода на посадку показана на Рис. 1

© ПАО "Корпорация "Иркут"

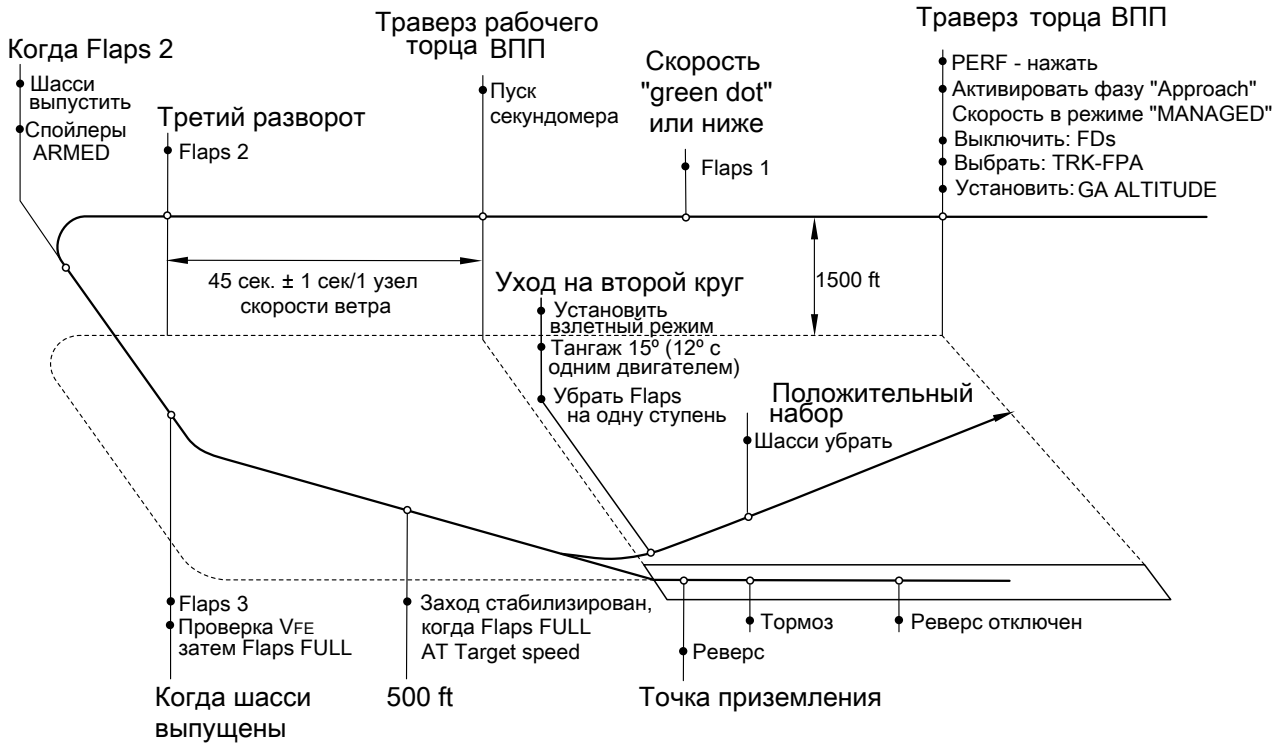


Рисунок 1 Визуальный заход на посадку

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Посадка

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях

Содержание

Страница

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях 1
1 Посадка 1
1.1 На высоте приблизительно 30 ft RA 1
1.2 Посадка с боковым ветром 2
1.3 Рекомендации на выравнивании 2
1.4 Методика исправления посадки с отделением ВС от ВПП 2
1.4.1 Исправление незначительного отделения ВС: 2
1.4.2 Исправление значительного отделения ВС (более 5 ft): 3
1.5 Прерванная посадка 3
1.6 После приземления 3
1.7 На скорости руления 5
1.8 Аварийное торможение 5

Описание для экипажа

1 Посадка

Угол обзора из кабины экипажа – 20°.

1.1 На высоте приблизительно 30 ft RA

ПП (PF):

– приступите к выравниванию

  • при выполнении посадки в "РУЧНОМ" режиме на высоте 20 ft RA звучит сообщение "RETARD", как напоминание

– установите РУД - "IDLE"

– продолжайте выравнивание не допуская длительного выдерживания перед приземлением.

ПК (PM):

контролируйте положение ВС и докладывайте:

– "PITCH, PITCH" при достижении угла тангажа 7,5°

– "BANK, BANK", при достижении угла крена 7°.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Для обеспечения безопасности полета самолета МС-21-300 (в конфигурации систем шасси на период испытаний):

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1. Для исключения развития колебаний колес основных опор шасси типа ШИММИ экипажу необходимо:

– при посадке самолета (на пробеге) в случае обнаружения вибрации на скоростях 70 - 35 kt (130 - 65 км/ч) – примените интенсивное торможение колес шасси (обжав полностью тормозные педали).

2. Для исключения аварийной ситуации из-за отказа в системе управления поворотом колес передней опоры шасси (СУПК):

– при посадке самолета (на пробеге) используйте рулежные рукоятки СУПК (при необходимости) со скорости НЕ БОЛЕЕ 60 kt (112 км/ч).

3 При возникновении несигнализируемых отказов режимов «Взлет-посадка» и «Руление» СУПК на пробеге (отсутствует реакция самолета на отклонение педалей и рукояток СУПК) экипажу:

– направление выдерживайте с использованием РН (до достижения скорости, при которой не эффективен РН)

– дифференциальное торможение колес шасси до полной остановки ВС.

1.2 Посадка с боковым ветром

Выполнение посадки с боковым ветром, в пределах ограничений, требует повышенного внимания.

Рекомендуется использовать руль направления для устранения угла сноса в процессе выравнивания перед приземлением.

В момент касания необходимо отклонить руль направления в сторону сноса для совмещения вектора продольной оси самолета с осевой линией ВПП.

Не рекомендуется использование элеронов. При сильном боковом ветре допускаются небольшие отклонения УБРУ в боковом канале, которые должны быть устранены к моменту посадки.

1.3 Рекомендации на выравнивании

Не допускайте высокого выравнивания.

Касание земли двигателем или законцовкой крыла происходит при превышении крена 14,4° (13,9° с обжатой стойкой шасси).

Касание земли хвостовой частью самолета происходит при превышении угла тангажа более 11,4° (8,1° с обжатыми стойками шасси).

Учитывайте стремление к увеличению угла тангажа при выпуске воздушных тормозов после приземления.

1.4 Методика исправления посадки с отделением ВС от ВПП

1.4.1 Исправление незначительного отделения ВС:

ПП (PF):

– сохраняйте или вернитесь к нормальному углу тангажа (не увеличивайте угол тангажа во избежание касания ВПП хвостовой частью фюзеляжа)

– выполните повторную посадку (при достаточной длине ВПП)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– при необходимости используйте тягу двигателей для "смягчения" повторного приземления

– контролируйте посадочную дистанцию.

1.4.2 Исправление значительного отделения ВС (более 5 ft):

Выполните УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ. Не предпринимайте попыток повторного приземления, так как оставшейся длины ВПП может не хватить для остановки ВС. В этом случае:

– сохраняйте или вернитесь к нормальному посадочному углу тангажа

– установите РУД в положение "МТО" ("TOGA") или нажмите одноименную кнопку на одном из РУД

– дайте команду "GO-AROUND"

– сохраняйте посадочную механизацию крыла

– будьте готовы к повторному касанию

– после устойчивого отхода ВС от ВПП (отсутствует риск повторного касания) и увеличении скорости более "V_{LS}", подайте команду "FLAPS" и уберите механизацию на одну ступень

– при положительной вертикальной скорости набора, исключающей риск повторного касания, УБЕРИТЕ ШАССИ

далее выполните стандартную процедуру ухода на второй круг.

После ВКЛЮЧЕНИЯ РЕВЕРСА тяги уход на второй круг ЗАПРЕЩЕН!

1.5 Прерванная посадка

Прерванная посадка определяется, как маневр ухода на второй круг с высоты ниже ВПР.

В случае принятия решения на прекращение посадки выполните маневр ухода на второй круг, не предпринимая последующих попыток произвести посадку.

Уборку механизации и шасси выполняйте аналогично п.1.4.2.

1.6 После приземления

ВНИМАНИЕ

После включения реверса тяги уход на второй круг ЗАПРЕЩЕН!

ВНИМАНИЕ

Запрещается использование рукоятки управления носовым колесом для выдерживания направления до достижения скорости руления.

ВНИМАНИЕ

Избегайте повышенного режима реверса ("MAX REV") на малой скорости (менее 70 kt), что может быть причиной неустойчивой работы двигателя из-за попадания выхлопных газов в компрессор и интенсивного роста EGT.

Если не было отделения ВС

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ПП (PF):

– установите "MAX REV"

  • если правилами аэропорта ограничивается использование реверса, включите и сохраняйте "MIN REV" до достижения скорости руления

  • при включении реверса до опускания передней стойки шасси возможно незначительное увеличение угла тангажа, что легко парируется экипажем

– при использовании режима AUTOBRAKE "MAX" и "MED", без задержки опустите переднюю стойку шасси

– в случае отказа одного из двигателей используйте реверс работающего двигателя

– в случае необходимости торможение можно начинать до опускания носовой стойки

– в процессе пробега не допускайте продольные и поперечные отклонения боковой ручки

– при возникновении проблем с выдерживанием направления на пробеге при использовании "MAX REV", установите "MIN REV" до восстановления контроля за движением ВС по направлению.

ПК (PM):

– контролируйте индикацию REV на EWD

  • янтарный цвет - при открытии замков реверсивного устройства (РУ)

  • зеленый цвет - при полном открытии РУ

– контролируйте GROUND SPOILERS (SPEEDBRAKE)

– доложите:

  • "GROUND SPOILERS"

  • "REVERSE GREEN"

  • "DESEL"

– или (при отсутствии чего-либо):

  • "NO SPOILERS"

  • "NO REVERSE"

  • "NO DESEL".

ПП (PF):

– используйте педали для выдерживания направления на пробеге

– контролируйте автоматическое торможение, если оно применялось.

При необходимости примените торможение от педалей в любой момент после посадки с докладом "BRAKING".

ПК (PM):

– доложите - "SEVENTY KNOTS" (70 kt).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ПП (PF):

При необходимости установите "MIN REV" или отключите его, установив РУД в положение "IDLE".

Минимальная скорость для максимального реверса 70 kt.

1.7 На скорости руления

ПП (PF):

– установите "IDLE"

  • на ВПП покрытой снегом, "MIN REV" должен быть выключен при достижении скорости 25 kt

– отключите АВТО BRK, обжав тормозные педали на величину больше холостого хода или повторным нажатием кнопки этого же режима с докладом "BRAKING"

– не используйте реверс на рулении, за исключением аварийных ситуаций.

ПП (PF) / ПК (PM):

– остановите часы (CHRONO).

1.8 Аварийное торможение

Выполнение аварийного торможения осуществляется от рукоятки стояночного торможения PARK/ALTN BRAKE при отказе основной системы торможения.

Емкость гидроаккумуляторов тормозов обеспечивает выполнение не менее 6 циклов торможения.

Антиюзовая автоматика в режиме аварийного торможения не работает, поэтому пользоваться стояночным тормозом следует осторожно, не допуская разрушения покрышек.

Начинать аварийное торможение необходимо после опускания передней стойки шасси. Для предотвращения разрушения покрышек аварийное торможение производите плавным вытягиванием – отпусканием рукоятки PARK/ALTN BRAKE на величину, не превышающую 0,5 ее хода (импульсное торможение). При этом выполняйте задержку на вытягивании на 1 - 2 сек, а в отпущенном положении на 2 - 3 сек. Полное вытягивание рукоятки PARK/ALTN BRAKE допускается при появлении сообщения BRK LOW PR ACC.

При этом используйте педали для выдерживания направления на пробеге.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Уход на второй круг

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях

Содержание

Страница

Процедуры эксплуатации в нормальных условиях 1
1 Уход на второй круг 1
1.1 Стандартный уход на второй круг 1
1.1.1 На высоте не менее 100 ft 2
1.1.2 На высоте уменьшения тяги THRUST REDUCTION (на FMA мигает LVR CLB) 2
1.1.3 На высоте разгона THRUST ACCELERATION 2
1.1.4 На скорости "F" 2
1.1.5 На скорости "S" 3
1.1.6 AFTER TAKE OFF CHECKLIST 3
1.2 УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ (FD - OFF) 3
1.2.1 На высоте уменьшения тяги THRUST REDUCTION (на FMA мигает LVR CLB) 3
1.2.2 На высоте разгона THRUST ACCELERATION 4
1.3 Уход на второй круг с промежуточной высоты 4
1.3.2 При нахождении ВС ниже высоты ухода на второй круг 4
1.3.3 При нахождении ВС выше высоты ухода на второй круг 5
1.3.4 AFTER TAKE OFF CHECKLIST 6

Описание для экипажа

1 Уход на второй круг

1.1 Стандартный уход на второй круг

ПП (PF):

– выполните следующие три действия одновременно:

  • установите вручную РУД в "МТО" или нажмите кнопку TOGA хотя бы на одном из двух РУД

  • доложите "GO AROUND - FLAPS"

  • перейдите в набор высоты

– в процессе перехода в набор высоты обеспечьте положительный рост вертикальной скорости и следуйте командам директорной стрелке тангажа (SRS)

– на PFD (FMA) проконтролируйте и доложите изменение индикации (загорание **"THRUST", "GA TRK", "GA"** зеленым цветом)

– выполняйте полет по командным планкам FD.

ПК (PM):

– уберите закрылки на одну ступень

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– при положительной вертикальной скорости:

  • доложите "POSITIVE CLIMB".

ПП (PF):

– дайте команду - "GEAR UP".

ПК (PM):

– рукоятку LANDING GEAR установите в положение UP

– убедитесь и доложите - "GEAR UP - FLAPS … "

– доложите АДС об уходе на второй круг.

1.1.1 На высоте не менее 100 ft

ПП (PF):

– выберите "LNAV" или "HDG/TRK".

Примечание

Уход на второй круг может выполняться с включенным автопилотом.

1.1.2 На высоте уменьшения тяги THRUST REDUCTION (на FMA мигает LVR CLB)

ПП (PF):

– проконтролируйте:

  • переключение режима автомата тяги в "SPEED"

  • перемещение (переместите) РУД в положение "MCL".

1.1.3 На высоте разгона THRUST ACCELERATION

ПП (PF):

на пульте управления САУ:

– проверьте установку опубликованной (разрешенной АДС) высоты ухода на второй круг (ALT), при необходимости - измените

– нажмите кнопку-табло AUTO

– контролируйте увеличение скорости до "GREEN DOT"

  • если скорость не увеличивается, установите значение этой скорости на пульте управления САУ.

1.1.4 На скорости "F"

ПП (PF):

– дайте команду - "FLAPS 1".

ПК (PM):

– проверьте и подтвердите - "SPEED CHECKD"

– установите и доложите- "FLAPS 1".

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.1.5 На скорости "S"

ПП (PF):

– дайте команду - "FLAPS ZERO".

ПК (PM):

– проверьте и подтвердите -"SPEED CHECKD"

– установите и доложите - "FLAPS ZERO".

1.1.6 AFTER TAKE OFF CHECKLIST

– выполните AFTER TAKE OFF CHECKLIST

– подготовьтесь к повторному заходу, активировав "APPR".

1.2 УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ (FD - OFF)

ПП (PF):

– выполните следующие три действия одновременно:

  • установите вручную РУД в "МТО"

  • доложите "GO AROUND - FLAPS"

  • переведите ВС в набор высоты, установив ТАНГАЖ 15º (12° - с одним неработающим двигателем)

– в процессе перехода в набор высоты обеспечьте положительный рост вертикальной скорости

– на PFD (FMA) проконтролируйте и доложите изменение индикации (загорание **"THRUST", "GA TRK", "GA"** зеленым цветом)

ПК (PM):

– уберите закрылки на одну ступень

– при положительной вертикальной скорости:

  • доложите "POSITIVE CLIMB".

ПП (PF):

– дайте команду - "GEAR UP"

ПК (PM):

– рукоятку LANDING GEAR установите в положение UP

– убедитесь и доложите - "GEAR UP - FLAPS … "

– доложите АДС об уходе на второй круг.

1.2.1 На высоте уменьшения тяги THRUST REDUCTION (на FMA мигает LVR CLB)

ПП (PF):

– РУД не перемещайте - **оставьте в "МТО"**

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.2.2 На высоте разгона THRUST ACCELERATION

ПП (PF):

– дайте команду ПК (PM) - "Скорость «GREEN DOT» на FCP установить"

– уменьшите ТАНГАЖ до 10°/12º

– переместите РУД в положение "MCL"

– подключите A/T

– контролируйте увеличение скорости до "GREEN DOT"

– дайте команду ПК (PM) - "FD - ON"

– дайте команду ПК (PM) на установку разрешенной диспетчером (АДС) высоты - "ALT… SET"

– дайте команду ПК (PM) на установку LNAV или HDG/TRK - "LNAV или HDG/TRK…SET"

– Все изменения на FMA - ОБЪЯВЛЯЙТЕ

ПК (PM):

– скорость «GREEN DOT» на FCP установите

– контролируйте увеличение скорости до "GREEN DOT"

– подключите FD с обеих сторон и доложите - "FD - ON"

– установите (проверьте) разрешенную диспетчером (АДС) высоту и доложите - "ALT… SET"

– установите LNAV или HDG/TRK и доложите - "LNAV или HDG/TRK…SET"

1.2.3 Дальнейшие действия пилотов, как в разделе - 1.1

1.3 Уход на второй круг с промежуточной высоты

ПК (PM):

– доложите УВД о принятом решении и согласуйте высоту для ухода на второй круг.

1.3.1 ПП (PF):

– на ПУ САУ нажмите кнопку-табло LVL.

1.3.2 При нахождении ВС ниже высоты ухода на второй круг

ПП (PF):

– установите и проконтролируйте GO-AROUND ALTITUDE

– установите вручную РУД в "МТО" или путем нажатия кнопки TOGA хотя бы на одном из двух РУД (для подключения фазы "GO-AROUND") выполните процедуру "GO-AROUND"

– верните РУД в положение "MCL"

– докладывайте изменения на FMA

– выполните стандартные процедуры по уходу на второй круг.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.3.3 При нахождении ВС выше высоты ухода на второй круг

ПП (PF):

– установите и проконтролируйте GO-AROUND ALTITUDE

– задайте вертикальную скорость (V/S) для начала снижения на ПУ САУ

– контролируйте занятие заданной высоты (H зад)

– докладывайте изменения на FMA

– отключите автопилот (AP)

– доложите "GO AROUND - FLAPS"

– установите РУД в "МТО" или путем нажатия кнопки TOGA на одном из РУД (что подключит фазу "GO-AROUND") , затем "MCL".

ПК (PM):

– уберите FLAPS на одну ступень.

ПП (PF):

– дайте команду на ПУ САУ нажать кнопку-табло LVL.

ПК (PM):

– на ПУ САУ нажмите кнопку-табло LVL

  • ВС будет выдерживать вертикальную скорость равную нулю.

ПП (PF):

– следуйте командам FD

– дайте команду "GEAR UP"

– включите автопилот

– выберите режим "LNAV" или "HDG/TRK"

– контролируйте увеличение скорости до "GREEN DOT"

  • если скорость не увеличивается, установите значение этой скорости на ПУ САУ.

ПК (PM):

– рукоятку LDG GEAR установите в положение "UP"

– убедитесь и доложите - "GEAR UP-FLAPS … "

– контролируйте увеличение скорости до "GREEN DOT".

1.3.3.1 На скорости "F"

ПП (PF):

– дайте команду - "FLAPS 1".

ПК (PM):

– проверьте и подтвердите "SPEED CHECKD"

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– установите и доложите - "FLAPS 1".

1.3.3.2 **На скорости "S"**

ПП (PF):

– дайте команду - "FLAPS ZERO".

ПК (PM):

– проверьте и подтвердите - "SPEED CHECKD"

– установите и доложите - "FLAPS ZERO ".

Примечание

Следует помнить, что ВС находится в режиме "V/S", которая равна "0". Подключите режим "ALT(GREEN)" на FMS (Для этого нажмите кнопку-табло LVL на ПУ САУ).

1.3.4 AFTER TAKE OFF CHECKLIST

– AFTER TAKE OFF CHECKLIST..... выполните.

Подготовьтесь к повторному заходу, активировав "APPR".

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Руление на стоянку после посадки

Послеэксплуатационные процедуры

Содержание

Страница

Послеэксплуатационные процедуры 1
1 После посадки 1
1.1 После освобождения ВПП 1
1.2 AFTER LANDING CHECKLIST 2
1.3 Перед заруливанием на стоянку 2

Описание для экипажа

1 После посадки

ВНИМАНИЕ

Не допускается использование несинхронной тяги двигателей для ускорения разворота.

КВС (если в этом полете выполнял функции ПК (PM)) после посадки оцените фактическое состояние ВПП, условия торможения и руления и, при необходимости, возьмите на себя функции ПП (PF) установленным порядком до ОСВОБОЖДЕНИЯ ВПП.

Освобождение ВПП после посадки производите без задержки, но на безопасной скорости.

В сложных метеоусловиях, а так же при наличии слоя осадков (низкого коэффициента сцепления) на ВПП и РД, скорость ВС перед освобождением должна быть снижена до минимальной скорости руления (5 - 7 kt и менее).

Уборка механизации крыла и выключение одного двигателя (при необходимости) допускается только после освобождения ВПП.

1.1 После освобождения ВПП

ПП (PF):

– дайте команду - "AFTER LANDING PROCEDURE".

– рукоятку SPEEDBRAKE установите в положение "RET" (команда ПК (PM) на выполнение нижеизложенных процедур после освобождения ВПП).

ПК (PM):

– выключите посадочные фары, отжав кнопку-табло FLASH и установив выключатели LAND L, R в OFF

– переключатель STROBE установите в OFF

– включите секундомер часов для контроля времени, необходимого для охлаждения двигателей перед их выключением. После посадки двигатель должен проработать на режиме "МГ" (малый газ) в течение **не менее 3 минут**. В целях сведения к минимуму возможности ухудшения показателей работы двигателя, рекомендуется его работа на режиме малого газа в **течение 5 минут** после посадки

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– уберите закрылки (FLAPS)

  • не убирайте закрылки, если при заходе на посадку наблюдалось обледенение или посадка выполнена на ВПП покрытую снегом или слякотью до выключения двигателей и разрешения наземного персонала

– TCAS установите в положение "STBY"

– XPDR установите в положение ON (AUTO)

  • установите в положение ON (AUTO), если на рулении требуется "Mode S"

– галетные переключатели ANTI ICE установите (проверьте) в положение AUTO

  • при необходимости выполнять руление с включенной ПОС двигателей, контролируйте скорость руления (особенно на мокрых или с низким коэффициентом сцепления РД) ввиду повышенных оборотов малого газа двигателей

– запустите APU

  • запуск APU может быть отложен до момента выключения двигателей

– RADAR (WXR) - OFF

– PRED W/S - OFF

– на странице BRK контролируйте температуру тормозов (BRAKE TEMP).

1.2 AFTER LANDING CHECKLIST

– выполните AFTER LANDING CHECKLIST

  • выполнение карты производите на свободном участке рулежной дорожки.

1.3 Перед заруливанием на стоянку

– На странице BRK проконтролируйте PARKING BRAKE ACC PRESS:

  • стрелки индикаторов должны находиться в белом секторе, в противном случае не выключайте первый двигатель до установки колодок.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Парковка

Послеэксплуатационные процедуры

Содержание

Страница

Послеэксплуатационные процедуры 1
1 Парковка 1
1.1 Буксировка на стоянку 1
1.2 По окончании буксировки (на стоянке) 2
1.3 PARKING CHECKLIST 3

Описание для экипажа

1 Парковка

1.1 Буксировка на стоянку

ВНИМАНИЕ

Если при включенном стояночном тормозе ВС начнет движение, немедленно отключите стояночный тормоз для восстановления работоспособности тормозных педалей, либо обжать педали на полный ход.

ВНИМАНИЕ

Продолжительный процесс снижения FF после перевода рычажного выключателя L RUN-OFF (R RUN-OFF) в положение OFF указывает на неисправность топливного агрегата.

При необходимости буксировки на стоянку

ПП (PF):

– заруливайте и установите ВС на стояночный тормоз (PARK/ALTN BRAKE) по командам встречающего наземного персонала

– проинформируйте пассажиров и СБП о предстоящей буксировке

– проверьте:

  • РУД в положении "IDLE"

  • трехпозиционный переключатель CRANK L-AUTO-CRANK R в положении AUTO

  • кнопки-табло ENGINE L, R CONT IGN отжаты (не светятся)

  • ANTI ICE - проверьте AUTO

– выполните процедуру останова двигателей переводом рычажных выключателей L RUN-OFF и R RUN-OFF в положение OFF по окончании времени охлаждения

  • время руления на режиме МГ включается в трехминутный период охлаждения

  • процедура останова двигателя после его работы с высокой мощностью (тяга свыше 70 % оборотов N1в течение более 1 минуты) без должного охлаждения может привести к преждевременному износу двигателя. В таких случаях требуется

© ПАО "Корпорация "Иркут"

охлаждение двигателя на режиме малого газа в течение 10 минут перед его остановкой

- в случае самопроизвольного останова двигателя после работы на высокой мощности, требуется немедленная его холодная прокрутка в течение 5 минут, затем прерваться минимум на 60 секунд (когда N2% равны нулю). Данную процедуру необходимо повторить еще два раза. Повторный запуск не рекомендуется в течение 8 часов. Данные ограничения не распространяются на перезапуск двигателя во время полета.

– если останов какого-либо двигателя не произошел, переведите его рычажный выключатель L RUN-OFF (R RUN-OFF) в положение RUN, затем OFF. Если и это не привело к останову двигателя, нажмите кнопку-табло ENG FIRE этого двигателя. В этом случае закроется противопожарный клапан и останов двигателя произойдет приблизительно через одну минуту, после выработки топлива между противопожарным клапаном и форсунками

– на MDU в EWD контролируйте уменьшение расхода топлива FF до нуля

– по командам с земли снимите ВС со стояночного тормоза

– в процессе буксировки **запрещается** использование тормозов и управления носовым колесом.

ПК (PM):

– отожмите кнопку-табло RWY TURN OFF и переведите выключатель TAXI в положение OFF

– выключите секундомер часов

– остановите ELAPSED TIME

– установите XPDR в положение STBY если использовался при рулении

– доложите АДС об окончании руления

– при невозможности использования APU, буксировку выполняйте с работающими на "МГ" двигателями, выполните процедуру останова двигателей после окончания буксировки на стоянке, после подключения наземного источника питания

– установите переключатель NWS в положение OFF (в нижнее положение)

– буксировку на стоянку выполняйте с включенными фюзеляжными маяками, фарами освещения эмблемы и аэронавигационными огнями .

1.2 По окончании буксировки (на стоянке)

ПП (PF):

– установите ВС на стояночный тормоз (рычаг PARK/ALTN BRAKE вытяните и поверните на 90° влево или вправо) по командам встречающего наземного персонала

- при появлении сообщения BRAKE HOT стояночный тормоз должен быть отключен после установки колодок

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– переключатель BEACON и выключатель NAV & LOGO - установите в положение OFF

  • установите переключатель BEACON в положение OFF после окончания буксировки (останова двигателей на стоянке), когда обороты двигателей (N 1) станут менее 7 %

– на странице DOOR проверить подключение аварийных трапов

  • предупредите бортпроводников, если аварийные трапы не разблокированы **(на МС0001 на первом этапе летных испытаний аварийных трапов нет)**

– кнопку-табло SEAT BELTS - OFF

  • означает разрешение на открытие входных дверей

– кнопку-табло NO PED - OFF

– кнопки-табло FUEL PUMPS - OFF

– STATUS - проверьте

  • при наличии сообщений в зонах INOP SYS и/или CANC CAUT - сообщите наземному персоналу

– яркость дисплеев установите в DIM.

ПК (PM):

– доложите АДС об окончании буксировки

– проконтролируйте уход инерциальных систем IRS 1, 2, 3

– количество топлива (FUEL QTY) - проверьте

  • убедитесь, что сумма оставшегося и использованного топлива соответствует количеству топлива заправленного на вылет. Если имеется разница, доложите техническому персоналу

– яркость дисплеев установите в DIM.

1.3 PARKING CHECKLIST

Выполните PARKING CHECKLIST.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Безопасность на стоянке и послеполетный осмотр

Послеэксплуатационные процедуры

Содержание

Страница

Послеэксплуатационные процедуры 1
1 Безопасность самолета на стоянке 1
1.1 После выхода пассажиров 1
1.2 SECURING CHECKLIST 1
2 Послеполетный осмотр ВС 2

Описание для экипажа

1 Безопасность самолета на стоянке

1.1 После выхода пассажиров

Командир ВС:

– определите необходимость выполнения процедуры COLD WEATHER

– PARK/ALTN BRAKE - проверьте/включен

  • оставьте в положение ВКЛЮЧЕН для уменьшения течи гидрожидкости в аккумуляторе тормозов

– переключатели IRS 1, 2, 3 - OFF

  • чтобы не увеличивать время выставки, не выключайте IRS во время транзитных остановок в аэропортах расположенных выше широты 70° N

  • после выключения IRS, выключать электроснабжение необходимо не раньше чем через 10 секунд, для того чтобы IRS запомнил последние данные о месте стоянки.

Второй пилот:

– проверьте (выключите) внешнее освещение

– проверьте кислородное оборудование (OXY CREW)

– переключатель APU BLEED - OFF

– галетный переключатель APU - OFF

– проверьте переключатель EMER LT - ARM

– кнопка-табло EXT PWR - как требуется

– кнопки-табло L, M, APU BAT - отжать

  • перед выключением аккумуляторных батарей убедитесь в закрытии створки APU (приблизительно через 2 минуты после погасания зеленой надписи APU AVAIL на странице EWD).

1.2 SECURING CHECKLIST

– выполните SECURING CHECKLIST

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2 Послеполетный осмотр ВС

Командир ВС:

– выполните внешний осмотр самолета после каждого полета с целью определения состояния ВС, отсутствия повреждений видимых частей и течи жидкостей

– маршрут осмотра такой же, как при предполетном внешнем осмотре

– в процессе осмотра проверьте:

  • общее состояние самолет, кромок крыла и стабилизатора, лопаток ВНА двигателей и управляющих поверхностей ВС на предмет повреждений

  • состояние стоек шасси и пневматиков колес

– проинформируйте технический состав при наличии замечаний по работе систем ВС и результатах осмотра

– сделайте соответствующую запись в TLB.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Осмотр испытательного оборудования бортовыми операторами

Послеэксплуатационные процедуры

Содержание

Страница

Послеэксплуатационные процедуры..... 1
Описание..... 1

Описание

Зарезервировано

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

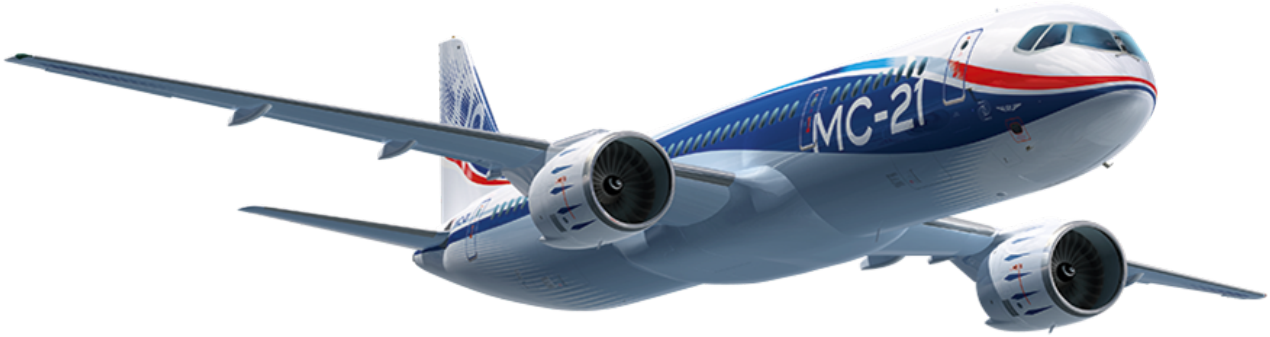
Экз. №____

Самолет МС-21-300

Руководство по летной эксплуатации - Сборник оперативной информации

21300-AA62F-FCOM1-02

Издание 006



Настоящий документ является собственностью ПАО "Корпорация "Иркут" и содержит конфиденциальные сведения.

Все права защищены. Любая часть данного документа не может быть воспроизведена или передана в любом виде или любым способом, электронным или механическим, включая фотокопирование или запись, или посредством какой-либо системы поиска и хранения информации, за исключением случаев, когда это разрешается соответствующим Актом о передаче авторского права или письменным разрешением ПАО "Корпорация "Иркут".

Издатель:

ПАО "Корпорация "Иркут"

Изготовитель:

ПАО "Корпорация "Иркут"
Ленинградский пр-кт 68
Москва, 125315, Российская Федерация

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Перечень действующих модулей данных

Перечень документов, включенных в публикацию, издание 006, дата 2018-03-01.

C = Измененные модули данных

N = Новые модули данных

Наименование	Код модуля данных		Дата издания	Число стр.	Действительно
Титульный лист	21300-A-15-00-00-02A-001A-A	C	2018-03-01	1	0001
Перечень действующих модулей данных	21300-A-15-00-00-02A-00SA-A	C	2018-03-01	4	0001
Лист регистрации изменений	21300-A-15-00-00-02A-00TA-A	C	2018-03-01	1	0001
Лист регистрации временных изменений	21300-A-15-00-00-02A-003A-A	C	2018-03-01	2	0001
Содержание	21300-A-15-00-00-02A-009A-A	C	2018-03-01	4	0001
Нормальные процедуры *Общие сведения*	21300-A-15-30-00-00A-028Q-A	N	2018-03-01	2	0001
Контрольная карта для летного экипажа *Контрольный перечень предэксплуатационных процедур*	21300-A-15-30-00-00A-125Q-A	N	2018-03-01	4	0001
Аварийные и особые процедуры *Общие сведения*	21300-A-15-40-00-00A-028A-A	C	2018-03-01	6	0001
Информация для экипажа *Введение*	21300-A-15-44-00-00A-018Q-A	N	2018-03-01	2	0001
Отказы системы кондиционирования воздуха *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-21-00B-145Q-A	C	2018-03-01	15	0001
Отказы оборудования радиосвязного *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-23-00B-145Q-A		2017-12-01	7	0001
Отказы системы электроснабжения *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-24-00B-145Q-A	C	2018-03-01	7	0001
Отказы средств пожарной защиты *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-26-00B-145Q-A	C	2018-03-01	23	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Наименование	Код модуля данных		Дата издания	Число стр.	Действи-тельно
Отказы комплексной системы управления *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-27-00B-145Q-A	C	2018-03-01	22	0001
Отказы топливной системы *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-28-00B-145Q-A	C	2018-03-01	14	0001
Отказы гидравлической системы *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-29-00B-145Q-A	C	2018-03-01	19	0001
Отказы противообледенительной системы *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-30-00B-145Q-A	C	2018-03-01	5	0001
Отказы системы индикации и регистрации *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-31-00B-145Q-A		2017-12-01	6	0001
Отказы системы шасси *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-32-00B-145Q-A	C	2018-03-01	12	0001
Отказы оборудования навигационного *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-34-00B-145Q-A	C	2018-03-01	47	0001
Отказы кислородной системы *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-35-00B-145Q-A	C	2018-03-01	6	0001
Отказы системы отбора воздуха *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-36-00B-145Q-A	C	2018-03-01	6	0001
Отказы комплексной интегрированной системы *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-46-00B-145Q-A	N	2018-03-01	9	0001
Отказы вспомогательной силовой установки *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-49-00B-145Q-A		2017-12-01	10	0001
Отказы люков и дверей *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-52-00B-145Q-A	C	2018-03-01	9	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Наименование	Код модуля данных		Дата издания	Число стр.	Действи-тельно
Отказы двигателя *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-72-00B-145Q-A	C	2018-03-01	48	0001
Различные особые ситуации *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-48-00-00B-145Q-A	C	2018-03-01	13	0001
Инструкция по аварийному покиданию самолета для двух членов экипажа *Аварийные процедуры*	21300-A-15-48-00-03A-141A-A	C	2018-03-01	20	0001
Инструкция по аварийному покиданию самолета для двух членов экипажа и операторов *Аварийные процедуры*	21300-A-15-48-00-04A-141A-A	C	2018-03-01	27	0001
Инструкция по аварийной эвакуации членов экипажа опытных самолетов при вынужденной посадке на сушу *Аварийные процедуры*	21300-A-15-48-00-11A-141A-A	C	2018-03-01	19	0001
Информация для экипажа *Введение*	21300-A-15-00-00-00A-018Q-A	N	2018-03-01	16	0001
Скорости *Технические данные*	21300-A-15-60-00-01A-030Q-A	N	2018-03-01	2	0001
Посадочные дистанции *Технические данные*	21300-A-15-60-00-02A-030Q-A	N	2018-03-01	2	0001
Определение высоты крейсерского полета *Технические данные*	21300-A-15-62-00-01A-030Q-A	N	2018-03-01	3	0001
Расчет расхода топлива и времени полета (от взлёта до посадки) *Технические данные*	21300-A-15-62-00-03A-030Q-A	N	2018-03-01	20	0001
Расчет полета до запасного аэродрома *Технические данные*	21300-A-15-62-00-04A-030Q-A	N	2018-03-01	5	0001
Воздушная дальность *Технические данные*	21300-A-15-62-00-05A-030Q-A	N	2018-03-01	4	0001
Таблица перевода: QNH-QFE *Технические данные*	21300-A-15-62-00-08A-030Q-A	N	2018-03-01	3	0001
Перевод приборной скорости в число M *Технические данные*	21300-A-15-62-00-09A-030Q-A	N	2018-03-01	1	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Наименование	Код модуля данных		Дата издания	Число стр.	Действи-тельно
Составляющие скорости ветра *Технические данные*	21300-A-15-62-00-10A-030Q-A	N	2018-03-01	2	0001
Один двигатель не работает - Максимальная высота полета *Технические данные*	21300-A-15-6A-00-00A-030Q-A	N	2018-03-01	2	0001
Один двигатель не работает - Снижение с эшелона полёта *Технические данные*	21300-A-15-6A-00-04A-030Q-A	N	2018-03-01	2	0001
Один двигатель не работает - Расход топлива и время полёта до посадки *Технические данные*	21300-A-15-6A-00-06A-030Q-A	N	2018-03-01	4	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Лист регистрации изменений

Убедитесь, что предыдущие ревизии были внесены.

Внесенные ревизии должны быть учтены датой внесения и подписью ответственного лица.

Издание	Дата внесения	кем (подпись)	Издание	Дата внесения	кем (подпись)
001	2016-09-30	Аннулировано	026		
002	2017-03-01		027		
003	2017-06-01		028		
004	2017-09-01		029		
005	2017-12-01		030		
006	2018-03-01		031		
007			032		
008			033		
009			034		
010			035		
011			036		
012			037		
013			038		
014			039		
015			040		
016			041		
017			042		
018			043		
019			044		
020			045		
021			046		
022			047		
023			048		
024			049		
025			050		

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Лист регистрации временных изменений

Срок действия временных изменений (ВрИ) не более 12 месяцев, если нет других указаний по срокам действия.

№ ВрИ	№ документа	Срок действия ВрИ	Дата регистрации	Подпись	Дата аннулирования	Подпись

© ПАО "Корпорация "Иркут"

№ ВрИ	№ документа	Срок действия ВрИ	Дата регистрации	Подпись	Дата аннулирования	Подпись

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Содержание

Перечень документов, включенных в публикацию, издание 006, дата 2018-03-01.

Наименование	Код модуля данных	Дата издания	Действительно
Нормальные эксплуатационные процедуры			
Нормальные эксплуатационные процедуры			
Нормальные процедуры *Общие сведения*	21300-A-15-30-00-00A-028Q-A	2018-03-01	0001
Контрольная карта для летного экипажа *Контрольный перечень предэксплуатационных процедур*	21300-A-15-30-00-00A-125Q-A	2018-03-01	0001
Аварийные и особые процедуры			
Аварийные и особые процедуры			
Аварийные и особые процедуры *Общие сведения*	21300-A-15-40-00-00A-028A-A	2018-03-01	0001
Аварийные ситуации, связанные с отказами систем			
Информация для экипажа *Введение*	21300-A-15-44-00-00A-018Q-A	2018-03-01	0001
Отказы системы кондиционирования воздуха			
Отказы системы кондиционирования воздуха *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-21-00B-145Q-A	2018-03-01	0001
Отказы оборудования радиосвязного			
Отказы оборудования радиосвязного *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-23-00B-145Q-A	2017-12-01	0001
Отказы системы электроснабжения			
Отказы системы электроснабжения *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-24-00B-145Q-A	2018-03-01	0001
Отказы средств пожарной защиты			
Отказы средств пожарной защиты *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-26-00B-145Q-A	2018-03-01	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Наименование	Код модуля данных	Дата издания	Действи-тельно
Отказы комплексной системы управления			
Отказы комплексной системы управления *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-27-00B-145Q-A	2018-03-01	0001
Отказы топливной системы			
Отказы топливной системы *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-28-00B-145Q-A	2018-03-01	0001
Отказы гидравлической системы			
Отказы гидравлической системы *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-29-00B-145Q-A	2018-03-01	0001
Отказы противообледенительной системы			
Отказы противообледенительной системы *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-30-00B-145Q-A	2018-03-01	0001
Отказы системы индикации и регистрации			
Отказы системы индикации и регистрации *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-31-00B-145Q-A	2017-12-01	0001
Отказы системы шасси			
Отказы системы шасси *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-32-00B-145Q-A	2018-03-01	0001
Отказы оборудования навигационного			
Отказы оборудования навигационного *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-34-00B-145Q-A	2018-03-01	0001
Отказы кислородной системы			
Отказы кислородной системы *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-35-00B-145Q-A	2018-03-01	0001
Отказы системы отбора воздуха			
Отказы системы отбора воздуха *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-36-00B-145Q-A	2018-03-01	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Наименование	Код модуля данных	Дата издания	Действи-тельно
Отказы комплексной интегрированной системы			
Отказы комплексной интегрированной системы *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-46-00B-145Q-A	2018-03-01	0001
Отказы вспомогательной силовой установки			
Отказы вспомогательной силовой установки *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-49-00B-145Q-A	2017-12-01	0001
Отказы люков и дверей			
Отказы люков и дверей *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-52-00B-145Q-A	2018-03-01	0001
Отказы двигателя			
Отказы двигателя *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-44-72-00B-145Q-A	2018-03-01	0001
Прочие аварийные ситуации или отказы			
Различные особые ситуации *Контрольный перечень процедур в аварийных условиях*	21300-A-15-48-00-00B-145Q-A	2018-03-01	0001
Инструкция по аварийному покиданию самолета для двух членов экипажа *Аварийные процедуры*	21300-A-15-48-00-03A-141A-A	2018-03-01	0001
Инструкция по аварийному покиданию самолета для двух членов экипажа и операторов *Аварийные процедуры*	21300-A-15-48-00-04A-141A-A	2018-03-01	0001
Инструкция по аварийной эвакуации членов экипажа опытных самолетов при вынужденной посадке на сушу *Аварийные процедуры*	21300-A-15-48-00-11A-141A-A	2018-03-01	0001
Информация для экипажа			
Информация для экипажа			
Информация для экипажа *Введение*	21300-A-15-00-00-00A-018Q-A	2018-03-01	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Наименование	Код модуля данных	Дата издания	Действи-тельно
Летные данные			
Летные данные			
Скорости *Технические данные*	21300-A-15-60-00-01A-030Q-A	2018-03-01	0001
Посадочные дистанции *Технические данные*	21300-A-15-60-00-02A-030Q-A	2018-03-01	0001
Расчет полета			
Определение высоты крейсерского полета *Технические данные*	21300-A-15-62-00-01A-030Q-A	2018-03-01	0001
Расчет расхода топлива и времени полета (от взлёта до посадки) *Технические данные*	21300-A-15-62-00-03A-030Q-A	2018-03-01	0001
Расчет полета до запасного аэродрома *Технические данные*	21300-A-15-62-00-04A-030Q-A	2018-03-01	0001
Воздушная дальность *Технические данные*	21300-A-15-62-00-05A-030Q-A	2018-03-01	0001
Таблица перевода: QNH-QFE *Технические данные*	21300-A-15-62-00-08A-030Q-A	2018-03-01	0001
Перевод приборной скорости в число M *Технические данные*	21300-A-15-62-00-09A-030Q-A	2018-03-01	0001
Составляющие скорости ветра *Технические данные*	21300-A-15-62-00-10A-030Q-A	2018-03-01	0001
Летные данные			
Один двигатель не работает - Максимальная высота полета *Технические данные*	21300-A-15-6A-00-00A-030Q-A	2018-03-01	0001
Один двигатель не работает - Снижение с эшелона полёта *Технические данные*	21300-A-15-6A-00-04A-030Q-A	2018-03-01	0001
Один двигатель не работает - Расход топлива и время полёта до посадки *Технические данные*	21300-A-15-6A-00-06A-030Q-A	2018-03-01	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Нормальные процедуры

Общие сведения

Содержание

Страница

Общие сведения..... 1

1 Работа с картами контрольных проверок (Normal checklist)..... 1

2 Этапы выполнения Карты контрольных проверок..... 2

Описание для экипажа

1 Работа с картами контрольных проверок (Normal checklist)

Выполнение требуемых СТАНДАРТНЫХ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ПРОЦЕДУР (SOP) на определенных этапах полета заканчивается выполнением Карты контрольных проверок (NORMAL CHECKLIST). Команду на выполнение очередного CHECKLIST дает пилотирующий пилот - ПП (PF). Команда подается в виде полного названия определенного раздела Карты, например: «AFTER START CHECKLIST ».

Не пилотирующий пилот - ПНП (PNF), осуществляющий чтение Карты контрольных проверок, находит соответствующий раздел CHECKLIST и зачитывает его полное название, а затем содержание пунктов, которые требуют проверки и подтверждения.

Карта контрольных проверок состоит из двух колонок: - первая колонка Карты содержит наименование проверяемой операции - вторая колонка Карты содержит стандартные ответы на пункты Карты контрольных проверок.

На каждый конкретный пункт Карты контрольных проверок отвечает пилот, выполняющий (контролирующий) данную операцию (систему) согласно стандартных эксплуатационных процедур работы экипажа (SOP) и только после того, как проверил фактическое состояние системы.

Если во второй колонке Карты стоит обозначение «BOTH» - ответ на выполнение данной операции (после соответствующего контроля) дает первым ПП (PF), затем - ПНП (PNF).

Если во второй колонке Карты стоит обозначение «КАК ТРЕБУЕТСЯ» («AS RQRD»), то член экипажа дает ответ, отражающий состояние данной системы.

Если не выполнена вся процедура предшествующая соответствующему CHECKLIST, необходимо прервать чтение CHECKLIST, выполнить необходимую процедуру, а затем прочитать необходимый CHECKLIST сначала.

Если по каким-то причинам (ведение радиообмена и.т.д.) чтение Карты контрольных проверок не завершено (прервано), все пункты CHECKLIST должны быть выполнены сначала.

После окончания проверки выполнения операций по Карте контрольных проверок, когда оба пилота убедились в выполнении всех пунктов, ПНП (PNF) докладывает о выполнении соответствующего CHECKLIST установленной фразой например: «PREFLIGHT CHECKLIST COMPLETED». **Формальное чтение или чтение карты контрольных проверок по памяти не допускается.**

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2 Этапы выполнения Карты контрольных проверок

***BEFORE START CHECKLIST** DOWN TO THE LINE – зачитывается ПНП (PNF) по команде ПП (PF) после выполнения операций по подготовке кабины экипажа к полету.

***BEFORE START CHECKLIST** BELOW THE LINE – зачитывается ПНП (PNF) по команде ПП (PF) для контроля выполнения операций перед запуском двигателей.

***AFTER START CHECKLIST** – зачитывается ПНП (PNF) по команде ПП (PF) для контроля выполнения операций после запуска двигателей перед выруливанием.

***BEFORE TAKE OFF CHECKLIST** DOWN TO THE LINE - зачитывается ПНП (PNF) по команде ПП (PF) на предварительном старте и выполнения процедур для контроля готовности экипажа к взлету.

***BEFORE TAKE OFF CHECKLIST** BELOW THE LINE - зачитывается ПНП (PNF) по команде ПП (PF) после получения разрешения на занятие исполнительного старта и выполнения процедур перед взлетом.

AFTER TAKE OFF CHECKLIST – зачитывается ПНП (PNF) по команде ПП (PF) после уборки механизации крыла.

CLIMB CHECKLIST - зачитывается ПНП (PNF) по команде ПП (PF) после установки стандартного давления на шкалах барометрического давления высотомеров.

DESCENT CHECKLIST - зачитывается ПНП (PNF) по команде ПП (PF) после проведения предпосадочной подготовки (предпосадочного брифинга) перед снижением с целью захода на посадку.

APPROACH CHECKLIST - зачитывается ПНП (PNF) по команде ПП (PF) после установки давления аэродрома (QNH, QFE) на шкалах барометрического давления высотомеров.

LANDING CHECKLIST - зачитывается ПНП (PNF) по команде ПП (PF) после выпуска шасси и закрылков в посадочное положение для контроля готовности экипажа к выполнению посадки.

***AFTER LANDING CHECKLIST** - зачитывается ПНП (PNF) по команде ПП (PF) после освобождения ВПП и выполнения процедур после посадки.

***PARKING CHECKLIST** - зачитывается ПНП (PNF) по команде ПП (PF) после выключения двигателей и систем самолета после заруливания (окончания буксировки) самолета на стоянку.

***SECURE CHECKLIST** - зачитывается ПНП (PNF) по команде ПП (PF) перед покиданием рабочих мест членами летного экипажа.

(*) - Карты контрольных проверок на этих этапах могут зачитывается Вторым пилотом по команде КВС (по решению А/К)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Контрольная карта для летного экипажа

Контрольный перечень предэксплуатационных процедур

Содержание

Страница

Контрольный перечень предэксплуатационных процедур 1
1 Перед запуском двигателей 1
1.1 До линии 1
1.2 Ниже линии 1
2 После запуска 2
3 Перед взлетом 2
3.1 До линии 2
3.2 Ниже линии 2
4 После взлета 3
5 В наборе высоты 3
6 Снижение 3
7 Заход на посадку 3
8 Перед посадкой 3
9 После посадки 4
10 Парковка 4
11 Безопасная стоянка 4

Описание для экипажа

1 Перед запуском двигателей

1.1 До линии

Процедура	Выполнение	Исполнитель
ПОДГОТОВКА КАБИНЫ ЭКИПАЖА	ВЫПОЛНЕНА	ОБА
ШТЫРИ, ЗАГЛУШКИ, КОЖУХИ	СНЯТЫ	ПП (PF)
ТАБЛО ПРИСТЕГНИТЕ РЕМНИ	ON	ПП (PF)
ИНЕРЦИАЛЬНАЯ СИСТЕМА И СВС	NAV	ПП (PF)
КОЛИЧЕСТВО ТОПЛИВА	_____КГ	ПП (PF)
ДАННЫЕ ДЛЯ ВЗЛЕТА	ПРОВЕРЕНЫ	ОБА
БАРОМЕТРИЧЕСКОЕ ДАВЛЕНИЕ	QNH_____УСТ	ОБА
СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ	ПОДГОТОВЛЕНА	ПП (PF)
КИСЛОРОД	ПРОВЕРЕН	ОБА

1.2 Ниже линии

Процедура	Выполнение	Исполнитель
ТОПЛИВНЫЕ НАСОСЫ	ВКЛ	ПП (PF)
НАСОСНЫЕ СТАНЦИИ	AUTO	ПП (PF)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Процедура	Выполнение	Исполнитель
ОКНА И ДВЕРИ	ЗАКРЫТЫ	ОБА
НАВИГАЦИОННЫЕ ОГНИ	ON	ПК (PM)
МАЯК	ON	ПК (PM)
РУД	IDLE	ПП (PF)
СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗ	ВКЛ	ПП (PF)

2 После запуска

Процедура	Выполнение	Исполнитель
ПОС	AUTO	ПНП
СТАТУС	ПРОВ	ПП (PF)
ТРИММЕР РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ	НОЛЬ	ПП (PF)
ТРИММЕР РУЛЯ ВЫСОТЫ	НОЛЬ	ПП (PF)
СТАБИЛИЗАТОР	__ УСТАНОВЛЕН	ПП (PF)
АВТОМАТИЧЕСКОЕ ТОРМОЖЕНИЕ	RTO	ПП (PF)
МЕХАНИЗМ УПРАВЛЕНИЯ ПЕРЕДНЕЙ СТОЙКОЙ ШАССИ	ON	ПП (PF)
ОТВЕТЧИК	ON	ПК (PM)
НАЗЕМНЫЙ ПЕРСОНАЛ	ОТСОЕДИНЕН	ПП (PF)

3 Перед взлетом

3.1 До линии

Процедура	Выполнение	Исполнитель
РУЛИ	ПРОВЕРЕНЫ	ОБА
MDU	ПРОВЕРЕНЫ	ОБА
БРИФИНГ	ПРОВЕДЕН	ПП (PF)
ЗАКРЫЛКИ	ВО ВЗЛЕТНОМ ПОЛОЖЕНИИ___	ОБА
V1, VR, V2/FLX TEMP	___ ___ ___ ___	ОБА
ДОКЛАД Б/П	ГОТОВЫ	ПП (PF)
СПОЙЛЕРЫ	ARMED	ПП (PF)

3.2 Ниже линии

Процедура	Выполнение	Исполнитель
Б/ПРОВОДНИКИ	ПРОИНФОРМ	ПК (PM)
ЗАЖИГАНИЕ	ON (OFF)	ПП (PF)
ОТБОР	ON (OFF)	ПК (PM)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Процедура	Выполнение	Исполнитель
TCAS	ABV, TA (TA/RA)	ПК (PM)

4 После взлета

Процедура	Выполнение	Исполнитель
ШАССИ	УБРАНЫ	ПК (PM)
ЗАКРЫЛКИ	УБРАНЫ	ПК (PM)
ОТБОР	ON	ПК (PM)
ВСУ	OFF	ПК (PM)

5 В наборе высоты

Процедура	Выполнение	Исполнитель
БАРОМЕТРИЧЕСКОЕ ДАВЛЕНИЕ	СТАНДАРТНОЕ УСТ	ОБА
ВЫСОТОМЕРЫ	ПРОВЕРЕНЫ	ОБА

6 Снижение

Процедура	Выполнение	Исполнитель
ВСС	ПОДГОТОВЛЕНА	ПП (PF)
БРИФИНГ	ПРОВЕДЕН	ПП (PF)
ТАБЛО ПРИСТЕГНИТЕ РЕМНИ	ON	ПП (PF)
СТАТУС	ПРОВЕРЕН	ПП (PF)
АВТОТОРМОЖЕНИЕ	____УСТ	ПП (PF)
ПОС	AUTO	ПК (PM)

7 Заход на посадку

Процедура	Выполнение	Исполнитель
БАРОМЕТРИЧЕСКОЕ ДАВЛЕНИЕ	QNH (QFE)___ УСТ	ОБА
ВЫСОТОМЕРЫ	ПРОВЕРЕНЫ	ОБА
ВПР	УСТАВЛЕНА____	ОБА

8 Перед посадкой

Процедура	Выполнение	Исполнитель
ШАССИ	ВЫПУЩЕНО (DOWN)	ПК (PM)
ЗАКРЫЛКИ	В ПОЛОЖЕНИИ___	ОБА
ВЫС.УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ	ПРОВЕРЕНА	ПП (PF)
СПОЙЛЕРЫ	ARMED	ПП (PF)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Процедура	Выполнение	Исполнитель
АВТОМАТ ТЯГИ	SPEED (OFF)	ПП (PF)
КАБИННЫЙ ЭКИПАЖ	ПРОИНФОРМ	ПК (PM)

9 После посадки

Процедура	Выполнение	Исполнитель
ЗАКРЫЛКИ	УБРАНЫ	ПК (PM)
СПОЙЛЕРЫ	RET	ПК (PM)
РАДАР	OFF	ПК (PM)
ВСУ	START	ПК (PM)
ОТВЕТЧИК	ON /STBY	ПК (PM)

10 Парковка

Процедура	Выполнение	Исполнитель
ОТБОР от ВСУ	ON /(AUTO)	ПК (PM)
ПОС	OFF/ (AUTO)	ПК (PM)
ДВИГАТЕЛИ	OFF	ПП (PF)
ТАБЛО «ПРИСТЕГНИТЕ РЕМНИ»	OFF	ПП (PF)
ФАРЫ /МАЯК	OFF	ПК (PM)
ТОПЛИВНЫЕ НАСОСЫ	OFF	ПК (PM)
СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗ	ВКЛЮЧЕН	ПП (PF)
ОТВЕТЧИК / TCAS	OFF	ПК (PM)

11 Безопасная стоянка

Процедура	Выполнение	Исполнитель
ИНЕРЦИАЛЬНАЯ СИСТЕМА И СВС	OFF	ПП (PF)
КИСЛОРОД	OFF	ПП (PF)
АВАРИЙНОЕ ОСВЕЩЕНИЕ	OFF/ (ARM)	ПП (PF)
ОТБОР от ВСУ	OFF/ (AUTO)	ПП (PF)
ВСУ	OFF	ПП (PF)
АККУМУЛЯТОРЫ	OFF	ПП (PF)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Аварийные и особые процедуры

Общие сведения

Содержание

Страница

Общие сведения 1
Описание 1
1 Общие сведения 1
2 Распределение обязанностей 1
3 Процедуры выполняемые по памяти 2
4 Начало выполнения чеклиста 2
5 Текстовые сообщения системы EICAS 3
5.1 Блокировка текстовых сообщений на взлете 3
5.2 Взаимодействие в экипаже 3
6 Перекрестная проверка 4
7 Формат отображения процедур в РЛЭ 4
7.1 Общие сведения 4
7.2 Заголовок процедуры 4
7.3 Процедуры с одинаковым заголовком 5
7.4 Условия при выполнении действия 5
7.5 Структурированное расположение текста (введение отступов) 5
8 Информация экипажу о состоянии системы 6

Описание

1 Общие сведения

Аварийные (Warning) и Особые (Caution) процедуры включают в себя действия, которые летный экипаж обязан выполнить для того, чтобы обеспечить требуемый уровень летной годности для продолжения безопасного полета и посадки.

Аварийные (Warning) и Особые (Caution) процедуры выполняются летным экипажем в случае если:

– отказ обнаружен системой EICAS

– отказ обнаружен летным экипажем

– летный экипаж внезапно попал в особую ситуацию (например: трещина на стеклах/ форточках, посадка с превышением посадочной массы)

– получена речевая сигнализация (например: TERRAIN AHEAD, PULL UP).

Летный экипаж выполняет эти Процедуры (за исключением Процедур, выполняемых по памяти (Memory Items)) по принципу ЧИТАЙ и ВЫПОЛНЯЙ (текст процедуры зачитывается вслух).

2 Распределение обязанностей

Распределение обязанностей в летном экипаже, представленное ниже, применимо ко всем Аварийные (Warning) и Особым (Caution) процедурам.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Пилот пилотирующий (ПП) - Pilot Flying (PF) остается пилотирующим пилотом на всем протяжении процедуры.

ПП (PF), несет ответственность за:

– управление режимом работы двигателя

– выдерживание высоты, траектории и скорости полета

– конфигурацию самолета

– самолетовождение

– ведение радиосвязи.

Пилот контролирующий (ПК) - Pilot Monitoring (PM), несет ответственность за:

– непрерывное наблюдение за характеристиками полета, с фиксацией, основных параметров и зачитывание вслух Аварийных контрольных карт (Non-normal Checklists)

– выполнение указанных в Аварийных контрольных картах (Non-normal Checklists) действий или действий по требованию пилота пилотирующего, если необходимо

– эксплуатацию, по согласованию с пилотом пилотирующим, переключателей ENG START, IRS, ADS и органов управления закрытых защитной рамкой.

3 Процедуры выполняемые по памяти

Процедуры, которые летный экипаж должен выполнить по памяти (Memory Items) без обращения к Аварийным контрольным картам (Non-normal Checklists):

– потеря работоспособности одного члена экипажа в полете

– сигнализация системы TAWS

– аварийное снижение

– недостоверные показания скорости

– сигнализация системы FWS

– сигнализация системы TCAS

– попадание в условия сдвига ветра.

4 Начало выполнения чеклиста

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

После выполнения процедур, связанных с возникновением пожара или задымления, выполните посадку на ближайшем пригодном аэродроме , если только по результатам визуального контроля не установлено, что пожар потушен.

Выполнение действий указанных в Аварийных контрольных картах (Non-normal Checklists) начинается по команде, под контролем и с подтверждением пилота пилотирующего. При уборке РУД неисправного двигателя, выключении двигателя, включении противопожарной системы и разрядке баллонов пожаротушения пилот, осуществляющий активное пилотирование, помимо подтверждения правильности выполнения операций, свободной рукой защищает РУД работающего двигателя от непреднамеренного выключения.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Выполнение некоторых Аварийных контрольных карт не имеет запаса по времени. С целью быстрейшей локализации ситуации, часть этой Аварийной контрольной карты, обозначенной рамкой, выполняются по памяти (Memory Items) пилотом, осуществляющим контролирующее пилотирование ПК (PM) по команде пилота, выполняющего активное пилотирование ПП (PF). Выполнение каждой операции ПК (PM) осуществляет с одобрения и с подтверждением от ПП (PF). После локализации ситуации с целью проверки правильности выполненных по памяти операций, а также для завершения проверок по пунктам карты, не относящимся к выполняемым по памяти, ПП (PF) даёт команду ПК (PM) на чтение Аварийной контрольной карты по сборнику QRH.

Не предпринимайте никаких действий по Аварийным контрольным картам (Non-normal Checklists) (за исключением отключения звуковой сигнализации кнопкой-табло WARN) до тех пор пока:

– не установлен безопасный профиль (траектория) полета

– самолет не достиг высоты как минимум 400 ft над уровнем ВПП, если отказ произошел во время выполнения взлета, захода на посадку или ухода на второй круг.

Высота 400 ft рекомендуется, потому что время, отводимое для занятия этой высоты достаточно, как для установления траектории полета, так и для задержки начала выполнения действий по Аварийным контрольным картам (Non-normal Checklists).

В некоторых особых ситуациях пилот пилотирующий может дать команду на выполнение действий по процедуре до достижения высоты 400 ft.

Указание LAND ASAP (буквы красного цвета) в Аварийных контрольных картах (Non-normal Checklists) обязывает летный экипаж немедленно следовать на ближайший аэродром, на котором обеспечивается безопасный заход на посадку и посадка.

Указание LAND ASAP (буквы янтарного цвета) в Аварийных контрольных картах (Non-normal Checklists) обязывает летный экипаж принять решение о следовании на ближайший пригодный аэродром.

5 Текстовые сообщения системы EICAS

5.1 Блокировка текстовых сообщений на взлете

Часть текстовых сообщений не заблокированы и индицируются на дисплее EWD немедленно, как только событие, вызвавшее их, произошло.

Другая часть текстовых сообщений заблокирована и не индицируется на дисплее EWD немедленно, если событие, вызвавшее их, произошло при выполнении взлета.

5.2 Взаимодействие в экипаже

При выполнении действий по Аварийной контрольной карте (Non-normal Checklist), связанной с индицируемым на дисплее EWD текстовым сообщением, оба пилота должны быть уверены, что название Аварийной контрольной карты (Non-normal Checklist) точно соответствует индицируемому текстовому сообщению. Перед удалением текстового сообщения с дисплея EWD оба пилота должны быть уверены в том, что все действия, требующие прямого воздействия на органы управления в кабине экипажа, выполнены за исключением действий, размещенных в разделе STATUS.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

6 Перекрестная проверка

ВНИМАНИЕ

Запрещается удаление сообщения с дисплея EWD, если не выполнена перекрестная проверка выполненых действий по Аварийной контрольной карте (Non-normal Checklist)

При взаимодействии используются установленные команды и доклады экипажа. Подробнее смотрите РЛЭ раздел ФОРМЫ КОМАНД И ДОКЛАДОВ ЭКИПАЖА. Несмотря на то, что пилот пилотирующий несет ответственность за команду о начале выполнения действий по Аварийной контрольной карте (Non-normal Checklist), это не исключает возможность командиру самолета взять управление на себя и дать такую команду, если он считает такое необходимым.

Информация, размещенная в Аварийной контрольной карте (Non-normal Checklist), дополненная информацией индицируемой на дисплее PFD/MFD и индикацией на пультах в кабине экипажа достаточна для локализации особой ситуации, но тем не менее, до выполнения действий по Аварийной контрольной карте (Non-normal Checklist) летный экипаж должен вызвать синоптическую страницу системы, отказ которой привел к возникновению особой ситуации для подтверждения отказа.

После того, как действия указанные в Аварийной контрольной карте (Non-normal Checklist) выполнены и раздел STATUS просмотрен, если время позволяет, летный экипаж может обратится к РЛЭ раздел АВАРИЙНЫЕ И ОСОБЫЕ ПРОЦЕДУРЫ для получения дополнительной информации.

7 Формат отображения процедур в РЛЭ

7.1 Общие сведения

Аббревиатуры и сокращения, используемые в тексте процедуры идентичны аббревиатурам и сокращениям, размещенным на приборной доске и пультах управления и индицируемым на дисплеях в кабине летного экипажа.

Все действия размещенные в тексте процедуры отображаются прописными буквами основного текста. Другая информация (например: условие при выполнении действия) отображается буквами основного полужирного текста.

В тексте процедуры может размещаться дополнительная информация:

– перевод заголовка процедуры на русский язык или информация идентифицирующая процедуру, если текст заголовка процедуры идентифицирует процедуру неоднозначно, отображается буквами основного текста

– пояснительная информация к действиям причина выполнения, которых не очевидна, отображается курсивом буквами основного текста

– информация необходимая для более детального понимания сути процедуры отображается буквами основного текста.

7.2 Заголовок процедуры

Заголовок аварийной и особой процедуры, который индицируется на дисплее EWD в виде текстового сообщения, размещен в поле серого цвета.

Особая процедура с индикацией на дисплее EWD:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ЗАГОЛОВОК ПРОЦЕДУРЫ

Аварийная процедура с индикацией на EWD:

ЗАГОЛОВОК ПРОЦЕДУРЫ

Заголовок аварийной и особой процедуры, который не индицируется на дисплее EWD в виде текстового сообщения, размещен в поле белого цвета.

Особая процедура без индикации на EWD:

ЗАГОЛОВОК ПРОЦЕДУРЫ

Аварийная процедура без индикации на EWD:

ЗАГОЛОВОК ПРОЦЕДУРЫ

7.3 Процедуры с одинаковым заголовком

Если это необходимо, некоторые процедуры могут быть сгруппированы под одним и тем же заголовком. Тем не менее, действия которые летный экипаж должен выполнить в таких процедурах могут отличаться.

Примечание

Для отличия процедуры с одинаковым заголовком применяется подзаголовок, размещенный в круглых скобках (например: процедура ENG L(R) FIRE (На земле) в сравнении с процедурой ENG L(R) FIRE (В полете)).

7.4 Условия при выполнении действия

В случае если выполнение действий зависит от условий, в тексте используются символ - точка черного цвета (•)

Точка черного цвета определяет условие, наличие которого необходимо для выполнения действия. В примере, приведенном ниже, действие **"APU GEN…….OFF"** выполняется только в том случае, когда предыдущее действие не привело к желаемому результату:

ELEC APU GEN FAULT
– APU GEN ..... OFF затем ON
• Если действие неудачно:
– APU GEN ..... OFF

7.5 Структурированное расположение текста (введение отступов)

Структурированное расположение текста (введение отступов) используется в тексте процедуры указания выполнения действий в зависимости от условия / этапа полета / процедуры.

В примере, приведенном ниже:

– скорость APPR SPEED должна быть равна значению VREF + 30 kt только в том случае, если закрылки заклинены, потому что процедура APPR SPEED.....VREF + 30 размещена ниже условия **"• Если закрылки заклинены:"**.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– действие с указанием ограничения скорости MAX SPEED значением 250 kt не зависит от условия **"• Если закрылки заклинены:"** потому что и условие и действие размещены в процедуре с одинаковым отступом. Поэтому скорость полета должна быть ограничена значением 250 kt не зависимо от того заклинены закрылки или нет.

В полете
• Если закрылки заклинены:
– APPR SPD ..... V_{REF}+30 kt
– MAX SPD ..... 250 kt

8 Информация экипажу о состоянии системы

Фраза **Информация экипажу о состоянии системы**

На земле:

Запрещает вылет, за исключением случаев, когда:

– индикация текстового сообщения является результатом намеренных действий летного экипажа

– летный экипаж своими действиями устранил причину индикации текстового сообщения

– технический персонал своими действиями устранил причину индикации текстового сообщения

– вылет выполняется в соответствии с указаниями, изложенными в MEL

В полете:

– **не запрещает** летному экипажу действовать в пределах своей компетентности.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Информация для экипажа

Введение

Содержание

Страница

Введение..... 1
Описание..... 1

Описание

Аварийные контрольные карты (Non-normal Checklists)

Для локализации на борту ВС ситуаций, связанных с отказами и неисправностями систем самолета или его двигателей, экипаж использует сборник аварийных контрольных карт (Non-normal Checklists). Сборник аварийных контрольных карт (Non-normal Checklists) является частью QRH. Сборники находятся в карманах боковых пультов пилотов на каждом самолете.

При появлении на экране EICAS сообщения об отказе или изменении состояния систем самолета пилот, заметивший сообщение первым, зачитывает его вслух в том виде, в котором сообщение появилось на экране EICAS. Если появившееся сообщение не требует действий со стороны экипажа, пилот, который выполняет контролирующее пилотирование (ПК) - Pilot Monitoring (PM) с одобрения пилота, выполняющего активное пилотирование (ПП) - Pilot Flying (PF), убирает сообщение с экрана EICAS. Если появившееся сообщение указывает на отказ в работе каких-либо систем самолета и требует от экипажа конкретные действия по локализации данного отказа, ПП (PF) даёт команду на выполнение соответствующей отказу аварийной контрольной карты (Non-normal Checklists). Например: ENG L (R) OVERSPEED Checklist. ПК (PM) находит соответствующую аварийную контрольную карту в сборнике QRH, зачитывает ее полное название и после подтверждения со стороны ПП (PF) приступает к зачитыванию и выполнению пунктов аварийной контрольной карты.

При появлении на экране EICAS двух и более сообщений об отказе или изменении состояния систем самолета, экипаж выполняет аварийные контрольные карты для каждого из появившихся сообщений, если аварийная контрольная карта не требует иного. После завершения действий согласно соответствующей аварийной контрольной карте (картам) ПК (PM) с одобрения ПП (PF) убирает сообщение (сообщения) с экрана EICAS.

Выполнение каждой операции по аварийным контрольным картам производится под контролем и с подтверждением пилота, осуществляющего активное пилотирование самолетом.

При уборке РУД неисправного двигателя, выключении генератора, выключении двигателя, включении противопожарной системы и разрядке баллонов пожаротушения пилот, который выполняет активное пилотирование, помимо подтверждения правильности выполнения операций, свободной рукой защищает работающий двигатель (генератор) от непреднамеренного выключения.

Выполнение аварийных контрольных карт EMERGENCY DESCENT, ENG START ABORTED, ENG DUAL FAILURE, ENG L (R) № 1 (№ 2) HIGH , FIRE L (R) ENG, FIRE APU, L (R) ENG OVERHT, PRESS DEPRESS, НЕДОСТОВЕРНЫЕ ПОКАЗАНИЯ СКОРОСТИ не имеет запаса по времени. С целью быстрейшей локализации ситуации, перечисленные карты (часть карты, обозначенная рамкой) выполняются по памяти пилотом, который выполняет контролирующее пилотирование пилот ПК (PM) по команде пилота, выполняющего

© ПАО "Корпорация "Иркут"

активное пилотирование ПП (PF), например: “Emergency Descent Memory Items Checklist”. Выполнение каждой операции PM осуществляет с одобрения и с подтверждением от PF.

После локализации ситуации с целью проверки правильности выполненных по памяти операций, а также для завершения проверок по пунктам карты, не относящимся к выполняемым по памяти, ПП (PF) даёт команду ПК (PM) на чтение аварийной контрольной карты по сборнику QRH.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Отказы системы кондиционирования воздуха

Содержание

Страница

AIR AVNCS COOL FAULT 3
Отказ системы охлаждения радиоэлектронного оборудования

AIR AVNCS GND VLV OPEN 3
Отказ вытяжного вентилятора РЭО

AIR AVNCS VENT FAULT 4
Отказ вытяжного вентилятора отсека РЭО

AIR COND FAULT 4
Отказ двух установок охлаждения воздуха

AIR L PACK FAULT 5
Отказ левой установки охлаждения воздуха

AIR R PACK FAULT 5
Отказ правой установки охлаждения воздуха

PRESS AFT OFV FAULT 6
Отказ автоматического режима управления задним выпускным клапаном

PRESS CAB ALT RATE 7
Высокая скорость изменения высоты в кабине

PRESS CTRL ALT 6598 FT 8
Нет данных от системы измерения высотно-скоростных параметров

PRESS DEPRESS 8
Разгерметизация кабины

PRESS DP HIGH 10
Повышенный перепад давления в кабине

PRESS FWD OFV FAULT 11
Отказ автоматического режима управления передним выпускным клапаном

PRESS HI CAB ALT 12
Повышенная высота в кабине

PRESS LDG ELEV NOT SET 12
Нет данных о высоте аэродрома посадки

PRESS LOW INFLOW 13
Недостаточная подача воздуха в кабину

PRESS OVERPRESSURE 13
Перенаддув. Перепад давления в кабине выше допустимого

PRESS VACUUM 14
Отрицательный перепад давления в кабине

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

© ПАО "Корпорация "Иркут"

AIR AVNCS COOL FAULT

Отказ системы охлаждения радиоэлектронного оборудования

ВНИМАНИЕ

- **взлет запрещен**
- **работоспособность радиоэлектронного оборудования 30 мин.**

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AIR AVNCS COOL FAULT.

Действия экипажа

На земле:

Информация экипажу о состоянии системы.

В полете:

– решение о посадке на ближайшем пригодном аэродроме..... примите.

■ ■ ■ ■

AIR AVNCS GND VLV OPEN

Отказ вытяжного вентилятора РЭО

ВНИМАНИЕ

Взлет запрещен.

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AIR AVNCS GND VLV OPEN.

Действия экипажа

На земле:

Информация экипажу о состоянии системы.

В полете:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– кнопку-табло AVNCS EXTRACT.....ON

– открытие на синоптической странице AIR.....проверьте.

■ ■ ■ ■

AIR AVNCS VENT FAULT

Отказ вытяжного вентилятора отсека РЭО

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AIR AVNCS VENT FAULT.

Действия экипажа

На панели VENTILATION:

– кнопку-табло AVNCS EXTRACT.....ON

■ ■ ■ ■

AIR COND FAULT

Отказ двух установок охлаждения воздуха

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AIR COND FAULT.

Действия экипажа

На панели AIR:

– кнопку-табло L PACK..... OFF

– кнопку-табло R PACK.....OFF.

- **Если высота более FL100:**
  - кислородные маски.....наденьте
  - связь в кабине..... установите
  - снижение до FL100 или до MEA (что выше).....начните
  - на синоптической странице AIR - значение CAB ALT..... проверьте.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

• **На FL100 или MEA (что выше)**

На панели VENTILATION:

– кнопку-табло RAM AIR.....ON.

На панели CABIN PRESS:

– кнопку-табло DEPRESS.....ON

– включение RAM AIR, открытое положение выпускных клапанов FWD OFV и AFT OFV на синоптической странице AIR..... проверьте

– полет на высоте не выше FL100/MEA (что выше)..... продолжите.

■ ■ ■ ■

AIR L PACK FAULT

Отказ левой установки охлаждения воздуха

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AIR L PACK FAULT.

Действия экипажа

На панели AIR:

– кнопку-табло L PACK..... OFF.

На синоптической странице:

– отключение L PACK.....проверьте.

■ ■ ■ ■

AIR R PACK FAULT

Отказ правой установки охлаждения воздуха

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AIR R PACK FAULT.

Действия экипажа

На панели AIR:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– кнопку-табло R PACK.....OFF.

На синоптической странице:

– отключение R PACK..... проверьте.

■ ■ ■ ■

PRESS AFT OFV FAULT

Отказ автоматического режима управления задним выпускным клапаном

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение PRESS AFT OFV FAULT.

Действия экипажа:

Ручное управление AFT OFV

– кнопку-табло AFT OFV.....MAN.

- **Если FWD OFV работает в автоматическом режиме:**
  - синоптическую страницу AIR.....откройте
  - тумблер OPEN/CLOSE AFT OFV.....CLOSE.
- **Если FWD OFV закрыт:**
  - положение AFT OFV.....отрегулируйте.

Выдерживайте следующие параметры:

Высота полета	**FL090**	**FL120**	**FL150**	**FL180**	**FL210**	**FL240**	**FL270**
CAB ALT, FT	620	900	1200	1540	1920	2340	2840

Высота полета	**FL300**	**FL330**	**FL370**	**FL400**
CAB ALT, FT	3420	4130	5360	6310

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

PRESS CAB ALT RATE

Высокая скорость изменения высоты в кабине

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение PRESS CAB ALT RATE
- на круговой шкале скорости изменения высоты в кабине RATE синоптической страницы AIR стрелка-указатель находится в янтарном секторе значений от 980 ft/min до 5900 ft/min.

Действия экипажа:

- синоптическую страницу AIR.....откройте
- на ручное регулирование CAB ALT..... перейдите
- кнопки-табло FWD OFV и AFT OFV.....MAN
- полет.....продолжите
- клапана FWD OFV или AFT OFV, по информации CAB ALT со страницы AIR или EWD вручную.....регулируйте
- изменения высоты в белом секторе шкалы RATE на синоптической странице AIR.....сохраняйте.

Выдерживайте следующие параметры:

Высота полета	FL090	FL120	FL150	FL180	FL210	FL240	FL270
CAB ALT, FT	620	900	1200	1540	1920	2340	2840

Высота полета	FL300	FL330	FL370	FL400
CAB ALT, FT	3420	4130	5360	6310

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

PRESS CTRL ALT 6598 FT

Нет данных от системы измерения высотно-скоростных параметров

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение PRESS CTRL ALT 6598 FT.

Действия экипажа:

- скорость изменения высоты в кабине RATE на синоптической странице AIR..... проверьте.

■ ■ ■ ■

PRESS DEPRESS

Разгерметизация кабины

ВНИМАНИЕ

- **снижение выполняйте на максимально возможной, допустимой скорости**
- **если есть предположения в повреждении конструкции, управляйте самолетом аккуратно и сохраняйте скорость не выше V повреждения**
- **в аварийных случаях снижение выполняйте немедленно, начиная с момента начала отворота самолета, как правило, вправо на 30° от оси маршрута и, пройдя 30 км, выведите его на прежний курс.**

Признаки

- два раза звучит речевое сообщение "CABIN DEPRESS"
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться красным цветом сообщение WARN
- на EWD начинает светиться красным цветом сообщение PRESS DEPRESS
- на кнопке-табло OXY PASS начинает светиться красным цветом DEPRESS
- на круговой шкале высоты в кабине CAB ALT синоптической страницы AIR стрелка-указатель находится в красном секторе значений свыше 15 000 ft.

Действия экипажа:

- кислородные маски..... наденьте
- регулятор кислорода маски ..... установите 100 %
- связь в кабине ..... установите

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– кнопки-табло FWD OFV и AFT OFV на панели CABIN PRESS..... нажмите (светится надпись MAN зеленым цветом)

– тумблеры FWD OFV и AFT OFV в положение CLOSE..... нажмите и удерживайте

– на синоптической странице AIR полное закрытие выпускных клапанов..контролируйте.

- **Если высота в кабине не управляется:**
  - кнопку-табло SEAT BEALTS..... нажмите (светится надпись ON голубым цветом)
  - кнопку-табло OXY PASS..... нажмите (светится надпись ON зеленым цветом).
- **Приступите к аварийному снижению:**
  - бортпроводникам..... сообщите
  - на пульте управления САУ (AFCP) меньшее значение высоты..... установите
  - AP, FD и A/T..... отключите
  - РУД..... IDLE
  - кнопочные переключатели CONT IGN..... ON
  - ручку управления SPEED BRAKE..... FULL
  - без задержки снижение до FL 100 или MEA(что выше)..... начните
  - скорость M_{mo}/V_{mo} ..... выдерживайте
  - УВД..... доложите
  - код ответчика "7700"..... установите
  - внешние бортовые огни..... ON.
- **Когда подходите к FL 100 или MEA (что выше) :**
  - SPEED BRAKE..... плавно уберите
  - РУД вперед..... переместите
  - тягу двигателя для стабилизации высоты и скорости..... отрегулируйте.
- **Если высота в кабине менее 10 000 ft:**
  - кислородные маски могут быть..... сняты.

– кнопки CONT IGN..... установите, как необходимо

– план полета..... уточните

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– решение о посадке.....примите.

- **Если высота в кабине управляется:**

  – работу клапанов FWD OFV или AFT OFV, по информации CAB ALT со страницы AIR или EWD вручную..... регулируйте

  – изменения высоты в белом секторе шкалы RATE на синоптической странице.....сохраняйте.

  Выдерживайте следующие параметры:

Высота полета	FL090	FL120	FL150	FL180	FL210	FL240	FL270
CAB ALT, FT	620	900	1200	1540	1920	2340	2840

Высота полета	FL300	FL330	FL370	FL400
CAB ALT, FT	3420	4130	5360	6310

– решение о продолжении полета.....примите.

■ ■ ■ ■

PRESS DP HIGH

Повышенный перепад давления в кабине

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение PRESS DP HIGH

– на круговой шкале перепада давления ΔP синоптической страницы AIR стрелка-указатель находится в янтарном секторе значений от 9.3 psi до 10.3 psi.

Действия экипажа:

– кнопку-табло L PACK..... OFF.

- **Если после этого, снятие сигнала не произошло, то:**

  – кнопки-табло FWD OFV и AFT OFV..... MAN

  – полет.....продолжите

  – значение CAB ALT по индикации синоптической страницы AIR.....

  ..... регулируйте вручную.

Сохраняйте в полете следующие параметры:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Высота полета	FL090	FL120	FL150	FL180	FL210	FL240	FL270
CAB ALT, FT	620	900	1200	1540	1920	2340	2840

Высота полета	FL300	FL330	FL370	FL400
CAB ALT, FT	3420	4130	5360	6310

При заходе на посадку на FL090:

– На панели CABIN PRESS кнопку-табло DEPRESS.....ON.

■ ■ ■ ■

PRESS FWD OFV FAULT

Отказ автоматического режима управления передним выпускным клапаном

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение PRESS FWD OFV FAULT.

Действия экипажа

Ручное управление FWD OFV:

– кнопку-табло FWD OFV.....MAN.

- **Если AFT OFV работает в автоматическом режиме:**
  - синоптическую страницу AIR.....откройте
  - рекомендуемое положение FWD OFV.....установите.
- **Если AFT OFV закрыт:**
  - положение FWD OFV.....отрегулируйте.

Удерживайте следующие параметры:

Высота полета	FL090	FL120	FL150	FL180	FL210	FL240	FL270
CAB ALT, FT	620	900	1200	1540	1920	2340	2840

Высота полета	FL300	FL330	FL370	FL400
CAB ALT, FT	3420	4130	5360	6310

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

PRESS HI CAB ALT

Повышенная высота в кабине

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение PRESS HI CAB ALT
- на круговой шкале высоты в кабине CAB ALT синоптической страницы AIR стрелка-указатель находится в янтарном секторе значений от 8038 ft до 9843 ft.

Действия экипажа:

- кнопки-табло FWD OFV и AFT OFV.....MAN
- полет.....продолжите
- клапана FWD OFV или AFT OFV по информации RATE и CAB ALT со страницы AIR или EWD вручную..... регулируйте.

Сохраняйте следующие параметры:

Высота полета	FL090	FL120	FL150	FL180	FL210	FL240	FL270
CAB ALT, FT	620	900	1200	1540	1920	2340	2840

Высота полета	FL300	FL330	FL370	FL400
CAB ALT, FT	3420	4130	5360	6310

При заходе на посадку на FL090:

На панели CABIN PRESS:

- кнопку-табло DEPRESS.....ON.

■ ■ ■ ■

PRESS LDG ELEV NOT SET

Нет данных о высоте аэродрома посадки

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение PRESS LDG ELEV NOT SET.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Действия экипажа:

– значение высоты аэродрома посадки задатчиком LAND ELEV.....задайте

– значение высоты аэродрома посадки по информации синоптической страницы AIR..... проверьте.

■ ■ ■ ■

PRESS LOW INFLOW

Недостаточная подача воздуха в кабину

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение PRESS LOW INFLOW.

Действия экипажа:

Не увеличивая высоту полета на синоптической странице AIR проверьте:

расход воздуха в L PACK и R PACK

положение клапанов САРД

Если L PACK и R PACK отключены, выполните их перезапуск

– галетный переключатель PASSANGER CAUNT..... MAX

На синоптической странице DOOR/OXY :

– закрытое положение всех дверей и люков.....проверьте

– бортпроводникам проверить закрытое положение всех дверей и отсутствие явных утечек воздуха..... дайте указание.

При необходимости набора высоты не допускайте закрытия переднего клапана САРД в автоматическом режиме.

■ ■ ■ ■

PRESS OVERPRESSURE

Перенаддув. Перепад давления в кабине выше допустимого

Признаки

– два раза звучит речевое сообщение "CABIN OVERPRESSURE"

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться красным цветом сообщение WARN

– на EWD начинает светиться красным цветом сообщение PRESS OVERPRESSURE

– на круговой шкале перепада давления ΔP синоптической страницы AIR стрелка-указатель находится в красном секторе значений от 10.3 psi до 11.0 psi.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Действия экипажа

В полете:

– кнопку-табло DEPRESS.....ON

– кнопку-табло L PACK или R PACK.....OFF

– высоту в кабине по индикатору CAB ALT на синоптической странице AIR.....проверьте.

На высоте более 6600 ft:

– процесс разгерметизации кнопкой-табло DEPRESS.....прервите

– кнопки-табло FWD OFV и AFT OFV.....MAN

– полет.....продолжите

– клапана FWD OFV или AFT OFV вручную по информации CAB ALT со страницы AIR или EWD.....отрегулируйте.

Сохраняйте в полете следующие параметры:

Высота полета	FL090	FL120	FL150	FL180	FL210	FL240	FL270
CAB ALT, FT	620	900	1200	1540	1920	2340	2840

Высота полета	FL300	FL330	FL370	FL400
CAB ALT, FT	3420	4130	5360	6310

При заходе на посадку на FL090

На панели CABIN PRESS:

– кнопку-табло DEPRESS.....ON.

■ ■ ■ ■

PRESS VACUUM

Отрицательный перепад давления в кабине

Признаки

– два раза звучит речевое сообщение "CABIN PRESS VACUUM"

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться красным цветом сообщение WARN

– на EWD начинает светиться красным цветом сообщение PRESS VACUUM

– на круговой шкале перепада давления ΔP синоптической страницы AIR стрелка-указатель находится в красном секторе значений от минус 0.4 psi до минус 1 psi.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Действия экипажа

– вертикальную скорость снижения.....
..... уменьшите до снятия сигнала PRESS VACUUM.

- **Если сигнализация не снялась, то:**
  - на панели CABIN PRESS кнопку-табло DEPRESS..... ON
  - высоту в кабине по индикатору CAB ALT на синоптической странице AIR ..... проверьте.
- **При CAB ALT более 10 000 ft:**
  - кислородные маски.....наденьте
  - связь в кабине..... установите.
- **При CAB ALT более 10 000 ft:**
  - кнопку-табло OXY PASS..... ON.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Отказы оборудования радиосвязного

Содержание

Страница

COM ACARS FAULT 3
Отказ ACARS

COM ALL CCP FAULT 3
Отказ всех пультов управления связью

COM CAPT CCP FAULT 3
Отказ левого пульта управления связью

COM F/O CCP FAULT 4
Отказ правого пульта управления связью

COM HF 1 FAULT 4
Отказ радиостанции КВ № 1

COM HF 2 FAULT 4
Отказ радиостанции КВ № 2

COM L MFCP FAULT 5
Отказ левого МФПУ

COM L + R MFCP FAULT 5
Отказ левого и правого МФПУ

COM OBS CCP FAULT 5
Отказ пульта управления связью проверяющего

COM R MFCP FAULT 6
Отказ правого МФПУ

COM VHF 1 FAULT 6
Отказ радиостанции УКВ № 1

COM VHF 2 FAULT 6
Отказ радиостанции УКВ № 2

COM VHF 3 FAULT 7
Отказ радиостанции УКВ № 3

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

© ПАО "Корпорация "Иркут"

COM ACARS FAULT
Отказ ACARS

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение COM ACARS FAULT.

Действия экипажа:

– ACARS..... не используйте.

■ ■ ■ ■

COM ALL CCP FAULT
Отказ всех пультов управления связью

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение COM ALL CCP FAULT.

Действия экипажа:

– на приемоответчике АТС код "7600" режим "А"..... установите

– для прослушивания команд УВД необходимую частоту на ADF.....

.....установите

– команды УВД..... выполняйте.

■ ■ ■ ■

COM CAPT CCP FAULT
Отказ левого пульта управления связью

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение COM CAPT CCP FAULT.

Действия экипажа:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– COM F/O CCP..... используйте.

■ ■ ■ ■

COM F/O CCP FAULT

Отказ правого пульта управления связью

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение COM F/O CCP FAULT.

Действия экипажа:

– COM CAPT CCP.....используйте.

■ ■ ■ ■

COM HF 1 FAULT

Отказ радиостанции КВ № 1

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение COM HF 1 FAULT.

Действия экипажа:

– радиостанции КВ № 2, УКВ № 1, 2, 3 и SATCOM..... используйте.

■ ■ ■ ■

COM HF 2 FAULT

Отказ радиостанции КВ № 2

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение COM HF 2 FAULT.

Действия экипажа:

– радиостанции КВ № 1, УКВ № 1, 2, 3 и SATCOM..... используйте.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

COM L MFCP FAULT
Отказ левого МФПУ

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение COM L MFCP FAULT.

Действия экипажа:

– R MFCP или виртуальный VCP пульты управления р/средствами..... ..... используйте.

■ ■ ■ ■

COM L + R MFCP FAULT
Отказ левого и правого МФПУ

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение COM L + R MFCP FAULT.

Действия экипажа:

– виртуальный VCP пульт управления р/средствами..... используйте.

■ ■ ■ ■

COM OBS CCP FAULT
Отказ пульта управления связью проверяющего

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение COM OBS CCP FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

COM R MFCP FAULT
Отказ правого МФПУ

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение COM R MFCP FAULT.

Действия экипажа:

– L MFCP или виртуальный VCP пульты управления..... используйте.

■ ■ ■ ■

COM VHF 1 FAULT
Отказ радиостанции УКВ № 1

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение COM VHF 1 FAULT.

Действия экипажа:

– радиостанции УКВ № 2 и УКВ № 3..... используйте.

■ ■ ■ ■

COM VHF 2 FAULT
Отказ радиостанции УКВ № 2

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение COM VHF 2 FAULT.

Действия экипажа:

– радиостанции УКВ № 1 и УКВ № 3..... используйте.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

COM VHF 3 FAULT

Отказ радиостанции УКВ № 3

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение COM VHF 3 FAULT.

Действия экипажа:

– функция ACARS для передачи данных..... недоступна.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Отказы системы электроснабжения

Содержание

Страница

ELEC APU GEN FAULT 3
Отказ генератора ВСУ

ELEC EMER GEN FAULT 3
Отказ аварийного генератора

ELEC EMER GEN RESET 3
Сброс защиты аварийного генератора

ELEC EXT PWR FAULT 4
Отказ внешнего питания

ELEC L (M, APU) BAT OVHT 4
Перегрев батареи левой (средней, ВСУ)

ELEC L (M, R) ESS DC OFF 5
Обесточивание левой (средней, правой) важной шины постоянного тока

ELEC L (R) AC OFF 5
Обесточивание левой (правой) шины переменного тока

ELEC L (R) GEN CH FAULT 5
Отказ канала генерирования левого (правого) генератора

ELEC L (R) GEN FAULT 6
Отказ левого (правого) генератора

ELEC L+R DC OFF 7
Обесточивание левой и правой шины постоянного тока

ELEC ON BAT 7
Электропитание от батарей

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ELEC APU GEN FAULT
Отказ генератора ВСУ

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ELEC APU GEN FAULT.

Действия экипажа:

- кнопкой-табло APU GEN отказавший генератор..... отключите
- повторно кнопкой-табло APU GEN генератор..... включите
- параметры отказавшего генератора на синоптической странице ELEC.....проверьте.

При отсутствии значений напряжения, частоты и загрузки:

- кнопкой-табло APU GEN отказавший генератор..... отключите.

■ ■ ■ ■

ELEC EMER GEN FAULT
Отказ аварийного генератора

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ELEC EMER GEN FAULT

Действия экипажа:

- **Если ВСУ не запущено:**
  - ВСУ галетным переключателем APU..... запустите
  - посадку на ближайшем пригодном аэродроме..... выполните.

■ ■ ■ ■

ELEC EMER GEN RESET
Сброс защиты аварийного генератора

Признаки

- два удара колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться красным цветом сообщение WARN
- на EWD начинает светиться красным цветом сообщение ELEC EMER GEN RESET

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Действия экипажа:

– кнопку-табло EMER GEN.....нажмите.

- **Если на на EWD остается сообщение ELEC EMER GEN RESET:**
  - кнопку-табло EMER GEN..... нажмите.
- **Если ВСУ не запущено:**
  - ВСУ галетным переключателем APU..... запустите
  - посадку на ближайшем пригодном аэродроме..... выполните.

■ ■ ■ ■

ELEC EXT PWR FAULT
Отказ внешнего питания

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ELEC EXT PWR FAULT.

Действия экипажа:

– источник аэродромного электропитания кнопкой-табло EXT PWR.....

..... отключите

– источник аэродромного электропитания кнопкой-табло EXT PWR.....

..... включите

– на синоптической странице ELEC значения напряжения, частоты и загрузки источника аэродромного электропитания.....проверьте

– при отсутствии значения напряжения, частоты и загрузки, источник аэродромного электропитания кнопкой-табло EXT PWR..... отключите.

■ ■ ■ ■

ELEC L (M, APU) BAT OVHT
Перегрев батареи левой (средней, ВСУ)

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ELEC L (M, APU) BAT OVHT.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Действия экипажа:

– отказавшую аккумуляторную батарею кнопочными переключателями L BAT или M BAT или APU BAT.....отключите.

■ ■ ■ ■

ELEC L (M, R) ESS DC OFF

Обесточивание левой (средней, правой) важной шины постоянного тока

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ELEC L (M, R) ESS DC OFF.

Информация экипажу о состоянии системы

Автоматическая реконфигурация СЭС.

■ ■ ■ ■

ELEC L (R) AC OFF

Обесточивание левой (правой) шины переменного тока

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ELEC L (R) AC OFF.

Информация экипажу о состоянии системы.

Автоматическая реконфигурация СЭС.

■ ■ ■ ■

ELEC L (R) GEN CH FAULT

Отказ канала генерирования левого (правого) генератора

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ELEC L (R) GEN CH FAULT.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Действия экипажа

На скорости до 80 kt:

– взлет..... прервите.

На скорости 80 kt и более:

– взлет..... продолжайте

– отказавший генератор кнопкой-табло L GEN или R GEN ..... отключите

– повторно генератор кнопкой-табло L GEN или R GEN..... включите

– синоптическую страницу ELEC..... откройте

– параметры отказавшего генератора..... проверьте

– При отсутствии значений напряжения, частоты и загрузки:

  отказавший генератор кнопкой-табло L GEN или R GEN ..... отключите

– ВСУ галетным переключателем APU ..... запустите.

■ ■ ■ ■

ELEC L (R) GEN FAULT

Отказ левого (правого) генератора

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ELEC L (R) GEN FAULT.

Действия экипажа

До скорости до 80 kt:

– взлет .....прервите.

На скорости 80 kt и более:

– взлет..... продолжайте

– отказавший генератор кнопкой-табло L DISC или R DISC от вала двигателя принудительно.....отключите

– ВСУ галетным переключателем APU ..... запустите.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ELEC L+R DC OFF

Обесточивание левой и правой шины постоянного тока

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ELEC L + R DC OFF.

Действия экипажа

На скорости до 80 kt:

– взлет..... прервите.

На скорости 80 kt и более:

– взлет..... выполните

– посадку на ближайшем пригодном аэродроме..... выполните.

■ ■ ■ ■

ELEC ON BAT

Электропитание от батарей

ВНИМАНИЕ

Основные шины обесточены. Важные шины запитываются от аккумуляторных батарей.

Признаки

- звучит речевое сообщение "ELEC ON BAT"
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться красным цветом сообщение WARN
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ELEC ON BAT.

Действия экипажа:

– автоматический выпуск RAT..... проверьте.

● **Если RAT не выпущен автоматически:**

– ручной выпуск RAT..... выполните

– посадку на ближайшем пригодном аэродроме..... выполните.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Отказы средств пожарной защиты

Содержание

Страница

FIRE AFT CARGO 3
Дым/перегрев в заднем БГО

FIRE AFT CARGO DET 5
Отказ системы обнаружения пожара заднего БГО

FIRE AFT CARGO SQB 1 + 2 5
Обрыв цепи пиропатронов баллонов № 1 и № 2 заднего БГО

FIRE AFT CARGO SQUIB 1 6
Отказ пироголовки № 2 баллона 1-ой очереди системы пожаротушения заднего БГО

FIRE AFT CARGO SQUIB 2 6
Отказ пироголовки № 2 баллона 2-ой очереди системы пожаротушения заднего БГО

FIRE APU 6
Пожар ВСУ

FIRE APU DET FAIL 8
Отказ системы обнаружения пожара ВСУ

FIRE APU SQB 9
Отказ очереди пожаротушения ВСУ

FIRE FWD CARGO 9
Дым/перегрев в переднем БГО

FIRE FWD CARGO DET 11
Отказ системы обнаружения пожара переднего БГО

FIRE FWD CARGO SQB 1+2 12
Отказ первой и второй очереди пожаротушения переднего БГО

FIRE FWD CARGO SQUIB 1 13
Отказ пироголовки № 1 баллона 1-ой очереди системы пожаротушения переднего БГО

FIRE FWD CARGO SQUIB 2 13
Отказ пироголовки № 1 баллона 2-ой очереди системы пожаротушения переднего БГО

FIRE L ENG SQUIB 1 13
Отказ пироголовки № 1 баллона 1-ой очереди системы пожаротушения левого двигателя

FIRE L ENG SQUIB 2 14
Отказ пироголовки № 1 баллона 2-ой очереди системы пожаротушения левого двигателя

FIRE L (R) ENG 14
Пожар левого (правого) двигателя

FIRE L (R) ENG DET FAIL 17
Отказ системы обнаружения пожара левого (правого) двигателя

FIRE L (R) ENG SQB 1 + 2 17

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Отказ первой и второй очередей пожаротушения левого (правого) двигателя

FIRE R ENG SQUIB 1 18
Отказ пироголовки № 2 баллона 1-ой очереди системы пожаротушения правого двигателя

FIRE R ENG SQUIB 2 18
Отказ пироголовки № 2 баллона 2-ой очереди системы пожаротушения правого двигателя

L (R) ENG OVRHT 18
Перегрев левого (правого) двигателя

Дым в кабине экипажа 19
Процедура по удалению дыма 21
Дым в салоне пассажиров 23

© ПАО "Корпорация "Иркут"

FIRE AFT CARGO

Дым/перегрев в заднем БГО

LAND ASAP

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

- **если пожар обнаружен на земле и двери грузовых отсеков закрыты, дайте команду наземному персоналу не открывать двери грузовых отсеков, где обнаружен пожар до окончания высадки пассажиров**
- **убедитесь, что дверь соответствующего грузового отсека закрыта.**

ВНИМАНИЕ

- **интервал времени между включениями очередей не более 30 с**
- **выполните действия по ликвидации пожара при наличии двух и более из нижеуказанных признаков**
- **нажатие на кнопки-табло AGENT 1 и 2 только после подтверждения ПК**
- **в случае аварийного снижения отверните самолет, как правило, вправо на 30° от оси маршрута и, пройдя 30 км, выведите его на прежний курс.**

Признаки

- два раза звучит речевое сообщение "AFT CARGO SMOKE"
- светится светосигнальное табло CARGO AFT FIRE
- на кнопке-табло Master Light красным цветом светится надпись WARN
- светится янтарным цветом поле SQUIB кнопки-табло CARGO AFT AGENT
- на EWD светится красным цветом надпись FIRE AFT CARGO.

Действия экипажа

На стоянке или во время руления:

- кнопку-табло RECIRC.....OFF
- кнопку-табло AGENT 1 с полем SQUIB..... нажмите
- переключатели L + R RUN-OFF.....OFF
- УВД..... сообщите
- через 30 с кнопку-табло AGENT 2 со светящимся полем SQUIB.....
  ..... нажмите
- кнопки-табло L PACK и R PACK.....OFF
- переключатель APU BLEED (если установлен в положении ON или AUTO).....OFF
- переключатель APU (если установлен в положении ON)..... OFF
- кнопку-табло DEPRESS.....нажмите

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– переключатель EMER LT..... ON
– к эвакуации пассажиров.....приступите
– кнопочные переключатели L BAT, M BAT и APU BAT.....
..... повторно нажмите.

На скорости до 80 kt:

– взлет..... прервите
– кнопку-табло AGENT 1 с полем SQUIB..... нажмите
– переключатели L + R RUN-OFF.....OFF.

Далее выполните все действия, как при пожаре БГО на стоянке или рулении.

На скорости 80 kt и более:

– взлет..... продолжайте
– на высоте MEA и более кнопку-табло RECIRC.....OFF
– кнопку-табло AGENT 1 с полем SQUIB..... нажмите
– код "7700"..... установите
– УВД..... сообщите
– к аварийному снижению.....приступите
– на пульте управления САУ (AFCP) меньшее значение высоты.....
.....установите
– РУД L + R.....IDLE
– ручку управления SPEED BRAKE.....FULL
– внешние бортовые огни..... ON.

- **Когда снижение установлено:**
  - снижение до FL100 или до MEA (что выше) ..... выполните
  - скорость VMO/MMO.....выдерживайте
  - кнопку-табло SEAT BELTS.....ON
  - кнопочный переключатель CONT IGN.....ON

– решение о посадке.....примите
– после посадки и остановки к эвакуации пассажиров..... приступите.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Далее выполните все действия, как при пожаре БГО на стоянке или рулении.

■ ■ ■ ■

FIRE AFT CARGO DET

Отказ системы обнаружения пожара заднего БГО

LAND ASAP

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FIRE AFT CARGO DET.

Действия экипажа

До скорости 80 kt:

– взлет..... прервите.

На скорости 80 kt и более:

– взлет..... продолжите

– на высоте MEA или выше кнопку FIRE TEST..... нажмите

– исправность или отказ..... определите

– решение о продолжении полета или посадке на ближайшем пригодном аэродроме..... примите

– УВД..... сообщите.

■ ■ ■ ■

FIRE AFT CARGO SQB 1 + 2

Обрыв цепи пиропатронов баллонов № 1 и № 2 заднего БГО

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FIRE AFT CARGO SQB 1 + 2.

Действия экипажа

До скорости 80 kt:

– взлет..... прервите.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

На скорости 80 kt и более:

– взлет..... продолжайте

– на высоте MEA или выше кнопку FIRE TEST..... нажмите

– исправность или отказ..... определите

– решение о продолжении полета или посадке на ближайшем пригодном аэродроме..... примите

– УВД..... сообщите.

■ ■ ■ ■

FIRE AFT CARGO SQUIB 1

Отказ пироголовки № 2 баллона 1-ой очереди системы пожаротушения заднего БГО

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FIRE AFT CARGO SQUIB 1.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

FIRE AFT CARGO SQUIB 2

Отказ пироголовки № 2 баллона 2-ой очереди системы пожаротушения заднего БГО

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FIRE AFT CARGO SQUIB 2.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

FIRE APU

Пожар ВСУ

LAND ASAP

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ВНИМАНИЕ

- **выполните действия по ликвидации пожара при наличии двух и более из нижеуказанных признаков**
- **нажатие на кнопки-табло AGENT 1 и 2 только после подтверждения ПК**
- **в случае аварийного снижения отверните самолет, как правило, вправо на 30° от оси маршрута и, пройдя 30 км, выведите его на прежний курс.**

Признаки

- два раза звучит речевое сообщение "APU FIRE"
- светится кнопка-табло APU FIRE
- на кнопке-табло Master Light красным цветом светится надпись WARN
- светится желтое поле SQUIB кнопки-табло AGENT APU
- на EWD светится красным цветом надпись FIRE APU.

Действия экипажа

До скорости 80 kt:

- взлет .....прервите
- РУД L + R ..... IDLE
- автоматический останов ВСУ.....контролируйте
- срабатывание пожаротушения по загоранию на кнопке-табло белого цвета DISCH.....контролируйте
- для дублирования останова ВСУ кнопку-табло APU FIRE.....PUSH
- переключатель APU..... OFF.

На скорости 80 kt и более:

- взлет..... продолжайте
- на высоте MEA и более кнопку-табло APU FIRE..... PUSH
- кнопку-табло AGENT APU с загоревшимся полем SQUIB..... нажмите
- код "7700"..... установите
- УВД..... сообщите
- решение о посадке на ближайшем пригодном аэродроме..... примите.

● **Если пожар не ликвидирован:**

- к аварийному снижению до FL100 или до MEA (что выше).....приступите
- на пульте управления САУ (AFCP) меньшее значение высоты..... ..... установите

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– РУД L + R.....IDLE

– снижение.....начните

– ручку управления SPEED BRAKE.....FULL

– внешние бортовые огни..... ON.

● **Когда снижение установлено:**

– снижение до FL100 или до MEA (что выше) ..... выполните

– скорость VMO/MMO.....выдерживайте

– кнопочный переключатель SEAT BELTS.....ON

– кнопку-табло CONT IGN.....ON

– переключатель APU BLEED (если установлен в положении ON или AUTO).....OFF

– перед посадкой кнопку-табло DEPRESS.....нажмите

– переключатель EMER LT..... ON

– после посадки и остановки, если есть необходимость в эвакуации пассажиров, к эвакуации.....приступите.

– кнопочные переключатели L BAT, M BAT и APU BAT.....

..... повторно нажмите.

■ ■ ■ ■

FIRE APU DET FAIL

Отказ системы обнаружения пожара ВСУ

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FIRE APU DET FAIL.

Действия экипажа

До скорости 80 kt:

– взлет.....прервите

– переключатель APU (если установлен в положении ON)..... OFF.

На скорости 80 kt и более:

– взлет..... продолжайте

– на высоте MEA или выше кнопку FIRE TEST..... нажмите

– исправность или отказ..... определите

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– переключатель APU (если установлен в положении ON)..... OFF

– решение о продолжении полета или посадке на ближайшем пригодном аэродроме..... примите

– УВД..... сообщите.

■ ■ ■ ■

FIRE APU SQB

Отказ очереди пожаротушения ВСУ

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FIRE APU SQB.

Действия экипажа

На скорости до 80 kt:

– взлет..... прервите

– переключатель APU (если установлен в положении ON)..... OFF.

На скорости 80 kt и более:

– взлет ..... продолжайте

– на высоте MEA и более кнопку FIRE TEST..... нажмите

– исправность или отказ..... определите

– решение о продолжении полета или посадке на ближайшем пригодном аэродроме..... примите

– УВД..... сообщите.

■ ■ ■ ■

FIRE FWD CARGO

Дым/перегрев в переднем БГО

LAND ASAP

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

- **если пожар обнаружен на земле и двери грузовых отсеков закрыты, дайте команду наземному персоналу не открывать двери грузовых отсеков, где обнаружен пожар до окончания высадки пассажиров**
- **убедитесь, что дверь соответствующего грузового отсека закрыта.**

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ВНИМАНИЕ

- **интервал времени между включениями очередей не более 30 с**
- **выполните действия по ликвидации пожара при наличии двух и более из нижеуказанных признаков**
- **нажатие на кнопки-табло AGENT 1 и 2 только после подтверждения ПК**
- **в случае аварийного снижения отверните самолет, как правило, вправо на 30° от оси маршрута и, пройдя 30 км, выведите его на прежний курс.**

Признаки

– два раза звучит речевое сообщение "FORWARD CARGO SMOKE"

– светится светосигнальное табло CARGO FWD FIRE

– на кнопке-табло Master Light красным цветом светится надпись WARN

– светится желтое поле SQUIB кнопки-табло CARGO FWD AGENT

– на EWD светится красным цветом надпись FIRE FWD CARGO.

Действия экипажа

На стоянке или во время руления:

– кнопку-табло RECIRC.....OFF

– кнопку-табло AGENT 1 с полем SQUIB..... нажмите

– переключатели L + R RUN-OFF ..... OFF

– УВД..... сообщите

– через 30 с кнопку-табло AGENT 2 с полем SQUIB.....нажмите

– кнопки-табло L PACK и R PACK.....OFF

– переключатель APU BLEED (если установлен в положении ON или AUTO).....OFF

– переключатель APU (если установлен в положении ON)..... OFF

– кнопку-табло DEPRESS.....нажмите

– переключатель EMER LT..... ON

– к эвакуации пассажиров.....приступите

– кнопочные переключатели L BAT, M BAT и APU BAT.....

..... повторно нажмите.

На скорости до 80 kt:

– взлет..... прервите

– кнопку RECIRC.....OFF

– кнопку-табло AGENT 1 с полем SQUIB..... нажмите

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– переключатели L + R RUN-OFF.....OFF.

Далее выполните все действия, как при пожаре БГО на стоянке или рулении.

На скорости 80 kt и более:

– взлет..... продолжайте

– на высоте MEA и более кнопку RECIRC.....OFF

– кнопку-табло AGENT 1 с полем SQUIB..... нажмите

– код "7700"..... установите

– УВД..... сообщите

– к аварийному снижению.....приступите

– на пульте управления САУ (AFCP) меньшее значение высоты.....

.....установите

– РУД L + R.....IDLE

– SPEED BRAKE..... FULL

– внешние бортовые огни..... ON.

- **Когда снижение установлено:**
  - снижение до FL100 или до MEA (что выше) ..... выполните
  - скорость VMO/MMO.....выдерживайте
  - кнопочный переключатель SEAT BELTS.....ON
  - кнопку-табло CONT IGN..... ON

– решение о посадке.....примите

– после посадки и остановки к эвакуации пассажиров..... приступите.

Далее выполните все действия, как при пожаре БГО на стоянке или рулении.

■ ■ ■ ■

FIRE FWD CARGO DET

Отказ системы обнаружения пожара переднего БГО

LAND ASAP

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FIRE FWD CARGO DET.

Действия экипажа

До скорости 80 kt:

- взлет..... прервите.

На скорости 80 kt и более:

- взлет..... продолжите
- на высоте MEA или выше кнопку FIRE TEST..... нажмите
- исправность или отказ..... определите
- решение о продолжении полета или посадке на ближайшем пригодном аэродроме..... примите
- УВД..... сообщите.

■ ■ ■ ■

FIRE FWD CARGO SQB 1+2

Отказ первой и второй очереди пожаротушения переднего БГО

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FIRE FWD CARGO SQB 1+2.

Действия экипажа

До скорости 80 kt:

- взлет..... прервите.

На скорости 80 kt и более:

- взлет..... продолжите
- на высоте MEA или выше кнопку FIRE TEST..... нажмите
- исправность или отказ..... определите
- решение о продолжении полета или посадке на ближайшем пригодном аэродроме..... примите

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– УВД..... сообщите.

■ ■ ■ ■

FIRE FWD CARGO SQUIB 1

Отказ пироголовки № 1 баллона 1-ой очереди системы пожаротушения переднего БГО

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FIRE FWD CARGO SQUIB 1.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

FIRE FWD CARGO SQUIB 2

Отказ пироголовки № 1 баллона 2-ой очереди системы пожаротушения переднего БГО

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FIRE FWD CARGO SQUIB 2.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

FIRE L ENG SQUIB 1

Отказ пироголовки № 1 баллона 1-ой очереди системы пожаротушения левого двигателя

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FIRE L ENG SQUIB 1.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

FIRE L ENG SQUIB 2

Отказ пироголовки № 1 баллона 2-ой очереди системы пожаротушения левого двигателя

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FIRE L ENG SQUIB 2.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

FIRE L (R) ENG

Пожар левого (правого) двигателя

LAND ASAP

ВНИМАНИЕ

- **интервал времени между включением очередей пожаротушения должен быть от 10 с до 20 с**
- **выполните действия по ликвидации пожара при наличии двух и более из нижеуказанных признаков**
- **установка РУД в положение IDLE, установка переключателя ENGINE RUN-OFF в положение OFF, нажатие на кнопку-табло ENG FIRE, нажатие на кнопки-табло AGENT 1 и AGENT 2 неисправного двигателя, только после подтверждения ПК**
- **в случае аварийного снижения отверните самолет, как правило, вправо на 30° от оси маршрута и, пройдя 30 км, выведите его на прежний курс.**

Признаки

- два раза звучит речевое сообщение "LEFT (RIGHT) ENGINE FIRE"
- светится кнопка-табло L (R) ENG FIRE
- на кнопке-табло Master Light красным цветом светится надпись WARN
- светится жёлтое поле SQUIB кнопки-табло AGENT 1 L (R) ENG
- красным цветом светится надпись FIRE на переключателе ENGINE L (R) RUN-OFF
- на EWD светится красным цветом надпись FIRE ENG L (R).

Действия экипажа

Пожар на земле и до скорости 80 kt:

- взлет .....прервите
- РУД L + R.....IDLE
- реверс при необходимости ..... примените

© ПАО "Корпорация "Иркут"

После остановки самолета:

– рукоятку стояночного тормоза PARK / ALTN BRAKE ..... PULL AND TURN

– переключатель ENGINE RUN-OFF (неисправного).....OFF

– кнопку-табло ENG FIRE (неисправного).....PUSH

– звуковую сигнализацию кнопкой-табло WARN.....отключите.

Через 10 сек:

– кнопку-табло AGENT 1 (неисправного - янтарным цветом светится надпись SQUIB) ..... нажмите.

Если табло FIRE не погасло через 30 сек:

– кнопку-табло AGENT 2 (неисправного - янтарным цветом светится надпись SQUIB) ..... нажмите

– переключатель ENGINE RUN-OFF (исправного).....OFF

– УВД..... сообщите

– кабинный экипаж (PA) .....оповестите

– кнопки-табло L PACK и R PACK.....OFF

– кнопку-табло DEPRESS.....нажмите.

Если требуется эвакуация:

– команду "Эвакуация пассажиров"..... подайте

– переключатель APU (если установлен в положении ON)..... OFF

– переключатель EMER LT..... ON

– кнопочные переключатели L BAT, M BAT и APU BAT.....

..... повторно нажмите.

Пожар на скорости 80 kt и более:

– взлет..... продолжайте.

Все действия по выключению неисправного двигателя и пожаротушению, выполняйте только после набора безопасной высоты.

– автомат тяги кнопкой A / T DISC.....отключите

– РУД (неисправного).....IDLE

– переключатель ENGINE RUN-OFF (неисправного).....OFF

– кнопку-табло ENG FIRE (неисправного)..... OFF

– звуковую сигнализацию кнопкой-табло WARN.....отключите.

Через 10 с:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– кнопку-табло AGENT 1 (неисправного - янтарным цветом светится надпись SQUIB) ..... нажмите.

Если табло FIRE через 30 с не погасло:

– кнопку-табло AGENT 2 (неисправного - янтарным цветом светится надпись SQUIB) ..... нажмите

– УВД..... сообщите

– кабинный экипаж (PA)..... оповестите

– код ответчика "7700"..... установите

– процедуру после выключения двигателя..... выполните.

Если пожар ликвидирован:

– решение о посадке на ближайшем пригодном аэродроме..... примите.

Если пожар не ликвидирован:

– к аварийному снижению..... приступите

– на пульте управления САУ (AFCP) меньшее значение высоты.....

..... установите

– РУД..... IDLE

– ручку управления SPEED BRAKE..... FULL

– внешние бортовые огни..... ON.

- **Когда снижение установлено:**
  - снижение до FL100 или до MEA (что выше) ..... выполните
  - скорость VMO/MMO..... выдерживайте
  - кнопочный переключатель SEAT BELTS..... ON
  - кнопку-табло CONT IGN..... ON.

Перед приземлением:

– кнопки-табло L PACK и R PACK..... OFF

– кнопку-табло DEPRESS..... нажмите

– кнопку-табло EMER LT..... ON.

На земле:

– после посадки и остановки, если есть необходимость в эвакуации пассажиров, к эвакуации..... приступите.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

FIRE L (R) ENG DET FAIL

Отказ системы обнаружения пожара левого (правого) двигателя

LAND ASAP

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FIRE L (R) ENG DET FAIL.

Действия экипажа

До скорости 80 kt:

- взлет..... прервите.

На скорости 80 kt и более:

- взлет..... продолжите
- на высоте MEA или выше кнопку FIRE TEST..... нажмите
- исправность или отказ..... определите
- решение о продолжении полета или посадке на ближайшем пригодном аэродроме..... примите
- УВД..... сообщите.

■ ■ ■ ■

FIRE L (R) ENG SQB 1 + 2

Отказ первой и второй очередей пожаротушения левого (правого) двигателя

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FIRE L (R) ENG SQB 1 + 2.

Действия экипажа

До скорости 80 kt:

- взлет..... прервите.

На скорости 80 kt и более:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– взлет..... продолжайте
– на высоте MEA или более кнопку FIRE TEST.....нажмите
– исправность или отказ по признакам..... определите
– УВД..... сообщите
– решение о посадке на ближайшем пригодном аэродроме..... примите.

■ ■ ■ ■

FIRE R ENG SQUIB 1

Отказ пироголовки № 2 баллона 1-ой очереди системы пожаротушения правого двигателя

Признаки

– один удар колокола
– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FIRE R ENG SQUIB 1.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

FIRE R ENG SQUIB 2

Отказ пироголовки № 2 баллона 2-ой очереди системы пожаротушения правого двигателя

Признаки

– один удар колокола
– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FIRE R ENG SQUIB 2.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

L (R) ENG OVRHT

Перегрев левого (правого) двигателя

Признаки

– один удар колокола
– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение L (R) ENG OVRHT.

Действия экипажа:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– кнопку-табло L (R) PACK.....OFF.

- **Если на EWD перестала светиться надпись L (R) ENG OVRHT:**
  - решение о продолжении полета.....примите.
- **Если надпись продолжает светиться :**
  - РУД L (R).....IDLE.
- **Если на EWD перестала светиться надпись L (R) ENG OVRHT:**
  - решение о продолжении полета по плану или посадке..... примите.
- **Если на EWD светиться надпись L (R) ENG OVRHT:**
  - переключатель ENGINE RUN-OFF (неисправного).....OFF
  - кнопочный переключатель L (R) GEN.....OFF
  - полет с отказавшим двигателем.....выполните.
- **Если на EWD продолжает светиться надпись L (R) ENG OVRHT:**
  - кнопку FIRE TEST..... нажмите.
- **Если нет отказа в пожарной сигнализации:**
  - первую очередь пожаротушения..... примените
  - кнопку-табло L (R) AGENT..... примените
  - срабатывание первой очереди пожаротушения - по отображению поля DISCH белым цветом и ликвидации перегрева - по исчезновению надписи L (R) ENG OVHRT на EWD.....проверьте.
- **Если на EWD продолжает светиться надпись L (R) ENG OVRHT:**
  - вторую очередь пожаротушения..... не применяйте
  - посадку на ближайший аэродром.....выполните.

■ ■ ■ ■

Дым в кабине экипажа

LAND ASAP

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

В любое время, когда дым становится наиболее опасным, выполните процедуру по удалению дыма.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Если ситуация по распространению дыма становится неуправляемой рассмотрите вопрос о выполнении посадки на ближайшем аэродроме.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ВНИМАНИЕ

в случае аварийного снижения отверните самолет, как правило, вправо на 30° от оси маршрута и, пройдя 30 км, выведите его на прежний курс.

Действия экипажа:

– кислородные маски.....наденьте

– дымозащитные очки..... наденьте.

Допускается использование переносного кислородного оборудования (дымозащитный капюшон).

– внутрекабинную связь.....установите

– кнопку-табло SEAT BELTS.....ON

– кнопки-табло FWD OFV и AFT OFV в положении AUTO ..... проверьте

– кнопку-табло DEPRESS.....ON

– кнопку-табло RECIRC .....OFF

– источник распространения дыма..... определите

– процедуру аварийного снижения до FL100 или до MEA, (что выше).....

..... начните

– бортпроводникам.....сообщите

– на пульте управления САУ (AFCP) меньшее значение высоты.....

.....установите

– AP, FD и A/T.....отключите

– РУД.....IDLE

– кнопочные переключатели CONT IGN.....ON

– ручку управления SPEED BRAKE.....FULL

– скорость M_{mo}/V_{mo} ..... выдерживайте

– внешние бортовые огни..... ON.

- **Когда подходите к FL 100 или MEA (что выше) :**
  - SPEED BRAKE..... плавно уберите
  - РУД вперед.....переместите
  - тягу двигателя для стабилизации высоты и скорости.....

    ..... отрегулируйте.
- **Если высота в кабине более 10 000 ft:**

© ПАО "Корпорация "Иркут"

  - кислородные маски..... используйте
  - на высоте в кабине ниже 10 000 ft на регуляторе кислорода установите.. NORMAL.
- кнопку-табло RAM AIR.....ON
- кнопочные переключатели CONT IGN..... установите, как необходимо
- план полета.....уточните
- УВД..... сообщите
- код "7700"..... установите.
- **Если источник определен и может быть ликвидирован:**
  - неисправное оборудование.....OFF
  - процедуру по удалению дыма..... выполните.
- **Если источник не определен и не может быть ликвидирован :**
  - посадку на ближайшем аэродроме.....рассмотрите
  - процедуру по удалению дыма..... выполните.
- **Если визуально подтверждается, что источник ликвидирован :**
  - процедуру по удалению дыма..... выполните.
- **Если визуально не подтверждается, что источник ликвидирован :**
  - посадку на ближайшем аэродроме.....предусмотрите.
- после посадки и остановки, если есть необходимость в эвакуации пассажиров, к эвакуации.....приступите.

■ ■ ■ ■

Процедура по удалению дыма

ВНИМАНИЕ

- **в связи с увеличением шума в кабине при открытой форточке, обратите особое внимание на визуальную сигнализацию**
- **в случае аварийного снижения отверните самолет, как правило, вправо на 30° от оси маршрута и, пройдя 30 км, выведите его на прежний курс.**

- кислородные маски.....наденьте
- дымозащитные очки..... наденьте.

  Допускается использование переносного кислородного оборудования (дымозащитный капюшон).
- внутреннюю связь.....установите
- кнопку-табло OXY PASS (при необходимости)..... ON

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– кнопки-табло SEAT BELTS.....ON.

- **Если источник дыма СКВ:**
  - кнопки - табло L PACK и R PACK .....OFF.
- кнопки-табло CABIN PRESS FWD OFV и AFT OFV в положении AUTO .....
  ..... проверьте
- кнопку-табло DEPRESS.....ON
- кнопку-табло RECIRC.....OFF
- процедуру аварийного снижения до FL100 или до MEA, (что выше).....
  ..... начните
- бортпроводникам.....сообщите
- на пульте управления САУ (AFCP) меньшее значение высоты.....
  .....установите
- AP, FD и A/T.....отключите
- РУД.....IDLE
- кнопочные переключатели CONT IGN.....ON
- ручку управления SPEED BRAKE.....FULL
- без задержки снижение до FL 100 или MEA (что выше).....начните
- скорость M_{mo}/V_{mo} ..... выдерживайте
- УВД..... сообщите
- код ответчика "7700"..... установите
- внешние бортовые огни..... ON.

- **Когда подходите к FL 100 или MEA (что выше) :**
  - SPEED BRAKE..... плавно уберите
  - РУД вперед.....переместите
  - тягу двигателя для стабилизации высоты и скорости.....
    ..... отрегулируйте.
- **Если высота в кабине более 10 000 ft:**
  - кислородные маски..... используйте
  - на высоте в кабине ниже 10 000 ft на регуляторе кислорода установите..NORMAL.
- кнопочные переключатели CONT IGN..... установите, как необходимо
- план полета.....уточните
- решение о посадке.....примите.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

- **Если необходимо открыть форточку:**
  - максимальная скорость..... **TBD**
  - гарнитуры экипажа..... примените
  - форточку (ПК)..... откройте
- после посадки и остановки, если есть необходимость в эвакуации пассажиров, к эвакуации..... приступите.

■ ■ ■ ■

Дым в салоне пассажиров

LAND ASAP

TBD

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Отказы комплексной системы управления

Содержание

Страница

FCS DUAL INPUT STICKS 3
Вмешательство НП в управление УБРУ

FCS FLAPS FAULT 3
Отказ/заклинивание закрылков

FCS FLAPS LO SPEED 5
Снижение скорости перемещения закрылков

FCS FLAPS LVR FAULT 6
Отказ ручки МУМК

FCS L (R) AIL FAULT 6
Отказ левого (правого) элерона

FCS L (R) ELEV FAULT 7
Отказ левой (правой) секций РВ

FCS L (R) STICK FAULT 9
Отказ левой (правой) ручки УБРУ

FCS L (R) STICK JAM 9
Заклинивание левой (правой) ручки УБРУ

FCS MAIN MODE FAULT 10
Отказ основного режима управления

FCS PEDALS COUPLE FAULT 11
Разъединение ППУ

FCS RUDDER DEGRAD 12
Снижение эффективности РН

FCS RUDDER FAULT 12
Отказ РН

FCS RUDDER JAM 13
Заклинивание РН

FCS SLATS FAULT 14
Отказ/заклинивание предкрылков

FCS SLATS LO SPEED 16
Снижение скорости перемещения предкрылков

FCS SPD-BK FAULT 17
Отказ воздушных тормозов

FCS SPD-BK LVR FAULT 17
Отказ ручки МУВТ

FCS STAB FAULT 17

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Отказ стабилизатора

FCS STBY DAMPER FAULT..... 19
Отказ демпферов в резервном режиме

Заклиниваниение одного интерцептора..... 20
Заклинивание педалей..... 21

© ПАО "Корпорация "Иркут"

FCS DUAL INPUT STICKS

Вмешательство НП в управление УБРУ

Признаки

- два раза звучит речевое сообщение "DUAL INPUT STICKS"
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FCS DUAL INPUT STICKS.

Действия экипажа:

– ПК (РМ) УБРУ.....освободите.

Примечание

Частота повторения речевого сообщения - 5 с.

■ ■ ■ ■

FCS FLAPS FAULT

Отказ/заклинивание закрылков

ВНИМАНИЕ

В случае, когда угол атаки на рекомендованной скорости находится вне диапазона от 6° до 8°, измените скорость захода на посадку так, чтобы угол атаки находился в диапазоне от 6° до 8°.

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FCS FLAPS FAULT/JAM.

Действия экипажа

Полет:

– ближайший аэродром с потребной длиной ВПП и наиболее благоприятными условиями для выполнения посадки.....выберите

– план полета.....уточните.

● **Если фактическое положение закрылков на кадрах EWD и FCS недоступно:**

– положение механизации, по положению рукоятки FLAPS в момент отказа.....определите

– визуально.....уточните.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

- **Если фактическое положение предкрылков на кадрах EWD и FCS отображается корректно и хотя бы один привод работоспособен:**

  – положение предкрылков и скорость V_{LS} для выполнения посадки по Таблице 2 .....определите

  – рукоятку FLAPS в выбранное положение.....переместите

  – перемещение предкрылков..... контролируйте.

Максимальные значения скорости полета с выпущенной механизацией приведены в Таблице 1.

Таблица 1 Максимальные значения скорости полета с выпущенной механизацией

Скорость V max, kt					
FLAPS / SLATS	**FL = 0**	**FL = 1**	**FL = 2**	**FL = 3**	**FL = FULL**
SL = 0	324 / 0.82	221	200		
SL = 1, 2	231	221	200	184	178
SL = 3, FULL	184	184	184	184	178

– минимальная скорость полета..... V_{LS}.

Заход на посадку и посадка:

– угол атаки захода на посадку..... от 6° до 8°.

Значения минимальной скорости V_{LS} при заходе на посадку при различных положениях механизации крыла в зависимости от веса самолета приведены в Таблице 2.

Таблица 2 Скорости V_{LS} при различных положениях механизации крыла

Полет-ный вес, x 1000 kg	**Положение РУМ и механизации крыла (предкрылки/закрылки, град)**					
	FLAPS 1			**FLAPS 2**	**FLAPS 3**	**FLAPS FULL**
	0/10	**24/10**	**24/0**	**24/18**	**28/27**	**28/36**
45	144	131	156	129	115	115
50	152	136	164	129	118	115
55	159	142	171	130	124	121
60	167	148	179	136	129	126
65	173	154	186	141	135	131
70	180	160	193	146	140	136
75	186	166	200	151	146	141
79.25	192	172	206	156	150	146

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Примечание

Независимо от положения рукоятки FLAPS работает блокировка конфигураций механизации крыла: S = 0/F = от 3 до FULL.

Только для самолетов МС.0001 и МС.0003:

Отказ может сформироваться после включения электропитания самолета

– самолет в прямолинейный полет.....переведите

– по синоптическим страницам HYD или FCS в нормальной работе гидросистем..... убедитесь

– синоптическую страницу FCS.....вызовите

– кнопку СНЯТИЕ ПАМЯТИ на ПИ-13.....нажмите

– удерживайте кнопку до устойчивого восстановления отказавших приводов, но не более 3-х с

– количество попыток восстановить работоспособность приводов - 3.

■ ■ ■ ■

FCS FLAPS LO SPEED

Снижение скорости перемещения закрылков

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FCS FLAPS LO SPEED.

Информация экипажу о состоянии системы.

Примечание

При работе с механизацией крыла необходимо учитывать, что скорость перемещения закрылков может уменьшиться в два раза.

Только для самолетов МС.0001 и МС.0003:

Отказ может сформироваться после включения электропитания самолета

– по синоптическим страницам HYD или FCS в отсутствии давления в гидросистемах..... убедитесь

– синоптическую страницу FCS.....вызовите

– кнопку СНЯТИЕ ПАМЯТИ на ПИ-13.....нажмите

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– удерживайте кнопку до устойчивого восстановления отказавших приводов, но не более 3-х с

– количество попыток восстановить работоспособность приводов - 3.

■ ■ ■ ■

FCS FLAPS LVR FAULT
Отказ ручки МУМК

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FCS FLAPS LVR FAULT.

Действия экипажа:

- **Если конфигурация механизации крыла в положении 3 или FULL:**
  – для посадки текущую конфигурацию..... примените.
- **Если конфигурация механизации крыла в положении 0 или 1:**
  – кнопку STBY FLAP CONTROL..... нажмите.

■ ■ ■ ■

FCS L (R) AIL FAULT
Отказ левого (правого) элерона

ВНИМАНИЕ

Заклинивание одного элерона в положении вплоть до полного отклонения не приводит к потере устойчивости и управляемости самолета во всем диапазоне полета.

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FCS L (R) AIL FAULT.

Действия экипажа:

– клавиши AIL на пульте TRIM.....используйте

– план полета.....уточните.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Примечание

- управляйте педалями плавно, недопуская больших кренящих моментов
- скорость триммирования в канале крена 1,3 °/с (полный ход триммера элерона 20° достигается за время 15,5 с).

Только для самолетов МС.0001 и МС.0003:

- самолет в прямолинейный полет.....переведите
- по синоптическим страницам HYD, EWD и FCS в нормальной работе гидросистем..... убедитесь
- синоптическую страницу FCS.....вызовите
- кнопку СНЯТИЕ ПАМЯТИ на ПИ-13.....нажмите
- удерживайте кнопку до устойчивого восстановления отказавших приводов, но не более 3-х с
- количество попыток восстановить работоспособность приводов - 3.

■ ■ ■ ■

FCS L (R) ELEV FAULT

Отказ левой (правой) секций РВ

ВНИМАНИЕ

При уходе на второй круг координированными отклонениями УБРУ и РУД не допускайте увеличения угла тангажа более 20°.

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FCS L (R) ELEV FAULT.

Действия экипажа

При потере управления левой (правой) секций РВ:

- клавиши STAB на пульте TRIM.....используйте
- при необходимости, интерцепторы поэтапно .....выпустите
- при наличии кабрирующего момента, для парирования которого требуется отклонение более 1/2 хода УБРУ (от себя), дальнейший выпуск интерцепторов .....приостановите
- решение на прекращение полета.....примите

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– план полета.....уточните

– минимальная скорость.....V_{ls} + 5 kt.

Для справки

Для увеличения кабрирующего момента самолета:

– стабилизатор на кабрирование..... переведите

– тягу двигателей..... увеличьте

– интерцепторы.....выпустите

– механизацию.....уберите

– шасси..... выпустите.

Для увеличения пикирующего момента самолета:

– стабилизатор на пикирование..... переведите

– тягу двигателей.....уменьшите

– интерцепторы..... уберите

– механизацию.....выпустите

– шасси.....уберите.

Примечание

– учитывайте скорость триммирования в канале тангажа, при положении закрылков крыла в положениях FLAPS = 0 - 0,25 °/с (полный ход триммера стабилизатора на пикирование2° достигается за время 8 с, на кабрирование минус 13° достигается за время 52 с)

– учитывайте скорость триммирования в канале тангажа, при положении закрылков крыла в положениях FLAPS = 1, 2, 3 и FULL - 0,5 °/с (полный ход триммера стабилизатора на пикирование 2° достигается за время 4 с, на кабрирование минус13° достигается за время 26 с)

– учитывайте скорость триммирования в канале тангажа, при положении закрылков крыла в положениях FLAPS = 1, 2, 3 и FULL - 0.5 °/с (полный ход триммера руля высоты на пикирование 5° достигается за время 10 с).

Только для самолетов MC.0001 и MC.0003:

– самолет в прямолинейный полет.....переведите

– по синоптическим страницам HYD, EWD и FCS в нормальной работе гидросистем..... убедитесь

– синоптическую страницу FCS.....вызовите

– кнопку СНЯТИЕ ПАМЯТИ на ПИ-13.....нажмите

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– удерживайте кнопку до устойчивого восстановления отказавших приводов, но не более 3-х с

– количество попыток восстановить работоспособность приводов - 3.

■ ■ ■ ■

FCS L (R) STICK FAULT

Отказ левой (правой) ручки УБРУ

Признаки

– два раза звучит речевое сообщение "LEFT (RIGHT) STICK FAULT"

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться красным цветом сообщение WARN

– на EWD начинает светиться красным цветом сообщение FCS L (R) STICK FAULT.

Действия экипажа:

– управление от исправной УБРУ.....используйте

– неисправную УБРУ.....не используйте

– при наличии не нулевого сигнала, кратковременно SS PRIOR.....

..... нажмите.

Примечание

Частота повторения речевого сообщения - 5 с.

Только для самолетов МС.0001 и МС.0003:

– неисправную УБРУ .....освободите

– кнопку СНЯТИЕ ПАМЯТИ на ПИ-13.....нажмите

– удерживайте кнопку до снятия сигнализации, но не более 3-х с

– количество попыток восстановить работоспособность УБРУ - 3.

■ ■ ■ ■

FCS L (R) STICK JAM

Заклинивание левой (правой) ручки УБРУ

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FCS L (R) STICK JAM.

Действия экипажа

© ПАО "Корпорация "Иркут"

До скорости 80 kt:

– взлет..... прервите.

На скорости 80 kt и более:

Связанный режим УБРУ

– взлет..... продолжайте

– управление по усилиям от неисправной УБРУ..... осуществляйте

– управление от исправной УБРУ..... выполняйте

– неисправную УБРУ..... не используйте.

Примечание

При невозможности передать управление ПК (РМ) допускается управление по усилиям на неисправном УБРУ.

Несвязанный режим УБРУ (сигнализация и индикация отсутствуют)

– невозможность перемещения УБРУ по крену/тангажу..... определите

– кнопку SS PRIOR/AP OFF исправной УБРУ (не менее 30 с)..... нажмите

– индикацию табло SS PRIOR..... проверьте

– управление от исправной УБРУ..... выполняйте

– неисправную УБРУ..... не используйте.

■ ■ ■ ■

FCS MAIN MODE FAULT

Отказ основного режима управления

Признаки

– два раза звучит речевое сообщение "MAIN MODE FAULT"

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FCS MAIN MODE FAULT.

Действия экипажа:

При управлении самолетом не выходите за пределы эксплуатационных ограничений.

Примечание

Частота повторения речевого сообщения - 5 с.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

FCS PEDALS COUPLE FAULT

Разъединение ППУ

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FCS PEDALS COUPLE FAULT.

Действия экипажа для FCS RESERVE MODE

До скорости 80 kt:

– взлет..... прервите.

На скорости 80 kt и более:

– взлет..... продолжайте

– клавиши RUD на пульте TRIM ..... используйте

– клавиши AIL на пульте TRIM .....используйте.

Заход на посадку и посадка:

– аэродром с минимальной боковой составляющей ветра.....выберите

– максимальная боковая составляющая ветра с противоположной стороны отклонения руля направления..... до 19.4 kt

– для выдерживания направления на пробеге дифференциальное торможение колес.....используйте.

Примечание

- диапазон триммирования в канале РН меняется в зависимости от положения закрылков крыла
- при FLAPS = 0 - 0,2 °/с (полный ход триммера РН 3° достигается за время 15 с)
- при FLAPS = 1 - 0,2 °/с (полный ход триммера РН 6,9° достигается за время 34,5 с)
- при FLAPS = 2, 3 и FULL - 0,2 °/с (полный ход триммера РН 10° достигается за время 50 с)
- скорость триммирования в канале крена 1,3 °/с (полный ход триммера элерона 20° достигается за время 15,5 с)
- в RESERVE MODE системы FCS при рассоединении ППУ теряется возможность управления РН с помощью педалей.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

FCS RUDDER DEGRAD

Снижение эффективности РН

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FCS RUDDER DEGRAD.

Информация экипажу о состоянии системы.

Только для самолетов MC.0001 и MC.0003:

- самолет в прямолинейный полет.....переведите
- по синоптическим страницам HYD, FCS и EWD в нормальной работе гидросистем..... убедитесь
- синоптическую страницу FCS.....вызовите
- кнопку СНЯТИЕ ПАМЯТИ на ПИ-13.....нажмите
- удерживайте кнопку до устойчивого восстановления отказавших приводов, но не более 3-х с
- количество попыток восстановить работоспособность приводов - 3.

■ ■ ■ ■

FCS RUDDER FAULT

Отказ РН

Признаки

- два раза звучит речевое сообщение "RUDDER FAULT"
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FCS RUDDER FAULT.

Действия экипажа

На посадке:

- ограничения по боковому ветру - не более 20 kt..... учитывайте.

Примечание

Частота повторения речевого сообщения - 5 с.

Только для самолетов MC.0001 и MC.0003:

- самолет в прямолинейный полет.....переведите

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– по синоптическим страницам HYD, FCS и EWD в нормальной работе гидросистем..... убедитесь

– синоптическую страницу FCS.....вызовите

– кнопку СНЯТИЕ ПАМЯТИ на ПИ-13.....нажмите

– удерживайте кнопку до устойчивого восстановления отказавших приводов, но не более 3-х с

– количество попыток восстановить работоспособность приводов - 3.

■ ■ ■ ■

FCS RUDDER JAM

Заклинивание РН

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FCS RUDDER JAM.

Действия экипажа

До скорости 80 kt:

– взлет.....прервите.

На скорости 80 kt и более:

– взлет..... продолжайте

– для компенсации кренящего момента УБРУ по крену против вращения..... отклоните

– при необходимости дифференцированную тягу двигателей..... примените

– клавиши AIL на пульте TRIM .....используйте

– максимальную скорость..... отслеживайте

– минимальная скорость..... V_{LS} + 5 kt.

Заход на посадку и посадка:

– аэродром с минимальной боковой составляющей ветра.....выберите

– максимальная боковая составляющая ветра с противоположной стороны отклонения руля направления..... до 19.4 kt

– максимальная боковая составляющая ветра, в сторону которой отклонен руль направления..... до 9.7 kt

– скорость захода на посадку.....V_{REF} + 5 kt.

После касания ВПП:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– для выдерживания направления на пробеге дифференцированное торможение колес..... примените.

Примечание

– не убирайте механизацию крыла при наличии кренящего момента после взлета, для парирования которого требуется отклонение более 1/2 хода УБРУ по крену

– максимальная скорость полета выбирается как наименьшая из V_{MO}/V_{FE} и скорости, при которой величина отклонения РН на синоптической странице FCS не выходит за допустимый диапазон

– учитывайте скорость триммирования в канале крена 1,3 °/с (полный ход триммера элерона 20° достигается за время 15,5 с).

■ ■ ■ ■

FCS SLATS FAULT

Отказ/заклинивание предкрылков

ВНИМАНИЕ

В случае, когда угол атаки на рекомендованной скорости находится вне диапазонов от 3° до 5° (SL = 0) или от 6° до 8° (SL = от 1 до FULL), измените скорость захода на посадку так, чтобы угол атаки находился в диапазонах от 3° до 5° (SL = 0) или от 6° до 8° (SL = от 1 до FULL).

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FCS SLATS FAULT/JAM.

Действия экипажа

Полет:

– ближайший аэродром с потребной длиной ВПП и наиболее благоприятными условиями для выполнения посадки.....выберите

– план полета.....уточните.

- **Если фактическое положение предкрылков на кадрах EWD и FCS недоступно:**

  – положение механизации по положению рукоятки FLAPS в момент отказа.....определите

  – визуально..... уточните.

- **Если фактическое положение закрылков на кадрах EWD и FCS отображается корректно и хотя бы один привод работоспособен:**

  – положение закрылков и скорость V_{LS} для выполнения посадки по Таблице 4.....определите

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– рукоятку FLAPS в выбранное положение.....переместите

– перемещение закрылков.....контролируйте.

Максимальные значения скорости полета с выпущенной механизацией приведены в Таблице 3.

Таблица 3 Максимальные значения скорости полета с выпущенной механизацией

Скорость V_{max}, kt					
FLAPS / SLATS	**FL = 0**	**FL = 1**	**FL = 2**	**FL = 3**	**FL = FULL**
SL = 0	324 / 0.82	221	200		
SL = 1, 2	231	221	200	184	178
SL = 3, FULL	184	184	184	184	178

– минимальная скорость полета.....V_{LS}.

Заход на посадку и посадка:

– угол атаки захода на посадку (SL = 0)..... от 3° до 5°

– угол атаки захода на посадку (SL = от 1 до FULL)..... от 6° до 8°.

Значения минимальной скорости V_{LS} при заходе на посадку при различных положениях механизации крыла в зависимости от веса самолета приведены в Таблице 4.

Таблица 4 Скорости V_{LS} при различных положениях механизации крыла в зависимости от посадочного веса

Полетный вес, x 1000 kg	**Положение РУМ и механизации крыла (предкрылки/закрылки, град)**					
	FLAPS 1			**FLAPS 2**	**FLAPS 3**	**FLAPS FULL**
	0/10	**24/10**	**24/0**	**24/18**	**28/27**	**28/36**
45	144	131	156	129	115	115
50	152	136	164	129	118	115
55	159	142	171	130	124	121
60	167	148	179	136	129	126
65	173	154	186	141	135	131
70	180	160	193	146	140	136
75	186	166	200	151	146	141
79.25	192	172	206	156	150	146

Примечание

– независимо от положения рукоятки FLAPS срабатывает блокировка конфигураций механизации крыла: S = 0 / F = 3 ... FULL.

Только для самолетов МС.0001 и МС.0003:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Отказ может сформироваться после включения электропитания самолета

- самолет в прямолинейный полет.....переведите
- по синоптическим страницам HYD или FCS в нормальной работе гидросистем..... убедитесь
- синоптическую страницу FCS.....вызовите
- кнопку СНЯТИЕ ПАМЯТИ на ПИ-13.....нажмите
- удерживайте кнопку до устойчивого восстановления отказавших приводов, но не более 3-х с
- количество попыток восстановить работоспособность приводов - 3.

■ ■ ■ ■

FCS SLATS LO SPEED

Снижение скорости перемещения предкрылков

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FCS SLATS LO SPEED.

Информация экипажу о состоянии системы.

Примечание

При работе с механизацией крыла необходимо учитывать, что скорость перемещения предкрылков может уменьшиться в два раза.

Только для самолетов МС.0001 и МС.0003:

Отказ может сформироваться после включения электропитания самолета

- самолет в прямолинейный полет.....переведите
- по синоптическим страницам HYD или FCS в нормальной работе гидросистем..... убедитесь
- синоптическую страницу FCS.....вызовите
- кнопку СНЯТИЕ ПАМЯТИ на ПИ-13.....нажмите
- удерживайте кнопку до устойчивого восстановления отказавших приводов, но не более 3-х с
- количество попыток восстановить работоспособность приводов - 3.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

FCS SPD-BK FAULT
Отказ воздушных тормозов

ВНИМАНИЕ

Пилотировать в пределах эксплуатационных ограничений.

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FCS SPD-BK FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы:

- учитывайте увеличение дистанции на пробеге.

■ ■ ■ ■

FCS SPD-BK LVR FAULT
Отказ ручки МУВТ

ВНИМАНИЕ

Учитывайте отсутствие управления интерцепторами и воздушными тормозами как от рукоятки от рукоятки МУВТ.

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FCS SPD-BK LVR FAULT.

Действия экипажа при выпущенных интерцепторах:

- план полета.....уточните.

■ ■ ■ ■

FCS STAB FAULT
Отказ стабилизатора

ВНИМАНИЕ

При уходе на второй круг координированными отклонениями УБРУ и РУД не допускайте увеличения угла тангажа более 20°.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FCS STAB FAULT.

Действия экипажа

Взлет и полет

До скорости 80 kt:

– взлет.....прервите.

На скорости 80 kt и более:

– взлет..... продолжайте

– клавиши STAB на пульте TRIM.....не используйте

– балансировку самолета с помощью УБРУ.....выполните.

- **Если имеется наличие кабрирующего момента и для его парирования требуется отклонение УБРУ более 1/2 хода (от себя):**
  - механизацию крыла.....не убирайте
  - решение о прекращении полета.....примите.
- **Если нет возможности выполнить посадку на аэродроме вылета:**
  - полет до запасного аэродрома с конфигурацией крыла, скорости и высоты полета обеспечивающие запас по отклонению УБРУ не менее 1/2 хода.....выполните
  - план полета.....уточните.

Заход на посадку и посадка:

– потребную конфигурацию механизации крыла..... создайте.

- **Если при выпуске механизации крыла балансировочное положение УБРУ более 1/2 хода (на себя):**
  - скорость на 5 kt - 10 kt..... увеличьте
  - дальнейший выпуск механизации.....прекратите
  - резких изменений режима работы двигателей.....не допускайте.

Для справки:

Для увеличения кабрирующего момента самолета:

– тягу двигателей..... увеличьте

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– интерцепторы.....выпустите

– механизацию.....уберите

– шасси.....выпустите.

Для увеличения пикирующего момента самолета:

– тягу двигателей.....уменьшите

– интерцепторы..... уберите

– механизацию.....выпустите

– шасси.....уберите.

Примечание

– при отказе стабилизатора триммер руля высоты не работает.

Только для самолетов МС.0001 и МС.0003:

– самолет в прямолинейный полет.....переведите

– по синоптической странице ELEC и EWD в нормальной работе системы электроснабжения..... убедитесь

– синоптическую страницу FCS.....вызовите

– кнопку СНЯТИЕ ПАМЯТИ на ПИ-13.....нажмите

– удерживайте кнопку до устойчивого восстановления отказавших приводов, но не более 3-х с

– количество попыток восстановить работоспособность приводов - 3.

■ ■ ■ ■

FCS STBY DAMPER FAULT

Отказ демпферов в резервном режиме

Признаки

– два раза звучит речевое сообщение "DAMPER FAULT"

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться красным цветом сообщение WARN

– на EWD начинает светиться красным цветом сообщение FCS STBY DAMPER FAULT.

Действия экипажа

До скорости 80 kt:

– взлет.....прервите.

На скорости 80 kt и более:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– взлет..... продолжайте

– плавно, небольшими дозированными перемещениями органов управления.....управляйте

– двойных движений УБРУ.....не допускайте

– при возникновении колебаний, органы управления в нейтральное положение незамедлительно..... установите

– максимальная высота полета .....26000 ft

– максимальная скорость .....250 kt

– минимальная скорость..... V_{LS} + 5 kt

– максимальный угол крена .....30°

– интерцепторы в полете.....не используйте.

Заход на посадку и посадка:

– аэродром с наименьшей боковой составляющей ветра..... выберите

– скорость захода на посадку..... V_{REF} + 5 kt.

Примечание

– заход на посадку выполняйте на повышенной скорости. На конечном участке захода установите режим снижения, при котором ВС должно быть направлено в точку начала выравнивания, вынесенную от 100 м до 150 м до начала ВПП или площадки. Не допускайте превышения допустимого угла атаки

– частота повторения речевого сообщения - 5 с.

■ ■ ■ ■

Заклиниваниение одного интерцептора

Выполнение полета:

Управляйте педалями, недопуская больших кренящих моментов.

– клавиши AIL на пульте TRIM.....используйте

– план полета.....уточните.

Выполнение посадки:

– выпуск интерцепторов и воздушных тормозов последовательно.....

.....выполните.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Примечание

- на синоптической странице отказавшая поверхность интерцептора закрашивается в янтарный цвет
- заклинивание одного интерцептора в положении вплоть до полного отклонения не приводит к потере устойчивости и управляемости самолета во всей области полета
- полет с отклоненным интерцептором увеличивает расход топлива
- выпуск интерцепторов и воздушных тормозов в положение FULL после касания может привести к перебалансировки в канале крена
- учитывайте скорость триммирования в канале крена 1,3 °/с (полный ход триммера элерона 20° достигается за время 15,5 с).

■ ■ ■ ■

Заклинивание педалей

Взлет и полет:

До скорости 80 kt:

- взлет .....прервите.

На скорости 80 kt и более:

- взлет..... продолжайте
- возникающий кренящий момент отклонением УБРУ по крену против вращения..... компенсируйте
- в случае необходимости разную тягу двигателей..... примените
- клавиши RUD на пульте TRIM ..... используйте
- клавиши AIL на пульте TRIM .....используйте.

Захода на посадку и посадка:

- аэродром с минимальной боковой составляющей ветра.....выберите
- максимальная боковая составляющая ветра с противоположной стороны отклонения руля направления.....до 10 м/с
- максимальная боковая составляющая ветра в сторону которой отклонен руль направления.....до 5 м/с
- переключатель NWS на пульте LGCP .....OFF
- для выдерживания направления на пробеге дифференцированное торможение колес ..... примените
- на скорости менее 40 kt переключатель NWS на пульте LGCP .....ON
- рукоятку управления поворотом колес.....используйте.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Примечание

- диапазон триммирования в канале РН меняется в зависимости от положения закрылков крыла: FLAPS = 0 и 1 - 0,2 °/с (полный ход триммера РН 3° достигается за время 15 с)
- диапазон триммирования в канале РН меняется в зависимости от положения закрылков крыла: FLAPS = 2, 3 и FULL - 0,2 °/с (полный ход триммера РН 10° достигается за время 50 с)
- скорость триммирования в канале крена 1,3 °/с (полный ход триммера элерона 20° достигается за время 15,5 с).

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Отказы топливной системы

Содержание

Страница

FUEL APU SOV 3
Отказ перекрывного крана ВСУ

FUEL CALC LOST 3
Отказ функции топливоизмерения в СУОСО

FUEL FQMC 4
Отказ блока управления СУИТ

FUEL IMBALANCE 4
Дисбаланс топлива левый (правый)

FUEL L PUMPS NOT ON 5
Насосы левого борта не включены

FUEL L (R) ENG SOV 6
Отказ перекрывного крана левого (правого) двигателя

FUEL L (R) HIGH TEMP 7
Высокая температура топлива левого (правого) расходного отсека

FUEL L (R) PUMP 1 7
Отказ первого левого (правого) насоса

FUEL L (R) PUMP 2 8
Отказ второго левого (правого) насоса

FUEL L (R) TANK 1 9
Нет выработки топлива из центрального левого (правого) бака

FUEL LEAKAGE 9
Утечка топлива

FUEL R PUMPS NOT ON 10
Насосы правого борта не включены

FUEL RES SOV 11
Отказ крана резервного питания

FUEL RESERVE 12
Резервный остаток топлива

FUEL TEMP LOW 12
Низкая температура топлива

FUEL TRANSFER 12
Нарушение порядка перекачки топлива по левому (правому) борту

FUEL WATER 13
Вода в топливных баках

FUEL X FEED 1 13

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Отказ первого крана перекрестного питания топливом

FUEL X FEED 2..... 14
Отказ второго крана перекрестного питания топливом

© ПАО "Корпорация "Иркут"

FUEL APU SOV

Отказ перекрывного крана ВСУ

ВНИМАНИЕ

Отказ перекрывного крана ВСУ в закрытом положении.

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинают светиться янтарным цветом сообщения:
- FUEL APU SOV
- APU FUEL LOW PRS
- APU FAULT.

Действия экипажа:

– галетный переключатель режимов работы APU.....OFF.

При работе ВСУ от основных насосов подкачки:

– кнопку EMER FEED .....возвратите в ненажатое положение

– закрытие резервного крана по синоптической странице FUEL.....

..... проверьте

– полет в соответствии с требованиями FCOM для случаев отказа систем потребовавших запуска ВСУ.....продолжите.

Примечание

На земле/в полете при подготовке запуска ВСУ (положение галетного переключателя режимов работы APU в положении ON).

■ ■ ■ ■

FUEL CALC LOST

Отказ функции топливоизмерения в СУОСО

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FUEL CALC LOST.

Действия экипажа:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– на контроль количества топлива на борту по топливоизмерительной системе, расходомерам двигателей и сигнализаторам резервного остатка ..... перейдите.

■ ■ ■ ■

FUEL FQMC

Отказ блока управления СУИТ

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FUEL FQMC.

Действия экипажа:

– контроль количества топлива на борту по данным от СУОСО (CALS FUEL) на синоптической странице FUEL и дисплее EWD и по срабатыванию сигнализации резервного остатка топлива (FUEL RESERVE).....отслеживайте.

■ ■ ■ ■

FUEL IMBALANCE

Дисбаланс топлива левый (правый)

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FUEL IMBALANCE.

Действия экипажа:

– синоптическую страницу FUEL.....вызовите

– по какому борту образовался дисбаланс.....определите

– краны перекрестного питания, нажатием кнопок X FEED 1 и X FEED 2 .....откройте.

- **Если определили, что дисбаланс количества топлива образовался в левом крыле (L < R):**

  – L TK PUMPS 1.....OFF

  – L TK PUMPS 2.....OFF

  – количество топлива в баках по левому и правому борту по синоптической странице FUEL..... сравните

  – исчезновение надписи FUEL IMBALANCE..... проверьте

  – появление надписи FUEL BALANCED..... проверьте.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

- **Если определили, что дисбаланс количества топлива образовался в правом крыле (R < L):**
  - R TK PUMPS 1..... OFF
  - R TK PUMPS 2..... OFF
  - количество топлива в баках по левому и правому борту по синоптической странице FUEL..... сравните
  - исчезновение надписи FUEL IMBALANCE..... проверьте
  - появление надписи FUEL BALANCED..... проверьте.

После устранения дисбаланса:

- L (R) TK PUMPS 1 ..... ON
- L (R) TK PUMPS 2..... ON
- X FEED 1.....OFF
- X FEED 2.....OFF
- отсутствие надписи FUEL LEAKAGE..... проверьте.

■ ■ ■ ■

FUEL L PUMPS NOT ON

Насосы левого борта не включены

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FUEL L PUMPS NOT ON.

Возможны:

Признаки

- неустойчивая работа или остановка левого двигателя
- подача топлива в левый двигатель самотеком.

Действия экипажа

Для устойчивой работы левого двигателя:

- синоптическую страницу FUEL.....вызовите
- кнопки-табло L TK PUMPS 1 и L TK PUMPS 2.....нажмите
- выполнение полёта по плану.....продолжите.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

FUEL L (R) ENG SOV

Отказ перекрывного крана левого (правого) двигателя

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FUEL L (R) ENG SOV
- появление сообщения о недопустимо низком давлении топлива на входе в двигатель
- самопроизвольное изменение режима работы двигателя
- и/или показателей расхода топлива двигателем.

Действия экипажа

При запуске двигателя на земле:

- переключатель ENGINE L (R) RUN-OFF.....OFF
- РУД.....IDLE.

При запуске двигателя в полете:

- переключатель ENGINE L (R) RUN-OFF.....OFF
- РУД.....IDLE
- при необходимости, на перекрестное питание для более полной и равномерной выработки топлива на правом (левом) двигателе.....перейдите.

При пожаре двигателя в полете:

- L (R) TK PUMPS 1.....OFF
- L (R) TK PUMPS 2.....OFF
- пожаротушение.....выполните
- переключатель ENGINE L (R) RUN-OFF.....OFF
- РУД L (R).....IDLE
- краны перекрестного питания.....не открывайте
- решение о выполнении полета на одном двигателе.....примите.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

FUEL L (R) HIGH TEMP

Высокая температура топлива левого (правого) расходного отсека

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FUEL L (R) HIGH TEMP.

Действия экипажа:

– посадку на аэродроме вылета, назначения..... выполните.

■ ■ ■ ■

FUEL L (R) PUMP 1

Отказ первого левого (правого) насоса

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FUEL L (R) PUMP 1
- на панели FUEL на верхнем поле кнопок-табло L (R) TK PUMPS 1 светится янтарным цветом надпись FAULT.

Действия экипажа:

– отказавший L (R) PUMPS 1.....OFF

– полет по плану ..... продолжите.

До скорости 80 kt:

– взлет..... прервите.

На скорости 80 kt и более:

– взлет..... продолжайте

– решение о необходимости посадки на аэродроме вылета, назначения или ближайшем пригодном аэродроме..... примите.

Крейсерский эшелон:

– снижение до высоты устойчивой работы двигателей при подаче топлива самотеком.....выполните

– решение о необходимости посадки на ближайшем пригодном аэродроме..... примите

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– постоянный контроль количества топлива в баках.....выполняйте

– в случае необходимости, количество топлива в баках по правому и левому борту в соответствии с указаниями FCOM..... уравняйте.

Примечание

При сообщении об отказе двух основных насосов правого (левого) крыла возможен невырабатываемый остаток топлива в первом баке левого (правого) крыла.

■ ■ ■ ■

FUEL L (R) PUMP 2

Отказ второго левого (правого) насоса

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FUEL L (R) PUMP 2

– на панели FUEL на верхнем поле кнопок-табло L (R) TK PUMPS 2 светится янтарным цветом надпись FAULT.

Действия экипажа:

– отказавший L (R) PUMP 2..... OFF

– полет по плану ..... продолжите.

До скорости 80 kt:

– взлет..... прервите.

На скорости 80 kt и более:

– взлет..... продолжайте

– решение о необходимости посадки на аэродроме вылета, назначения или ближайшем пригодном аэродроме..... примите.

Крейсерский эшелон:

– снижение до высоты устойчивой работы двигателей при подаче топлива самотеком.....выполните

– решение о необходимости посадки на ближайшем пригодном аэродроме..... примите

– постоянный контроль количества топлива в баках.....выполняйте

– в случае необходимости, количество топлива в баках по правому и левому борту в соответствии с указаниями FCOM..... уравняйте.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Примечание

При сообщении об отказе двух основных насосов правого (левого) крыла возможен невырабатываемый остаток топлива во втором баке левого (правого) крыла.

■ ■ ■ ■

FUEL L (R) TANK 1

Нет выработки топлива из центрального левого (правого) бака

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FUEL L (R) TANK 1.

Действия экипажа:

- план полета.....скорректируйте
- выработку топлива постоянно..... отслеживайте
- в случае необходимости, количество топлива в баках по правому и левому борту в соответствии с указаниями FCOM..... уравняйте.

■ ■ ■ ■

FUEL LEAKAGE

Утечка топлива

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Запуск остановленного двигателя запрещен.

ВНИМАНИЕ

При утечке топлива в пилон или мотогондолу двигателя возможен пожар.

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FUEL LEAKAGE.

Появление сообщения о недопустимо низком давлении топлива на входе в двигатель, самопроизвольное изменение режима работы двигателя и/или расхода топлива, являются признаками утечки топлива через двигатель.

Действия экипажа:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– синоптическую страницу FUEL.....вызовите.

В случае нормальной работы двигателя (по возможности):

– визуально место утечки..... определите

– РУД L (R).....IDLE

– переключатель ENGINE L (R) RUN-OFF.....OFF

– на перекрестное питание (при необходимости)..... перейдите.

- **Если есть утечка топлива по левому или правому борту:**

  – контроль за изменением количества топлива в баках..... усильте.

  Допускается выработка топлива для обоих двигателей из баков с поврежденной стороны для максимального использования топлива из емкостей, где обнаружена утечка, по следующей процедуре:

  – параметры двигателя лев. (прав.)..... отслеживайте

  – X FEED 1..... ON

  – X FEED 2..... ON

  – R (L) TK PUMPS 1.....OFF

  – R (L) TK PUMPS 2.....OFF.

- **При остатке топлива в левом (правом) крыльевом баке менее 600 кг:**

  – R (L) TK PUMPS 1..... ON

  – R (L) TK PUMPS 2.....OFF

  – L (R) TK PUMPS 1.....OFF

  – L (R) TK PUMPS 2.....OFF

  – посадку в аэропорту назначения или ближайшем пригодном аэродроме..... выполните.

■ ■ ■ ■

FUEL R PUMPS NOT ON
Насосы правого борта не включены

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FUEL R PUMPS NOT ON.

Возможны:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Признаки

- неустойчивая работа или остановка правого двигателя
- подача топлива в правый двигатель самотеком.

Действия экипажа

Для устойчивой работы правого двигателя:

- синоптическую страницу FUEL.....вызовите
- кнопки-табло R TK PUMPS 1 и R TK PUMPS 2.....нажмите
- выполнение полёта по плану.....продолжите.

■ ■ ■ ■

FUEL RES SOV

Отказ крана резервного питания

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FUEL RES SOV.

Действия экипажа

Отказ крана резервного питания RES (на синоптической странице FUEL) в закрытом положении:

- при нажатии кнопки EMER FEED, питание ВСУ от работающих насосов подкачки правого крыла и открытие крана резервного питания RES - невозможно
- неустойчивая работа или остановка двигателя ВСУ на больших высотах
- подача топлива самотеком
- при отказе подкачивающих насосов левого крыла, выработать топливо из баков левого крыла и открытие крана резервного питания RES - невозможно.

Крейсерский полет

Отказ крана резервного питания RES в открытом положении (кран не закрывается при повторном нажатии кнопки EMER FEED):

- показания количества топлива в баках на синоптической странице FUEL.....проверьте
- полет по плану..... продолжите.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

FUEL RESERVE
Резервный остаток топлива

ВНИМАНИЕ

Остаток топлива по 600 кг в левом и в правом крыле или в сумме 1200 кг обеспечивает полет на 45 мин.

Признаки

- два раза звучит речевое сообщение "FUEL RESERVE"
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FUEL RESERVE.

Действия экипажа:

- посадку на ближайшем пригодном аэродроме..... выполните.

■ ■ ■ ■

FUEL TEMP LOW
Низкая температура топлива

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FUEL TEMP LOW.

Действия экипажа:

- разрешение на смену эшелона полета.....запросите
- высоту..... уменьшите
- скорость (по возможности).....увеличьте.

■ ■ ■ ■

FUEL TRANSFER
Нарушение порядка перекачки топлива по левому (правому) борту

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FUEL TRANSFER.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Действия экипажа:

– план полета.....скорректируйте

– выработку топлива постоянно..... отслеживайте

– в случае необходимости, количество топлива в баках по правому и левому борту в соответствии с указаниями FCOM..... уравняйте.

■ ■ ■ ■

FUEL WATER

Вода в топливных баках

ВНИМАНИЕ

Полет не выполняйте.

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FUEL WATER.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

FUEL X FEED 1

Отказ первого крана перекрестного питания топливом

ВНИМАНИЕ

Возможен дисбаланс топлива.

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FUEL X FEED 1.

Действия экипажа:

– постоянный контроль количества топлива в баках..... ведите

– открытое положение перекрестного крана X FEED 2.....проверьте

– в случае необходимости, дисбаланс.....устраните.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

FUEL X FEED 2

Отказ второго крана перекрестного питания топливом

ВНИМАНИЕ

Возможен дисбаланс топлива.

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FUEL X FEED 2.

Действия экипажа:

- постоянный контроль количества топлива в баках..... ведите
- открытое положение перекрестного крана X FEED 1.....проверьте
- в случае необходимости, дисбаланс.....устраните.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Отказы гидравлической системы

Содержание

Страница

HYD 1 + 2 LO PR..... 3
Мало давление в гидросистемах № 1 и № 2

HYD 1 + 3 LO PR..... 5
Мало давление в гидросистемах № 1 и № 3

HYD 2 + 3 LO PR..... 8
Мало давление в гидросистемах № 2 и № 3

HYD 1 ELEC PUMP FAULT..... 9
Отказ насосной станции гидросистемы № 1

HYD 1 ELEC PUMP NOT OFF..... 10
Отказ автоматического отключения насосной станции гидросистемы № 1

HYD 1 ELEC PUMP NOT ON..... 10
Отказ автоматического включения насосной станции гидросистемы № 1

HYD 1 HI TEMP..... 10
Высокая температура жидкости в баке гидросистемы № 1

HYD 1 L ENG PUMP AUTO..... 11
Отказ автоматического отключения основного насоса гидросистемы № 1

HYD 1 LO PR..... 11
Мало давление в гидросистеме № 1

HYD 1 LO QTY..... 12
Мало количество жидкости в баке гидросистемы № 1

HYD 1 RVSR LO PR..... 12
Мало давление наддува в баке гидросистемы № 1

HYD 2 ELEC PUMP FAULT..... 12
Отказ насосной станции гидросистемы № 2

HYD 2 ELEC PUMP NOT OFF..... 13
Отказ автоматического отключения насосной станции гидросистемы № 2

HYD 2 ELEC PUMP NOT ON..... 13
Отказ автоматического включения насосной станции гидросистемы № 2

HYD 2 HI TEMP..... 13
Высокая температура жидкости в баке гидросистемы № 2

HYD 2 LO PR..... 14
Мало давление в гидросистеме № 2

HYD 2 LO QTY..... 14
Мало количество жидкости в баке гидросистемы № 2

HYD 2 R ENG PUMP AUTO..... 15

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Отказ автоматического отключения основного насоса гидросистемы № 2

HYD 2 RSVR LO PR..... 15
Мало давление наддува в баке гидросистемы № 2

HYD 3 ELEC PUMP FAULT..... 15
Отказ насосной станции гидросистемы № 3

HYD 3 ELEC PUMP NOT OFF..... 16
Отказ автоматического отключения насосной станции гидросистемы № 3

HYD 3 ELEC PUMP NOT ON..... 16
Отказ автоматического включения насосной станции гидросистемы № 3

HYD 3 HI TEMP..... 16
Высокая температура жидкости в баке гидросистемы № 3

HYD 3 LO PR..... 17
Мало давление в гидросистеме № 3

HYD 3 LO QTY..... 17
Мало количество жидкости в баке гидросистемы № 3

HYD 3 RAT ACT HI PR..... 18
Высокое давление в приводе турбонасосной установки

HYD 3 RAT NOT DOWN..... 18
Отказ автоматического выпуска турбонасосной установки

HYD 3 RAT PUMP LO PR..... 18
Низкое давление за насосом турбонасосной установки

HYD 3 RSVR LO PR..... 19
Мало давление наддува в баке гидросистемы № 3

© ПАО "Корпорация "Иркут"

HYD 1 + 2 LO PR

Мало давление в гидросистемах № 1 и № 2

ВНИМАНИЕ

- **вслучае,когда угол атаки на рекомендованной скорости находится вне диапазонов от 3° до 5° (S = от 1 до FULL) или от 6° до 8° (S = от 1 до FULL), измените скорость захода на посадку так, чтобы угол атаки находился в диапазонах от 3° до 5° (S = 0) или от 6° до 8° (S = от 1 до FULL)**
- **при уходе на второй круг координированными отклонениями УБРУ и РУД не допускайте увеличения угла тангажа более 20°.**

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинают светиться янтарным цветом сообщения HYD 1 LO PR и HYD 2 LO PR. При этом дополнительно могут появиться сообщения о признаках нарушения функций работы взаимодействующих систем:
- левый элерон (FCS L AIL FAULT)
- 1, 2, 4 секции интерцепторов (FCS SPD-BR FAULT)
- воздушные тормоза (FCS SPD-BR FAULT)
- предкрылки (FCS SLATS FAULT)
- снижение эффективности РН (FCS RUDDER DEGRAD)
- понижена скорость перемещения закрылков (FCS FLAPS LO SPEED)
- управление передней опорой шасси (STEER FAULT).

Без сообщения на EWD могут появиться признаки нарушения функций работы взаимодействующих систем :

Признаки

- основной выпуск и уборка шасси
- реверс левого и правого двигателей.

Действия экипажа:

- клавиши AIL на пульте TRIM.....используйте
- ближайший пригодный аэродром с наиболее благоприятными условиями для выполнения посадки и с боковой составляющей ветра не более - **TBD** .....выберите
- план полета.....уточните
- интерцепторы в полете.....не используйте

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– максимальный крен ..... 20°

– минимальная скорость полета..... V_{LS} + 20 kt

– для выпуска шасси EMER EXTN.....используйте.

Максимальные значения скорости полета приведены в Таблице 1.

Таблица 1 Максимальные значения скорости полета

Скорость V_{max}, kt					
FLAPS / SLATS	**FL = 0**	**FL = 1**	**FL = 2**	**FL = 3**	**FL = FULL**
SL = 0	324 / 0.82	221	220		
SL = 1, 2	237	221	220	184	178
SL = 3, FULL	184	184	184	184	178

Заход на посадку и посадка:

– угол атаки при заходе на посадку (S = 0).....от 3° до 5°

– угол атаки при заходе на посадку (S = от 1 до FULL).....

.....от 6° до 8°.

После посадки:

– для выдерживания направления на пробеге дифференциальное торможение колес..... примените

– самолет.....остановите

– тягач для буксировки.....вызовите.

Значения минимальной скорости V_{LS} при заходе на посадку при различных положениях механизации крыла в зависимости от веса самолета приведены в Таблице 2.

Таблица 2 Скорости V_{LS} при различных положениях механизации крыла в зависимости от посадочного веса

Полетный вес, x 1000 kg	**Положение РУМ и механизации крыла (предкрылки/закрылки, град)**					
	FLAPS 1			**FLAPS 2**	**FLAPS 3**	**FLAPS FULL**
	0/10	**24/10**	**24/00**	**24/18**	**28/27**	**28/36**
45	144	131	156	129	115	115
50	152	136	164	129	118	115
55	159	142	171	130	124	121
60	167	148	179	136	129	126
65	173	154	186	141	135	131
70	180	160	193	146	140	136
75	186	166	200	151	146	141

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Скорости V_{LS} при различных положениях механизации крыла в зависимости от посадочного веса

Полетный вес, x 1000 kg	Положение РУМ и механизации крыла (предкрылки/закрылки, град)					
	FLAPS 1			FLAPS 2	FLAPS 3	FLAPS FULL
	0/10	24/10	24/00	24/18	28/27	28/36
79.25	192	172	206	156	150	146

Примечание

- при использовании клавиш AIL на пульте TRIM необходимо учитывать, что скорость триммирования в канале крена равна 1,3 °/с и поэтому полный ход триммера эллерона (20°) может быть достигнут за время 15,5 с
- заметно снижается эффективность руля направления (работает только один привод из трех)
- в два раза снижается скорость выпуска/уборки закрылков.

■ ■ ■ ■

HYD 1 + 3 LO PR

Мало давление в гидросистемах № 1 и № 3

ВНИМАНИЕ

- **в случае, когда угол атаки на рекомендованной скорости находится вне диапазона от 6° до 8°, измените скорость захода на посадку так, чтобы угол атаки находился в диапазоне от 6° до 8°**
- **при уходе на второй круг координированными отклонениями УБРУ и РУД не допускайте увеличения угла тангажа более 20°.**

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинают светиться янтарным цветом сообщения HYD 1 LO PR и HYD 3 LO PR. При этом дополнительно могут появиться сообщения о признаках нарушения функций работы взаимодействующих систем:
- левая секция руля высоты (FCS L ELEV FAULT)
- 2, 3, 4 секции интерцепторов (FCS SPD-BR FAULT)
- закрылки (FCS FLAPS FAULT)
- уменьшается скорость предкрылков
- снижение эффективности РН (FCS RUDDER DEGRAD).

Без сообщения на EWD может появиться признак нарушения функции работы взаимодействующей системы :

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Признаки

– реверс левого двигателя.

Действия экипажа:

– клавиши STAB на пульте TRIM .....используйте

– ближайший пригодный аэродром с наиболее благоприятными условиями для выполнения посадки с боковой составляющей ветра не более - **TBD** .....выберите

– план полета.....уточните

– максимальный крен ..... 20°

– минимальная скорость полета..... V_{LS}.

Максимальные значения скорости полета в зависимости от конфигурации механизации крыла указаны в Таблице 3.

Таблица 3 Максимальные значения скорости полета

Скорость V_{max}, kt					
FLAPS / SLATS	**FL = 0**	**FL = 1**	**FL = 2**	**FL = 3**	**FL = FULL**
SL = 0	324 / 0.82	221	220		
SL = 1, 2	237	221	220	184	178
SL = 3, FULL	184	184	184	184	178

Заход на посадку и посадка:

– угол атаки при заходе на посадку.....от 6° до 8°

– скорость захода на посадку..... V_{REF} + 15 kt

– после посадки педальное торможение.....используйте.

- **При появлении на EWD сообщения BRK LOW PR ACC:**

  – PARK \ ALTN BRAKE.....включите

– давление и температуру основных колес шасси на синоптической странице LGS..... проверьте.

Значения минимальной скорости V_{LS} при заходе на посадку при различных положениях механизации крыла в зависимости от веса самолета приведены в Таблице 4.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 4 Скорости V_{LS} при различных положениях механизации крыла в зависимости от посадочного веса

Полетный вес, x 1000 kg	Положение РУМ и механизации крыла (предкрылки/закрылки, град)					
	FLAPS 1			FLAPS 2	FLAPS 3	FLAPS FULL
	0/10	24/10	24/0	24/18	28/27	28/36
45	144	131	156	129	115	115
50	152	136	164	129	118	115
55	159	142	171	130	124	121
60	167	148	179	136	129	126
65	173	154	186	141	135	131
70	180	160	193	146	140	136
75	186	166	200	151	146	141
79.25	192	172	206	156	150	146

Примечание

При использовании клавиш STAB на пульте TRIM необходимо учитывать, что скорость триммирования в канале тангажа меняется в зависимости от положения закрылков. В конфигурациях:

- FLAPS = 0 и 1 - скорость триммирования равна 0,25 °/с. Это означает, что полный ход тримера стабилизатора на пикирование (2°) достигается за 8 с, на кабрирование (минус 13°) - за 52 с
- FLAPS 2, 3, и FULL - скорость триммирования равна 0,5 °/с. Это означает, что полный ход триммера стабилизатора на пикирование (2°) достигается за 4 с, на кабрирование (минус 13°) - за 26 с
- FLAPS 2, 3, и FULL - скорость триммирования равна 0,5 °/с. Полный ход триммера руля высоты на пикирование (5°) достигается за - 10 с.

Примечание

В условиях, когда давление в ГС № 1 и ГС № 3 ниже установленных пределов:

- заметно снижается эффективность руля направления (работает один привод из трех)
- в два раза снижается скорость выпуска/уборки предкрылков
- реверс тяги правого двигателя допускается применять при боковом ветре не более - **TBD**.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

HYD 2 + 3 LO PR

Мало давление в гидросистемах № 2 и № 3

ВНИМАНИЕ

При уходе на второй круг координированными отклонениями УБРУ и РУД не допускайте увеличения угла тангажа более 20°.

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинают светиться янтарным цветом сообщения HYD 2 LO PR и HYD 3 LO PR. При этом дополнительно могут появиться сообщения о признаках нарушения функций работы взаимодействующих систем:
- правый элерон (FCS R AIL FAULT)
- правая секция руля высоты (FCS R ELEV FAULT)
- 1, 3 секции интерцепторов (FCS SPD-BR FAULT)
- воздушные тормоза (FCS SPD-BR FAULT)
- снижение эффективности РН (FCS RUDDER DEGRAD)
- понижена скорость перемещения закрылков (FCS FLAPS LO SPEED)
- понижена скорость перемещения предкрылков (FCS SLATS LO SPEED)
- управление передней опорой шасси (STEER FAULT).

Без сообщения на EWD могут появиться признаки нарушения функций работы взаимодействующих систем :

Признаки

- реверс правого двигателя
- основные системы выпуска и уборки шасси.

Действия экипажа:

- клавиши STAB на пульте TRIM .....используйте
- клавиши AIL на пульте TRIM .....используйте
- ближайший пригодный аэродром с наиболее благоприятными условиями для выполнения посадки с боковой составляющей ветра не более - **TBD** .....выберите
- план полета.....уточните
- максимальный крен ..... 20°

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– минимальная скорость полета.....V_{LS} + 20kt

– выпуск интерцепторов в полете (в положение)..... не более 1/2

– для выпуска шасси - EMER EXTN..... используйте

– для выдерживания направления на пробеге дифференциальное торможение колес..... примените

– самолет.....остановите

– тягач для буксировки.....вызовите.

Примечание

При наличии кабрирующего момента, для парирования которого требуется отклонение более 1/2 хода УБРУ (от себя), дальнейший выпуск интерцепторов прекратите.

При использовании клавиш STAB на пульте TRIM необходимо учитывать, что скорость триммирования в канале тангажа меняется в зависимости от положения закрылков. В конфигурациях:

– FLAPS = 0 и 1 - скорость триммирования равна 0,25 °/с. Это означает, что полный ход триммера стабилизатора на пикирование (2°) достигается за 8 с, на кабрирование (минус 13°) - за 52 с

– FLAPS = 2 и 3 - скорость триммирования равна 0,5 °/с. Это означает, что полный ход триммера стабилизатора на пикирование (2°) достигается за 4 с, на кабрирование (минус 13°) - за 26 с

– FLAPS = 2 и 3 - скорость триммирования равна 0,5 °/с. Полный ход триммера руля высоты на пикирование (5°) достигается за 10 с

– скорость триммирования в канале крена равна 1,3 °/с. Это означает, что полный ход триммера элерона (20°) достигается за 15,5 с.

■ ■ ■ ■

HYD 1 ELEC PUMP FAULT

Отказ насосной станции гидросистемы № 1

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение HYD 1 ELEC PUMP FAULT.

Действия экипажа:

– галетный переключатель ELEC PUMP.....OFF.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

HYD 1 ELEC PUMP NOT OFF

Отказ автоматического отключения насосной станции гидросистемы № 1

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение HYD 1 ELEC PUMP NOT OFF.

Действия экипажа:

- галетный переключатель ELEC PUMP.....OFF.

■ ■ ■ ■

HYD 1 ELEC PUMP NOT ON

Отказ автоматического включения насосной станции гидросистемы № 1

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение HYD 1 ELEC PUMP NOT ON.

Действия экипажа:

- галетный переключатель ELEC PUMP..... ON.

■ ■ ■ ■

HYD 1 HI TEMP

Высокая температура жидкости в баке гидросистемы № 1

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение HYD 1 HI TEMP.

Действия экипажа:

- **При включенной вручную насосной станции ГС №1:**
  - галетный переключатель HYD SYS 1 ELEC PUMP..... OFF.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

HYD 1 L ENG PUMP AUTO

Отказ автоматического отключения основного насоса гидросистемы № 1

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение HYD 1 L ENG PUMP AUTO.

Действия экипажа:

- кнопку-табло L ENG PUMP.....OFF.

■ ■ ■ ■

HYD 1 LO PR

Мало давление в гидросистеме № 1

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение HYD 1 LO PR.

Информация экипажу о состоянии системы

Не работают:

- внутренний привод левого элерона
- 2, 4 секции интерцепторов
- верхний привод руля направления
- внешний привод левой секции руля высоты
- понижена скорость перемещения закрылков (FCS FLAPS LO SPEED)
- понижена скорость перемещения предкрылков (FCS SLATS LO SPEED)
- реверс левого двигателя.

Примечание

Торможение внешних колес основных опор шасси осуществляется от гидроаккумулятора системы торможения (гидросистема №1).

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

HYD 1 LO QTY

Мало количество жидкости в баке гидросистемы № 1

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение HYD 1 LO QTY.

Информация экипажу о состоянии системы.

TBD

■ ■ ■ ■

HYD 1 RVSR LO PR

Мало давление наддува в баке гидросистемы № 1

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение HYD 1 RVSR LO PR.

Информация экипажу о состоянии системы.

TBD

■ ■ ■ ■

HYD 2 ELEC PUMP FAULT

Отказ насосной станции гидросистемы № 2

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение HYD 2 ELEC PUMP FAULT.

Действия экипажа:

– галетный переключатель ELEC PUMP.....OFF.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

HYD 2 ELEC PUMP NOT OFF

Отказ автоматического отключения насосной станции гидросистемы № 2

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение HYD 2 ELEC PUMP NOT OFF.

Действия экипажа:

- галетный переключатель ELEC PUMP.....OFF.

■ ■ ■ ■

HYD 2 ELEC PUMP NOT ON

Отказ автоматического включения насосной станции гидросистемы № 2

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение HYD 2 ELEC PUMP NOT ON.

Действия экипажа:

- галетный переключатель ELEC PUMP..... ON.

■ ■ ■ ■

HYD 2 HI TEMP

Высокая температура жидкости в баке гидросистемы № 2

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение HYD 2 HI TEMP.

Действия экипажа:

- **При включенной вручную насосной станции ГС № 2:**
  - галетный переключатель HYD 2 ELEC PUMP.....OFF.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

HYD 2 LO PR

Мало давление в гидросистеме № 2

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение HYD 2 LO PR.

Не работают:

Признаки

- 1 секция интерцепторов
- внешний привод левого элерона
- внешний привод правого элерона
- воздушные тормоза
- средний привод руля направления
- основная система уборки-выпуска шасси
- понижена скорость перемещения предкрылков (FCS SLATS LO SPEED)
- управление поворотом колес передней опоры
- реверс правого двигателя.

Действия после посадки:

- для выдерживания направления на пробеге дифференцированное торможение колес..... примените
- самолет.....остановите
- тягач для буксировки.....вызовите.

■ ■ ■ ■

HYD 2 LO QTY

Мало количество жидкости в баке гидросистемы № 2

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение HYD 2 LO QTY.

Информация экипажу о состоянии системы.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

TBD

■ ■ ■ ■

HYD 2 R ENG PUMP AUTO

Отказ автоматического отключения основного насоса гидросистемы № 2

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение HYD 2 R ENG PUMP AUTO.

Действия экипажа:

– кнопку-табло R ENG PUMP..... OFF.

■ ■ ■ ■

HYD 2 RSVR LO PR

Мало давление наддува в баке гидросистемы № 2

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение HYD 2 RSVR LO PR.

Информация экипажу о состоянии системы.

TBD

Действия экипажа:

– кнопку-табло R ENG PUMP..... OFF.

■ ■ ■ ■

HYD 3 ELEC PUMP FAULT

Отказ насосной станции гидросистемы № 3

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение HYD 3 ELEC PUMP FAULT.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Действия экипажа:

– галетный переключатель ELEC PUMP.....OFF.

■ ■ ■ ■

HYD 3 ELEC PUMP NOT OFF

Отказ автоматического отключения насосной станции гидросистемы № 3

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение HYD 3 ELEC PUMP NOT OFF.

Действия экипажа:

– галетный переключатель ELEC PUMP.....OFF.

■ ■ ■ ■

HYD 3 ELEC PUMP NOT ON

Отказ автоматического включения насосной станции гидросистемы № 3

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение HYD 3 ELEC PUMP NOT ON.

Действия экипажа:

– галетный переключатель ELEC PUMP..... ON.

■ ■ ■ ■

HYD 3 HI TEMP

Высокая температура жидкости в баке гидросистемы № 3

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение HYD 3 HI TEMP.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Действия экипажа:

- **При включенной вручную насосной станции ГС № 3:**
  - галетный переключатель HYD 3 ELEC PUMP.....OFF.

■ ■ ■ ■

HYD 3 LO PR

Мало давление в гидросистеме № 3

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение HYD 3 LO PR.

Не работают:

Признаки

- внутренний привод правого элерона
- внутренний привод левой секции руля высоты
- внутренний привод правой секции руля высоты
- 3 секция интерцепторов
- незначительное уменьшение эффективности гашения подъемной силы на пробеге
- нижний привод руля направления
- понижена скорость перемещения закрылков (FCS FLAPS LO SPEED) .

Примечание

Торможение внутренних колес основных опор шасси выполняется от гидроаккумулятора системы торможения (гидросистема № 3).

■ ■ ■ ■

HYD 3 LO QTY

Мало количество жидкости в баке гидросистемы № 3

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение HYD 3 LO QTY.

Информация экипажу о состоянии системы.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

TBD

■ ■ ■ ■

HYD 3 RAT ACT HI PR

Высокое давление в приводе турбонасосной установки

ВНИМАНИЕ

Взлет запрещен до устранения неисправности.

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение HYD 3 RAT ACT HI PR.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

HYD 3 RAT NOT DOWN

Отказ автоматического выпуска турбонасосной установки

Признаки

- два раза звучит речевое сообщение "RAM AIR TURBINE ON"
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться красным цветом сообщение WARN
- на EWD начинает светиться красным цветом сообщение HYD 3 RAT NOT DOWN.

Действия экипажа:

- кнопку RAT.....ON.

■ ■ ■ ■

HYD 3 RAT PUMP LO PR

Низкое давление за насосом турбонасосной установки

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение HYD 3 RAT PUMP LO PR.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

HYD 3 RSVR LO PR

Мало давление наддува в баке гидросистемы № 3

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение HYD 3 RSVR LO PR.

Информация экипажу о состоянии системы.

TBD

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Отказы противообледенительной системы

Содержание

Страница

A-ICE DET FAULT 3
Отказ двух сигнализаторов обледенения

EAI L (R) HOT LEAKAGE 4
Утечка горячего воздуха от левого (правого) двигателя

EAI L (R) VALVES NOT CLSD 4
Отказ клапана ПОС воздухозаборника левого (правого) двигателя в открытом положении

EAI L (R) VALVES NOT OPEN 4
Отказ клапана ПОС воздухозаборника левого (правого) двигателя в закрытом положении

WAI FAULT 5
Отказ противообледенительной системы крыла

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

© ПАО "Корпорация "Иркут"

A-ICE DET FAULT

Отказ двух сигнализаторов обледенения

ВНИМАНИЕ

Противообледенительная система двигателя должна быть включена во время работы двигателя на земле и в полете, когда имеются условия обледенения или они ожидаются на этапах набора высоты или полета на эшелоне, а так же перед началом или во время снижения, когда температура наружного воздуха выше минус 40 °C.

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение A-ICE DET FAULT.

Усильте внимание за образованием льда на:

- переплете лобового стекла
- щетках стеклоочистителях
- третьей секции предкрылка.

- **Если ожидаются условия обледенения:**
  - переведите галетные переключатели ANTI ICE ENG L (R)..... ..... в положение ON
- **После выхода из зоны обледенения:**
  - переведите галетные переключатели ANTI ICE ENG L (R)..... ..... в положение OFF
- **При обнаружении образования льда на крыле:**
  - переведите галетный переключатель ANTI ICE WING..... в положение ON
- **После выхода из зоны обледенения:**
  - переведите галетный переключатель ANTI ICE WING..... ..... в положение OFF.

Примечание

- условия для обледенения появляются на земле, на этапах взлета или в полете, когда температура 10 °C или ниже и в воздухе присутствует влага в любой форме (облачность, туман с видимостью 2000 м и менее, дождь, снег, дождь со снегом и ледяными кристалами)
- при ночном полете используйте бортовой фонарик для периодического освещения переплета лобового стекла и щеток стеклоочистителей (с интервалом около 2 минут) и включайте фару подсветки 3-ей секции предкрылка.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

■ ■ ■ ■

EAI L (R) HOT LEAKAGE

Утечка горячего воздуха от левого (правого) двигателя

ВНИМАНИЕ

Вылет не разрешен.

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение EAI L (R) HOT LEAKAGE.

Действия экипажа

В воздухе:

– зону с условиями обледенения.....избегайте.

■ ■ ■ ■

EAI L (R) VALVES NOT CLSD

Отказ клапана ПОС воздухозаборника левого (правого) двигателя в открытом положении

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение EAI L (R) VALVES NOT CLSD.

Действия экипажа:

– мощность на неисправном двигателе..... уменьшите.

■ ■ ■ ■

EAI L (R) VALVES NOT OPEN

Отказ клапана ПОС воздухозаборника левого (правого) двигателя в закрытом положении

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение EAI L (R) VALVES NOT OPEN.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Действия экипажа:

– зону с условиями обледенения.....избегайте.

■ ■ ■ ■

WAI FAULT

Отказ противообледенительной системы крыла

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение WAI FAULT.

Действия экипажа:

– галетный переключатель ANTI ICE WING..... OFF

– из зоны обледенения.....выйдите.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Отказы системы индикации и регистрации

Содержание

Страница

CDS BOTH DCP FAULT 3
Отказ левого и правого ПУИ-17

CDS BOTH TBCP FAULT 3
Отказ левого и правого ПТ-3

CDS CAPT DCP FAULT 3
Отказ левого ПУИ-17

CDS CAPT TBCP FAULT 4
Отказ левого ПТ-3

CDS F/O DCP FAULT 4
Отказ правого ПУИ-17

CDS F/O TBCP FAULT 4
Отказ правого ПТ-3

CDS MFD 1 FAULT 5
Отказ МФИ № 1

CDS MFD 2 FAULT 5
Отказ МФИ № 2

CDS MFD 3 FAULT 5
Отказ МФИ № 3

CDS MFD 4 FAULT 6
Отказ МФИ № 4

CDS MFD 5 FAULT 6
Отказ МФИ № 5

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

© ПАО "Корпорация "Иркут"

CDS BOTH DCP FAULT
Отказ левого и правого ПУИ-17

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение CDS BOTH DCP FAULT.

Действия экипажа:

- DCP (левый и правый)..... не используйте
- MCU и MD ISIS..... используйте.

■ ■ ■ ■

CDS BOTH TBCP FAULT
Отказ левого и правого ПТ-3

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение CDS BOTH TBCP FAULT.

Действия экипажа:

- AFCP..... используйте.

■ ■ ■ ■

CDS CAPT DCP FAULT
Отказ левого ПУИ-17

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение CDS CAPT DCP FAULT.

Действия экипажа:

- DCP (правый)..... используйте.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

CDS CAPT TBCP FAULT
Отказ левого ПТ-3

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение CDS CAPT TBCP FAULT.

Действия экипажа:

- TBCP (правый)..... используйте.

■ ■ ■ ■

CDS F/O DCP FAULT
Отказ правого ПУИ-17

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение CDS F/O DCP FAULT.

Действия экипажа:

- DCP (левый)..... используйте.

■ ■ ■ ■

CDS F/O TBCP FAULT
Отказ правого ПТ-3

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение CDS F/O TBCP FAULT.

Действия экипажа:

- TBCP (левый)..... используйте.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

CDS MFD 1 FAULT
Отказ МФИ № 1

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение CDS MFD 1 FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

CDS MFD 2 FAULT
Отказ МФИ № 2

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение CDS MFD 2 FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

CDS MFD 3 FAULT
Отказ МФИ № 3

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение CDS MFD 3 FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

CDS MFD 4 FAULT
Отказ МФИ № 4

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение CDS MFD 4 FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

CDS MFD 5 FAULT
Отказ МФИ № 5

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение CDS MFD 5 FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Отказы системы шасси

Содержание

Страница

BRK AUTO MODE 3
Отказ автоматического торможения колес

BRK HI TEMP 3
Высокая температура тормозов колес

BRK HOT 4
Перегрев тормозов колес

BRK LOW PR ACC 4
Низкое давление в гидроаккумуляторах стояночного торможения (в одном или обоих) на посадке при отказе гидравлической системы

BRK MAIN FAULT 5
Отказ основной системы торможения колес

BRK ON 5
Включение основного торможения колес

BRK PARK LOW PR 6
Низкое давление в гидроаккумуляторах стояночного торможения (в одном или обоих) на стоянке

BRK PARK ON 6
Включение стояночного тормоза на посадке

BRK PARK SYS FAULT 6
Отказ системы стояночного торможения колес

BRK CAPT (F/O) PEDALS FAULT 7
Отказ управления тормозами колес от педального поста левого (правого) пилота

BRK TWO WHLS FAULT 7
Потеря управления торможением внутренними или внешними колесами основных опор

GEAR MAIN SYS FAULT 8
Отказ основной системы уборки и выпуска шасси

GEAR NOT DOWN 8
Шасси не выпущено - Рукоятка управления шасси в положении UP

GEAR NOT DOWN LOCKED 8
Не выпуск шасси

GEAR NOT UP 9
Не уборка шасси

STEER FAULT 9
Отказ системы управления поворотом колес

STEER L (R) HANDLE FAULT 10
Отказ левой (правой) рукоятки управления поворотом переднего колес

© ПАО "Корпорация "Иркут"

WHEEL L (R) MAIN PR..... 10
Давление в шинах левой (правой) основной опоры шасси не в норме

WHEEL MAIN L (R) HI TEMP..... 11
Повышенная температура шин левой (правой) основной опоры шасси

WHEEL MON SYS FAULT..... 11
Отказ системы мониторинга температуры и давления в шинах колес

WHEEL NOSE PR..... 11
Давление в шинах передней опоры не в норме

WHEEL OVERHEAT..... 12
Перегрев шин основных опор

© ПАО "Корпорация "Иркут"

BRK AUTO MODE

Отказ автоматического торможения колес

Признаки

- два раза звучит речевое сообщение "BRAKE PEDALS"
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться красным цветом сообщение WARN
- на EWD начинает светиться красным цветом сообщение BRK AUTO MODE.

Действия экипажа:

– педальное торможение.....примените.

■ ■ ■ ■

BRK HI TEMP

Высокая температура тормозов колес

ВНИМАНИЕ

Полет не выполняйте.

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение BRK HI TEMP
- на синоптической странице BRK указатель температуры тормоза колеса находится в зоне шкалы индикатора янтарного цвета.

После посадки:

– тормоза колес до разрешенной температуры (когда указатель находится в зоне шкалы индикатора зеленого цвета).....охладите.

На стоянке:

– упорные колодки.....используйте.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

BRK HOT

Перегрев тормозов колес

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение BRK HOT.

Действия экипажа

После посадки:

- стояночный тормоз.....не используйте
- упорные колодки.....установите
- наземному персоналу.....сообщите.

Примечание

Указатель температуры тормоза на синоптической странице BRK находится в зоне шкалы индикатора красного цвета (температура тормоза после посадки превысела 550 °C).

■ ■ ■ ■

BRK LOW PR ACC

Низкое давление в гидроаккумуляторах стояночного торможения (в одном или обоих) на посадке при отказе гидравлической системы

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение BRK LOW PR ACC
- сообщение может появляться на пробеге после посадки.

Перед постановкой на стоянку зарядите гидроаккумуляторы включением электрической насосной станции ГС № 1 и/или ГС № 3:

- синоптическую страницу BRK.....вызовите
- рукояткой стояночного торможения с постоянным давлением.....

  .....тормозите
- уровень давления по метке WET.....контролируйте.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

BRK MAIN FAULT

Отказ основной системы торможения колес

Признаки

- два раза звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться красным цветом сообщение WARN
- на EWD начинает светиться красным цветом сообщение BRK MAIN FAULT.

Действия экипажа

Для посадки:

- FLAPS FULL ..... используйте
- реверс тяги..... MAX
- PARK / ALTN BRAKE..... примените.

Примечание

Исправна только система стояночного торможения.

■ ■ ■ ■

BRK ON

Включение основного торможения колес

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение BRK ON.

Действия экипажа:

- положение ног пилотов на педалях тормозов.....проверьте.
  - **Если ноги находятся на педалях:**
    - ноги с педалей торможения..... уберите (сигнал должен погаснуть).
  - **Если сигнал не погас:**
    - взлет до скорости 80 kt.....прервите
    - РУД..... IDLE
    - MAX REV..... ON.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

BRK PARK LOW PR

Низкое давление в гидроаккумуляторах стояночного торможения (в одном или обоих) на стоянке

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение BRK PARK LOW PR.

Действия экипажа:

Зарядите гидроаккумуляторы включением электрической насосной станции ГС № 1 и/или ГС № 3:

- HYD SYS 1 ELEC PUMP..... ON
- HYD SYS 3 ELEC PUMP..... ON
- упорные колодки.....используйте.

■ ■ ■ ■

BRK PARK ON

Включение стояночного тормоза на посадке

Признаки

- два раза звучит речевое сообщение "PARK HANDLE OFF"
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться красным цветом сообщение WARN
- на EWD начинает светиться красным цветом сообщение BRK PARK ON.

Действия экипажа:

- рукоятку PARK / ALT BRAKE..... отключите.

■ ■ ■ ■

BRK PARK SYS FAULT

Отказ системы стояночного торможения колес

ВНИМАНИЕ

Полет не выполняйте.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Признаки

- два удара колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться красным цветом сообщение WARN
- на EWD начинает светиться красным цветом сообщение BRK PARK SYS FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

BRK CAPT (F/O) PEDALS FAULT

Отказ управления тормозами колес от педального поста левого (правого) пилота

Признаки

- два удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться красным цветом сообщение WARN
- на EWD начинает светиться красным цветом сообщение BRK CAPT (F/O) PEDALS FAULT.

Действия экипажа:

- торможение педалями исправного поста..... примените.

■ ■ ■ ■

BRK TWO WHLS FAULT

Потеря управления торможением внутренними или внешними колесами основных опор

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение BRK TWO WHLS FAULT.

Действия экипажа:

- торможение от педалей.....продолжайте
- педали до упора..... обожмите.

Примечание

- при потере управления, торможением внутренними или внешними колесами основных опор теряется до 50 % тормозного усилия
- учтите увеличение тормозного пути.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

GEAR MAIN SYS FAULT

Отказ основной системы уборки и выпуска шасси

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение GEAR MAIN SYS FAULT.

Действия экипажа:

- скорость полета не более 190 kt..... установите
- рукоятку LDG GEAR.....DOWN.

- **Если опоры зафиксированы на замках убранного положения, а створки остаются в произвольном положении:**
  - переключатель EMER EXTN.....DOWN.

■ ■ ■ ■

GEAR NOT DOWN

Шасси не выпущено - Рукоятка управления шасси в положении UP

Признаки

- два раза звучит речевое сообщение "GEAR DOWN"
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться красным цветом сообщение WARN
- на EWD начинает светиться красным цветом сообщение GEAR NOT DOWN.

Действия экипажа:

- рукоятку LDG GEAR.....DOWN.

■ ■ ■ ■

GEAR NOT DOWN LOCKED

Не выпуск шасси

Признаки

- два раза звучит речевое сообщение "GO-AROUND"
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться красным цветом сообщение WARN
- на EWD начинает светиться красным цветом сообщение GEAR NOT DOWN LOCKED.

Действия экипажа:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– уборку и повторный выпуск шасси..... выполните.

- **Если опоры шасси остаются незафиксированными на замке выпущенного положения:**

  – процедуру аварийного выпуска шасси.....выполните.

- **Если при заходе на посадку выпуск шасси выполняется в процессе снижения самолета по глиссаде:**

  – уход на второй круг ..... выполните.

■ ■ ■ ■

GEAR NOT UP
Не уборка шасси

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение GEAR NOT UP.

Действия экипажа:

– скорость полета не более 190 kt..... установите

– основную и резервную индикацию.....проверьте.

- **Если не все опоры или створки шасси находятся на замках убранного положения:**

  – рукоятку LDG GEAR.....DOWN.

- **Если шасси не выпускается:**

  – переключатель EMER EXTN.....DOWN.

■ ■ ■ ■

STEER FAULT
Отказ системы управления поворотом колес

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение STEER FAULT.

Действия экипажа

После посадки:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– педальное торможение с дифференцированным обжатием педалей.....

.....примените

– самолет.....остановите

– тягач для буксирования..... вызовите.

На стоянке:

– неисправность.....устраните.

■ ■ ■ ■

STEER L (R) HANDLE FAULT

Отказ левой (правой) рукоятки управления поворотом переднего колес

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение STEER L (R) HANDLE FAULT.

Действия экипажа:

– на управление от исправной рукоятки поворотом переднего колеса.....

.....перейдите.

■ ■ ■ ■

WHEEL L (R) MAIN PR

Давление в шинах левой (правой) основной опоры шасси не в норме

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение WHEEL L (R) MAIN PR.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

WHEEL MAIN L (R) HI TEMP

Повышенная температура шин левой (правой) основной опоры шасси

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение WHEEL MAIN L (R) HI TEMP
- на синоптической странице BRK высокая температура шины (температура выше 150 °C).

На стоянке:

- упорные колодки.....установите
- наземному персоналу.....сообщите.

■ ■ ■ ■

WHEEL MON SYS FAULT

Отказ системы мониторинга температуры и давления в шинах колес

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение WHEEL MON SYS FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

WHEEL NOSE PR

Давление в шинах передней опоры не в норме

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение WHEEL NOSE PR.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

WHEEL OVERHEAT

Перегрев шин основных опор

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение WHEEL OVERHEAT.

Действия экипажа

На рулении после посадки:

– тормоза колес с меньшей температурой..... используйте.

На стоянке:

– вылет до охлаждения колес..... задержите.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Отказы оборудования навигационного

Содержание

Страница

ATC 1 ADS-B FAULT ... 7
Отказ ADS-B ответчика УВД № 1

NAV ATC 1 FAULT ... 7
Отказ ответчика УВД № 1

ATC 1 + 2 ADS-B FAULT ... 7
Отказ ADS-B ответчика УВД № 1 и № 2

ATC 1 + 2 FAULT ... 8
Отказ ответчика УВД № 1 и № 2

ATC 2 ADS-B FAULT ... 8
Отказ 2 ADS-B ответчика УВД № 2

NAV ATC 2 FAULT ... 8
Отказ ответчика УВД № 2

FWS 1 (2) FAULT ... 9
Отказ первого (второго) приложения системы сигнализации

MFT FAULT ... 9
Отказ ответчика ГО

NAV ADF 1 FAULT ... 9
Отказ АРК № 1

NAV ADF 1 + 2 FAULT ... 10
Отказ АРК № 1 и № 2

NAV ADF 2 FAULT ... 10
Отказ АРК № 2

NAV ADS 1 HTR MIN ... 10
Минимальный обогрев одного из датчиков СИ ВСП № 1 и № 2

NAV ADS 1 (2) FAULT ... 11
Отказ СИ ВСП № 1 (№ 2)

NAV ADS 1 (2) HTR FAULT ... 11
Отказ обогрева одного из датчиков СИ ВСП № 1 (№ 2)

NAV ADS 1 + 2 FAULT ... 11
Отказ СИ ВСП № 1 и № 2

NAV ADS 1 + 2 + 3 FAULT ... 12
Отказ СИ ВСП № 1, № 2 и № 3

NAV ADS 1 + 3 (2 + 3) FAULT ... 12
Отказ СИ ВСП № 1 и № 3 (№ 2 и № 3)

NAV ADS 2 HTR MIN ... 13

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Минимальный обогрев одного из датчиков СИ ВСП № 3 и № 4

NAV ADS 3 FAULT 13
Отказ СИ ВСП № 3

NAV ADS 3 HTR FAULT 14
Отказ обогрева одного из датчиков СИ ВСП № 3

NAV ADS 3 HTR MIN 14
Минимальный обогрев одного из датчиков СИ ВСП № 5 и № 6

NAV ALT DISAGREE 14
Рассогласование в показаниях высотомеров КВС и ВП

NAV AOA DISAGREE 15
Рассогласование данных по углу атаки у КВС и ВП

NAV ATT DISAGREE 16
Рассогласование в показаниях авиагоризонтов КВС и ВП

NAV BARO SET DISAGREE 16
Отличия в установке давления на баровысотомерах КВС и ВП

NAV DME 1 (2) FAULT 17
Отказ DME № 1 (№ 2)

NAV DME 1 + 2 FAULT 17
Отказ DME № 1 и № 2

NAV FMS 1 (2) FAULT 17
Отказ FMS № 1 (№ 2)

NAV FMS 1 + 2 FAULT 18
Отказ FMS № 1 и № 2

NAV FMS MSG 18
Сообщение системы FMS

NAV FMS PPOS DISAGREE 18
Расхождение значений точных координат места самолета от FMS

NAV GLONASS 1 FAULT 19
Отказ ГЛОНАСС № 1

NAV GLONASS 1 + 2 FAULT 19
Отказ ГЛОНАСС № 1 и № 2

NAV GLONASS 2 FAULT 19
Отказ ГЛОНАСС № 2

NAV GLS 1 FAULT 20
Отказ GLS № 1

NAV GLS 1 + 2 FAULT 20
Отказ GLS № 1 и № 2

NAV GLS 2 FAULT 20

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Отказ GLS № 2

NAV GPS 1 FAULT 21
Отказ GPS № 1

NAV GPS 1 + 2 FAULT 21
Отказ GPS № 1 и № 2

NAV GPS 2 FAULT 21
Отказ GPS № 2

NAV HDG DISAGREE 22
Рассогласование в показаниях курса КВС и ВП

NAV ILS 1 (2) FAULT 22
Отказ ILS № 1 (№ 2)

NAV ILS 1 + 2 FAULT 23
Полный отказ ILS № 1 и № 2

NAV IRS 1 ATT ONLY 23
ИНС № 1 в режиме Курсовертикаль

NAV IRS 1 (2) FAULT 23
Отказ ИНС № 1 (№ 2)

NAV IRS 1 + 2 ATT ONLY 24
ИНС № 1 и № 2 в режиме Курсовертикаль

NAV IRS 1+2 FAULT 24
Отказ ИНС № 1 и № 2

NAV IRS 1 + 2 + 3 ATT ONLY 25
ИНС № 1, № 2 и № 3 в режиме Курсовертикаль

NAV IRS 1+2+3 FAULT 25
Отказ ИНС № 1, № 2 и № 3

NAV IRS 1 + 3 (2 + 3) FAULT 26
Отказ ИНС № 1 и № 3 (№ 2 и № 3)

NAV IRS 1 + 3 ATT ONLY 26
ИНС № 1 и № 3 в режиме Курсовертикаль

NAV IRS 2 ATT ONLY 26
ИНС № 2 в режиме Курсовертикаль

NAV IRS 2 + 3 ATT ONLY 27
ИНС № 2 и № 3 в режиме Курсовертикаль

NAV IRS 3 ATT ONLY 27
ИНС № 3 в режиме Курсовертикаль

NAV IRS 3 FAULT 27
Отказ ИНС № 3

NAV IRS NOT ALIGNED 28

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Сбой выставки ИНС

NAV MB 1 (2) FAULT 28
Отказ МРП № 1 (№ 2)

NAV MB 1 + 2 FAULT 28
Отказ МРП № 1 и № 2

NAV RA 1 FAULT 29
Отказ РВ № 1

NAV RA 1 + 2 FAULT 29
Отказ РВ № 1 и № 2

NAV RA 2 FAULT 29
Отказ РВ № 2

NAV SPEED DISAGREE 30
Рассогласование в показаниях скорости у КВС и ВП

NAV STBY ATT DISAGREE 31
Рассогласование в показаниях крена и тангажа между резервным индикатором ИСРП и ИНС

NAV STBY FAULT 31
Отказ резервного индикатора ИСРП

NAV STBY HTR FAULT 31
Отказ обогрева ИСРП

NAV STBY SPD DISAGREE 32
Рассогласование в показаниях скорости между резервным индикатором ИСРП и ИНС

NAV VOR 1 (2) FAULT 32
Отказ VOR № 1 (№ 2)

NAV VOR 1+2 FAULT 32
Отказ VOR № 1 и № 2

SWS 1 (2) FAULT 33
Отказ SWS № 1 (№ 2)

SWS 1 + 2 FAULT 33
Отказ SWS № 1 и № 2

TAWS FAULT 33
Отказ EGPWS

TAWS GPWS FAULT 34
Отказ базовых режимов GPWS

TAWS RWS FAULT 34
Отказ функции оповещения о попадании в сдвиг ветра

TAWS TERR FAULT 34
Отказ режима раннего предупреждения EGPWS

© ПАО "Корпорация "Иркут"

TCAS FAULT 35
Отказ TCAS

WXR FAULT 35
Отказ метеолокатора

WXR PRED W/S FAULT 35
Отказ функции обнаружения сдвига ветра

WXR TGT DET 36
Отказ функции отображения опасного метеообразования

WXR TGT NOT MON 36
Изображение с WXR не отображается на ND дисплеях

WXR TURB FAULT 36
Отказ функции отображения турбулентности

Недостоверные показания скорости 37

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ATC 1 ADS-B FAULT
Отказ ADS-B ответчика УВД № 1

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ATC 1 ADS-B FAULT.

Действия экипажа:

– комплект ADS-B ответчика УВД № 2..... используйте.

■ ■ ■ ■

NAV ATC 1 FAULT
Отказ ответчика УВД № 1

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV ATC 1 FAULT.

Действия экипажа:

– ответчик ATC 2..... используйте.

■ ■ ■ ■

ATC 1 + 2 ADS-B FAULT
Отказ ADS-B ответчика УВД № 1 и № 2

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ATC 1 + 2 ADS-B FAULT.

Действия экипажа:

– УВД..... сообщите

– инструкции УВД..... выполняйте.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ATC 1 + 2 FAULT
Отказ ответчика УВД № 1 и № 2

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ATC 1 + 2 FAULT.

Действия экипажа:

- УВД..... сообщите
- инструкции УВД..... выполняйте.

■ ■ ■ ■

ATC 2 ADS-B FAULT
Отказ 2 ADS-B ответчика УВД № 2

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ATC 2 ADS-B FAULT.

Действия экипажа:

- комплект ADS-B ответчика УВД № 1..... используйте.

■ ■ ■ ■

NAV ATC 2 FAULT
Отказ ответчика УВД № 2

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV ATC 2 FAULT.

Действия экипажа:

- ответчик ATC 1..... используйте.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

FWS 1 (2) FAULT

Отказ первого (второго) приложения системы сигнализации

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FWS 1 (2) FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

TBD

■ ■ ■ ■

MFT FAULT

Отказ ответчика ГО

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение MFT FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

NAV ADF 1 FAULT

Отказ АРК № 1

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV ADF 1 FAULT.

Действия экипажа:

– комплект ADF 2.....используйте.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

NAV ADF 1 + 2 FAULT
Отказ АРК № 1 и № 2

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV ADF 1 + 2 FAULT.

Действия экипажа:

– другие средства навигации..... используйте.

■ ■ ■ ■

NAV ADF 2 FAULT
Отказ АРК № 2

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV ADF 2 FAULT.

Действия экипажа:

– комплект ADF 1.....используйте.

■ ■ ■ ■

NAV ADS 1 HTR MIN
Минимальный обогрев одного из датчиков СИ ВСП № 1 и № 2

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV ADS 1 HTR MIN.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

NAV ADS 1 (2) FAULT
Отказ СИ ВСП № 1 (№ 2)

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV ADS 1 (2) FAULT.

Действия экипажа:

- на пульте DCP L (R) кнопочный переключатель ADS 3..... нажмите
- сигнализатор над кнопочным переключателем ADS 3 начинает светиться зеленым цветом..... проверьте
- на панели ADS кнопочный переключатель ADS 1 (2)..... нажмите
- на кнопочном переключателе ADS 1 (2) начинает светиться надпись OFF... проверьте.

■ ■ ■ ■

NAV ADS 1 (2) HTR FAULT
Отказ обогрева одного из датчиков СИ ВСП № 1 (№ 2)

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV ADS 1 (2) HTR FAULT.

Действия экипажа:

- на пульте DCP L (R) кнопочный переключатель ADS 3..... нажмите
- сигнализатор над кнопочным переключателем ADS 3 начинает светиться зеленым цветом..... проверьте.

■ ■ ■ ■

NAV ADS 1 + 2 FAULT
Отказ СИ ВСП № 1 и № 2

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV ADS 1 + 2 FAULT.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Действия экипажа:

– на одном из пультов DCP L (R) кнопочный переключатель ADS 3..... ..... нажмите

– сигнализатор над кнопочным переключателем ADS 3 начинает светиться зеленым цветом..... проверьте

– на панели ADS кнопочный переключатель ADS 1 или ADS 2..... нажмите

– на кнопочном переключателе ADS 1 или ADS 2 начинает светиться надпись OFF..... проверьте

– индикацию на стороне пилота, к которому подключили ADS 3 и показания MD ISIS..... используйте.

■ ■ ■ ■

NAV ADS 1 + 2 + 3 FAULT
Отказ СИ ВСП № 1, № 2 и № 3

Признаки

– два удара колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться красным цветом сообщение WARN

– на EWD начинает светиться красным цветом сообщение NAV ADS 1 + 2 + 3 FAULT.

Действия экипажа:

– показания MD ISIS.....используйте

– посадку на ближайшем аэродроме..... выполните.

■ ■ ■ ■

NAV ADS 1 + 3 (2 + 3) FAULT
Отказ СИ ВСП № 1 и № 3 (№ 2 и № 3)

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV ADS 1 + 3 (2 + 3) FAULT.

Действия экипажа:

– на панели ADS КПП кнопочные переключатели ADS 1 и ADS 3 (ADS 2 и ADS 3).... OFF

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– свечение надписи OFF на нажатых кнопках..... проверьте

– индикатор на стороне пилота, у которого осталась исправная индикация и показания MD ISIS..... используйте.

■ ■ ■ ■

NAV ADS 2 HTR MIN

Минимальный обогрев одного из датчиков СИ ВСП № 3 и № 4

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV ADS 2 HTR MIN.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

NAV ADS 3 FAULT

Отказ СИ ВСП № 3

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV ADS 3 FAULT.

Действия экипажа:

– на панели ADS КПП кнопочный переключатель ADS 3..... нажмите

– свечение надписи OFF на кнопке.....проверьте.

- **Если ADS 3 не был подключен на индикацию одного из пилотов:**

  – никаких дальнейших действий.....не требуется.

- **Если ADS 3 был подключен на индикацию одного из пилотов, т.е. уже были отмечены отказ и отключение одного из каналов ADS (1 или 2):**

  – работу ранее отказавшего канала..... проверьте

  – повторным нажатием кнопочный переключатель ADS 1 (2).....включите.

- **Если при этом сигнал FAULT на кнопке пропадает:**

  – данный канал на индикацию взамен отказавшего ADS 3.....подключите

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– кнопочный переключатель ADS 3 на соответствующем пульте DCP (левом или правом).....нажмите

при этом на DCP гаснет зеленая лампочка над кнопочным переключателем ADS 3 и появляется индикация параметров ADS на EWD.

- **Если ранее отказавший канал не восстановил работоспособность:**

– индикацию со стороны исправного канала и индикатор системы MD ISIS..... используйте.

■ ■ ■ ■

NAV ADS 3 HTR FAULT

Отказ обогрева одного из датчиков СИ ВСП № 3

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV ADS 3 HTR FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

NAV ADS 3 HTR MIN

Минимальный обогрев одного из датчиков СИ ВСП № 5 и № 6

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV ADS 3 HTR MIN.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

NAV ALT DISAGREE

Рассогласование в показаниях высотомеров КВС и ВП

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV ALT DISAGREE.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Действия экипажа:

– показания высоты на основных индикаторах (от ADS 1 и ADS 2) с показаниями резервного прибора ISIS..... сравните

– исправный канал ADS..... определите

– на пульте DCP левом (правом) кнопочный переключатель ADS 3.....

..... нажмите

– начало свечения сигнализатора над кнопочным переключателем зеленым цветом..... проверьте

– показания высоты на основных индикаторах (от ADS 1 (2) и ADS 3) с показаниями резервного прибора ISIS..... сравните

– исправный канал ADS..... определите

– индикацию от исправного канала ADS и показания резервного прибора ISIS..... используйте.

■ ■ ■ ■

NAV AOA DISAGREE

Рассогласование данных по углу атаки у КВС и ВП

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV AOA DISAGREE.

Действия экипажа:

– показания по углу атаки на основных индикаторах (от ADS 1 и ADS 2) с показаниями резервного прибора ISIS..... сравните

– исправный канал ADS..... определите

– на пульте DCP левом (правом) кнопочный переключатель ADS 3.....

..... нажмите

– начало свечения сигнализатора над кнопочным переключателем зеленым цветом..... проверьте

– показания по углу атаки на основных индикаторах (от ADS 1 (2) и ADS 3) с показаниями резервного прибора ISIS..... сравните

– исправный канал ADS..... определите

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– индикацию от исправного канала ADS и показаниями резервного прибора ISIS ..... используйте.

■ ■ ■ ■

NAV ATT DISAGREE

Рассогласование в показаниях авиагоризонтов КВС и ВП

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV ATT DISAGREE

– рассогласования в показаниях IRS по крену и тангажу между тремя каналами, включая резервный, который не выбран или не отображается.

Действия экипажа:

– показания по крену и тангажу на основных индикаторах (от IRS 1 и IRS 2) с показаниями резервного прибора ISIS..... сравните

– на пульте DCP (R) кнопку IRS 3 .....нажмите

– начало свечения сигнализатора над кнопкой зеленым цветом.....

..... проверьте

– показания по крену и тангажу на основных индикаторах (от IRS 1 (2) и IRS 3) с показаниями резервного прибора ISIS..... сравните

– исправный IRS..... определите

– индикацию от исправного IRS и показания ISIS..... используйте.

■ ■ ■ ■

NAV BARO SET DISAGREE

Отличия в установке давления на баровысотомерах КВС и ВП

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV BARO SET DISAGREE.

Действия экипажа:

– КВС и ВП одинаковые значения давления..... установите.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

NAV DME 1 (2) FAULT
Отказ DME № 1 (№ 2)

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV DME 1 (2) FAULT.

Действия экипажа:

– исправный комплект DME..... используйте.

■ ■ ■ ■

NAV DME 1 + 2 FAULT
Отказ DME № 1 и № 2

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV DME 1 + 2 FAULT.

Действия экипажа:

– другие способы определения дальности..... используйте.

■ ■ ■ ■

NAV FMS 1 (2) FAULT
Отказ FMS № 1 (№ 2)

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV FMS 1 (2) FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

NAV FMS 1 + 2 FAULT

Отказ FMS № 1 и № 2

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV FMS 1 + 2 FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

NAV FMS MSG

Сообщение системы FMS

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV FMS MSG.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

NAV FMS PPOS DISAGREE

Расхождение значений точных координат места самолета от FMS

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV FMS PPOS DISAGREE.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

NAV GLONASS 1 FAULT
Отказ ГЛОНАСС № 1

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV GLONASS 1 FAULT.

Действия экипажа:

- данные GLONASS № 2..... используйте.

■ ■ ■ ■

NAV GLONASS 1 + 2 FAULT
Отказ ГЛОНАСС № 1 и № 2

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV GLONASS 1 + 2 FAULT.

Действия экипажа:

- данные GPS..... используйте.

■ ■ ■ ■

NAV GLONASS 2 FAULT
Отказ ГЛОНАСС № 2

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV GLONASS 2 FAULT.

Действия экипажа:

- данные GLONASS № 1 ..... используйте.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

NAV GLS 1 FAULT
Отказ GLS № 1

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV GLS 1 FAULT.

Действия экипажа:

– комплект GLS № 2.....используйте.

■ ■ ■ ■

NAV GLS 1 + 2 FAULT
Отказ GLS № 1 и № 2

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV GLS 1 + 2 FAULT.

Действия экипажа:

– другую систему посадки.....используйте.

■ ■ ■ ■

NAV GLS 2 FAULT
Отказ GLS № 2

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV GLS 2 FAULT.

Действия экипажа:

– комплект GLS № 1.....используйте.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

NAV GPS 1 FAULT
Отказ GPS № 1

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV GPS 1 FAULT.

Действия экипажа:

- переход на работу от GPS № 2..... проверьте.

■ ■ ■ ■

NAV GPS 1 + 2 FAULT
Отказ GPS № 1 и № 2

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV GPS 1 + 2 FAULT.

Действия экипажа:

- данные GLONASS.....используйте.

■ ■ ■ ■

NAV GPS 2 FAULT
Отказ GPS № 2

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV GPS 2 FAULT.

Действия экипажа:

- переход на работу от GPS № 1..... проверьте.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

NAV HDG DISAGREE

Рассогласование в показаниях курса КВС и ВП

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV HDG DISAGREE
- рассогласование в показаниях IRS по курсу между тремя каналами, включая резервный, который не выбран или не отображается.

Действия экипажа:

- на пульте DCP L (R) кнопку IRS 3 ..... нажмите
- начало свечения сигнализатора над кнопкой зеленым цветом.....
  ..... проверьте
- показания по курсу на основных индикаторах (от IRS 1 (2) и IRS 3)..... сравните
- исправный канал IRS, с учетом показаний компаса КИ-13БС-1.....
  ..... определите
- индикацию от исправного IRS и показания КИ-13БС-1..... используйте.

■ ■ ■ ■

NAV ILS 1 (2) FAULT

Отказ ILS № 1 (№ 2)

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV ILS 1 (2) FAULT.

Действия экипажа:

- исправный комплект ILS или другую систему посадки..... используйте
- метеоминимум для посадки..... уточните.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

NAV ILS 1 + 2 FAULT
Полный отказ ILS № 1 и № 2

Признаки

- два удара колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться красным цветом сообщение WARN
- на EWD начинает светиться красным цветом сообщение NAV ILS 1 + 2 FAULT.

Действия экипажа:

– другую систему посадки.....используйте

– метеоминимум для посадки..... уточните.

■ ■ ■ ■

NAV IRS 1 ATT ONLY
ИНС № 1 в режиме Курсовертикаль

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV IRS 1 ATT ONLY.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

NAV IRS 1 (2) FAULT
Отказ ИНС № 1 (№ 2)

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV IRS 1 (2) FAULT.

Действия экипажа:

– на пульте DCP левом (правом) кнопку IRS 3.....нажмите

– начало свечения сигнализатора над кнопкой зеленым цветом.....

..... проверьте

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– на панели IRS КПП переключатель IRS 1 (2).....OFF.

■ ■ ■ ■

NAV IRS 1 + 2 ATT ONLY

ИНС № 1 и № 2 в режиме Курсовертикаль

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV IRS 1 + 2 ATT ONLY.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

NAV IRS 1+2 FAULT

Отказ ИНС № 1 и № 2

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV IRS 1+2 FAULT.

Действия экипажа:

– на пульте DCP левом (правом) кнопку IRS 3.....нажмите

– начало свечения сигнализатора над кнопкой зеленым цветом.....

.....проверьте

– индикацию от исправного канала IRS и показания резервного прибора ISIS.....используйте

– на панели IRS КПП переключатели IRS 1 , IRS 2.....OFF.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

NAV IRS 1 + 2 + 3 ATT ONLY

ИНС № 1, № 2 и № 3 в режиме Курсовертикаль

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV IRS 1 + 2 + 3 ATT ONLY.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

NAV IRS 1+2+3 FAULT

Отказ ИНС № 1, № 2 и № 3

Признаки

- два удара колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться красным цветом сообщение WARN
- на EWD начинает светиться красным цветом сообщение NAV IRS 1+2+3 FAULT.

Действия экипажа:

- на панели IRS КПП переключатели IRS 1 , IRS 2, IRS 3.....OFF
- показания резервного прибора ISIS..... используйте
- при возможности режим «КУРСОВЕРТИКАЛЬ»..... используйте
- на панели IRS КПП переключатели IRS 1, IRS 2, IRS 3.....NAV
- магнитный курс (на индикаторе MDU 5 на соответствующей странице)..... установите
- посадку на ближайшем аэродроме..... выполните.

Примечание

Если при этом над переключателем IRS 1 (2, 3) исчезает надпись сигнала FAULT, начинается выставление системы IRS 1 (2, 3) в режиме «КУРСОВЕРТИКАЛЬ».

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

NAV IRS 1 + 3 (2 + 3) FAULT

Отказ ИНС № 1 и № 3 (№ 2 и № 3)

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV IRS 1 + 3 (2 + 3) FAULT.

Действия экипажа:

– индикацию от исправного канала IRS и показания резервного прибора ISIS ..... используйте.

■ ■ ■ ■

NAV IRS 1 + 3 ATT ONLY

ИНС № 1 и № 3 в режиме Курсовертикаль

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV IRS 1 + 3 ATT ONLY.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

NAV IRS 2 ATT ONLY

ИНС № 2 в режиме Курсовертикаль

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV IRS 2 ATT ONLY.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

NAV IRS 2 + 3 ATT ONLY

ИНС № 2 и № 3 в режиме Курсовертикаль

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV IRS 2 + 3 ATT ONLY.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

NAV IRS 3 ATT ONLY

ИНС № 3 в режиме Курсовертикаль

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV IRS 3 ATT ONLY.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

NAV IRS 3 FAULT

Отказ ИНС № 3

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV IRS 3 FAULT.

Действия экипажа:

- на панели IRS КПП переключатель IRS 3..... OFF.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

NAV IRS NOT ALIGNED
Сбой выставки ИНС

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV IRS NOT ALIGNED.

Действия экипажа:

- правильность введенных координат КВС и ВП ..... проверьте
- попытку выставки..... повторите.

Примечание

- при выполнении выставления ИНС самолет должен быть неподвижным
- данные по координатам должны совпадать.

■ ■ ■ ■

NAV MB 1 (2) FAULT
Отказ МРП № 1 (№ 2)

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV MB 1 (2) FAULT.

Действия экипажа:

- исправный комплект МВ..... используйте.

■ ■ ■ ■

NAV MB 1 + 2 FAULT
Отказ МРП № 1 и № 2

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV MB 1 + 2 FAULT.

Действия экипажа:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– другое навигационное оборудование..... используйте.

■ ■ ■ ■

NAV RA 1 FAULT
Отказ РВ № 1

ВНИМАНИЕ

Заход на посадку и посадка - не выше метеоминимума II категории

Признаки

– один удар колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV RA 1 FAULT.

Действия экипажа:

– данные RA № 2..... используйте.

■ ■ ■ ■

NAV RA 1 + 2 FAULT
Отказ РВ № 1 и № 2

ВНИМАНИЕ

Заход на посадку и посадка - не выше метеоминимума I категории

Признаки

– два удара колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться красным цветом сообщение WARN

– на EWD начинает светиться красным цветом сообщение NAV RA 1 + 2 FAULT.

Действия экипажа:

– данные барометрических высотомеров..... используйте.

■ ■ ■ ■

NAV RA 2 FAULT
Отказ РВ № 2

ВНИМАНИЕ

Заход на посадку и посадка - не выше метеоминимума II категории

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV RA 2 FAULT.

Действия экипажа:

- данные RA № 1..... используйте.

■ ■ ■ ■

NAV SPEED DISAGREE

Рассогласование в показаниях скорости у КВС и ВП

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV SPEED DISAGREE.

Действия экипажа:

- показания скорости на основных индикаторах (от ADS 1 и ADS 2) с показаниями резервного прибора ISIS..... сравните
- исправный канал ADS..... определите
- на пульте DCP левом (правом) кнопчный переключатель ADS 3.....

  ..... нажмите
- начало свечения сигнализатора над кнопчным переключателем зеленым цветом..... проверьте
- показания скорости на основных индикаторах (от ADS 1 (2) и ADS 3) с показаниями резервного прибора ISIS..... сравните
- исправный канал ADS..... определите
- индикацию от исправного канала ADS и показания резервного прибора ISIS..... используйте.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

NAV STBY ATT DISAGREE

Рассогласование в показаниях крена и тангажа между резервным индикатором ИСРП и ИНС

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV STBY ATT DISAGREE.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

NAV STBY FAULT

Отказ резервного индикатора ИСРП

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV STBY FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

NAV STBY HTR FAULT

Отказ обогрева ИСРП

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV STBY HTR FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

NAV STBY SPD DISAGREE

Рассогласование в показаниях скорости между резервным индикатором ИСРП и ИНС

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV STBY SPD DISAGREE.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

NAV VOR 1 (2) FAULT

Отказ VOR № 1 (№ 2)

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV VOR 1 (2) FAULT.

Действия экипажа:

– исправный комплект VOR..... используйте.

■ ■ ■ ■

NAV VOR 1+2 FAULT

Отказ VOR № 1 и № 2

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение NAV VOR 1+2 FAULT.

Действия экипажа:

– другие средства навигации..... использовать.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

SWS 1 (2) FAULT
Отказ SWS № 1 (№ 2)

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение SWS 1 (2) FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

SWS 1 + 2 FAULT
Отказ SWS № 1 и № 2

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение SWS 1 + 2 FAULT.

Информация зкипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

TAWS FAULT
Отказ EGPWS

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение TAWS FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

TAWS GPWS FAULT

Отказ базовых режимов GPWS

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение TAWS GPWS FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

TAWS RWS FAULT

Отказ функции оповещения о попадании в сдвиг ветра

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение TAWS RWS FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

Примечание

Информация о сдвиге ветра недоступна.

■ ■ ■ ■

TAWS TERR FAULT

Отказ режима раннего предупреждения EGPWS

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение TAWS TERR FAULT.

Действия экипажа:

- при полетах в горной местности..... учитывайте.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

TCAS FAULT
Отказ TCAS

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение TCAS FAULT.

Действия экипажа:

- УВД..... сообщите
- инструкции УВД..... выполняйте.

■ ■ ■ ■

WXR FAULT
Отказ метеолокатора

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение WXR FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

WXR PRED W/S FAULT
Отказ функции обнаружения сдвига ветра

ВНИМАНИЕ

Информация о сдвиге ветра недоступна.

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение WXR PRED W/S FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

WXR TGT DET

Отказ функции отображения опасного метеообразования

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение WXR TGT DET.

Действия экипажа:

- информация об опасных метеообразованиях недоступна..... учитывайте
- зоны с возможными опасными метеообразованиями .... обходите визуально.

■ ■ ■ ■

WXR TGT NOT MON

Изображение с WXR не отображается на ND дисплеях

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение WXR TGT NOT MON.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

WXR TURB FAULT

Отказ функции отображения турбулентности

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение WXR TURB FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Недостоверные показания скорости

ВНИМАНИЕ

Во всех случаях, когда наблюдаются недостоверные показания скорости - определите отказавший канал ADS и затем выключите его.

Немедленно выполните следующие действия:

– AP (если подключен).....OFF

– A/T (если подключен).....OFF

– FD.....OFF

– закрылки..... текущее положение оставьте

– SPEED BRAKE..... уберите

– шасси.....уберите, после взлета

Рекомендованные углы ϑ° и α° при недостоверных показаниях скорости на взлете до высоты THR RED приведены в таблице (Таблица 1).

Таблица 1 Рекомендованные углы ϑ° и α° при недостоверных показаниях скорости на взлете до высоты THR RED

Фаза взлета	FLAPS	G, кг	V_2 + XX, kt	ϑ° / α°	Режим дв-ля
До THR RED	1 + F	45000	158	26 / 2	МТО
		50000	158	24 / 3	
		55000	158	23 / 4	
		60000	160	22 / 5	
		65000	164	20 / 5	
		70000	167	19 / 5	
		75000	171	18 / 6	
		80000	175	17 / 6	
До THR RED	2	45000	152	24 / 0	МТО
		50000	153	22 / 1	
		55000	154	21 / 2	
		60000	156	20 / 3	
		65000	157	19 / 4	
		70000	159	18 / 4	
		75000	161	17 / 5	
		80000	163	17 / 6	

- **Когда набор стабилизирован:**

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– PROBE HEAT.....ON

– траекторию полета.....сохраняйте.

Рекомендованные углы ϑ° и α° при недостоверных показаниях скорости на взлете выше высоты THR RED приведены в таблице (Таблица 2).

Таблица 2 Рекомендованные углы ϑ° и α° при недостоверных показаниях скорости на взлете выше высоты THR RED

Фаза взлета	FLAPS	G, кг	V_2 + XX, kt	ϑ° / α°	Режим дв-ля
Выше THR RED до H = 1500 ft	1 + F	45000	158	20 / 2	МТО
		50000	158	19 / 3	
		55000	158	18 / 4	
		60000	160	17 / 5	
		65000	164	16 / 5	
		70000	167	16 / 6	
		75000	171	15 / 6	
		80000	175	14 / 6	
Выше THR RED до H = 1500 ft	2	45000	152	18 / 1	МТО
		50000	153	17 / 2	
		55000	154	16 / 3	
		60000	156	15 / 3	
		65000	157	15 / 4	
		70000	159	14 / 5	
		75000	161	14 / 5	
		80000	163	14 / 6	

- **Когда достигнута высота круга:**

  – горизонтальный полет.....установите

  – индикацию скоростей.....проверьте

  – показания скорости на основных индикаторах (от ADS 1 и ADS 2) с показаниями резервного прибора ISIS.....сравните

  – исправный канал ADS.....определите

  – на ADS 3.....перейдите

  – на пульте DCP левом (правом) кнопочный переключатель ADS 3.....

  .....нажмите

  – начало свечения сигнализатора над кнопочным переключателем зеленым цветом.....проверьте

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– показания скорости на основных индикаторах (от ADS 1 (2) и ADS 3) с показаниями резервного прибора ISIS..... сравните

– исправный канал ADS..... определите

– индикацию от исправного канала ADS и показания резервного прибора ISIS..... используйте

– посадку на аэродроме вылета по возможности..... выполните.

Рекомендованные углы ϑ° и α° при недостоверных показаниях скорости в горизонтальном полете с FLAPS = 1 + F на высотах от 1500 ft до 20000 ft приведены в таблице (Таблица 3).

Таблица 3 Рекомендованные углы ϑ° и α° при недостоверных показаниях скорости в горизонтальном полете с FLAPS = 1 + F на высотах от 1500 ft до 20000 ft

FLAPS	H, ft	V_S, kt	G, кг	$\vartheta^{\circ} = \alpha^{\circ}$	Режим дв-ля
1 + F	1500 - 10000	160	45000	3	Г П
		170	50000	3	
		180	55000	3	
		185	60000	3	
		195	65000	3	
		200	70000	3	
		210	75000	3	
		215	80000	3	
1 + F	10000 - 20000	165	45000	3	Г П
		175	50000	3	
		180	55000	3	
		190	60000	3	
		200	65000	3	
		210	70000	3	
		215	75000	3	
		215	80000	3	

Рекомендованные углы ϑ° и α° при недостоверных показаниях скорости в горизонтальном полете с FLAPS = 2 на высотах от 1500 ft до 20000 ft приведены в таблице (Таблица 4).

Таблица 4 Рекомендованные углы ϑ° и α° при недостоверных показаниях скорости в горизонтальном полете с FLAPS = 2 на высотах от 1500 ft до 20000 ft

FLAPS	H, ft	V_S, kt	G, кг	$\vartheta^{\circ} = \alpha^{\circ}$	Режим дв-ля
2	1500 - 20000	135	45000	4	Г П
		135	50000	5	
		140	55000	5	
		145	60000	6	

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 4 Рекомендованные углы ϑ° и α° при недостоверных показаниях скорости в горизонтальном полете с FLAPS = 2 на высотах от 1500 ft до 20000 ft

FLAPS	H, ft	V_S, kt	G, кг	$\vartheta^{\circ} = \alpha^{\circ}$	Режим дв-ля
		150	65000	6	
		155	70000	6	
		160	75000	6	
		165	80000	6	

- **Если показания угола атаки больше чем в таблице:**
  - режим работы двигателя.....увеличьте.
- **Если показания угола атаки меньше чем в таблице:**
  - режим работы двигателя..... уменьшите.

Для выполнения набора эшелона:

- механизацию крыла..... уберите
- режим работы двигателя..... MCL.

Примечание

Уборка механизации выполняется с конфигурации 2 в конф. 1, или с конфигурации 1 + F или 1 в конф. 0. После уборки механизации крыла использовать Таблицу 5.

Рекомендованные углы ϑ° и α° при недостоверных показаниях скорости в наборе высоты с FLAPS = 0 во всем диапазоне высот приведены в таблице (Таблица 5).

Таблица 5 Рекомендованные углы ϑ° и α° при недостоверных показаниях скорости в наборе высоты с FLAPS = 0 во всем диапазоне высот

V, kt	G, кг	Эшелон, ft	ϑ° / α°	Режим дв-ля
250	45000	ниже FL 100	15 / 2	MCL
	50000		12 / 2	
	55000		12 / 2	
	60000		12 / 3	
	65000		11 / 3	
	70000		11 / 4	
	75000		10 / 4	
	80000		10 / 4	
280	45000	FL 100 - FL 150	10 / 1	MCL
	50000		9 / 1	
	55000		9 / 2	
	60000		8 / 2	

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 5 Рекомендованные углы ϑ° и α° при недостоверных показаниях скорости в наборе высоты с FLAPS = 0 во всем диапазоне высот

V, kt	G, кг	Эшелон, ft	ϑ° / α°	Режим дв-ля
	65000		7 / 2	
	70000		7 / 2	
	75000		7 / 3	
	80000		7 / 3	
280	45000	FL 150 - FL 200	8 / 1	MCL
	50000		8 / 1	
	55000		7 / 2	
	60000		7 / 2	
	65000		7 / 2	
	70000		7 / 3	
	75000		7 / 3	
	80000		7 / 3	
280	45000	FL 200 - FL 250	6 / 1	MCL
	50000		6 / 1	
	55000		6 / 2	
	60000		6 / 2	
	65000		5 / 2	
	70000		5 / 2	
	75000		5 / 3	
	80000		5 / 3	
280	45000	FL 250 - FL 300	5 / 1	MCL
	50000		5 / 1	
	55000		4 / 1	
	60000		4 / 2	
	65000		4 / 2	
	70000		4 / 2	
	75000		4 / 3	
	80000		4 / 3	
280	45000	FL 300 - FL 330	4 / 1	MCL
	50000		4 / 1	
	55000		4 / 1	
	60000		4 / 2	
	65000		4 / 2	
	70000		4 / 2	
	75000		3 / 2	

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 5 Рекомендованные углы ϑ° и α° при недостоверных показаниях скорости в наборе высоты с FLAPS = 0 во всем диапазоне высот

V, kt	G, кг	Эшелон, ft	ϑ° / α°	Режим дв-ля
	80000		3 / 2	
0.8	45000	выше FL 330	3 / 1	MCL
	50000		3 / 2	
	55000		3 / 2	
	60000		3 / 2	
	65000		3 / 2	
	70000		3 / 2	
	75000		3 / 2	
	80000		3 / 2	

Рекомендованные углы ϑ° и α° при недостоверных показаниях скорости в крейсерском полете с FLAPS = 0 на эшелонах от FL 100 и до эшелонов выше FL 330 приведены в таблице (Таблица 6).

Таблица 6 Рекомендованные углы ϑ° и α° при недостоверных показаниях скорости в крейсерском полете с FLAPS = 0 на эшелонах от FL 100 и до эшелонов выше FL 330

V, kt	G, кг	Эшелон, ft	ϑ° = α°	Режим дв-ля
280	45000	FL 100 - FL 150	1	Г П
	50000		1	
	55000		2	
	60000		2	
	65000		2	
	70000		3	
	75000		3	
	80000		3	
280	45000	FL 150 - FL 200	1	Г П
	50000		1	
	55000		2	
	60000		2	
	65000		2	
	70000		3	
	75000		3	
	80000		3	
280	45000	FL 200 - FL 250	1	Г П
	50000		1	
	55000		2	

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 6 Рекомендованные углы ϑ° и α° при недостоверных показаниях скорости в крейсерском полете с FLAPS = 0 на эшелонах от FL 100 и до эшелонов выше FL 330

V, kt	G, кг	Эшелон, ft	ϑ° = α°	Режим дв-ля
	60000		2	
	65000		2	
	70000		3	
	75000		3	
	80000		3	
280	45000	FL 250 - FL 300	1	Г П
	50000		1	
	55000		2	
	60000		2	
	65000		2	
	70000		3	
	75000		3	
	80000		3	
280	45000	FL 300 - FL 330	1	Г П
	50000		1	
	55000		2	
	60000		2	
	65000		2	
	70000		3	
	75000		3	
	80000		3	
0.8	45000	выше FL 330	2	Г П
	50000		2	
	55000		2	
	60000		3	
	65000		3	
	70000		3	
	75000		3	
	80000		4	

Рекомендованные углы ϑ° и α° при недостоверных показаниях скорости на снижении с FLAPS = 0 во всем диапазоне высот приведены в таблице (Таблица 7).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 7 Рекомендованные углы ϑ° и α° при недостоверных показаниях скорости на снижении с FLAPS = 0 во всем диапазоне высот

V, kt	G, кг	Эшелон, ft	ϑ° / α°	Режим дв-ля
0.8	45000	выше FL 330	-4 / 1	IDLE
	50000		-3 / 1	
	55000		-3 / 1	
	60000		-3 / 1	
	65000		-2 / 2	
	70000		-2 / 2	
	75000		-1 / 2	
	80000		-1 / 2	
280	45000	FL 300 - FL 330	-4 / 1	IDLE
	50000		-3 / 1	
	55000		-3 / 1	
	60000		-2 / 2	
	65000		-2 / 2	
	70000		-1 / 2	
	75000		-1 / 2	
	80000		-1 / 3	
280	45000	FL 250 - FL 300	-4 / 1	IDLE
	50000		-3 / 1	
	55000		-3 / 1	
	60000		-2 / 2	
	65000		-2 / 2	
	70000		-1 / 2	
	75000		-1 / 3	
	80000		0 / 3	
280	45000	FL 200 - FL 250	-4 / 1	IDLE
	50000		-3 / 1	
	55000		-2 / 2	
	60000		-2 / 2	
	65000		-2 / 2	
	70000		-1 / 3	
	75000		-1 / 3	
	80000		0 / 3	
280	45000	FL 150 - FL 200	-4 / 1	IDLE
	50000		-3 / 1	
	55000		-2 / 2	

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 7 Рекомендованные углы ϑ° и α° при недостоверных показаниях скорости на снижении с FLAPS = 0 во всем диапазоне высот

V, kt	G, кг	Эшелон, ft	ϑ° / α°	Режим дв-ля
	60000		-2 / 2	
	65000		-1 / 2	
	70000		-1 / 3	
	75000		0 / 3	
	80000		0 / 3	
280	45000	FL 100 - FL 150	-4 / 1	IDLE
	50000		-3 / 1	
	55000		-2 / 2	
	60000		-2 / 2	
	65000		-1 / 2	
	70000		-1 / 3	
	75000		0 / 3	
	80000		0 / 3	
250	45000	ниже FL 100	-2 / 2	IDLE
	50000		-2 / 2	
	55000		-1 / 3	
	60000		0 / 3	
	65000		0 / 3	
	70000		0 / 4	
	75000		1 / 4	
	80000		1 / 4	

Рекомендованные углы ϑ° и α° при недостоверных показаниях скорости в горизонтальном полете на высоте 1500 ft с механизацией от FLAPS 0 до FLAPS FULL приведены в таблице (Таблица 8).

Таблица 8 Рекомендованные углы ϑ° и α° при недостоверных показаниях скорости в горизонтальном полете на высоте 1500 ft с механизацией от FLAPS 0 до FLAPS FULL

FLAPS	G, кг	V, kt	ϑ° = α°	Режим дв-ля
FLAPS 0 V_{GD}	45000	190	4	Г П
	50000	200	4	
	55000	210	4	
	60000	220	4	
	65000	230	4	
	70000	240	4	
	75000	250	4	

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 8 Рекомендованные углы ϑ° и α° при недостоверных показаниях скорости в горизонтальном полете на высоте 1500 ft с механизацией от FLAPS 0 до FLAPS FULL

FLAPS	G, кг	V, kt	ϑ° = α°	Режим дв-ля
	80000	255	4	
FLAPS 1 + F V_S	45000	160	3	Г П
	50000	170	3	
	55000	180	3	
	60000	185	3	
	65000	195	3	
	70000	200	3	
	75000	210	3	
	80000	215	3	
FLAPS 2 V_F	45000	135	4	Г П
	50000	135	5	
	55000	140	5	
	60000	145	6	
	65000	150	6	
	70000	155	6	
	75000	160	6	
	80000	165	6	
FLAPS 3 V_F	45000	135	2	Г П
	50000	135	3	
	55000	135	4	
	60000	140	5	
	65000	145	5	
	70000	150	5	
	75000	155	5	
	80000	160	5	
FLAPS FULL $V_{LS + 10}$	45000	125	2	Г П
	50000	125	4	
	55000	130	4	
	60000	135	4	
	65000	140	4	
	70000	145	4	
	75000	150	4	
	80000	155	4	

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Рекомендованные углы ϑ° и α° при недостоверных показаниях скорости на снижении по глиссаде с углом наклона минус 4° на высотах менее 1500 ft приведены в таблице (Таблица 9).

Таблица 9 Рекомендованные углы ϑ° и α° при недостоверных показаниях скорости на снижении по глиссаде с углом наклона минус 4° на высотах менее 1500 ft

FLAPS	G, кг	V, kt	ϑ° / α°	Режим дв-ля
FLAPS 3 $V_{LS + 10}$	45000	125	0 / 4	потребный
	50000	130	0 / 4	
	55000	135	1 / 5	
	60000	140	1 / 5	
	65000	145	1 / 5	
	70000	150	1 / 5	
	75000	155	1 / 5	
	80000	160	1 / 5	
FLAPS FULL $V_{LS + 10}$	45000	125	-2 / 2	потребный
	50000	125	0 / 4	
	55000	130	0 / 4	
	60000	135	0 / 4	
	65000	140	0 / 4	
	70000	145	1 / 5	
	75000	150	1 / 5	
	80000	155	1 / 5	

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Отказы кислородной системы

Содержание

Страница

OXY 15 MIN 3
Остаток кислорода на 15 мин

OXY CREW FAULT 3
Отказ кислородной системы экипажа

OXY EMER RESERVE 4
Низкое давление кислорода в баллоне

PRESS DANGER CABIN ALT 4
Опасная высота в кабине

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

© ПАО "Корпорация "Иркут"

OXY 15 MIN

Остаток кислорода на 15 мин

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение OXY 15 MIN.

Действия экипажа:

- **При отсутствии разгерметизации или задымления:**
  - состояние кислородной системы ..... проверьте
  - подачу кислорода к кислородным маскам.....проверьте.
- **При отсутствии подачи кислорода к кислородным маскам:**
  - снижение до FL 100 или до MEA (что выше)..... выполните
  - решение о продолжении полета.....примите.

■ ■ ■ ■

OXY CREW FAULT

Отказ кислородной системы экипажа

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение OXY CREW FAULT.

Действия экипажа:

- **При отсутствии разгерметизации или задымления:**
  - состояние кислородной системы.....проверьте
  - подачу кислорода к кислородным маскам.....проверьте.
- **При отсутствии подачи кислорода к кислородным маскам:**
  - снижение до FL 100 или до MEA (что выше)..... выполните
  - решение о продолжении полета.....примите.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

OXY EMER RESERVE

Низкое давление кислорода в баллоне

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение OXY EMER RESERVE.

Действия экипажа:

- вылет..... перенесите
- кислородом.....дозаправьте.

■ ■ ■ ■

PRESS DANGER CABIN ALT

Опасная высота в кабине

Признаки

- два раза звучит речевое сообщение "DANGER CABIN ALTITUDE"
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться красным цветом сообщение WARN
- на EWD начинает светиться красным цветом сообщение PRESS DANGER CABIN ALT.

Действия экипажа:

- кислородные маски.....наденьте
- регулятором кислородной маски режим «100 %»..... установите
- связь в кабине ..... установите
- кнопки-табло FWD OFV и AFT OFV на панели CABIN PRESS.....
  ..... нажмите (светится надпись MAN зеленым цветом)
- тумблеры FWD OFV и AFT OFV в положение CLOSE.....
  .....нажмите и удерживайте
- по синоптической странице AIR полное закрытие выпускных клапанов..контролируйте.

● **Если высота в кабине не управляется:**

- кнопку-табло SEAT BEALTS.....
  ..... нажмите (светится надпись ON голубым цветом)
- кнопку-табло OXY PASS.....
  .....нажмите (светится надпись ON зеленым цветом).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

- **Приступите к аварийному снижению:**
  - бортпроводникам..... сообщите
  - на AFCP меньшее значение высоты.....установите
  - AP, FD и A/T.....отключите
  - РУД.....IDLE
  - кнопку CONT IGN..... ON
  - SPEED BRAKE..... FULL
  - без задержки снижение до FL 100 или MEA (что выше).....начните
  - скорость M_{mo}/V_{mo} ..... выдерживайте
  - УВД..... доложите
  - код ответчика «7700».....установите
  - внешние бортовые огни..... ON.
- **Когда подходите к FL 100 или MEA (что выше) :**
  - SPEED BRAKE..... плавно уберите
  - РУД вперед.....переместите
  - тягу двигателя для стабилизации высоты и скорости.....

    ..... отрегулируйте.
- **Если высота в кабине менее 10 000 ft:**
  - кислородные маски могут быть..... сняты.
- кнопку CONT IGN.....установите, как необходимо
- план полета.....уточните
- решение о посадке.....примите.
- **Если высота в кабине управляется:**
  - работу клапанов FWD OFV или AFT OFV, по информации CAB ALT со страницы AIR или EWD вручную..... регулируйте
  - изменения высоты в белом секторе шкалы RATE на синоптической странице.....сохраняйте.

    Выдерживайте следующие параметры:

–

Высота полета	FL090	FL120	FL150	FL180	FL210	FL240	FL270
CAB ALT, FT	620	900	1200	1540	1920	2340	2840

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Высота полета	FL300	FL330	FL370	FL400
CAB ALT, FT	3420	4130	5360	6310

– решение о продолжении полета.....примите.

Примечание

– в экстренных случаях снижение выполняется немедленно, начиная с момента начала

– в случае экстренного снижения необходимо отвернуть ВС, как правило, вправо на 30° от оси маршрута и, пройдя 30 км, выведите его на прежний курс

– снижение необходимо выполнять на максимально возможной, допустимой скорости. Если есть предположения в повреждении конструкции, управляйте самолетом аккуратно и сохраняйте скорость не выше V повреждения

– на высотах от 9000 ft (3000 м) до 14000 ft (4300 м) сообщение на EWD - PRESS DEPRESS.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Отказы системы отбора воздуха

Содержание

Страница

AIR APU BLEED CLSD..... 3
Отказ автоматического открытия заслонки отбора воздуха от ВСУ на запуск двигателя

AIR APU BLEED NOT CLSD..... 3
Отказ автоматического закрытия заслонки отбора воздуха от ВСУ

AIR DUAL ENG BLEED..... 3
Отказ отбора воздуха от двух двигателей

AIR L ENG BLEED LEAK..... 4
Утечка воздуха в линии отбора от левого двигателя

AIR L(R) ENG BLEED FAULT..... 5
Отказ системы отбора воздуха от левого (правого) двигателя

AIR ONE BLEED OFF..... 5
Отказ отбора воздуха от одного двигателя

AIR R ENG BLEED LEAK..... 6
Утечка воздуха в линии отбора от правого двигателя

AIR X-BLEED NOT OPEN..... 6
Отказ клапана кольцевания в закрытом положении

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

© ПАО "Корпорация "Иркут"

AIR APU BLEED CLSD

Отказ автоматического открытия заслонки отбора воздуха от ВСУ на запуск двигателя

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AIR APU BLEED CLSD.

Действия экипажа:

- переключатель APU BLEED.....ON.

■ ■ ■ ■

AIR APU BLEED NOT CLSD

Отказ автоматического закрытия заслонки отбора воздуха от ВСУ

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AIR APU BLEED NOT CLSD.

Действия экипажа:

- переключатель APU BLEED.....OFF.

■ ■ ■ ■

AIR DUAL ENG BLEED

Отказ отбора воздуха от двух двигателей

ВНИМАНИЕ

- **аварийное снижение выполняйте немедленно, начиная с момента начала отворота самолета, как правило, вправо на 30° от оси маршрута и, пройдя 30 км, выведите его на прежний курс**
- **избегайте полета в зоне обледенения.**

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AIR DUAL ENG BLEED.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Действия экипажа:

- **Приступите к аварийному снижению:**
  - бортпроводникам..... сообщите
  - на пульте управления САУ (AFCP) меньшее значение высоты.....
    .....установите
  - AP, FD и A/T.....отключите
  - РУД.....IDLE
  - кнопочные переключатели CONT IGN.....ON
  - ручку управления SPEED BRAKE.....FULL
  - без задержки снижение до FL 100 или MEA(что выше).....начните
  - скорость M_{mo}/V_{mo} ..... выдерживайте
  - УВД..... доложите
  - код ответчика "7700"..... установите
  - внешние бортовые огни..... ON.
- **Когда подходите к FL 100 или MORA (что выше) :**
  - SPEED BRAKE..... плавно уберите
  - РУД вперед.....переместите
  - тягу двигателя для стабилизации высоты и скорости.....
    ..... отрегулируйте.

На FL100:

- галетный переключатель APU.....START
- галетный переключатель APU.....ON
- переключатель APU BLEED.....ON.

■ ■ ■ ■

AIR L ENG BLEED LEAK

Утечка воздуха в линии отбора от левого двигателя

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AIR L ENG BLEED LEAK.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Действия экипажа:

– кнопку-табло L ENG BLEED..... OFF.

■ ■ ■ ■

AIR L(R) ENG BLEED FAULT

Отказ системы отбора воздуха от левого (правого) двигателя

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AIR L(R) ENG BLEED FAULT.

Действия экипажа:

– кнопку-табло L (R) ENG BLEED..... OFF.

■ ■ ■ ■

AIR ONE BLEED OFF

Отказ отбора воздуха от одного двигателя

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AIR ONE BLEED OFF.

Действия экипажа:

– галетный переключатель ANTI ICE ENG L (R)..... OFF

– зону обледенения..... покиньте.

● **Если ВСУ работоспособно:**

– эшелон полета до FL160..... уменьшите

– галетный переключатель APU..... ON.

После появления надписи APU AVAIL:

– APU BLEED..... ON

– полет с отбором воздуха на СКВ от ВСУ..... продолжите.

● **Если ВСУ неработоспособно:**

– ПОС..... отключите

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– зону обледенения.....покиньте

– эшелон полета до FL100..... уменьшите

– кнопку-табло L + R PACK.....OFF.

На панели VENTILATION:

– кнопку-табло RAM AIR.....ON

– полет на эшелоне не выше FL100 или MEA (что выше) с включенной ПОС.....продолжите.

■ ■ ■ ■

AIR R ENG BLEED LEAK

Утечка воздуха в линии отбора от правого двигателя

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AIR R ENG BLEED LEAK.

Действия экипажа:

– кнопку-табло R ENG BLEED.....OFF

– переключатель R RUN - OFF.....OFF.

■ ■ ■ ■

AIR X-BLEED NOT OPEN

Отказ клапана кольцевания в закрытом положении

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AIR X-BLEED NOT OPEN.

Действия экипажа:

– перекрестный запуск двигателя..... прекратите

– запуск двигателя от ВСУ..... выполните.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Отказы комплексной интегрированной системы

Содержание

Страница

AECS DCC 1 FAULT ... 3
Отказ блока БВК-12 № 1

AECS DCC 2 FAULT ... 3
Отказ блока БВК-12 № 2

AECS DCU 1 FAULT ... 3
Отказ блока БПС-14 № 1

AECS DCU 2 FAULT ... 4
Отказ блока БПС-14 № 2

AECS DCU 3 FAULT ... 4
Отказ блока БПС-14 № 3

AECS DCU 4 FAULT ... 4
Отказ блока БПС-14 № 4

AECS DCU 5 FAULT ... 5
Отказ блока БПС-14 № 5

AECS DCU 6 FAULT ... 5
Отказ блока БПС-14 № 6

AECS DCU 7 FAULT ... 5
Отказ блока БПС-14 № 7

AECS FAULT ... 6
Отказ СУОСО

AECS NO RESERVE ... 6
Нет резерва СУОСО

AECS PCU 1 FAULT ... 6
Отказ блока БЗК-1 № 1

AECS PCU 2 FAULT ... 7
Отказ блока БЗК-1 № 2

AECS PCU 3 FAULT ... 7
Отказ блока БЗК-1 № 3

AECS PCU 4 FAULT ... 7
Отказ блока БЗК-1 № 4

AECS PCU 5 FAULT ... 8
Отказ блока БЗК-1 № 5

AECS PCU 6 FAULT ... 8
Отказ блока БЗК-1 № 6

AECS PCU 7 FAULT ... 8

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Отказ блока БЗК-1 № 7

AECS WHC 1 FAULT 9
Отказ блока БУОС-1 № 1

AECS WHC 2 FAULT 9
Отказ блока БУОС-1 № 2

© ПАО "Корпорация "Иркут"

AECS DCC 1 FAULT
Отказ блока БВК-12 № 1

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение FCS FLAPS LO SPEED.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

AECS DCC 2 FAULT
Отказ блока БВК-12 № 2

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AECS DCC 2 FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

AECS DCU 1 FAULT
Отказ блока БПС-14 № 1

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AECS DCU 1 FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

AECS DCU 2 FAULT
Отказ блока БПС-14 № 2

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AECS DCU 2 FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

AECS DCU 3 FAULT
Отказ блока БПС-14 № 3

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AECS DCU 3 FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

AECS DCU 4 FAULT
Отказ блока БПС-14 № 4

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AECS DCU 4 FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

AECS DCU 5 FAULT
Отказ блока БПС-14 № 5

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AECS DCU 5 FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

AECS DCU 6 FAULT
Отказ блока БПС-14 № 6

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AECS DCU 6 FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

AECS DCU 7 FAULT
Отказ блока БПС-14 № 7

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AECS DCU 7 FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

AECS FAULT
Отказ СУОСО

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AECS FAULT.

Действия экипажа.

TBD

■ ■ ■ ■

AECS NO RESERVE
Нет резерва СУОСО

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AECS NO RESERVE.

Действия экипажа.

TBD

■ ■ ■ ■

AECS PCU 1 FAULT
Отказ блока БЗК-1 № 1

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AECS PCU 1 FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

AECS PCU 2 FAULT
Отказ блока БЗК-1 № 2

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AECS PCU 2 FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

AECS PCU 3 FAULT
Отказ блока БЗК-1 № 3

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AECS PCU 3 FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

AECS PCU 4 FAULT
Отказ блока БЗК-1 № 4

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AECS PCU 4 FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

AECS PCU 5 FAULT
Отказ блока БЗК-1 № 5

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AECS PCU 5 FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

AECS PCU 6 FAULT
Отказ блока БЗК-1 № 6

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AECS PCU 6 FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

AECS PCU 7 FAULT
Отказ блока БЗК-1 № 7

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AECS PCU 7 FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

AECS WHC 1 FAULT
Отказ блока БУОС-1 № 1

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AECS WHC 1 FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

AECS WHC 2 FAULT
Отказ блока БУОС-1 № 2

Признаки

- один удар колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение AECS WHC 2 FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Отказы вспомогательной силовой установки

Содержание

Страница

APU AECS NO DATA ... 3
В ВСУ нет данных от СУОСО

APU AUTO SHUTDOWN ... 3
Аварийное автоматическое отключение ВСУ

APU AVIONIC NO DATA ... 4
В ВСУ нет данных от БРЭО

APU BIT ... 4
Отказ встроенного контроля ВСУ

APU BLEED ... 4
Отказ отбора воздуха от ВСУ

APU DEGRADED ... 5
Неисправность ВСУ

APU DOORS ... 6
Отказ воздухозаборных створок ВСУ

APU EMER SHUTDOWN ... 6
Аварийное ручное отключение ВСУ от кнопки APU FIRE

APU FAULT ... 7
Отказ ВСУ

APU FUEL LO PR ... 7
Мало давление топлива на входе в ВСУ

APU FUEL SOL OPEN ... 8
Отказ стоп-крана ВСУ в открытом положении

APU LOW OIL QTY ... 8
Мало количество масла в ВСУ

APU MAINTENANCE ... 9
Запрос ВСУ на техническое обслуживание

APU SGCU NO DATA ... 9
В ВСУ нет данных от блока управления стартер-генератора

APU SGS FAULT ... 9
Отказ генератора ВСУ

APU WINDMILLING ... 10
Авторотация ВСУ

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

© ПАО "Корпорация "Иркут"

APU AECS NO DATA
В ВСУ нет данных от СУОСО

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение APU AECS NO DATA.

Информация экипажу о состоянии системы.

ВСУ (APU) будет недоступна для обеспечения потребностей самолетных систем (СКВ и запуск ВСУ).

■ ■ ■ ■

APU AUTO SHUTDOWN
Аварийное автоматическое отключение ВСУ

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение APU AUTO SHUTDOWN
- на панели APU КПП светится надпись сигнала FAULT янтарным цветом.

Аварийный останов ВСУ (APU) осуществляется по:

- срабатыванию защиты
- превышение N и EGT.

ВСУ (APU) выключится автоматически на любом режиме работы, без участия летного экипажа.

Действия экипажа:

- галетный переключатель APU..... OFF
- исчезновение надписей: APU AUTO SHUTDOWN, APU DOORS, APU WINDMILLING (в полете) и FAULT..... проверьте.`

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

APU AVIONIC NO DATA
В ВСУ нет данных от БРЭО

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение APU AVIONIC NO DATA.

Информация экипажу о состоянии системы.

TBD

■ ■ ■ ■

APU BIT
Отказ встроенного контроля ВСУ

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение APU BIT
- на панели APU КПП светится надпись сигнала FAULT янтарным цветом.

ВСУ (APU) выключится автоматически на любом режиме работы без участия летного экипажа.

Действия экипажа:

- галетный переключатель APU..... OFF
- исчезновение надписей: APU BITE, APU DOORS, APU WINDMILLING (в полете) и FAULT..... проверьте.

■ ■ ■ ■

APU BLEED
Отказ отбора воздуха от ВСУ

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение APU BLEED.

Действия экипажа

© ПАО "Корпорация "Иркут"

На земле:

– отбор воздуха от ВСУ (APU)..... отключите

– галетный переключатель APU.....ON.

■ ■ ■ ■

APU DEGRADED
Неисправность ВСУ

Признаки неисправности ВСУ:

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на панели APU КПП светится надпись сигнала FAULT янтарным цветом

– отказ датчика температуры масла

– отказ датчика температуры воздуха на входе в ВСУ

– ECU - некритичный отказ

– отказ сигнализатора низкого давления масла ВСУ

– отказ датчика уровня масла ВСУ

– низкий мгновенный расход топлива ВСУ (на земле).

На EWD светится янтарным цветом одна из нижеперечисленных надписей:

Признаки

– APU DEGRADED

– OIL TEMP SENSOR FAULT

– INLET TEMP SENSOR FAULT

– ECU NONCRITICAL FAULT

– LOR INDICATOR FAULT

– OIL LEVEL SENSOR FAULT

– APU LOW FUEL FLOW и NOT IN FLIGHT.

На земле:

– галетный переключатель APU..... OFF

– исчезновение надписи на EWD и панели APU..... проверьте

– перед предстоящим вылетом неисправность.....устраните.

В полете:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– решение об отключении APU ..... примите.

■ ■ ■ ■

APU DOORS

Отказ воздухозаборных створок ВСУ

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение APU DOORS.

Действия экипажа

На земле:

– галетный переключатель APU..... OFF

– исчезновение надписей APU DOORS и FAULT..... проверьте

– полет.....не выполняйте.

В полете:

– галетный переключатель APU..... OFF

– исчезновение надписей APU DOORS, APU WINDMILLING и FAULT.....

..... проверьте

– план полета.....скорректируйте.

■ ■ ■ ■

APU EMER SHUTDOWN

Аварийное ручное отключение ВСУ от кнопки APU FIRE

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение APU EMER SHUTDOWN.

Действия экипажа:

- **Если невозможно выключить ВСУ галетным переключателем APU:**

  – кнопку APU FIRE..... PUSH

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– исчезновение надписей: APU EMER SHUTDOWN, APU DOORS и APU WINDMILLING (в полете).....проверьте.

■ ■ ■ ■

APU FAULT
Отказ ВСУ

Интегрированный отказ ВСУ.

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение APU FAULT

– на панели APU КПП светится надпись сигнала FAULT янтарным цветом.

Действия экипажа:

– галетный переключатель APU..... OFF

– исчезновение надписей: APU FAULT, APU DOORS, APU WINDMILLING (в полете) и FAULT..... проверьте.

■ ■ ■ ■

APU FUEL LO PR
Мало давление топлива на входе в ВСУ

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение APU FUEL LO PR.

Действия экипажа

В полете:

– кнопку EMER FEED.....ON

– количество топлива в баках левого/правого крыла по синоптической странице FUEL..... проверьте.

При длительной работе ВСУ:

– X FEED 1.....ON

– X FEED 2.....ON

– снижение до FL220 (6700 м) и менее, но не ниже MEA..... выполните

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– погасание надписи на EWD - APU FUEL LOW PRS..... проверьте.

■ ■ ■ ■

APU FUEL SOL OPEN

Отказ стоп-крана ВСУ в открытом положении

При отключении ВСУ не закрыт стоп-кран (галетный переключатель APU в положении OFF).

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение APU FUEL SOL OPEN.

Действия экипажа

На земле:

– полет ..... не выполняйте.

В полете при пожаре в отсеке ВСУ:

– пожаротушение..... выполните

– галетный переключатель APU..... OFF.

■ ■ ■ ■

APU LOW OIL QTY

Мало количество масла в ВСУ

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение APU LOW OIL QTY.

Действия экипажа:

– перед вылетом дозаправку ВСУ (APU) маслом..... выполните.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

APU MAINTENANCE

Запрос ВСУ на техническое обслуживание

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение APU MAINTENANCE.

Действия экипажа:

– запрос на обслуживание в наземную службу.....отправьте.

■ ■ ■ ■

APU SGCU NO DATA

В ВСУ нет данных от блока управления стартер-генератора

ВНИМАНИЕ

Запуск ВСУ на земле и в полете невозможен.

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение APU SGCU NO DATA.

Действия экипажа:

– галетный переключатель APU..... OFF

– исчезновение надписей APU SGCU NO DATA, APU DOORS и APU WINDMILLING (в полете).....проверьте.

■ ■ ■ ■

APU SGS FAULT

Отказ генератора ВСУ

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение APU SGS FAULT.

Информация экипажу о состоянии системы.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

TBD

■ ■ ■ ■

APU WINDMILLING
Авторотация ВСУ

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение APU WINDMILLING.

При авторотации ВСУ (APU), надпись APU WINDMILLING появляется при:

Признаки

- N ВСУ более 7 %
- ВСУ не работает
- ВСУ не находится в процессе запуска.

Действия экипажа

В полете:

- **В случае неудачного запуска:**
  - галетный переключатель APU через 30 с..... OFF
  - исчезновение надписей: APU DOORS и APU WINDMILLING ..... проверьте.
- **Если надписи APU DOORS и APU WINDMILLING не погасли:**
  - попытку запуска ВСУ..... повторите
  - выполнение полета по плану.....продолжите.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Отказы люков и дверей

Содержание

Страница

CKPT WINDOW OPEN 3
Форточка в кабине экипажа не закрыта

DOOR BLKD ERROR 3
Отказ блокиратора двери

DOOR CARGO INVALID 4
Недостоверность информации о грузовой двери

DOOR CARGO OPENED 5
Грузовая дверь не закрыта

DOOR OPENED 6
Дверь не закрыта

DOOR SLIDE DISARM 7
Трап не подключен

HATCH OPENED 8
Люк не закрыт

Дверь заблокирована 9

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

© ПАО "Корпорация "Иркут"

CKPT WINDOW OPEN

Форточка в кабине экипажа не закрыта

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение CKPT WINDOW OPEN.

Действия экипажа:

- скорость для полета с выпущенной механизацией до закрытия форточки... сохраняйте
- форточку ..... закройте и заблокируйте
- закрытие форточки..... проверьте.

- **Если форточка закрыта и CAB ALT, RAT и ΔP на синоптической странице AIR в норме:**
  - нормальный полет..... продолжайте.
- **Если форточка не закрыта или наблюдается нештатное изменение CAB ALT, RAT и ΔP на синоптической странице AIR:**
  - снижение до FL100 или до MEA (что выше).....начните
  - УВД..... доложите
  - план полета.....уточните
  - решение о дальнейшем продолжении полета..... примите.

Примечание

- усилия необходимые для закрытия форточки увеличиваются с ростом скорости
- усилий для закрытия форточки может не хватить на скорости более 250 kt.

■ ■ ■ ■

DOOR BLKD ERROR

Отказ блокиратора двери

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение DOOR BLKD ERROR.

Действия экипажа:

- **Если электроблокиратор на двери не включился:**

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– контроль за данной дверью на взлете и посадке..... выполните.

- **Если электроблокиратор на двери не выключился после посадки:**

  – вручную двери после посадки.....разблокируйте

  – кнопку отключения электроблокиратора BLDK на пульте освещения в переднем бытовом отсеке (для МС-21.0001)..... нажмите

  – за информацией на светосигнализаторах дверей..... следите.

■ ■ ■ ■

DOOR CARGO INVALID

Недостоверность информации о грузовой двери

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение DOOR CARGO INVALID.

Действия экипажа:

На земле:

– синоптическую страницу DOOR/OXY.....вызовите

– на синоптической странице DOOR/OXY незакрытую грузовую дверь.....

.....определите

– наземному персоналу.....сообщите

– после устранения неисправности, подтверждение о закрытом и застопоренном состоянии всех (двух) грузовых дверей.....получите

– информацию о закрытии грузовых дверей на синоптической странице DOOR/OXY.....проверьте.

В полете:

- **Если CAB ALT, RAT и ΔP на синоптической странице AIR в норме:**

  – нормальный полет..... продолжайте.

- **Если наблюдается нештатное изменение CAB ALT, RAT и ΔP на синоптической странице AIR:**

  – кислородные маски.....наденьте

  – связь в кабине..... установите

  – кнопку-табло SEAT BEALTS..... нажмите

  – кнопку-табло OXY PASS..... нажмите.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

- **Если самолет находится выше FL100/MEA:**
  - снижение до FL100 или до MEA (что выше).....начните
  - УВД..... доложите
  - план полета.....уточните
  - решение о дальнейшем продолжении плета..... примите.

Примечание

- когда высота в кабине будет ниже 10 000 ft кислородные маски могут быть сняты
- на МС-21.0001 и МС-21.0003 вместо передней грузовой двери установлен люк аварийного покидания. Информация о его состоянии приходит как о передней грузовой двери.

■ ■ ■ ■

DOOR CARGO OPENED

Грузовая дверь не закрыта

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение DOOR CARGO OPENED.

Действия экипажа:

На земле:

- синоптическую страницу DOOR/OXY.....вызовите
- на синоптической странице DOOR/OXY незакрытую грузовую дверь..... .....определите
- наземному персоналу на закрытие грузовой двери .....дайте команду
- подтверждение о закрытом и застопоренном состоянии грузовой двери..... получите
- информацию о закрытии грузовой двери на синоптической странице DOOR/ OXY.....проверьте.

В полете:

- **Если CAB ALT, RAT и ΔP на синоптической странице AIR в норме:**
  - нормальный полет..... продолжайте.
- **Если наблюдается нештатное изменение CAB ALT, RAT и ΔP на синоптической странице AIR:**
  - кислородные маски.....наденьте

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– связь в кабине..... установите

– кнопку-табло SEAT BEALTS..... нажмите

– кнопку-табло OXY PASS..... нажмите.

- **Если самолет находится выше FL100/MEA:**

  – снижение до FL100 или до MEA (что выше).....начните

  – УВД..... доложите

  – план полета.....уточните

  – решение о дальнейшем продолжении плета..... примите.

Примечание

– когда высота в кабине будет ниже 10 000 ft кислородные маски могут быть сняты

– на МС-21.0001 и МС-21.0003 вместо передней грузовой двери установлен люк аварийного покидания. Информация о его состоянии приходит как о передней грузовой двери.

■ ■ ■ ■

DOOR OPENED
Дверь не закрыта

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение DOOR OPENED.

Действия экипажа:

На земле:

– синоптическую страницу DOOR/OXY.....вызовите

– на синоптической странице DOOR/OXY незакрытую дверь..... определите

– бортпроводникам на закрытие данной двери .....дайте команду

– подтверждение от бортпроводников о закрытии двери..... получите

– закрытие двери на синоптической странице DOOR/OXY.....проверьте.

В полете:

- **Если CAB ALT, RAT и ΔP на синоптической странице AIR в норме:**

  – нормальный полет..... продолжайте.

- **Если наблюдается нештатное изменение CAB ALT, RAT и ΔP на синоптической странице AIR:**

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– кислородные маски.....наденьте

– связь в кабине..... установите

– кнопку-табло SEAT BEALTS..... нажмите

– кнопку-табло OXY PASS..... нажмите.

- **Если самолет находится выше FL100/MEA:**

  – снижение до FL100 или до MEA (что выше).....начните

  – УВД..... доложите

  – план полета.....уточните

  – решение о дальнейшем продолжении плета..... примите.

Примечание

Когда высота в кабине будет ниже 10 000 ft кислородные маски могут быть сняты.

■ ■ ■ ■

DOOR SLIDE DISARM

Трап не подключен

ВНИМАНИЕ

На МС.0001 на первом этапе испытаний аварийных трапов нет.

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение DOOR SLIDE DISARM.

Сообщение DOOR SLIDE DISARM индицируется, если рукоятка трапа одной или нескольких дверей для пассажиров и экипажа неустановлена в положение ARMED.

Действия экипажа:

– бортпроводникам для проверки и подключения рукоятки трапа в положение ARMED.....дайте команду

– подтверждение от бортпроводников о подключенном состоянии трапов.....получите

– погасание сообщения DOOR SLIDE DISARM на EWD..... проверьте.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

HATCH OPENED
Люк не закрыт

ВНИМАНИЕ

Аварийная посадка на воду запрещена.

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение HATCH OPENED.

Действия экипажа

На земле:

- синоптическую страницу DOOR/OXY.....вызовите
- на синоптической странице DOOR/OXY незакрытый люк..... определите
- наземному персоналу на закрытие люка..... дайте команду
- информацию о закрытии люка на синоптической странице DOOR/OXY..... ..... проверьте.

В полете:

- **Если CAB ALT, RAT и ΔP на синоптической странице AIR в норме:**
  - нормальный полет..... продолжайте.
- **Если наблюдается нештатное изменение CAB ALT, RAT и ΔP на синоптической странице AIR:**
  - кислородные маски.....наденьте
  - связь в кабине..... установите
  - кнопку-табло SEAT BEALTS..... нажмите
  - кнопку-табло OXY PASS..... нажмите.
- **Если самолет находится выше FL100/MEA:**
  - снижение до FL100 или до MEA (что выше).....начните
  - УВД..... доложите
  - план полета.....уточните
  - решение о дальнейшем продолжении плета..... примите.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Примечание

Когда высота в кабине будет ниже 10 000 ft кислородные маски могут быть сняты.

■ ■ ■ ■

Дверь заблокирована

TBD

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Отказы двигателя

Содержание

Страница

ENG L (R) AVS DATA..... 5
Нет данных от БРЭО в левом (правом) двигателе

ENG L (R) COLD OIL..... 5
Низкая температура масла в левом (правом) двигателе

ENG L (R) EEC REDND LOST..... 5
Снижение уровня резервирования электронного блока управления левого (правого) двигателя

ENG L (R) FAULT..... 6
Отказ левого (правого) двигателя

ENG L (R) FLAMEOUT..... 7
Срыв пламени левого (правого) двигателя

ENG L (R) FLEX TEMP LOW..... 8
Низкая FLEX температура взлетной тяги левого (правого) двигателя

ENG L (R) FUEL FILTER..... 8
Засорение главного топливного фильтра левого (правого) двигателя

ENG L (R) FUEL LO PRS..... 9
Мало давление топлива на входе в левый (правый) двигатель

ENG L (R) HOT START..... 10
Горячий запуск левого (правого) двигателя

ENG L (R) HUNG START..... 10
Зависание оборотов левого (правого) двигателя при запуске

ENG L (R) HYD DEPRESS..... 11
Отказ разгрузки гидронасоса левого (правого) двигателя

ENG L (R) IGN FAILURE..... 11
Отказ системы зажигания левого (правого) двигателя

ENG L (R) ITT HIGH..... 12
Повышенная температура газов между турбинами левого (правого) двигателя

ENG L (R) ITT HIGH..... 13
Предельная температура газов между турбинами левого (правого) двигателя

ENG L (R) N1 HIGH..... 15
Предельные обороты N1 левого (правого) двигателя

ENG L (R) N1 HIGH..... 15
Повышенные обороты N1 левого (правого) двигателя

ENG L (R) N1 LOCKED ROTOR..... 16
Заклинивание ротора КНД левого (правого) двигателя

ENG L (R) N2 HIGH..... 16

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Повышенные обороты N2 левого (правого) двигателя

ENG L (R) N2 HIGH..... 17
Предельные обороты N2 левого (правого) двигателя

ENG L (R) NAC HIGH TEMP..... 17
Высокая температура мотогондолы левого (правого) двигателя

ENG L (R) NO DISPATCH..... 18
Левый (правый) двигатель - Запрет вылета

ENG L (R) OIL CHIP..... 18
Стружка в масле левого (правого) двигателя

ENG L (R) OIL FILTER..... 18
Засорение главного маслофильтра левого (правого) двигателя

ENG L (R) OIL PRESS HIGH..... 19
Повышенное давление масла в левом (правом) двигателе

ENG L(R) OIL PRESS LOW..... 20
Низкое давление масла в левом (правом) двигателе

ENG L (R) OIL PRESS LOW..... 20
Пониженное давление масла в левом (правом) двигателя

ENG L (R) OIL QTY LOW..... 21
Мало количество масла в левом (правом) двигателе

ENG L (R) OIL TEMP HIGH..... 21
Повышенная температура масла в левом (правом) двигателе

ENG L (R) OIL TEMP HIGH..... 22
Предельная температура масла в левом (правом) двигателе

ENG L (R) OVERSPEED..... 22
Останов левого (правого) двигателя по предельным оборотам

ENG L (R) REV DEPLOY..... 23
Самопроизвольное открытие реверсивного устройства левого (правого) двигателя

ENG L (R) REV INHIBITED..... 24
Блокировка реверсивного устройства левого (правого) двигателя

ENG L (R) REV INOP..... 24
Неработоспособность реверсивного устройства левого (правого) двигателя

ENG L (R) REV UNLOCKED..... 24
Не закрытие замков обтекателя реверсивного устройства левого (правого) двигателя

ENG L (R) RUN SWITCH LOST..... 25
Потеря сигнала с переключателя RUN - OFF для левого (правого) двигателя

ENG L (R) SHORT DISPTCH..... 25
Левый (правый) двигатель – Устранение неисправности в короткое время

ENG L (R) SHUTDOWN..... 25

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Останов левого (правого) двигателя

ENG L (R) STABILITY LOSS..... 26
Неустойчивая работа левого (правого) двигателя

ENG L (R) STALL DETECTED..... 26
Помпаж левого (правого) двигателя

ENG L (R) START ABORTED..... 27
Прекращение запуска левого (правого) двигателя

ENG L (R) START ITT HIGH..... 28
Превышение предельной температуры газов при запуске левого (правого) двигателя в полете

ENG L (R) STARTER CYCLE..... 28
Превышение времени работы стартера левого (правого) двигателя

ENG L (R) STARTER MECH..... 28
Механический отказ стартера левого (правого) двигателя

ENG L(R) SUOSO START DATA..... 29
Нет данных от СУОСО по запуску в левом (правом) двигателе

ENG L (R) TCM..... 29
Активация функции защиты от разнотяга (TCM) левого (правого) двигателя

ENG L (R) THR ABOVE IDLE..... 30
РУД не в положении малого газа при запуске левого (правого) двигателя

ENG L (R) THR CONTROL LOSS..... 30
Отказ управления тягой левого (правого) двигателя

ENG L (R) TLA DISAGREE..... 31
Рассогласование по углу положения рычага управления левого (правого) двигателя

ENG L (R) TLA REVERSE AIR..... 32
РУД левого (правого) двигателя в положении РЕВЕРС в полете

ENG L (R) TMS..... 33
Отказ системы теплового регулирования левого (правого) двигателя

ENG L (R) VIB NCORE..... 33
Предельная вибрация ротора КВД или КНД левого (правого) двигателя

ENG L (R) VIB NCORE..... 34
Повышенная вибрация ротора КВД или КНД левого (правого) двигателя

ENG L (R) VIB NF..... 35
Повышенная вибрация вентилятора левого (правого) двигателя

ENG L (R) VIB NF..... 36
Предельная вибрация вентилятора левого (правого) двигателя

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ВОЗДУХЕ..... 37
ОТКАЗ ДВУХ ДВИГАТЕЛЕЙ 40

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ОТКАЗ ЛЕВОГО (ПРАВОГО) ДВИГАТЕЛЯ НА ВЗЛЕТЕ..... 46

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ENG L (R) AVS DATA

Нет данных от БРЭО в левом (правом) двигателе

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) AVS DATA.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) COLD OIL

Низкая температура масла в левом (правом) двигателе

ВНИМАНИЕ

Запрещается выполнять вылет до того момента, пока температура масла в каждом двигателе не достигнет 51,7 °C.

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) COLD OIL
- низкая температура масла в двигателе отображается цифрами янтарного цвета на EWD и должна быть не меньше 51,7 °C.

Действия экипажа:

- давление и температуру масла.....отслеживайте.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) EEC REDND LOST

Снижение уровня резервирования электронного блока управления левого (правого) двигателя

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) EEC REDND LOST.

Действия экипажа:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– индикацию параметров по левому (правому) двигателю.....проверьте.

На земле:

– РУД L (R).....IDLE

– переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF.

В полете:

- **Если параметры в норме:**
  – никаких действий со стороны экипажа.....не требуется.
- **Если параметры не в норме:**
  – РУД L (R).....IDLE
  – переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF
  – процедуру после выключения двигателя в полете.....выполните
  – решение о продолжении полета.....примите.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) FAULT

Отказ левого (правого) двигателя

ВНИМАНИЕ

Двигатель автоматически остановлен системой защиты.

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) FAULT.

Дополнительно:

Признаки

– срыв пламени в камере сгорания может быть определен по быстрому уменьшению ITT, N2, FF с последующим уменьшением оборотов N1

– повреждение двигателя сопровождается сильным шумом

– значительное увеличение вибрации самолета и/или срывной тряски

– повторяющийся или неконтролируемый помпаж

– необычная индикация параметров двигателя и систем самолета, например, как падение давления в гидросистеме или пропадание индикации оборотов N2.

Действия экипажа

© ПАО "Корпорация "Иркут"

До начала взлета или после посадки:

– РУД L (R).....IDLE

– переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF.

- **Если есть повреждения двигателя:**
  - кнопку-табло ENG FIRE L (R)..... нажмите
  - кнопку-табло AGENT 1 L (R) (через 10 с).....нажмите.
- **Если нет повреждения двигателя:**
  - решение о повторном запуске..... примите
  - повторный запуск двигателя..... выполните.

В полете:

– РУД L (R).....IDLE.

На скорости GREEN DOT или более

– переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF.

- **Если есть повреждения двигателя:**
  - кнопку-табло ENG FIRE L (R)..... нажмите
  - кнопку-табло AGENT 1 L (R) (через 10 с).....нажмите
  - процедуру после выключения двигателя в полете..... выполните
  - решение о продолжении полета.....примите.
- **Если нет повреждения двигателя:**
  - решение о повторном запуске..... примите.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) FLAMEOUT

Срыв пламени левого (правого) двигателя

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) FLAMEOUT.

Действия экипажа:

В полете

EEC выполнит повторный запуск (relight) двигателя автоматически.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

- **Если работа двигателя не восстановилась (Появилось сообщение ENG L (R) FAIL):**
  - процедуру после выключения двигателя в полете.....выполните
  - решение о продолжении полета.....примите.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) FLEX TEMP LOW

Низкая FLEX температура взлетной тяги левого (правого) двигателя

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) FLEX TEMP LOW
- условная (FLEX - Гибкая) температура (для взлета с пониженной тягой) не была установлена перед взлетом.

Действия экипажа:

- РУД обоих двигателей в положение максимального взлетного режима (МТО).....переведите.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) FUEL FILTER

Засорение главного топливного фильтра левого (правого) двигателя

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) FUEL FILTER.

Действия экипажа

До начала взлета или после посадки:

- РУД L (R).....IDLE
- переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF.

В полете:

- решение о продолжении полета.....примите.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ENG L (R) FUEL LO PRS

Мало давление топлива на входе в левый (правый) двигатель

ВНИМАНИЕ

Появление сообщения о малом давлении топлива на входе, самопроизвольное изменение режима работы и /или расхода, являются признаками недостаточного давления топлива на входе в двигатель.

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) FUEL LO PRS.

Действия экипажа

В полете:

- параметры левого (правого) двигателя.....проверьте
- РУД L (R).....IDLE
- снижение до FL220 (6700 м) и менее, но не ниже MEA..... выполните
- на FL220 (6700 м) и менее, но не ниже MEA, потребный режим работы двигателя.....установите.

На земле:

- РУД L (R).....IDLE
- переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF
- кнопку L (R) TK PUMPS 1.....OFF
- кнопку L (R) TK PUMPS 2.....OFF.

Примечание

Высота устойчивой работы двигателя в режиме подачи топлива самотеком - FL220 (6700 м) и менее.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ENG L (R) HOT START

Горячий запуск левого (правого) двигателя

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) HOT START
- ITT превышает порог ГОРЯЧЕГО ЗАПУСКА во время запуска двигателя.

Действия экипажа

На земле:

Автоматический запуск

- автозапуск..... в действиях экипажа нет необходимости
- холодная прокрутка двигателя ..... будет выполнена автоматически.

В полете:

- запуск двигателя при АВТОЗАПУСКЕ и РУЧНОМ ЗАПУСКЕ..... прервите.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) HUNG START

Зависание оборотов левого (правого) двигателя при запуске

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) HUNG START
- запуск двигателя выполнен, однако двигатель не выходит на обороты малого газа в пределах установленного отрезка времени, либо раскрутка двигателя происходит слишком медленно.

Действия экипажа

На земле

Автоматический запуск:

- автозапуск..... в действиях экипажа нет необходимости
- холодная прокрутка двигателя.....будет выполнена автоматически.

Ручной запуск:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– запуск двигателя .....прервите

– холодную прокрутку двигателя..... выполните.

В полете

Автоматический запуск:

– запуск двигателя.....прервите

– процедуру ручного запуска повторно.....выполните.

● **Если повторный автоматический запуск не удался:**

– ручной запуск.....выполните.

Ручной запуск:

– запуск двигателя.....прервите

– процедуру ручного запуска повторно.....выполните.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) HYD DEPRESS

Отказ разгрузки гидронасоса левого (правого) двигателя

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) HYD DEPRESS.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) IGN FAILURE

Отказ системы зажигания левого (правого) двигателя

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) IGN FAILURE

– воспламенение топлива в двигателе не происходит во время его запуска на земле или в полете.

Действия экипажа:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

На земле

Автоматический запуск:

Никакие действия со стороны экипажа не требуются.

Электронное управление двигателем прервет запуск и выполнит требуемую холодную прокрутку двигателя.

Ручной запуск:

– запуск двигателя..... прервите

– холодную прокрутку двигателя..... выполните

– техническому составу о выполнении действий.....сообщите.

В полете

Автоматический запуск:

– запуск двигателя..... прервите.

- **Если повторный автоматический запуск не закончился успехом:**
  – ручной запуск.....выполните.

Ручной запуск:

– запуск двигателя..... прервите.

Примечание

Процедура ручного запуска может быть выполнена повторно.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) ITT HIGH

Повышенная температура газов между турбинами левого (правого) двигателя

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) ITT HIGH

Действия экипажа

На земле:

Ручной запуск

- **Если ITT более 1018 °C:**
  – запуск двигателя..... прервите

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– РУД L (R).....IDLE

– переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF

– холодную прокрутку двигателя..... выполните.

Дополнительное сообщение: ENG L (R) HOT START

– техническому персоналу для выполнения необходимых действий по техническому обслуживанию перед полетом.....сообщите.

- **Если на работающем двигателе ITT от 1018 °C до 1043 °C:**

– ITT.....отслеживайте.

- **Если значение ITT продолжает расти:**

– РУД L (R) в сторону уменьшения тяги, пока не исчезнет сигнальное сообщение L (R) ENG ITT HIGH.....переведите.

В полете:

- **Если на работающем двигателе ITT от 1018 °C до 1043 °C:**

– ITT.....отслеживайте.

- **Если значение ITT продолжает расти:**

– РУД L (R) в сторону уменьшения тяги, пока не исчезнет сигнальное сообщение L (R) ENG ITT HIGH.....переведите.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) ITT HIGH

Предельная температура газов между турбинами левого (правого) двигателя

Признаки

– два удара колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться красным цветом сообщение WARN

– на EWD начинает светиться красным цветом сообщение ENG L (R) ITT HIGH.

Действия экипажа:

На земле

Автоматический запуск:

Никакие действия со стороны экипажа не требуются. Электронное управление двигателем прервет запуск и выполнит необходимую прокрутку двигателя

– техническому персоналу для выполнения необходимых действий по техническому обслуживанию перед полетом.....сообщите.

Ручной запуск:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– запуск двигателя..... прервите

– холодную прокрутку двигателя..... выполните

– техническому персоналу для выполнения необходимых действий по техническому обслуживанию перед полетом.....сообщите.

В полёте

- **Если ITT достигла предельного значения 1083 °C:**
  - переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF
  - ITT, N2, FF..... отслеживайте
  - повторный запуск (не ранее, чем через 30 с)..... выполните.

При работающем двигателе:

- **Если ITT достигла предельного значения 1083 °C:**

До начала взлета или после посадки

– РУД L (R).....IDLE

– переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF.

В полете на скорости GREEN DOT или более

– РУД L (R).....IDLE.

- **Если сообщение отображается:**
  - переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF
  - процедуру после выключения двигателя в полете..... выполните.
- **Если сообщение не отображается:**
  - РУД L (R) в требуемый по условиям полета режим.....установите.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ENG L (R) N1 HIGH

Предельные обороты N1 левого (правого) двигателя

Признаки

- два удара колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться красным цветом сообщение WARN
- на EWD начинает светиться красным цветом сообщение ENG L (R) N1 HIGH
- указатель частоты вращения N1 находится в секторе красного цвета шкалы индикатора параметров работы КНД
- текущее значение показателя частоты оборотов N1 - выше 105 %.

Действия экипажа:

- РУД L (R) ..... IDLE
- переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF
- процедуру после выключения двигателя в полете..... выполните.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) N1 HIGH

Повышенные обороты N1 левого (правого) двигателя

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) N1 HIGH
- указатель частоты вращения N1 находится в секторе янтарного цвета шкалы индикатора параметров работы КНД
- текущее значение показателя частоты вращения N1 - в диапазоне от 100 % до 105 %.

Действия экипажа:

- РУД L (R) - переведите в сторону снижения тяги двигателя пока не исчезнет сигнальное сообщение L (R) ENG N1 HIGH. При этом режим работы вплоть до IDLE ..... установите.

- **Если сигнальное сообщение исчезло и значения N1, ITT, FF в норме:**
  - эксплуатацию двигателя на режимах не выше установленного..... ..... продолжите.
- **Если РУД достиг положения IDLE, а сигнальное сообщение продолжает светиться:**

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF

– процедуру после выключения двигателя.....выполните.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) N1 LOCKED ROTOR

Заклинивание ротора КНД левого (правого) двигателя

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) N1 LOCKED ROTOR

– нет оборотов N1, когда обороты N2 - более 42 % во время ручного или автоматического запуска двигателя на земле.

Действия экипажа:

– запуск двигателя..... прервите

– холодную прокрутку двигателя..... выполните

– двигатель..... выключите.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) N2 HIGH

Повышенные обороты N2 левого (правого) двигателя

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) N2 HIGH

– указатель частоты вращения N2 находится в секторе янтарного цвета шкалы индикатора параметров работы КВД

– текущее значение показателя частоты оборотов N2 - в диапазоне от 100 % до 105%.

Действия экипажа:

– РУД L (R) - переведите в сторону снижения тяги двигателя пока не исчезнет сигнальное сообщение L (R) ENG N2 HIGH. При этом, режим работы вплоть до IDLE..... установите.

- **Если сигнальное сообщение исчезло:**

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– эксплуатацию двигателя на режимах не выше установленного.....

..... продолжите.

- **Если РУД достиг положения IDLE, а сигнальное сообщение не исчезает:**
  - переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF
  - процедуру после выключения двигателя в полете ..... выполните.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) N2 HIGH

Предельные обороты N2 левого (правого) двигателя

Признаки

- два удара колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться красным цветом сообщение WARN
- на EWD начинает светиться красным цветом сообщение ENG L (R) N2 HIGH
- указатель частоты вращения N2 находится в секторе красного цвета шкалы индикатора параметров работы КВД
- текущее значение показателя частоты оборотов N2 - выше 105 %.

Действия экипажа:

– РУД L (R) ..... IDLE

– переключатель L (R) RUN -OFF..... OFF

– процедуру после выключения двигателя в полете..... выполните.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) NAC HIGH TEMP

Высокая температура мотогондолы левого (правого) двигателя

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) NAC HIGH TEMP
- возможна утечка горячего воздуха из систем ПОС воздухозаборника или отбора воздуха для СКВ.

Действия экипажа:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– работу систем ПОС воздухозаборника и отбора воздуха для СКВ.....

..... проверьте

– по возможности эти системы.....отключите

– из зоны обледенения.....выйдите.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) NO DISPATCH

Левый (правый) двигатель - Запрет вылета

ВНИМАНИЕ

Вылет запрещен.

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) NO DISPATCH.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) OIL CHIP

Стружка в масле левого (правого) двигателя

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) OIL CHIP.

Информация экипажу о состоянии системы.

Перед полетом необходимо выполнение действий по техническому обслуживанию согласно MEL.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) OIL FILTER

Засорение главного маслофильтра левого (правого) двигателя

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) OIL FILTER.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Действия экипажа

До начала взлета или после посадки:

– РУД L (R).....IDLE

– переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF.

В полете:

– давление и температуру масла.....отслеживайте.

На стоянке:

– техническому персоналу о неполадке..... сообщите.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) OIL PRESS HIGH

Повышенное давление масла в левом (правом) двигателе

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) OIL PRESS HIGH

– повышенное давление масла в двигателе отображается цифрами янтарного цвета на EWD.

Действия экипажа

Перед взлетом или после посадки:

- **Если появилось уведомляющее сообщение L (R) ENG OIL PRESS HIGH янтарного цвета и индикация величины давления масла цифрами янтарного цвета на EWD:**

  – РУД L (R).....IDLE

  – переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF.

В полете:

– давление и температуру масла.....отслеживайте.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ENG L(R) OIL PRESS LOW

Низкое давление масла в левом (правом) двигателе

Признаки

- два удара колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться красным цветом сообщение WARN
- на EWD начинает светиться красным цветом сообщение ENG L(R) OIL PRESS LOW
- низкое давление масла в двигателе отображается цифрами красного цвета на EWD.

Действия экипажа:

- **Если появилось сообщение L (R) ENG OIL PRESS LOW красного цвета и индикация величины давления масла цифрами красного цвета на EWD:**
  - переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) OIL PRESS LOW

Пониженное давление масла в левом (правом) двигателя

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) OIL PRESS LOW
- пониженное давление масла в двигателе отображается цифрами янтарного цвета на EWD.

Действия экипажа

Перед взлетом:

- **Если появилось уведомляющее сообщение L (R) ENG OIL PRESS LOW янтарного цвета и индикация величины давления масла цифрами янтарного цвета на EWD, то на взлетном режиме двигателей:**
  - взлет..... не выполняйте.

В полете:

- полет..... продолжайте
- внимание за параметрами работы двигателя..... усильте.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ENG L (R) OIL QTY LOW

Мало количество масла в левом (правом) двигателе

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) OIL QTY LOW
- малое количества масла в двигателе отображается цифрами янтарного цвета на EWD.

Действия экипажа:

- давление и температуру масла.....отслеживайте

- **Если наблюдается дальнейшее уменьшение количества масла или достигнуто какое-либо эксплуатационное ограничение:**
  - посадку на ближайшем пригодном аэродроме..... выполните.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) OIL TEMP HIGH

Повышенная температура масла в левом (правом) двигателе

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) OIL TEMP HIGH
- повышенная температура масла в двигателе отображается цифрами янтарного цвета на EWD.

Действия экипажа:

- РУД L (R) в сторону уменьшения тяги двигателя, пока не исчезнет сигнальное сообщения ENG L (R) OIL HIGH..... переведите
- полет.....продолжите
- параметры работы двигателя.....отслеживайте.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ENG L (R) OIL TEMP HIGH

Предельная температура масла в левом (правом) двигателе

Признаки

- два удара колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться красным цветом сообщение WARN
- на EWD начинает светиться красным цветом сообщение ENG L (R) OIL TEMP HIGH
- предельная температура масла в двигателе отображается цифрами красного цвета на EWD.

Действия экипажа

Перед взлетом и после посадки:

- **Если температура масла превышает предельное значение:**
  - переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF.

В полете:

- **Если температура масла превышает предельное значение:**
  - РУД L (R).....IDLE.
- **Если температура масла не уменьшается ниже ограничения:**
  - переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF.
- **Если условия в полете не позволяют выключить двигатели:**
  - на проблемном двигателе минимально возможную тягу, необходимую для поддержания полета до приземления.....установите.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) OVERSPEED

Останов левого (правого) двигателя по предельным оборотам

ВНИМАНИЕ

Происходит автоматическое выключение двигателя.

Признаки

- два удара колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться красным цветом сообщение WARN
- на EWD начинает светиться красным цветом сообщение ENG L (R) OVERSPEED.

Действия экипажа:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– останов двигателя.....продублируйте.

До начала взлета или после посадки:

– РУД L (R).....IDLE

– переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF.

В полете:

– РУД L (R).....IDLE.

На скорости GREEN DOT или более:

– переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF

– процедуру после выключения двигателя в полете..... выполните.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) REV DEPLOY

Самопроизвольное открытие реверсивного устройства левого (правого) двигателя

Признаки

– два удара колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться красным цветом сообщение WARN

– на EWD начинает светиться красным цветом сообщение ENG L (R) REV DEPLOY

– устройство реверса тяги не полностью удерживается на замках, когда команда на выпуск не отдавалась

– возможна тряска, которая вызвана падением приборной скорости.

Действия экипажа

В полете:

- **Если не наблюдается разворачивающий момент самолета, потеря скорости или тряска в полете:**

  – выполнение полета.....продолжайте.

- **Если имеет место разворачивающий момент самолета, потеря скорости или тряска в полете, а уровень тяги ограничен малым газом:**

  – переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF.

На земле:

– РУД L (R).....IDLE.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ENG L (R) REV INHIBITED

Блокировка реверсивного устройства левого (правого) двигателя

ВНИМАНИЕ

Использование реверса невозможно.

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) REV INHIBITED
- реверс механически заблокирован.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) REV INOP

Неработоспособность реверсивного устройства левого (правого) двигателя

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) REV INOP.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) REV UNLOCKED

Не закрытие замков обтекателя реверсивного устройства левого (правого) двигателя

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) REV UNLOCKED.

Действия экипажа

В полете:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– РУД L (R).....IDLE

– после посадки технической службе..... сообщите.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) RUN SWITCH LOST

Потеря сигнала с переключателя RUN - OFF для левого (правого) двигателя

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) RUN SWITCH LOST.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) SHORT DISPTCH

Левый (правый) двигатель – Устранение неисправности в короткое время

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) SHORT DISPTCH.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) SHUTDOWN

Останов левого (правого) двигателя

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) SHUTDOWN

– двигатель был остановлен (выключен) во время полета.

Действия экипажа:

- **Если останов произошел в полете и нет повреждений:**

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– повторный запуск..... выполните

– при отключенной СКВ в процессе запуска двигателя высоту в кабине..... контролируйте.

- **Если двигатель поврежден:**

– посадку в кратчайшие сроки на ближайшем пригодном аэродроме .....

..... выполните.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) STABILITY LOSS

Неустойчивая работа левого (правого) двигателя

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) STABILITY LOSS.

Действия экипажа:

TBD

■ ■ ■ ■

ENG L (R) STALL DETECTED

Помпаж левого (правого) двигателя

Признаки

– два удара колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться красным цветом сообщение WARN

– на EWD начинает светиться красным цветом сообщение ENG L (R) STALL DETECTED.

Действия экипажа:

– РУД L (R)..... IDLE

– параметры двигателя N1, N2, ITT..... проверьте.

- **Если N2 менее 50 %:**

– переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF

– процедуру после выключения двигателя в полете..... выполните.

- **Если N2 более 50 %, другие параметры в норме:**

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– сигнализацию ложной..... считайте.

- **Если сообщение отображается:**
  - переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF
  - процедуру после выключения двигателя в полете..... выполните.
- **Если сообщение не отображается:**
  - РУД L (R)..... как требуется.

  При повторном появлении сообщения:
  - РУД L (R).....IDLE.
- **Если сообщение продолжает отображаться:**
  - переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF
  - процедуру после выключения двигателя в полете..... выполните.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) START ABORTED

Прекращение запуска левого (правого) двигателя

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) START ABORTED.

Информация экипажу о состоянии системы.

EEC прерывает автоматический запуск двигателя, если в процессе запуска происходит одно или несколько из нижеперечисленных событий:

– отказ или автоматический перезапуск: отказ автоматического перезапуска, горячий запуск или зависание оборотов

– нет необходимых оборотов N1

– EEC не выдает команду на оба воспламенителя

– нет необходимой ITT

– отсутствует подача топлива.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ENG L (R) START ITT HIGH

Превышение предельной температуры газов при запуске левого (правого) двигателя в полете

Признаки

- два удара колокола
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться красным цветом сообщение WARN
- на EWD начинает светиться красным цветом сообщение ENG L (R) START ITT HIGH.

TBD

■ ■ ■ ■

ENG L (R) STARTER CYCLE

Превышение времени работы стартера левого (правого) двигателя

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) STARTER CYCLE.

Действия экипажа:

- РУД L (R).....IDLE
- переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF
- повторный запуск двигателя через 15 мин.....выполните.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) STARTER MECH

Механический отказ стартера левого (правого) двигателя

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) STARTER MECH.

Действия экипажа:

На земле

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– РУД L (R).....IDLE

– переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF.

В полете

– подачу воздуха на стартер от ВСУ или другого двигателя.....

....перекройте
(переключатель APU BLEED или кнопку-табло L (R) ENG BLEED в положение OFF)

– запуск двигателя от авторотации..... выполните.

■ ■ ■ ■

ENG L(R) SUOSO START DATA

Нет данных от СУОСО по запуску в левом (правом) двигателе

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L(R) SUOSO START DATA.

Информация экипажу о состоянии системы.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) TCM

Активация функции защиты от разнотяга (TCM) левого (правого) двигателя

ВНИМАНИЕ

Двигатель будет автоматически остановлен системой защиты.

Признаки

– два удара колокола

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться красным цветом сообщение WARN

– на EWD начинает светиться красным цветом сообщение ENG L (R) TCM.

Действия экипажа

До начала взлета или после посадки:

– РУД L (R).....IDLE

– переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF.

В полете:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– РУД L (R)..... IDLE

– переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF

– процедуру после выключения двигателя в полете..... выполните.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) THR ABOVE IDLE

РУД не в положении малого газа при запуске левого (правого) двигателя

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) THR ABOVE IDLE

– во время запуска двигателя РУД находится в положении выше значения малого газа (IDLE).

Действия экипажа:

– РУД L (R)..... IDLE

– двигатель..... запустите.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) THR CONTROL LOSS

Отказ управления тягой левого (правого) двигателя

ВНИМАНИЕ

Сообщение направлено на предупреждение экипажа о том, что блок FADEC утратил сведения о положении рычага управления двигателем и что он автоматически корректирует тягу двигателя.

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) THR CONTROL LOSS.

Действия экипажа:

На земле

EEC выбирает в качестве угла установки рычага управления двигателем положение IDLE.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

- **Если реверс тяги уже включен:**
  - EEC отдает команду на его выключение.....
    ..... система признана неработоспособной.

- **Если реверс тяги не включен, то система будет признана неработоспособной:**
  - переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF.

В полете

- если выбранным положением рычага управления двигателем является МТО или МСТ, а предкрылки при этом выпущены, то режим работы двигателя будет оставаться неизменным до момента уборки предкрылков, после чего будет установлен режим МСТ
- если выбранное положение рычага управления двигателем находится между IDLE и МСТ и используется ручной режим установки тяги, то тяга будет увеличена и зафиксирована на уровне МСТ. Допускается активация автомата тяги. В случае активации автомат тяги контролирует тягу в диапазоне между IDLE и МСТ
- после посадки EEC выберет угол установки рычага управления двигателем, равный IDLE
- реверс тяги неисправного двигателя работать не будет
- снизьте тягу исправного двигателя в целях снижения асимметрии тяги, если только другие действия по исправлению ситуации не являются необходимыми
- после повторного запуска двигателя в полете (автоматического или ручного запуска) двигатель будет раскручиваться до повышенного уровня тяги (определяемого логикой компенсации ошибки угла установки рычага управления двигателем), если только что-то другое не будет выбрано под воздействием системы автомата тяги.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) TLA DISAGREE

Рассогласование по углу положения рычага управления левого (правого) двигателя

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) TLA DISAGREE
- сигнал по углу положения РУД действителен, но имеются расхождения между двумя каналами EEC.

Действия экипажа:

На земле

© ПАО "Корпорация "Иркут"

- **Если сообщение ENG L (R) TLA DISAGREE появилось после выключения реверса тяги:**
  - реверс тяги..... примените.
- **Если сообщение ENG L (R) TLA DISAGREE появилось до выпуска реверса тяги - реверс тяги не работает:**
  - реверс тяги..... не применяйте.

В полете

- **Если сообщение ENG L (R) TLA DISAGREE появилось в полете:**
  - автомат тяги..... примените
  - реверс тяги..... не применяйте.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) TLA REVERSE AIR

РУД левого (правого) двигателя в положении РЕВЕРС в полете

ВНИМАНИЕ

Запрещается пользоваться рычагом реверса в полете.

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) TLA REVERSE AIR.

Действия экипажа:

– реакцию проблемного двигателя на перемещение РУД вперед .....

..... проверьте.

- **Если двигатель реагирует на перевод РУД вперед и отсутствуют тряска и развороты самолета:**
  - нормальный полет..... продолжите.
- **Если двигатель не реагирует на перевод РУД вперед:**
  - процедуры при отказе двигателя или при выключении двигателя .....

    ..... выполните.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Примечание

Переложенные створки реверса тяги создают тряску, способствуют стремлению самолета к развороту и крену и увеличивают сопротивление движению.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) TMS

Отказ системы теплового регулирования левого (правого) двигателя

Признаки

- один раз звучит колокол
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) TMS
- неисправность системы регулирования температуры топлива и масла, подаваемых в двигатель.

Информация экипажу о состоянии системы.

Требуются действия по техническому обслуживанию.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) VIB NCORE

Предельная вибрация ротора КВД или КНД левого (правого) двигателя

Признаки

- два раза звучит речевое сообщение "LEFT (RIGHT) ENGINE VIBRATION"
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться красным цветом сообщение WARN
- на EWD начинает светиться красным цветом сообщение ENG L (R) VIB NCORE.

Действия экипажа:

В отсутствии условий обледенения

На земле:

- РУД L (R).....IDLE
- переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF.

В полете:

- РУД L (R) в сторону снижения режима работы двигателя до погасания на EWD сообщения ENG L (R) VIB NCORE красного цвета..... установите.

● **Если уровень вибрации не снижается менее 5,0 единиц:**

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– параметры N1, N2, ITT, температуру и давление масла..... проверьте.

- **Если параметры в норме и вибрация не ощущается:**
  – никаких действий со стороны экипажа.....не требуется.
- **Если параметры не в норме или ощущается неприемлемая вибрация:**
  – РУД L (R).....IDLE
  – переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF
  – процедуру после выключения двигателя.....выполните.

Примечание

При полете в условиях обледенения необходимо пользоваться информацией МД 21300-A-15-50-00-00A-142A-A-001.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) VIB NCORE

Повышенная вибрация ротора КВД или КНД левого (правого) двигателя

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) VIB NCORE.

Действия экипажа:

В отсутствии условий обледенения

На земле:

– РУД L (R).....IDLE

– Переключатель L (R) RUN - OFF.....OFF.

В полете:

– РУД L (R) в сторону снижения режима работы двигателя до погасания на EWD сообщения ENG L (R) VIB NCORE янтарного цвета..... установите.

- **Если вибрация не снижается до уровня менее 4,0 единиц:**
  – параметры N1, N2, ITT, температуру и давление масла..... проверьте.
- **Если параметры в норме и вибрации нет:**
  – никаких действий со стороны экипажа.....не требуется.
- **Если параметры не в норме или ощущается неприемлемая вибрация:**
  – РУД L (R).....IDLE

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF

– процедуру после выключения двигателя.....выполните.

Примечание

При полете в условиях обледенения необходимо пользоваться информацией МД 21300-A-15-50-00-00A-142A-A-001.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) VIB NF

Повышенная вибрация вентилятора левого (правого) двигателя

Признаки

– один раз звучит колокол

– на кнопке-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT

– на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) VIB NF

– уровень вибрации более 5,0 единиц. Ощущается неприемлемая повышенная вибрация.

Действия экипажа:

При отсутствии условий обледенения

Во время запуска:

– запуск двигателя при увеличении уровня вибрации N2 более 5,0 единиц.....прервите

– РУД L (R).....IDLE

– переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF.

В полете:

– РУД L (R) в сторону снижения режима работы двигателя до погасания на EWD сообщения ENG L (R) VIB NF янтарного цвета..... установите.

- **Если параметры в норме и вибрация не ощущается:**

  – никаких действий со стороны экипажа.....не требуется.

- **Если параметры не в норме или ощущается неприемлемая вибрация:**

  – РУД L (R).....IDLE

  – переключатель L (R) RUN -OFF..... OFF

  – процедуру после выключения двигателя в полете..... выполните.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Примечание

При полете в условиях обледенения необходимо пользоваться информацией МД 21300-A-15-50-00-00A-142A-A-001.

■ ■ ■ ■

ENG L (R) VIB NF

Предельная вибрация вентилятора левого (правого) двигателя

Признаки

- два раза звучит речевое сообщение "LEFT (RIGHT) ENGINE VIBRATION"
- на кнопке-табло Master Light начинает светиться красным цветом сообщение WARN
- на EWD начинает светиться красным цветом сообщение ENG L (R) VIB NF.

Действия экипажа:

При отсутствии условий обледенения

На земле:

- запуск двигателя при увеличении уровня вибрации N2 более 5,0 единиц.....прервите
- РУД L (R).....IDLE
- переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF.

В полете:

- РУД L (R) в сторону снижения режима работы двигателя до погасания на EWD сообщения ENG L (R) VIB NF красного цвета..... установите.

- **Если вибрация не снижается до уровня менее 5,0 единиц:**
  - параметры N1, N2, ITT, температуру и давление масла..... проверьте.
- **Если параметры в норме и вибрация не ощущается:**
  - никаких действий со стороны экипажа.....не требуется.
- **Если параметры не в норме или ощущается неприемлемая вибрация:**
  - РУД L (R).....IDLE
  - переключатель L (R) RUN - OFF..... OFF
  - процедуру после выключения двигателя в полете..... выполните.

Примечание

При полете в условиях обледенения необходимо пользоваться информацией МД 21300-A-15-50-00-00A-142A-A-001.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ВОЗДУХЕ

В полёте рекомендуется автоматический режим запуска двигателя.

При обнаружении отклонений во время запуска в полёте экипаж прерывает запуск вручную.

ВНИМАНИЕ

Запуск двигателя в полёте не должен выполнятся в том случае, если:

- имеются свидетельства о повреждении двигателя,

- двигатель был выключен по причине пожара,

- имеется вероятность того, что попытка повторного запуска может привести к возникновению пожара.

ВНИМАНИЕ

Запуск двигателя в полёте в условиях обледенения запрещён

Диапазоны видов запуска двигателя в воздухе приведены на графике (Рис. 1)

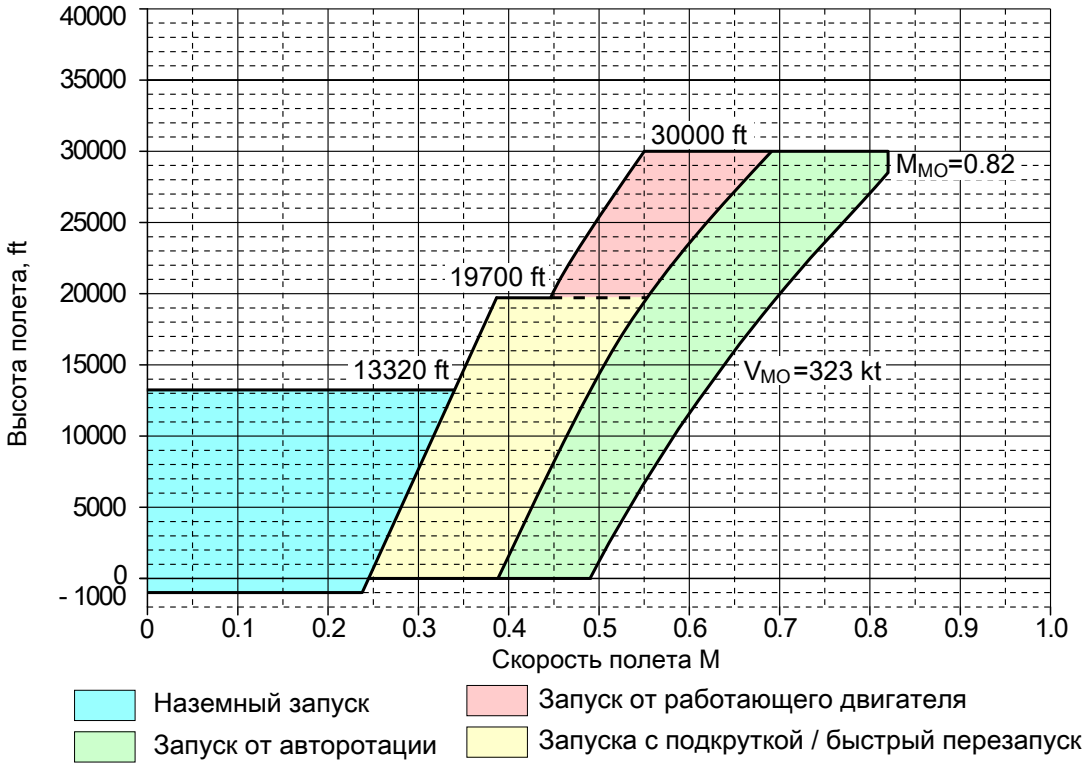


Рисунок 1 Диапазоны видов запуска двигателя в воздухе

Запуск от работающего двигателя

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– высота и скорость (диапазон возможного перекрестного запуска от работающего двигателя - красного цвета)..... приведены на графике (Рис. 1)

– РУД (неработающего двигателя)..... IDLE

– переключатель ENGINE START .....AUTO

– переключатель ENGINE RUN-OFF (неработающего двигателя)..... OFF

– обороты N2 (неработающего двигателя) на EWD..... не более 20 %

– надпись X-START на EWD о необходимости запуска двигателя с использованием стартера..... проверьте

– переключатель ENGINE RUN-OFF (неработающего двигателя)..... RUN

– надпись START на EWD.....проверьте

– N2, OIL PR, FUEL FLOW, ITT, N1..... проверьте

– закрытие клапана L (R) ENG BLEED.....проверьте

– выход двигателя на режим IDLE (по исчезновению надписи START и кратковременному (на 15 с) появлению надписи RUNNIG)..... проверьте.

Примечание

Если позволяют условия полёта, перед установкой предписанного режима необходимо дать двигателю поработать на малом газе IDLE - 2 мин.

- **Если запуск не удался, то:**

  – скорость..... увеличьте на 20 kt (но не более 260 kt)

  – или более низкий эшелон полета (по возможности)..... займите

  – переключатель ENGINE RUN-OFF (запускаемого двигателя)..... OFF

  – запуск двигателя (не ранее, чем через 35 с)..... повторите.

Запуск двигателя от авторотации

– высота и скорость (диапазон возможного запуска от авторотации - зеленого цвета)..... приведены на графике (Рис. 1)

– РУД (неработающего двигателя)..... IDLE

– переключатель ENGINE START .....AUTO

– переключатель ENGINE RUN-OFF (неработающего двигателя)..... OFF

– надпись WINDMIL на EWD о необходимости запуска двигателя от авторотации..... проверьте

– обороты авторотации N2..... не менее **TBD** %

– переключатель ENGINE RUN-OFF (неработающего двигателя)..... RUN

– надпись START на EWD.....проверьте

– N2, OIL PR, FUEL FLOW, ITT, N1 .....проверьте

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– закрытие клапана L (R) ENG BLEED.....проверьте

– выход двигателя на режим IDLE (по исчезновению надписи START и кратковременному (на 15 с) появлению надписи RUNNIG)..... проверьте.

Примечание

Если позволяют условия полёта, перед установкой предписанного режима необходимо дать двигателю поработать на малом газе IDLE - 2 мин.

- **Если запуск не удался, то:**

  – скорость.....увеличьте на 20 kt (но не более 310 kt)

  – или более низкий эшелон полета (по возможности).....займите

  – переключатель ENGINE RUN-OFF (запускаемого двигателя)..... OFF

  – запуск двигателя (не ранее, чем через 35 с)..... повторите.

Запуск двигателя от ВСУ (APU)

ВСУ запущена ранее:

– высота и скорость (диапазон возможного запуска от ВСУ - желтого цвета).....приведены на графике (Рис. 1)

– переключатель отбора воздуха от ВСУ APU BLEED ..... ON

– по синоптической странице AIR, подачу воздуха от ВСУ..... проверьте

– РУД (неработающего двигателя).....IDLE

– переключатель ENGINE START.....AUTO

– переключатель ENGINE RUN-OFF (неработающего двигателя)..... OFF

– обороты N2 (неработающего двигателя) на EWD.....не более 20 %

– надпись X-START на EWD о необходимости запуска двигателя с использованием стартера..... проверьте

– переключатель ENGINE RUN-OFF (неработающего двигателя)..... RUN

– надпись START на EWD.....проверьте

– N2, OIL PR, FUEL FLOW, ITT, N1 .....проверьте

– закрытие клапана L (R) ENG BLEED.....проверьте

– выход двигателя на режим IDLE (по исчезновению надписи START и кратковременному (на 15 с) появлению надписи RUNNIG)..... проверьте.

После запуска двигателя:

– переключатель отбора воздуха от ВСУ APU BLEED.....AUTO.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Примечание

Если позволяют условия полёта, перед установкой предписанного режима необходимо дать двигателю поработать на малом газе IDLE - 2 мин.

- **Если запуск не удался, то:**
  - скорость.....увеличьте на 20 kt (но не более 260 kt)
  - или более низкий эшелон полета (по возможности).....займите
  - переключатель ENGINE RUN-OFF (запускаемого двигателя)..... OFF
  - запуск двигателя (не ранее, чем через 35 с)..... повторите.

■ ■ ■ ■

ОТКАЗ ДВУХ ДВИГАТЕЛЕЙ

ВНИМАНИЕ

- **в случае, когда угол атаки на рекомендованной скорости находится вне диапазонов от 3° до 5° (SL = 0) или от 6° до 8° (SL = от 1 до FULL), измените скорость захода на посадку так, чтобы угол атаки находился в диапазонах от 3° до 5° (SL = 0) или от 6° до 8° (SL = от 1 до FULL)**
- **в случае отказа двух двигателей СКВ не работает**
- **если запуск двигателя от ВСУ выполняется посредством установки переключателя отбора воздуха от ВСУ в положении ON - заслонка не открывается.**

Признаки

- один или два раз звучит колокол
- на кнопках-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT или красным цветом сообщение WARN
- на EWD начинают светиться янтарным цветом сообщения ENG L FAULT и ENG R FAULT
- на EWD начинают светиться янтарным цветом сообщения HYD 1 LO PR и HYD 2 LO PR.

При этом дополнительно на EWD могут появиться сообщения о признаках нарушения функций работы взаимодействующих систем:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Признаки

- левый элерон (FCS L AIL FAULT)
- 1, 2, 4 секции интерцепторов (FCS SPD-BR FAULT)
- воздушные тормоза (FCS SPD-BR FAULT)
- предкрылки (FCS SLATS FAULT)
- снижение эффективности РН (FCS RUDDER DEGRAD)
- понижена скорость перемещения закрылков (FCS FLAPS LO SPEED)
- управление передней опорой шасси (STEER FAULT).

Без сообщения на EWD могут появиться признаки нарушения функций работы взаимодействующих систем :

Признаки

- основной выпуск и уборка шасси
- реверс левого и правого двигателей.

Действия экипажа:

- РУД L + R.....IDLE
- переключатель ENGINE (L + R) RUN - OFF..... OFF
- кнопку-табло RAT..... DOWN.

  Выпуск RAT вручную дублирует автоматический выпуск.
- выпуск RAT и автоматическое подключение его генератора (EMER GEN) по начавшим светится надписям DOWN и ON на кнопках-табло RAT и EMER GEN соответственно..... проверьте
- синоптическую страницу HYD..... вызовите
- синоптическую страницу ELEC.....вызовите
- наличие постоянного тока от EMER GEN.....проверьте
- кнопку-табло PROB HEAT..... MAN
- план полета.....уточните
- рельеф и безопасные высоты на выбранном маршруте..... учитывайте
- снижение на $V_{GREEN\ DOT}$ .....выполняйте
- на ПТ-3 аварийный сигнал "7700".....установите
- стратегию снижения по таблицам (Таблица 1) и (Таблица 2).....выберите.

Таблица 1 Дальность и время планирования при отказе двух двигателей

FLAPS 0, Шасси убрано, Снижение до высоты 1500 ft, GREEN DOT		
Начальная	**Дальность, NM**	**Время, min**
высота, ft	**Полётный вес, x 1000 kg**	

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Дальность и время планирования при отказе двух двигателей

FLAPS 0, Шасси убрано, Снижение до высоты 1500 ft, GREEN DOT						
	50	**55**	**60**	**65**	**70**	**75**
35000	82 / 19	83 / 18	84 / 18	85 / 17	86 / 17	87 / 16
31000	72 / 17	73 / 16	73 / 16	74 / 15	75 / 15	76 / 14
27000	62 / 15	62 / 14	63 / 14	63 / 14	64 / 13	65 / 13
23000	51 / 13	52 / 12	52 / 12	53 / 12	53 / 11	54 / 11
19000	42 / 11	42 / 10	42 / 10	43 / 10	43 / 9	43 / 9
15000	32 / 8	32 / 8	32 / 8	33 / 8	33 / 7	33 / 7
11000	22 / 6	22 / 6	23 / 6	23 / 5	23 / 5	23 / 5
9000	17 / 5	18 / 5	18 / 5	18 / 4	18 / 4	18 / 4
5000	8 / 2	8 / 2	8 / 2	8 / 2	8 / 2	9 / 2
Рекомендуемая скорость (kt)	**201**	**211**	**220**	**229**	**238**	**246**

Таблица 2 Потеря высоты при разворотах, ft

Шасси убрано. FLAPS 0				
Угол разворота, градусы	Полётный вес, 1000 кг	Угол крена, градусы		
		20	25	30
90	50	2690	2231	2067
	60	3117	2559	2231
	70	3609	2953	2559
180	50	5151	4298	3839
	60	5840	4856	4232
	70	6726	5578	4823
360	50	9548	7940	7153
	60	10696	9023	7874
	70	12107	10237	8957

- **Если запуск ВСУ (APU) возможен (FL < 370):**
  - галетный переключатель APU BLEED в положении OFF..... проверьте
  - галетный переключатель APU в положение START..... установите
  - на EWD начинает светиться надпись START зеленого цвета
  - надпись START на EWD гаснет при достижении N более 60 %
  - при достижении N - 99 % на EWD начинает светиться надпись AVAIL зеленого цвета
  - галетный переключатель APU.....ON.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Примечание

Разрешается выполнять подряд три попытки запуска ВСУ (APU) с перерывами между запусками не более 30 с.

- **Если ВСУ (APU) не запустилось (высота более FL 100):**
  - кислородные маски.....наденьте
  - связь в кабине..... установите
  - кнопку-табло OXY PASS..... нажмите
  - клавиши AIL на пульте TRIM .....используйте
  - минимальная скорость полета..... V_{LS}.

Примечание

Учитывайте скорость триммирования в канале крена 1,3 °/с (полный ход триммера элерона 20° достигается за время 15,5 с).

- **Если ВСУ (APU) запустилось:**
  - на панели ELEC на кнопке-табло APU GEN начинает светится надпись ON голубым цветом..... проверьте
  - двигатели.....запустите.
- синоптическую страницу HYD..... вызовите
- включение: L ENG PUMP (R ENG PUMP) и ELEC PUMP SYS1 (ELEC PUMP SYS2).....проверьте.

ВСУ (APU) работает

- **Если двигатели запустить не удалось:**
  - APU BLEED.....ON
  - $V_{GREEN\ DOT}$ .....удерживайте
  - подготовку к вынужденной посадке..... начните.

На FL 100

- кислородные маски.....снимите
- давление QNH (На высоте GRID MORE или на минимальной безопасной высоте).....установите.

При принятии решения о вынужденной посадке на воду

- подготовку..... выполните.

При принятии решения о вынужденной посадке на аэродром/площадку

- параметры снижения на выбранный аэродром/площадку в зависимости от полетного веса, высоты и фактической дальности до посадки.....уточните
- решение на выпуск механизации, используя таблицы.....примите.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Значения минимальной скорости V_{LS} при заходе на посадку при различных положениях механизации крыла в зависимости от веса самолета приведены в Таблице (Таблица 3).

Таблица 3 Скорости V_{LS} при различных положениях механизации крыла в зависимости от посадочного веса.

Полетный вес, x 1000 kg	Положение РУМ и механизации крыла (предкрылки/закрылки, град)					
	FLAPS 1			FLAPS 2	FLAPS 3	FLAPS FULL
	0/10	24/10	24/0	24/18	28/27	28/36
45	144	131	156	129	115	115
50	152	136	164	129	118	115
55	159	142	171	130	124	121
60	167	148	179	136	129	126
65	173	154	186	141	135	131
70	180	160	193	146	140	136
75	186	166	200	151	146	141
79.25	192	172	206	156	150	146

– Данные таблиц № 4 и № 5 для уточнения расчета на посадку и рубежа выпуска шасси..... используйте

– Шасси аварийно..... выпустите.

Таблица 4 Дальность планирования, nm. Шасси убраны

Конфигурация	Начальная высота, ft						
FLAPS 1	20000	16000	12000	8000	4000	2000	1000
	45	36	27	18	9	5	1
FLAPS 1 + F	42	34	25	17	8	4	2
FLAPS 2	39	31	23	15	8	4	2

Таблица 5 Рекомендуемые скорости, kt. Шасси убраны

Конфигурация	Полетный вес, x 1000 kg					
FLAPS 1	50	55	60	65	70	75
	162	170	178	185	192	199
FLAPS 1 + F	143	150	157	163	170	176
FLAPS 2	137	144	150	156	162	168

Таблица 6 Дальности планирования, nm. Шасси выпущены

Конфи - гурация	Начальная высота, ft						
FLAPS 1	20000	16000	12000	8000	4000	2000	1000
	35	28	21	14	7	4	2
FLAPS 1 + F	35	28	21	14	7	3	2

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 6 Дальности планирования, nm. Шасси выпущены

Конфи - гурация	Начальная высота, ft						
FLAPS 2	33	26	20	13	7	3	2

Таблица 7 Потеря высоты при разворотах, ft. Шасси выпущены

FLAPS 2				
Угол разво- рота, градусы	**Вес, 1000 кг**	**Угол крена, градусы**		
		20	**25**	**30**
90	**50**	1017	787	689
	60	1214	951	853
	70	1411	1083	951
180	**50**	1936	1575	1378
	60	2362	1903	1608
	70	2690	2133	1805
360	**50**	3708	3019	2625
	60	4495	3642	3117
	70	5118	4167	3478

Таблица 8 Потеря высоты при разворотах, ft. Шасси выпущены

FLAPS 3				
Угол разво- рота, градусы	**Вес, 1000 кг**	**Угол крена, градусы**		
		20	**25**	**30**
90	**20**	1050	853	755
	20	1280	1017	886
	20	1476	1181	1017
180	**20**	2067	1641	1476
	20	2494	1969	1772
	20	2854	2297	2001
360	**20**	3970	3183	2822
	20	4757	3806	3347
	20	5414	4429	3773

- скорость, рекомендованную таблицей, в зависимости от полетного веса и положения механизации крыла..... установите
- решение о посадочной конфигурации, окончательно уточнив расчет на посадку..... примите
- механизацию крыла в соответствии с принятым решением.....выпустите
- V_{APP} согласно таблице..... установите.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 9 Рекомендуемые скорости, kt. Шасси выпущены

Конфигурация	Рекомендуемые скорости, kt. Шасси выпущены					
FLAPS 1	**50**	**55**	**60**	**65**	**70**	**75**
	148	155	162	168	175	180
FLAPS 1 + F	132	139	145	151	157	162
FLAPS 2	131	138	144	150	156	161
FLAPS 3	127	134	140	147	154	159
FULL	121	128	135	141	146	151

Перед касанием

- переключатель ENGINE (L + R) RUN - OFF..... OFF
- галетный переключатель APU..... OFF.

После посадки

- PARK/ALTN BRAKE (только аварийное торможение).....примените
- кнопки ENG FIRE (L + R) и APU FIRE..... PUSH
- кнопки AGENT 1 (L + R), APU (при необходимости).....нажмите
- эвакуацию (при необходимости).....начните
- кнопки-табло L BAT, M BAT и APU BAT (перед покиданием самолета) в ненажатое положение..... .....верните.

Примечание

На конечном участке предпосадочного планирования необходимо установить режим снижения, при котором ВС должно быть направлено в точку начала выравнивания, вынесенную от 100 м до 150 м до начала ВПП или площадки.

■ ■ ■ ■

ОТКАЗ ЛЕВОГО (ПРАВОГО) ДВИГАТЕЛЯ НА ВЗЛЕТЕ

ВНИМАНИЕ

В RESERVE MODE системы FCS отсутствует автомат парирования отказа двигателя, поэтому парирование асимметрии тяги и удерживание направления на разбеге возлагается на ПП.

Признаки

- один или два раз звучит колокол
- на кнопках-табло Master Light начинает светиться янтарным цветом сообщение CAUT или красным цветом сообщение WARN
- на EWD начинает светиться янтарным цветом сообщение ENG L (R) FAULT.

На EWD могут начать светиться янтарным цветом сообщения:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Признаки

- FIRE L (R) ENG
- L (R) ENG OVRHT
- ENG L (R) FLAMEOUT
- ENG L (R) REV UNLOCKED
- ENG L (R) OIL PRESS LOW.

Дополнительно:

Признаки

- срыв пламени в камере сгорания может быть определен по быстрому уменьшению ITT, N2, FF с последующим уменьшением оборотов N1
- повреждение двигателя сопровождается сильным шумом
- значительное увеличение вибрации самолета и/или срывной тряски
- повторяющийся или неконтролируемый помпаж
- необычная индикация параметров двигателя и систем самолета, например, как падение давления в гидросистеме или пропадание индикации оборотов N2
- уменьшение ускорения на взлете, возникновение разворачивающего момента.

Действия экипажа:

На скорости до 80 kt:

– взлет..... прервите.

На скорости более 80 kt:

– взлет..... продолжайте.

- **Если взлет осуществлялся на режиме с пониженной тягой:**
  - оба РУД на режим МТО.....переведите.

– для выдерживания направления на разбеге отклонение педалей.....
..... используйте

– на скорости V_R с постоянным темпом - тангаж от 10° до 12°.....
.....увеличьте

– угол крена не более 3° в сторону работающего двигателя.....
.....удерживайте

– индекс угла скольжения на PFD в центре.....удерживайте

– положительную вертикальную скорость.....удерживайте

– на высоте не менее 30 ft шасси.....уберите

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– разгон до скорости от V_2 до V_{2+20} с набором высоты 400 ft.....

.....выполните

– на высоте не менее 400 ft самолет в горизонтальный полет.....

..... переведите

– разгон скорости для уборки механизации ..... выполните

– на скорости F уборку механизации в положение FLAPS 1.....выполните

– на скорости S уборку механизации в положение FLAPS 0.....выполните

– усилия с УБРУ и педалей с помощью ПУТ.....снимите

– процедуру после отказа двигателя либо запуск двигателя .....

.....выполните.

Примечание

– разрешенный временной интервал работы двигателя на режиме МТО - не более 10 мин

– при отказе двигателя после отрыва действия подобны, указанным в настоящем МД.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Различные особые ситуации

Содержание

Страница

Аварийная посадка на воду 3
Аварийная посадка на сушу 4
Аварийное покидание самолета на земле 6
Взрывное устройство на борту 6
Посадка с превышением посадочного веса 8
Потеря работоспособности одним из членов экипажа в полете 10
Трещина на стеклах/форточках 11
Аварийное снижение 12

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Аварийная посадка на воду

Подготовка

– бортпроводников.....проинформируйте

– УВД..... сообщите.

- **Если нет связи с УВД**

  – сигнал "Терплю бедствие" на (VHF) 121.5 MHz или (HF) 2182 KHz или 8364 KHz..... передайте.

Пульт MCU

– кнопку XPDR..... нажмите

– код "7700"..... установите.

Панель TAWS

– кнопку-табло G/S MODE в ненажатое положение..... установите

– кнопку-табло FLAP MODE в ненажатое положение..... установите

– кнопку-табло L/G MODE в ненажатое положение..... установите.

Пульт оповещения пассажиров

– кнопки-табло SEAT BELTS и NO PED..... ON.

Кабина экипажа

– незакрепленное оборудование и вещи..... закрепите

– ремни безопасности, включая наплечные..... застегните

– аварийно-спасательное оборудование.....подготовьте.

Панель CABIN PRESS

– задатчиком высоты LDG ELEV..... установите – 00.

На FL050:

На пульте AIR

– кнопки-табло L PACK, R PACK..... OFF.

На пульте CABIN PRESS

– кнопку-табло DITCHING.....ON.

На пульте VENTILATION

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– кнопку-табло RAM AIR..... OFF

– кнопку-табло AVINCS EXTRACT..... OFF.

Пульт FCP

– задатчик скорости V_{APP} в зависимости от конфигурации механизации..... установите .

Вынужденную посадку самолета МС-21-300 на воду рекомендуется выполнять в посадочной конфигурации, с убранными шасси, с возможно меньшей вертикальной скоростью. Угол тангажа в момент касания должен составлять ϑ = 9 - 10°, угол крена - 0°. Путь пробега по воде составит 250 - 600 м. При ветренном волнении посадку самолета производить навстречу ветру и волнам, при регулярном волнении типа зыби - параллельно гребням волн.

■ ■ ■ ■

Аварийная посадка на сушу

Подготовка:

– бортпроводников.....проинформируйте

– УВД..... сообщите.

- **Если нет связи с УВД**

  – сигнал "Терплю бедствие" на (VHF) 121.5 MHz или (HF) 2182 KHz, или 8364 KHz..... передайте.

Пульт MCU

– кнопку XPDR.....нажмите

– код "7700"..... установите.

Панель TAWS

– кнопку-табло G/S MODE в ненажатое положение.....установите

– кнопку-табло FLAP MODE в ненажатое положение..... установите

– кнопку-табло L/G MODE в ненажатое положение..... установите

Пульт оповещения пассажиров

– кнопки-табло SEAT BELTS и NO PED..... ON.

Кабина экипажа

– – незакрепленное оборудование и вещи..... закрепите

– ремни безопасности, включая наплечные.....застегните

– аварийно-спасательное оборудование.....подготовьте.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Пульт CABIN PRESS

– задатчиком высоты LDG ELEV..... установите – 00.

Пульт DCP

– BARO.....SET.

Пульт AFCP

– задатчик скорости V_{APP} в зависимости от конфигурации механизации..... установите.

Заход на посадку:

Пульт VENTILATION

– кнопку-табло RAM AIR.....ON.

Пульт ELT

– кнопку-табло ARMED..... ON

– кнопку-табло MAN ON..... нажмите.

Пульт LDG GEAR

– рукоятку LDG GEAR UP-DOWN.....DOWN.

Примечание

В случае отказа обоих двигателей выпуск шасси выполните от резервной системы выпуска шасси. Смитрите МД 21300-A-15-44-32-00B-145Q GEAR MAIN SYS FAULT - Отказ основной системы уборки и выпуска шасси.

Пульт AIR

– кнопки-табло L PACK и R PACK AIR в ненажатое..... установите.

Пульт CABIN PRESS

– кнопки-табло FWD OFV, AFT OFV..... проверьте AUTO

– кнопку-табло DEPRESS.....ON.

Центральный пульт

– рукоятку FLAPS.....FULL

– рукоятку SPEED BRAKE..... ARM.

Перед касанием:

– в пассажирскую кабину команду "ПРИГОТОВИТЬСЯ К ПОСАДКЕ"..... подайте

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– переключатель RUN-OFF (L+R).....OFF
– галетный переключатель APU.....OFF
– минимальную скорость с данной конфигурацией..... удерживайте.

После остановки:

– PARKING BRK..... ON
– УВД..... сообщите
– кнопки-табло (L+R) ENG FIRE и APU FIRE..... нажмите
– кнопки AGENT 1 (L+R) ENG и AGENT APU.....нажмите
– эвакуацию..... начните.

■ ■ ■ ■

Аварийное покидание самолета на земле

– самолет.....остановите
– стояночный тормоз рукояткой PARK/ALTN BRAKE.....включите
– рукоятку SPEED BRAKE..... RET
– рукоятку FLAPS.....FULL
– кнопку-табло DEPRESS.....ON
– выпуск закрылков в положение FULL до выключения двигателей.....
..... проверьте
– переключатель RUN-OFF (L+R).....OFF
– бортпроводников.....информируйте
– УВД..... сообщите.

● **Если пожар:**

– кнопки-табло (L+R) ENG FIRE и APU FIRE..... нажмите
– кнопки-табло AGENT 1 (L+R) ENG и AGENT APU..... как требуется.

■ ■ ■ ■

Взрывное устройство на борту

ВНИМАНИЕ

Если возможно, немедленно выполните посадку и эвакуацию пассажиров. Если невозможно выполнить посадку и эвакуацию в пределах 30 минут, выполните следующие процедуры:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Для предотвращения активации высотного сенсора не изменяйте давление в кабине до выяснения степени опасности. Чтобы уменьшить эффект взрыва, профиль снижения самолета, как можно дольше, должен сохраняться с перепадом давления в кабине не более 1 psi, пока не будет достигнута разница давления на высоте и в кабине 2500 ft (750 м). Эти условия достигаются переходом на ручное управление регулирования давлением.

Последовательность выполнения процедур

Следующие процедуры выполняются на этапе набора высоты или горизонтальном полете:

– высоту (давление) в кабине..... стабилизируйте

– снижение до высоты в кабине 2500 ft (750 м) .....выполните

– разницу перепада давления равное 1 psi.....удерживайте

– дальнейшее снижение .....выполните

– ручное управление регулирования высоты в кабине .....используйте.

В процессе захода на посадку уменьшите разницу перепада давления до нуля.

Экипаж должен придерживаться описанной выше методике в различных условиях.

Профиль снижения ВС при обнаружении взрывного устройства на борту показан на Рис. 1

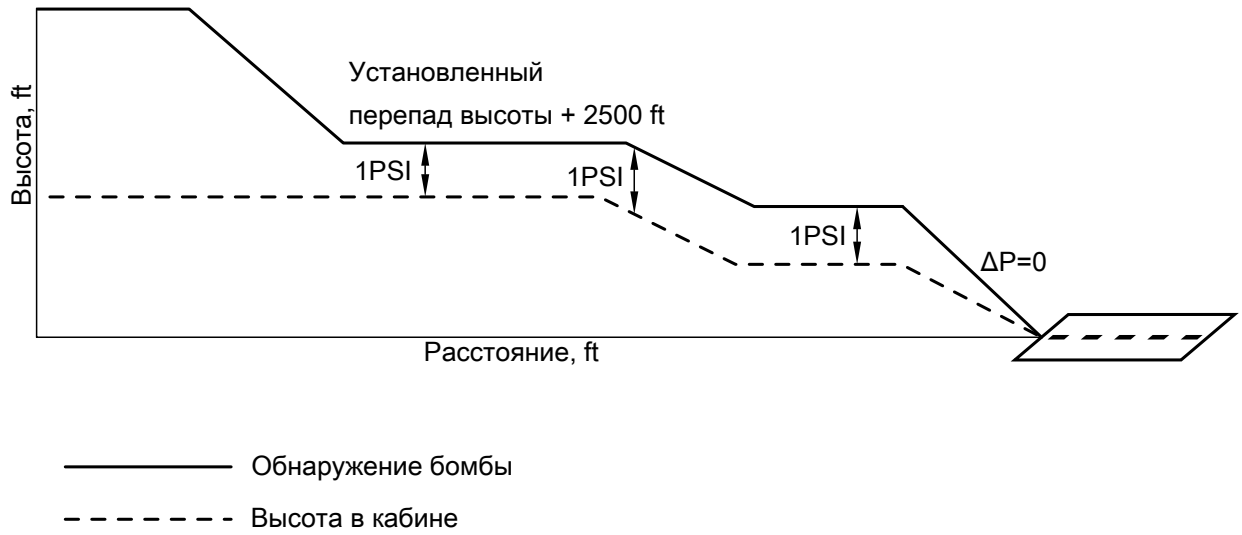


Рисунок 1 Профиль снижения ВС при обнаружении взрывного устройства на борту

- **Если обнаружение взрывного устройства произошло при наборе высоты:**

  – самолет в горизонтальный полет ..... переведите

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– кнопки-табло FWD OFV и AFT OFV на панели CABIN PRESS.....MAN

– высоту в кабине ..... удерживайте

– увеличение высоты в кабине.....не допускайте

– перепад давления..... удерживайте

– бортпроводников.....проинформируйте

– УВД.....сообщите

– резерв топлива..... оцените

– ближайший аэродром.....определите

– задатчик скорости.....установите.

Выбор заданной скорости должен учитывать расход топлива до аэродрома назначения с учетом возможного взрыва бомбы от задатчика времени.

– снижение до достижения высоты в кабине 2500 ft или MEA (что выше)..выполните

– грубых маневров.....не выполняйте

– высоту в кабине.....удерживайте.

- **Когда высота в кабине установлена 2500 ft:**

– перепад давления в кабине 1 psi..... удерживайте

– закрылки (в зависимости от остатка топлива)..... выпустите

– для посадки посадочную конфигурацию.....используйте

– шасси (в зависимости от остатка топлива)..... выпустите.

- **При заходе на посадку:**

– кнопки-табло FWD OFV и AFT OFV на панели CABIN PRESS.....AUTO.

- **Когда ВС совершило посадку и находится в безопасной зоне:**

– эвакуацию..... начните.

При эвакуации используйте выходы, удаленные от места расположения взрывного устройства.

■ ■ ■ ■

Посадка с превышением посадочного веса

Если требуют условия, посадка может быть выполнена с весом, соответствующим максимальному взлетному весу.

– посадочную дистанцию.....уточните

– кнопки-табло L PACK, R PACK в ненажатое положение..... установите.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Для получения максимальной располагаемой тяги на случай ухода на второй круг отключите систему кондиционирования воздуха.

- **Если посадка с превышением посадочного веса выполняется вследствие отказа, при котором необходимо выполнение посадки в конфигурации FLAPS 3 или менее:**

  – посадочную конфигурацию.....определите.

  При планировании посадки с превышением максимальной посадочной массы определить посадочную конфигурацию и скорость V_{LS} по Таблице 1.

Таблица 1 Скорости V_{LS} при различных положениях механизации крыла в зависимости от посадочного веса

Полетный вес, x 1000 kg	Положение РУМ и механизации крыла (предкрылки/закрылки, град)					
	FLAPS 1			FLAPS 2	FLAPS 3	FLAPS FULL
	0/10	24/10	24/0	24/18	28/27	28/36
45	144	131	156	129	115	115
50	152	136	164	129	118	115
55	159	142	171	130	124	121
60	167	148	179	136	129	126
65	173	154	186	141	135	131
70	180	160	193	146	140	136
75	186	166	200	151	146	141
79.25	192	172	206	156	150	146

  - **При уходе на второй круг:**

    – FLAPS 1 или FLAPS 2.....используйте.

- **В других случаях:**

  – FLAPS FULL..... используйте.

  - **При уходе на второй круг:**

    – FLAPS 2.....используйте.

- **На скорости GREEN DOT:**

  – FLAPS 1.....установите

  – скорость V_{REF} ..... выдерживайте.

Выпуск механизации крыла выполняйте в полете без крена.

Выдерживайте скорость с таким расчетом, чтобы при пролете торца ВПП скорость была уменьшена до V_{LS}.

- **После приземления на основные опоры:**

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– максимальный реверс тяги..... примените

– SPEED BRAKE.....примените.

- **После опускания колес передней опоры:**

  – тормоза.....примените.

Примечание

– максимальная вертикальная скорость снижения перед касанием не более 360 ft/ min

– максимальное торможение рекомендуется применить после опускания колес передней опоры и в соответствии с длиной ВПП выбрать интенсивность торможения.

■ ■ ■ ■

Потеря работоспособности одним из членов экипажа в полете

ВНИМАНИЕ

Работоспособный член экипажа обязан взять управление самолетом на себя и выполнить данную процедуру, если двукратное обращение или команда, данная другому члену экипажа, остается без подтверждения

– команда PA CALL.....

......"Внимание, бригадиру бортпроводников пройти в кабину".

Если член экипажа теряет работоспособность, оставшийся член экипажа должен немедленно вызвать бригадира бортпроводников. Бригадир или любой другой бортпроводник должен немедленно пройти в кабину.

После прибытия в кабину, бортпроводник должен:

– натянуть и вручную блокировать наплечные ремни члена экипажа, потерявшего работоспособность

– переместить кресло полностью назад

– спинку кресла наклонить назад.

Для предотвращения непреднамеренного вмешательства в управление самолетом или в работу оборудования, неработоспособного члена экипажа необходимо переместить из рабочего кресла. Для этого требуется не менее двух человек.

Если нет возможности переместить неработоспособного члена экипажа из рабочего кресла, один бортпроводник должен остаться в кабине, для оказания помощи и наблюдения за ним.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Работоспособный член экипажа в координации с бортпроводником должен:

– запросить квалифицированную медицинскую помощь от пассажиров

– проверить, есть ли на борту квалифицированный пилот компании, чтобы заменить члена экипажа, потерявшего работоспособность.

■ ■ ■ ■

Трещина на стеклах/форточках

Признаки

– электрическая дуга

– расслоение

– трещина

– разрушение.

Цель:

Отключить обогрев, в случае необходимости, чтобы предотвратить образование электрической дуги. Уменьшить перепад давления в кабине и приступить к снижению, если разрушился или потрескался внутренний слой стекла.

- **Если стекло только расслоилось:**
  - нормальный полет..... продолжайте.
- **Если образовалась электрическая дуга:**
  - обогрев неисправного стекла..... выключите
  - на высоте менее 10 000 ft скорость не более 250 kt..... сохраняйте
  - обдув стекол изнутри, для предотвращения запотевания..... включите
  - нормальный полет..... продолжайте.
- **Если стекло разрушилось или потрескалось:**
  - поясные и плечевые ремни безопасности..... пристегните
  - обогрев неисправного стекла..... выключите
  - обдув стекол изнутри, для предотвращения запотевания..... включите.
  - **Если произошло повреждение внешнего слоя стекла:**
    - нормальный полет..... продолжайте
    - плечевые ремни безопасности ..... могут быть сняты.
  - **Если произошло повреждение внутреннего слоя стекла:**
    - кислородные маски.....наденьте
    - связь между членами экипажа.....установите

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– кнопку-табло SEAT BELTS.....нажмите

– к нормальному снижению ниже 14 000 ft или до MEA, какая из этих высот будет выше..... приступите

– посадку на ближайшем подходящем аэродроме.....спланируйте.

- **Когда перепад кабинного давления будет 2 psi или менее:**

  – кислородные маски и плечевые ремни безопасности.....

  ..... могут быть сняты.

Примечание

Длительный полет на высоте менее 10000 ft не рекомендуется из-за высокого риска столкновения с птицами.

■ ■ ■ ■

Аварийное снижение

ВНИМАНИЕ

- **в экстренных случаях снижение выполняется немедленно, начиная с момента начала отворота**
- **в случае аварийного снижения отверните самолет, как правило, вправо на 30° от оси маршрута и, пройдя 30 км, выведите его на прежний курс**
- **снижение выполняйте на максимально возможной, допустимой скорости. Если есть предположения в повреждении конструкции, управляйте самолетом аккуратно и сохраняйте скорость не выше V повреждения.**

Признаки

– невозможно контролировать высоту в кабине

– необходимо аварийное снижение.

Немедленные действия:

– кнопку-табло SEAT BEALTS (если не нажата).....нажмите

– бортпроводникам.....сообщите

– на AFCP меньшее значение высоты..... установите

– AP, FD и A/T.....отключите

– РУД.....IDLE

– кнопку CONT IGN..... ON

– SPEED BRAKE..... FULL

– без задержки снижение до FL 100 или MEA (что выше).....начните

– скорость M_{mo}/V_{mo} ..... выдерживайте

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– УВД..... доложите

– код ответчика "7700"..... установите

– внешние бортовые огни..... ON.

- **Если во время аварийного снижения появилось сообщение PRESS VACUUM:**
  - вертикальную скорость снижения..... уменьшите.
- **Когда подходите к FL 100 или MEA (что выше) :**
  - SPEED BRAKE..... плавно уберите
  - РУД вперед.....переместите
  - тягу двигателя для стабилизации высоты и скорости.....

    ..... отрегулируйте.
- **Если высота в кабине более 10 000 ft:**
  - кислородные маски..... используйте
  - на высоте в кабине ниже 10 000 ft на регуляторе кислорода установите.. NORMAL.

– кнопку CONT IGN.....установите, как необходимо

– план полета.....уточните

– решение о посадке.....примите.

■ ■ ■ ■

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Описание

1 Инструкция по аварийному покиданию самолета для двух членов экипажа

1.1 Введение

«Инструкция по аварийному покиданию самолета МС-21-300 для двух членов экипажа» разработана для описания действий экипажа в составе двух летчиков-испытателей при аварийном покидании в испытательном полете с учетом конструктивных особенностей самолета МС-21-300.

2 Описание и состав

2.1 Доработки, выполненные на самолете

В целях обеспечения аварийного покидания самолета МС-21-300 пилотами в полете на самолете были выполнены следующие доработки конструкции:

- вместо передней грузовой двери установлена специальная дверь, состоящая из панели с люком аварийного покидания (ЛАП), образующая аварийный выход на нижней боковой поверхности фюзеляжа
- в полу за кабиной экипажа установлен аварийный выход - шахта аварийного покидания (ШАП). Сверху ШАП закрыта крышкой
- установлена система управления открытием ЛАП в полете
- установлена система световой и звуковой сигнализации аварийного покидания
- установлена система аварийной разгерметизации самолета.

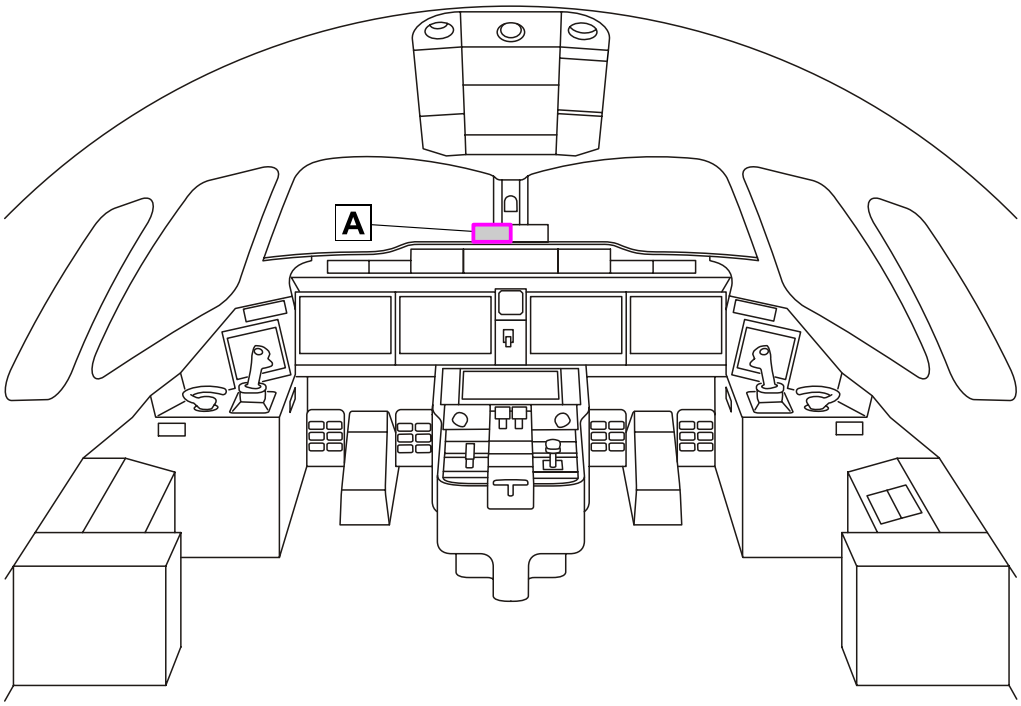
2.1.1 Кабина экипажа

В кабине экипажа:

- установлен пульт АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ (Рис. 1) на приборной доске по центру
- установлены кресла К10П-7550-0, с чашками под спасательную парашютную систему С-5И серии 2, вместо штатных кресел командира воздушного судна и второго пилота
- установлены комплекты кислородного оборудования для летных испытаний ККО-ЛИ
- не установлена штатная дверь в кабину экипажа.

Пульт АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ в кабине экипажа показан на рисунке (Рис. 1).

© ПАО "Корпорация "Иркут"



A



Рисунок 1 Пульт АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2.1.2 Пассажирская кабина

В пассажирской кабине установлены:

- сирена с-1 (Рис. 2)
- блок ручного открытия ЛАП (Рис.)
- крышка в полу над ШАП возле правого борта
- трос для зацепления карабина фала включения парашютного прибора, расположенный над входом в ШАП
- поручни и леера, по обе стороны центрального прохода, для обеспечения безопасного подхода к аварийному выходу
- светосигнальные табло - одно на борту над ШАП, одно над центральным проходом (Рис. 4) и (Рис. 5)
- шесть клапанов разгерметизации - по три в фальшиллюминаторах на каждом борту.

Сирена с-1 показана на рисунке (Рис. 2).

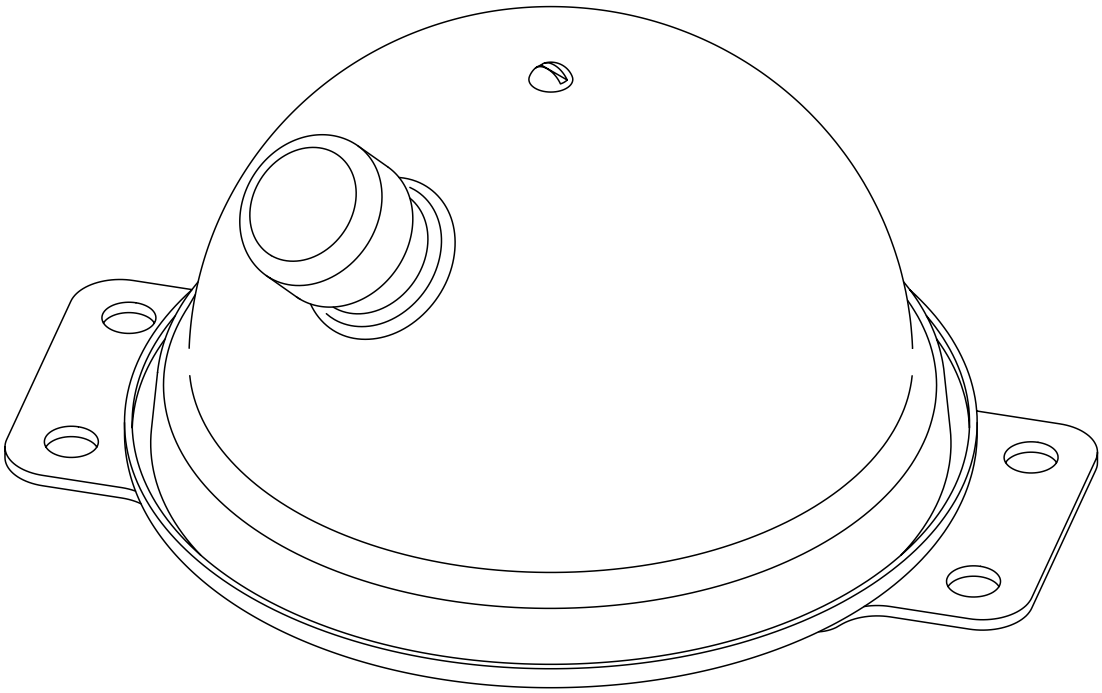


Рисунок 2 Сирена с-1

Блок ручного открытия ЛАП показан на рисунке (Рис. 3).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

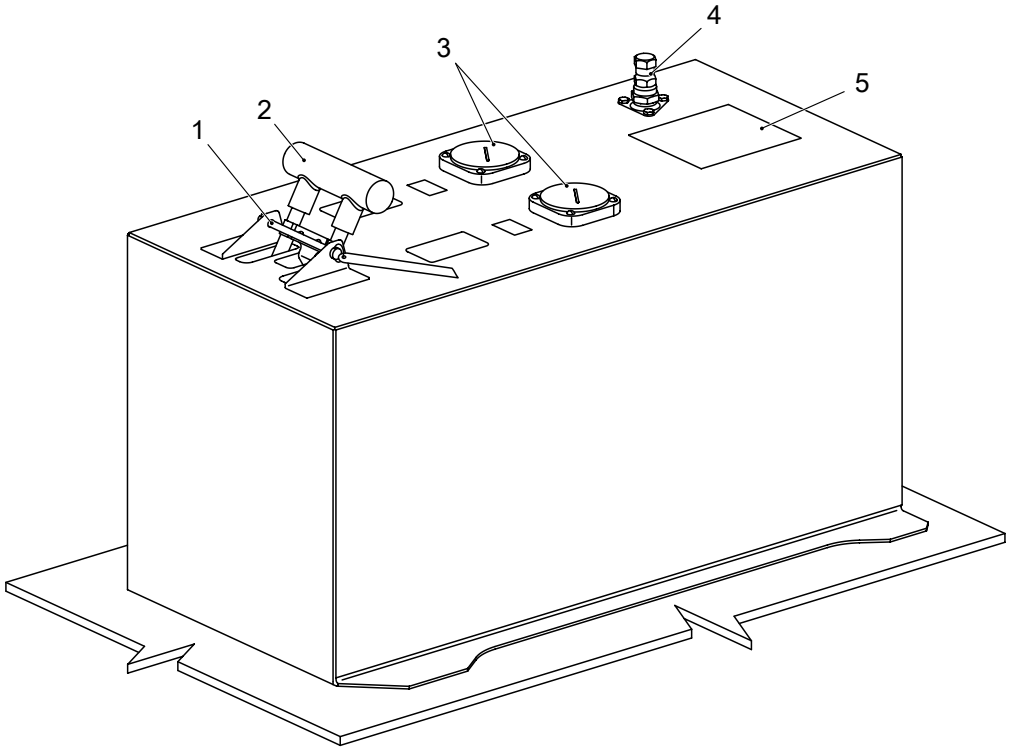


Рисунок 3 Блок ручного открытия ЛАП

Условные обозначения к Рис. 3:

1	Предохранитель	**4**	Штуцер заправки ПС
2	Ручка управления ручным открытием ЛАП	**5**	Табличка уровня зарядки ПС от температуры окружающей среды
3	Манометр НТМ-240		

Расположение светосигнального табло над ШАП показано на рисунке (Рис. 4).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

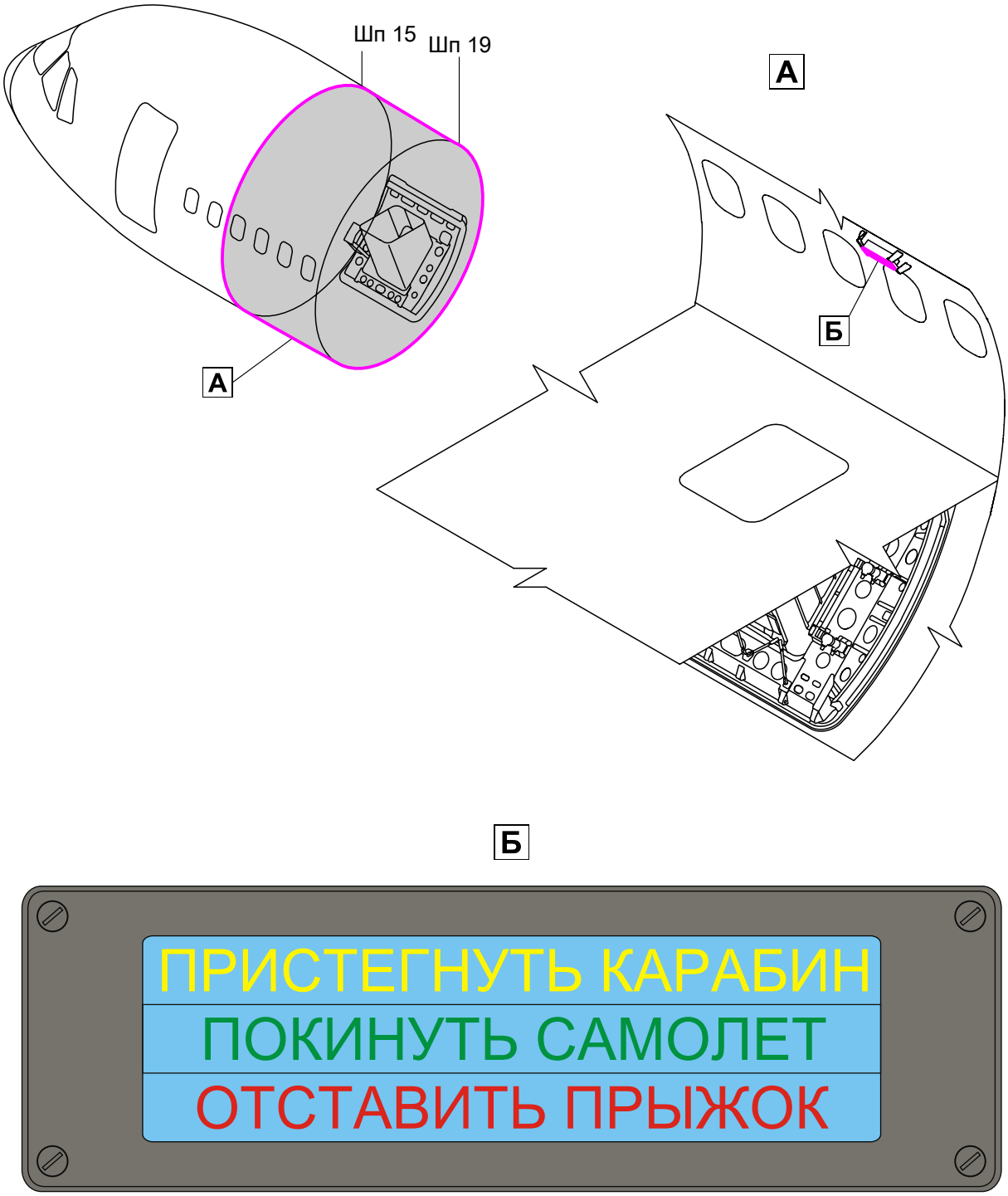


Рисунок 4 Светосигнальное табло над ШАП

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Расположение светосигнального табло над центральным проходом в пассажирской кабине показано на (Рис. 5).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

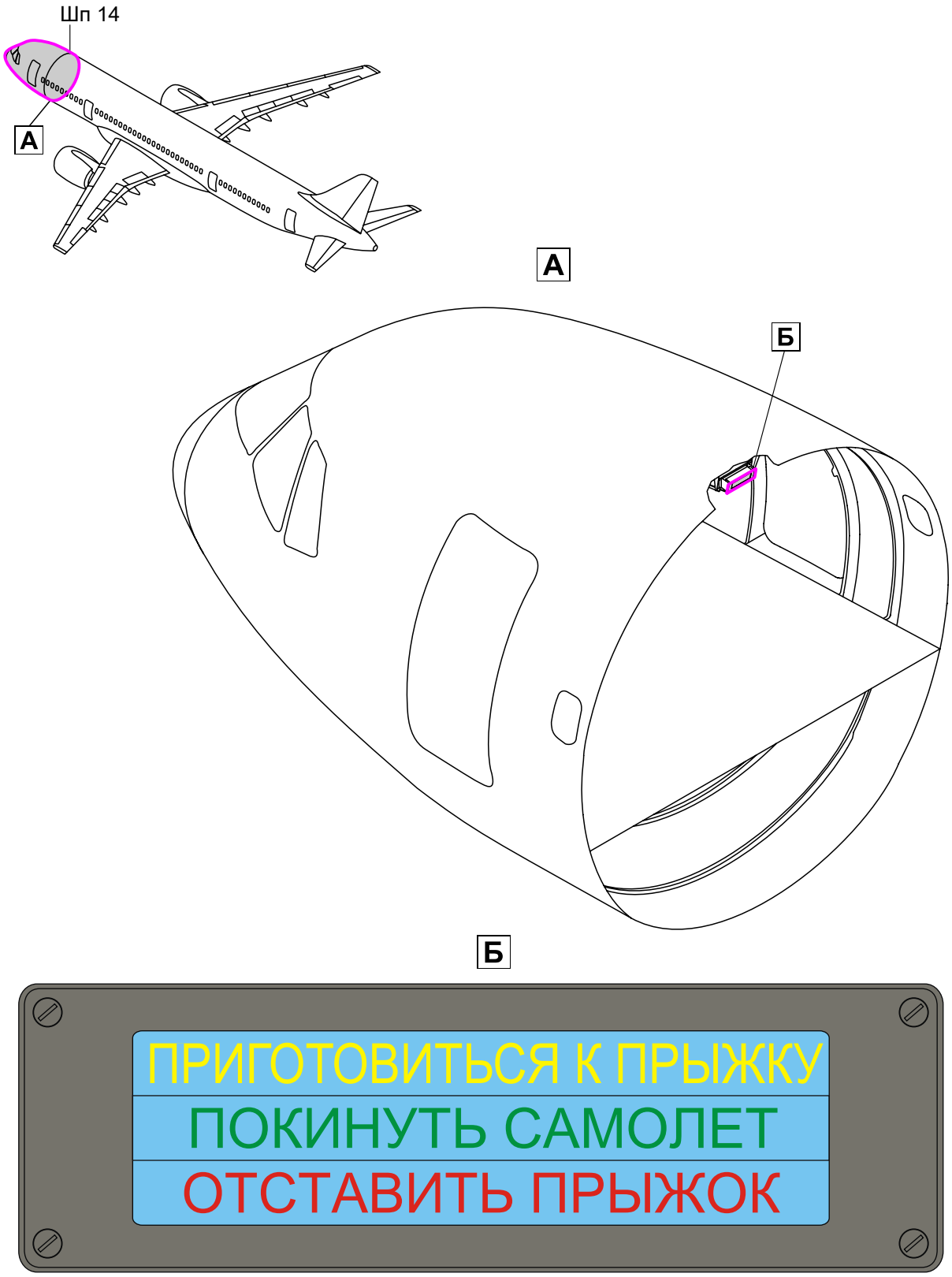


Рисунок 5 Светосигнальное табло над центральным проходом в пассажирской кабине

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2.2 Описание

2.2.1 Испытательные полеты самолета МС-21-300

Испытательные полеты самолета МС-21-300 выполняются экипажем в составе двух человек (Рис. 6):

– командир воздушного судна (КВС)

– второй пилот.

Расположение рабочих мест членов экипажа на самолете показано на рисунке (Рис. 6).

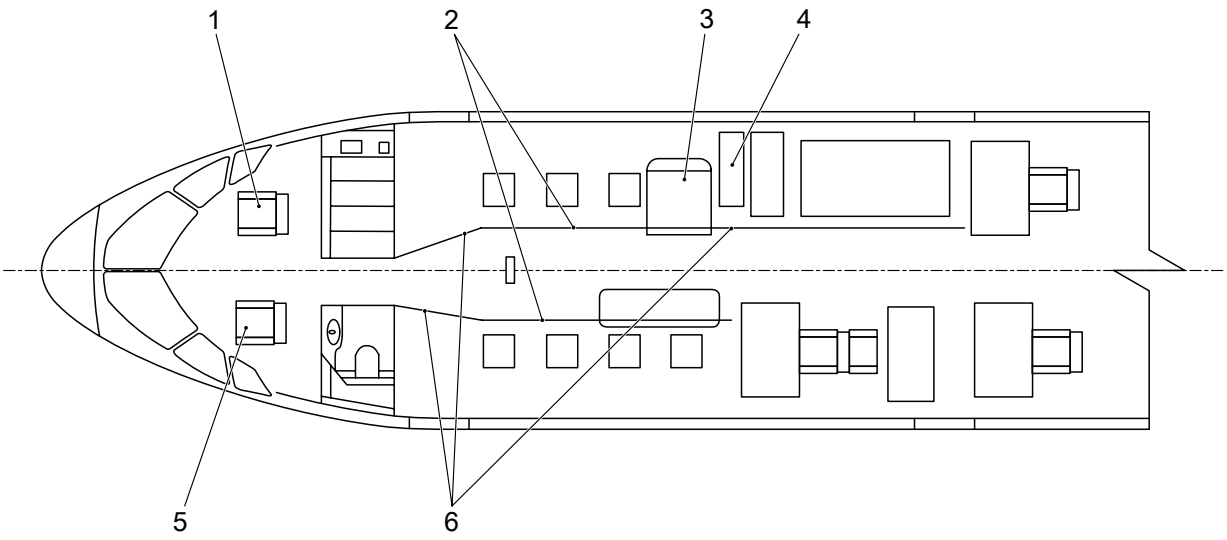


Рисунок 6 Расположение рабочих мест членов экипажа на самолете

Условные обозначения к Рис. 6:

1	Рабочее место второго пилота	**4**	Блок ручного открытия ЛАП
2	Жесткие поручни	**5**	Рабочее место КВС
3	Шахта аварийного покидания (ШАП)	**6**	Мягкие поручни

2.2.2 Размещение членов экипажа в кабине

Члены экипажа размещаются в креслах К10П-7550-0 со спасательной парашютной системой С-5И серии 2.

Каждая спасательная парашютная система С-5И серии 2 оснащена:

– полуавтоматами парашютными комбинированными (унифицированными) ППК-У-240А (настроен на высоту срабатывания 5000 м над рельефом местности и на время задержки 5 с) и ППК-У-240В (настроен на высоту срабатывания 1000 м над рельефом местности и на время задержки 2 с)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– НАЗ-7М

– усиленным карабином фала включения парашютных автоматов ППК-У-240В.

2.2.3 Аварийное покидание

Аварийное покидание самолета в полете выполняется каждым членом экипажа через ШАП свободным прыжком с парашютом.

Аварийный выход расположен на расстоянии 5,5 м от рабочих мест пилотов. ШАП установлена под углом 67° к плоскости пола и закрыта:

– сверху - крышкой шахты

– снизу - люком аварийного покидания на правом борту самолета.

Крышка в полу над шахтой аварийного покидания негерметична и открывается вручную. В испытательных полетах крышка должна быть открыта и зафиксирована в открытом положении фиксатором.

Нижний (герметичный) ЛАП открывается принудительно, вперед по полету на угол 85° и фиксируется в этом положении, образуя защитный козырек от воздействия воздушного потока на члена экипажа при выходе из шахты в поток.

2.2.4 Управление открытием люка аварийного покидания

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Открытие ЛАП с помощью резервной системы выполняйте только после разгерметизации самолета до $P_{изб}$ не более 1.5 psi (0,1 кгс/см^2). Контроль $P_{изб}$ выполняйте на комплексном кадре EWD по параметру ΔP или синоптической странице AIR по шкале DP.

Управление открытием люка аварийного покидания выполняйте при помощи:

– основной системы, которая управляется от ПУ АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ (Рис. 1) из кабины экипажа. Открытие ЛАП происходит после разгерметизации самолета за время не более 15 сек до Ризб не более 1.5 psi (0,1 кгс/см^2) в автоматическом режиме

– резервной системы управления, в случае отказа основной, которая управляется механически, ручкой, расположенной на блоке ручного открытия ЛАП. Блок ручного открытия ЛАП расположен рядом с ШАП.

2.2.5 Пульт АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ

Для открытия ЛАП и подачи команд на аварийное покидание в кабине экипажа на приборной доске по центру установлен пульт АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ (Рис. 1). Подача команд КВС на покидание самолета по системе внутренней связи дублируется световой и звуковой сигнализацией.

2.2.6 Комплект кислородного оборудования ККО-ЛИ

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

В полете без разрешения КВС запрещается расстегивать привязные ремни кресла, вставать с кресла и снимать подвесную систему парашюта.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Комплект кислородного оборудования ККО-ЛИ предназначен для обеспечения членов экипажа питание кислородом на рабочих местах и при аварийном покидании самолета.

В состав ККО-ЛИ входят:

– защитный шлем ЗШ-7И-2 [3] Рис. 7

– кислородная маска КМ-35И-2 [1] Рис. 7

– кислородный парашютный прибор КП-79

– дымозащитные очки ДЗО-1И [2] Рис. 7

– пневмо- и радиосвязные переходники.

Кислород к рабочим местам пилотов подается из кислородного баллона стационарной кислородной системы экипажа. В случае аварийного покидания самолета, при подъеме с кресла с парашютом, подача кислорода автоматически переключается на парашютный кислородный прибор КП-79. При этом происходит отсоединение коммуникаций от стационарной кислородной системы и вручную расстыковывается жгут радиосвязи защитного шлема ЗШ-7И-2 от бортового жгута радиосвязи.

В случае задымления в кабине применяются дымозащитные очки ДЗО-1И [2] Рис. 7, которые перед полетом надеваются поверх защитного шлема и закрепляются на нем специальными шлевками (Рисунок 7).

Снаряжение комплекта ККО-ЛИ при полете в задымленной кабине показано на рисунке (Рис. 7).

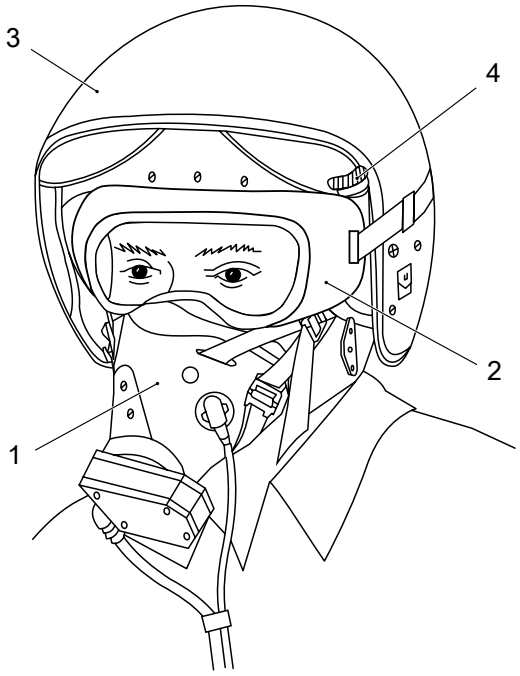


Рисунок 7 Снаряжение комплекта ККО-ЛИ при полете в задымленной кабине

Условные обозначения к Рис. 7:

1	Кислородная маска КМ-35И-2	**3**	Защитный шлем ЗШ-7И-2

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 7:

2	Дымозащитные очки ДЗО-1И	**4**	Рукоятка светофильтра

2.2.7 Условия аварийного покидания самолета

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

В случае необходимости (отказ прибора ППК-У-240В, отсутствие зацепления карабина фала прибора ППК-У-240В) раскрытие спасательного парашюта С-5И серии 2 выполняйте вручную в соответствии с инструкцией по эксплуатации парашюта, не ранее чем через 2 с после отделения от самолета.

ВНИМАНИЕ

Решение на покидание самолета в полете принимает КВС, который действует в соответствии с ФАП ПП ЭА-2000, ФП ИВП.

ВНИМАНИЕ

Члены экипажа должны изучить данную инструкцию, особенности системы аварийного покидания самолета, пройти наземную тренировку и сдать зачет.

Аварийное покидание самолета обеспечивается в горизонтальном и управляемом прямолинейном (без крена и скольжения) полете на скоростях до $V_{пр\ max}$ равных 323 kt (600 км/ч) с убранными шасси или до 237 kt (440 км/ч) с выпущенными шасси (по результатам расчетной оценки) при условии достаточного резерва времени и высоты.

Максимальная высота безопасного аварийного покидания самолета равна 39300 ft (12000 м).

Минимальная высота безопасного аварийного покидания на режимах горизонтального полета самолета равна 600 ft (180 м) при принудительном раскрытии парашюта прибором ППК-У-240В. Ручное раскрытие парашюта допускается не ранее, чем через 2 с после отделения от самолета.

Минимальная высота безопасного аварийного покидания самолета при принудительном раскрытии парашюта прибором ППК-У-240В через 2 с после отделения от самолета и различной вертикальной скорости снижения самолета может быть определена по следующей формуле:

$Hmin = 180 + t_{\sum} \times Vy$, где:

- Vy - вертикальная скорость снижения самолета, f/min (м/с)
- $t_{\sum}$- общие затраты времени на покидание самолета двумя членами экипажа (без учета времени на принятие решения на покидание).

Ориентировочные значения Hmin при общих затратах времени на покидание двух членов экипажа приведены в таблице (Таблица 1).

Таблица 1 Минимальная безопасная высота покидания самолета

Вертикальная скорость Vy, ft/min (м/с)	**Минимальная высота покидания, м для 2-х человек $t_{\sum}$ = 48 с (с учетом $t_{ОТКР.}$ лап = 3 с, $t_{разгерм}$ =15 с. Н = 12000 м)**	**Минимальная высота покидания, м для 2-х человек $t_{\sum}$ = 33 с (с учетом $t_{ОТКР.}$ лап = 3с, Н = 900 м)**
0 (0)	600 ft (180 м)	600 ft (180 м)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Минимальная безопасная высота покидания самолета

Вертикальная скорость Vy, ft/min (м/с)	Минимальная высота покидания, м для 2-х человек $t_{\sum}$ = 48 с (с учетом $t_{ОТКР.}$ лап = 3 с, $t_{разгерм}$ =15 с. Н = 12000 м)	Минимальная высота покидания, м для 2-х человек $t_{\sum}$ = 33 с (с учетом $t_{ОТКР.}$ лап = 3с, Н = 900 м)
1000 (5)	1400 ft (420 м)	1200 ft (345 м)
2000 (10)	2200 ft (660 м)	1700 ft (510 м)
4000 (20)	2900 ft (880 м)	2800 ft (840 м)
6000 (30)	4200 ft (1230 м)	
8000 (40)	5300 ft (1620 м)	
10000 (50)	6700 ft (2020 м)	

Примечание

Минимальные высоты безопасного аварийного покидания самолета, приведенные в таблице 1, уточнены по результатам наземных испытаний средств аварийного покидания, тренировки и оценки времени покидания самолета экипажем.

3 Действия экипажа при посадке в самолет

3.1 Обязанности членов экипажа при прибытии на самолет

При прибытии на самолет каждый член экипажа должен:

- убедиться, что парашют размещен в чашке кресла, подвесная система соответствует правильной подгонке по росту и полетному обмундированию
- убедиться, что кислородный парашютный прибор КП-79 уложен в ранец парашюта, его входной шланг и разъем переходника средства радиосвязи подключены через соответствующие переходники к укладочному блоку МХР814, а карабин чеки пускателя кислорода и разъединителя коммуникаций пристегнут к цепочке, закрепленной на боковой стенке чашки кресла
- соединить шланг и разъем микрофона кислородной маски с соответствующими разъемами парашютного кислородного прибора КП-79
- разместиться в кресле на парашюте, надеть и плотно подогнать подвесную систему парашюта и закрыть замок. Закрепить шлевку промежуточного крепления маски за ножной обхват подвесной системы
- проверить наличие карабина фала прибора ППК-У-240В в кармане на правом ножном обхвате
- надеть защитный шлем, пристегнуть кислородную маску и оставить ее висящей у подбородка
- надеть и разместить на затылочной части защитного шлема ЗШ-7И-2 дымозащитные очки ДЗО-1И
- подключить разъем связи ЗШ-7И-2 к бортовому разъему радиосвязи.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

3.2 Обязанности второго пилота

Второй пилот до занятия рабочего места в кабине экипажа должен проверить:

- уровень зарядки пневмосистемы открытия ЛАП. Уровень зарядки можно проверить по манометру НТМ-240, который расположен на верхней крышке блока ручного открытия ЛАП рядом с ШАП (Рис. 2). Давление в пневмосистеме (в зависимости от температуры окружающей среды) должно быть от 1650 ± 40 psi (116 ± 3 кгс/см^2 [минус 55 °C]) до 2480 ± 40 psi (174 ± 3 кгс/см^2 [55 °C])
- снять предохранитель с ручки управления ручным открытием ЛАП
- фиксацию верхней крышки ШАП в открытом положении
- после закрытия двери пассажирской кабины второй пилот должен зацепить крюк мягкого поручня за скобу на стойке металлического поручня.

4 Действия экипажа при покидании самолета в полете

4.1 Очередность покидания самолета в полете

Покидание самолета в полете происходит в следующей очередности:

1 Второй пилот

2 КВС.

Схема аварийного покидания в воздухе представлена на рисунке (Рис. 8).

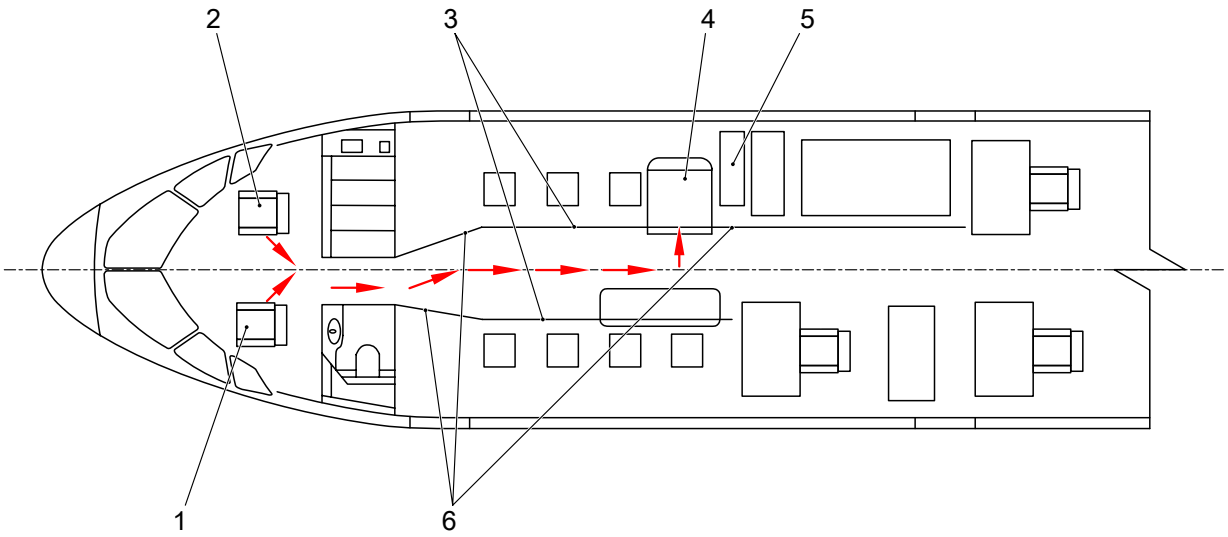


Рисунок 8 Схема аварийного покидания в воздухе

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 8:

1	Рабочее место КВС	4	Шахта аварийного покидания
2	Рабочее место второго пилота	5	Блок ручного открытия ЛАП
3	Жесткие поручни	6	Мягкие поручни

4.2 Действия после принятия решения об аварийном покидании самолета

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

До команды КВС «ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ» второй пилот должен находиться в кресле с пристегнутыми привязными ремнями.

После принятия решения об аварийному покиданию самолета, члены экипажа обязаны выполнять следующие действия:

4.2.1 КВС должен:

- во всех аварийных случаях, угрожающих безопасности полета, подать сообщение о бедствии открытым текстом по действующим каналам управления полетом, по которым к началу сложившейся на борту аварийной ситуации воздушное судно имело связь, и продублировать его по общим каналам связи и пеленгации на аварийных частотах 121.5 (406.025) МГц и 2182 кГц
- включить аварийный радиомаяк
- включить сигнал БЕДСТВИЕ
- направить самолет в сторону от промышленных объектов и населенных пунктов
- установить режим безопасного аварийного покидания самолета до скорости 323 kt (600 км/ч) с убранными шасси или до 237 kt (440 км/ч) с выпущенными шасси. При этом необходимо по возможности выдерживать горизонтальный прямолинейный полет
- перевести управление самолетом на автопилот (по возможности)
- передать по радио руководителю полетов свой позывной, место нахождения, курс самолета и высоту полета, характер происшествия, принятое решение
- открыть дверцы укладочного блока MXP814 и притянуть кислородную маску плотно к лицу
- если второй пилот ушел с рабочего места, дать команду по системе внутренней связи занять свое рабочее место
- подать по системе внутренней связи команду "ПРИГОТОВИТЬСЯ К ПРЫЖКУ"
- открыть красный предохранительный колпачок на ПУ АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ
- установить тумблер ОТКР ЛЮКА в верхнее положение. При этом автоматически:
  - на светосигнальном табло над ШАП - светится в мигающем режиме надпись ПРИСТЕГНУТЬ КАРАБИН
  - на светосигнальном табло над центральным проходом в пассажирской кабине - светится в мигающем режиме надпись ПРИГОТОВИТЬСЯ К ПРЫЖКУ
  - подается прерывистый звуковой сигнал
  - на ПУ АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ начинает светиться табло ПРИГОТ ПРЫЖКУ

© ПАО "Корпорация "Иркут"

- производится разгерметизация самолета до Ризб равного 1.5 psi (0,1 кгс/см^2) за время не более 15 с
- после падения давления до Ризб равного 1.5 psi (0,1 кгс/см^2) производится автоматическое открытие ЛАП за время не более, чем 3 с
- на ПУ АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ начинает светиться табло ЛЮК ОТКРЫТ и продолжает светиться табло ПРИГОТ ПРЫЖКУ.

Примечание
Диапазон скоростей самолета при открытии ЛАП от 0 до 332 kt (615 км/ч).

4.2.2 Второй пилот должен:

– открыть дверцы укладочного блока MXP814 и притянуть кислородную маску плотно к лицу

– откатиться на кресле назад в крайнее заднее фиксированное положение

– поднять левый подлокотник

– сообщить КВС о готовности к покиданию: "ВТОРОЙ ПИЛОТ К ПОКИДАНИЮ ГОТОВ".

4.3 Действия экипажа, когда на ПУ АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ начало светиться табло ЛЮК ОТКРЫТ

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Если при подъеме с кресла автоматического рассоединения кислородных и радиосвязных коммуникаций не произошло, необходимо дернуть за красную шарообразную ручку чеки на КП-79 и разъединить вручную разъем связи защитного шлема от бортового разъема радиосвязи.

4.3.1 Действия КВС, когда на ПУ АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ начало светиться табло ЛЮК ОТКРЫТ

КВС должен:

– тумблер ПРЫЖОК - ОТСТАВ ПРЫЖОК на ПУ АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ установить в положение ПРЫЖОК

– подать по системе внутренней связи команду "ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ". При этом после установки тумблера ПРЫЖОК - ОТСТАВ ПРЫЖОК в положение ПРЫЖОК:

- на ПУ АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ начинает светиться табло ПРЫЖОК. При этом табло ПРИГОТ ПРЫЖКУ и ЛЮК ОТКРЫТ продолжают светиться
- на светосигнальном табло над ШАП - светится надпись ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ. При этом надпись на табло - ПРИСТЕГНУТЬ КАРАБИН - переходит из мигающего на постоянный режим свечения
- на светосигнальном табло над центральным проходом в пассажирской кабине - светится надпись ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ. При этом надпись ПРИГОТОВИТЬСЯ К ПРЫЖКУ перестает светиться (гаснет)
- включается непрерывный звуковой сигнал, прерывистый звуковой сигнал отключается.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4.3.2 Действия второго пилота по команде КВС "ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ"

Второй пилот должен:

- вручную расстыковать жгут радиосвязи защитного шлема ЗШ-7И-2 от бортового жгута радиосвязи
- разомкнуть замок привязных ремней кресла и освободиться от них
- встать с рабочего места и, удерживаясь, при необходимости, за поручни, подойти к ШАП
- достать фал парашютного прибора ППК-У-240В из кармана на правом ножном обхвате подвесной системы
- зацепить карабин фала парашютного прибора ППК-У-240В за трос, расположенный над ШАП
- опустить светофильтр шлема ЗШ-7И-2 (перед опусканием светофильтра поднять и оставить дымозащитные очки ДЗО-1И на затылочной части шлема, если они были опущены)
- встать на колени по центру обреза ШАП, лицом к правому борту самолета и, прижав руки к груди, сгруппировавшись, прыгнуть в ШАП головой вниз. Для сохранения равновесия при принятии положения готовности к прыжку, использовать поручни около ШАП.

4.3.3 Действия КВС после покидания самолета вторым пилотом

КВС должен:

- убедиться, что второй пилот покинул самолет
- вручную расстыковать жгут радиосвязи защитного шлема ЗШ-7И-2 от бортового жгута радиосвязи
- откатить кресло назад в крайнее заднее фиксированное положение, поднять правый подлокотник
- открыть замок привязных ремней кресла и освободиться от них
- встать с рабочего места и, удерживаясь, при необходимости, за поручни, подойти к ШАП
- передвинуть карабин фала парашютного прибора ППК-У-240В в крайнее правое положение на тросе
- достать фал парашютного прибора ППК-У-240В из кармана на правом ножном обхвате подвесной системы
- зацепить карабин фала парашютного прибора ППК-У-240В за трос, расположенный над входом в ШАП
- опустить светофильтр шлема ЗШ-7И-2 (перед опусканием светофильтра поднять и оставить дымозащитные очки ДЗО-1И на затылочной части шлема, если они были опущены)
- убедиться, что второй пилот покинул самолет
- встать на колени по центру обреза ШАП, лицом к правому борту самолета и, прижав руки к груди, сгруппировавшись, прыгнуть в ШАП головой вниз. Для сохранения

© ПАО "Корпорация "Иркут"

равновесия, при принятии положения готовности к прыжку, использовать поручни около ШАП.

4.4 Действия при отказе основного способа открытия ЛАП

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Отказ основной системы управления открытием ЛАП определяется по отсутствию на табло светового сигнала ЛЮК ОТКРЫТ в течение более чем 3 с после установки значения давления на комплексном кадре EWD по параметру ΔP или на синоптической странице AIR по шкале DP, равного 1.5 psi (0,1 кгс/см^2).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Открытие ЛАП происходит только после разгерметизации самолета до $P_{изб}$ не более 1.5 psi (0,1 кгс/см^2).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

При ручном открытии ЛАП держитесь за поручни до прекращения воздействия потока разгерметизации.

4.4.1 Действия при отказе основного способа открытия ЛАП

КВС должен:

- убедиться по шкале DP на синоптической странице двигателя, что $P_{изб}$ не более 1.5 psi (0,1 кгс/см^2)
- по системе внутренней связи подать команду второму пилоту "ПЕРЕПАД 1.5 (0,1) ОТКРЫТЬ АВАРИЙНЫЙ ЛЮК РУЧНЫМ СПОСОБОМ".

4.4.2 Действия второго пилота после команды КВС "ПЕРЕПАД 1.5 (0,1) ОТКРЫТЬ АВАРИЙНЫЙ ЛЮК РУЧНЫМ СПОСОБОМ"

Второй пилот должен:

- убедиться на комплексном кадре EWD по параметру ΔP или на синоптической странице AIR по шкале DP, что Ризб не более 1.5 psi (0,1 кгс/см^2)
- вручную расстыковать жгут радиосвязи защитного шлема ЗШ-7И-2 от бортового жгута радиосвязи
- открыть замок привязных ремней кресла и освободиться от них
- встать с рабочего места
- удерживаясь, при необходимости, за поручни, подойти к ШАП
- достать фал парашютного прибора ППК-У-240В из кармана на правом ножном обхвате подвесной системы
- зацепить карабин парашютного прибора ППК-У-240В за трос, расположенный над входом в ШАП

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– встать на колени по центру обреза ШАП, лицом к правому борту самолета, удерживаясь за поручень

– открыть ЛАП, для чего необходимо надавить вниз на ручку кранов, расположенную на блоке ручного открытия ЛАП, и потянуть её на себя до упора.

4.4.3 Действия КВС, когда на ПУ АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ начало светиться табло ЛЮК ОТКРЫТ

КВС должен:

– установить переключатель ПРЫЖОК - ОТСТАВИТЬ ПРЫЖОК на ПУ АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ в положение ПРЫЖОК

– подать по системе внутренней связи команду "ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ". При этом после установки переключателя ПРЫЖОК - ОТСТАВИТЬ ПРЫЖОК в положение ПРЫЖОК:

  • на ПУ АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ загорается табло ПРЫЖОК, при этом табло ПРИГОТ ПРЫЖКУ и ЛЮК ОТКРЫТ остаются гореть

  • на ПУ АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ начинает светиться табло ПРЫЖОК, а табло ПРИГОТ ПРЫЖКУ и ЛЮК ОТКРЫТ продолжают светиться

  • на светосигнальном табло над центральным проходом в пассажирской кабине начинает светиться надпись ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ, а надпись ПРИСТЕГНУТЬ КАРАБИН из мигающего режима переходит в режим постоянного свечения

  • включается непрерывный звуковой сигнал, прерывистый звуковой сигнал отключается.

4.4.4 Действия второго пилота, когда начало светиться табло ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ или после включения непрерывного звукового сигнала (по команде КВС "ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ")

Второй пилот должен:

– опустить светофильтр шлема ЗШ-7И-2(перед опусканием светофильтра поднять и оставить дымозащитные очки ДЗО-1И на затылочной части шлема, если они были опущены)

– прижав руки к груди, сгруппировавшись, прыгнуть в ШАП головой вниз. Для сохранения равновесия при принятии положения готовности к прыжку, необходимо использовать поручни около ШАП.

4.4.5 Действия КВС после того, как второй пилот покинул самолет

КВС, убедившись, что второй пилот покинул самолет, должен:

– вручную расстыковать жгут радиосвязи защитного шлема ЗШ-7И-2 от бортового жгута радиосвязи

– откатиться на кресле назад в крайнее заднее фиксированное положение, поднять и убрать правый подлокотник

– открыть замок привязных ремней кресла и освободиться от них

– встать с рабочего места и подойти к ШАП

– передвинуть карабин фала парашютного прибора ППК-У-240В в крайнее правое положение на тросе

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– достать фал парашютного прибора ППК-У-240В из кармана на правом ножном обхвате подвесной системы

– зацепить карабин парашютного прибора ППК-У-240В за трос, расположенный над ШАП

– опустить светофильтр шлема ЗШ-7И-2 (перед опусканием светофильтра поднять и оставить дымозащитные очки ДЗО-1И на затылочной части шлема, если они были опущены)

– убедиться, что второй пилот покинул самолет

– встать на колени по центру обреза ШАП, лицом к правому борту самолета, и прижав руки к груди, сгруппировавшись, прыгнуть в ШАП головой вниз. Для сохранения равновесия при принятии положения готовности к прыжку, использовать поручни около ШАП.

4.5 Действия экипажа при изменении решения о покидании самолета

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

После срабатывания системы открытия, ЛАП остается открытым до завершения полета.

4.5.1 Действия КВС после изменения решения о покидании самолета

КВС должен:

– установить тумблер ПРЫЖОК - ОТСТАВ ПРЫЖОК на ПУ АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ в положение ОТСТАВ ПРЫЖОК. При этом:

- на ПУ АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ начинает светиться табло ОТСТАВ ПРЫЖОК, табло ЛЮК ОТКРЫТ продолжает светиться, а табло ПРИГОТ ПРЫЖКУ и ПРЫЖОК перестают светиться
- на светосигнальном табло над ШАП - начинает светиться надпись ОТСТАВ ПРЫЖОК, а надписи ПРИСТЕГНУТЬ КАРАБИН и ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ перестают светиться (гаснет)
- на светосигнальном табло над центральным проходом в пассажирской кабине - начинает светиться надпись ОТСТАВИТЬ ПРЫЖОК, а надпись ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ перестает светиться (гаснет)
- отключается звуковой сигнал.

4.5.2 Действия Второго пилота по команде КВС "ОТСТАВИТЬ ПРЫЖОК"

Второй пилот должен:

– отстегнуть карабин фала парашютного прибора ППК-У-240В от троса над ШАП (если он был зацеплен) и уложить его в карман на правом ножном обхвате подвесной системы

– удерживаясь, при необходимости, за поручни, занять свое рабочее место, застегнуть привязную систему кресла, присоединить разъем связи ЗШ-7И-2 к бортовому разъему, проверить связь

– придвинуть кресло, привести подлокотник в рабочее положение и сообщить КВС "ВТОРОЙ ПИЛОТ РАБОЧЕЕ МЕСТО ЗАНЯЛ".

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4.6 Действия КВС после доклада второго пилота о занятии своего рабочего места

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Второй пилот не должен предпринимать никаких действий по аварийному покиданию самолета до того, как начнет светиться табло ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ или до изменения прерывистого звукового сигнала на непрерывный.

КВС должен:

– выполнить экстренное снижение до высоты менее 13200 ft (4000 м). Скорость снижения необходимо выбирать из того, что запас кислорода рассчитан на питание каждого члена экипажа не более 11 мин с момента перехода на питание кислородом от парашютного кислородного пробора КП-79

– выполнить посадку самолета с открытым люком аварийного покидания.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Описание

1 Инструкция по аварийному покиданию самолета для двух членов экипажа и операторов

1.1 Введение

«Инструкция по аварийному покиданию самолета МС-21-300 экипажем в составе двух пилотов и трех операторов» разработана для описания действий экипажа при аварийном покидании в испытательном полете с учетом конструктивных особенностей самолета МС-21-300.

2 Описание и состав

2.1 Доработки выполненные на самолете

В целях обеспечения аварийного покидания самолета МС-21-300 пилотами и операторами в полете на самолете были выполнены следующие доработки конструкции:

– вместо передней багажной двери установлена специальная дверь, состоящая из панели с люком аварийного покидания (ЛАП), образующая аварийный выход на нижней боковой поверхности фюзеляжа

– в полу за кабиной экипажа установлен аварийный выход – шахта аварийного покидания (ШАП). Сверху ШАП закрыта крышкой

– установлена система управления открытием ЛАП в полете

– установлена система световой и звуковой сигнализации аварийного покидания

– установлена система аварийной разгерметизации самолета.

2.1.1 Кабина экипажа

В кабине экипажа:

– установлен пульт АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ (Рис. 1) на приборной доске по центру

– установлены кресла К10П-7550-0, с чашками под спасательную парашютную систему С-5И серии 2, вместо штатных кресел командира воздушного судна и второго пилота

– установлены комплекты кислородного оборудования для летных испытаний ККО-ЛИ

– не установлена штатная дверь в кабину экипажа.

2.1.2 Пассажирская кабина

В пассажирской кабине установлены:

– кресла К12П-7550-0 с чашками под спасательную парашютную систему С-5И серии 2 для операторов

– сирена с-1 (Рис. 2)

– комплекты кислородного оборудования для летных испытаний ККО-ЛИ на рабочих местах операторов

– блок ручного открытия ЛАП (Рис. 3)

– крышка в полу над ШАП возле правого борта

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– трос для зацепления карабина фала включения парашютного прибора, расположенный над входом в ШАП

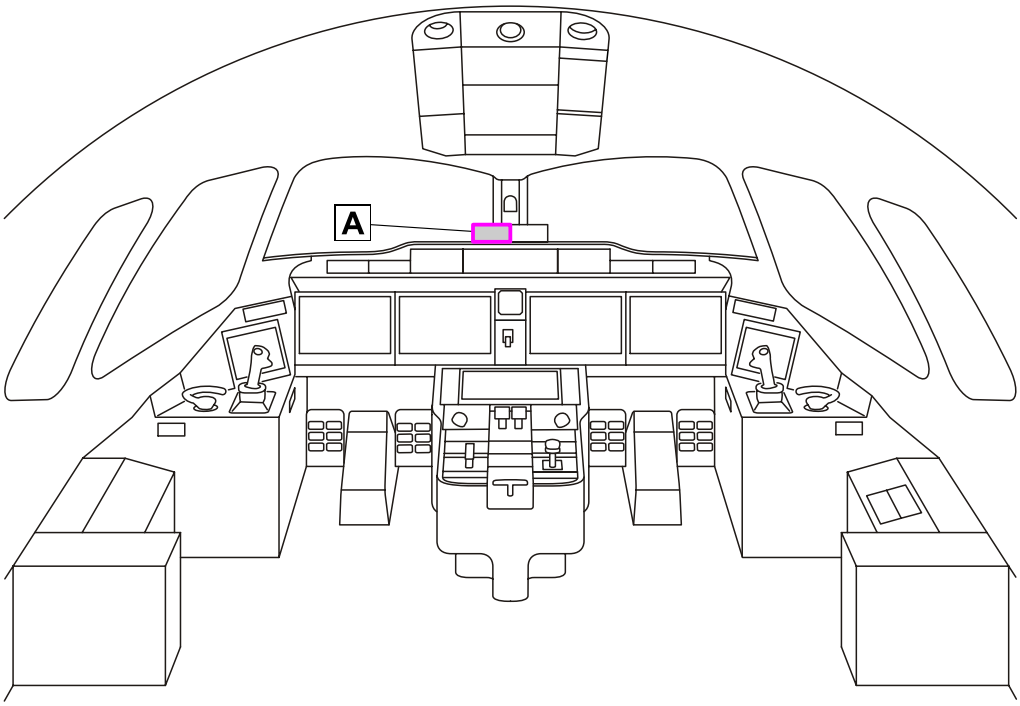
– поручни и леера, по обе стороны центрального прохода в пассажирской кабине, для обеспечения безопасного подхода к аварийному выходу

– светосигнальные табло – одно на борту над ШАП, одно над центральным проходом (Рис. 4) и (Рис. 5) и по одному на каждом рабочем месте операторов (Рис. 6)

– шесть клапанов разгерметизации – по три в фальшиллюминаторах на каждом борту.

Пульт АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ в кабине экипажа показан на рисунке (Рис. 1).

© ПАО "Корпорация "Иркут"



A



Рисунок 1 Пульт АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Сирена с-1 показана на рисунке (Рис. 2).

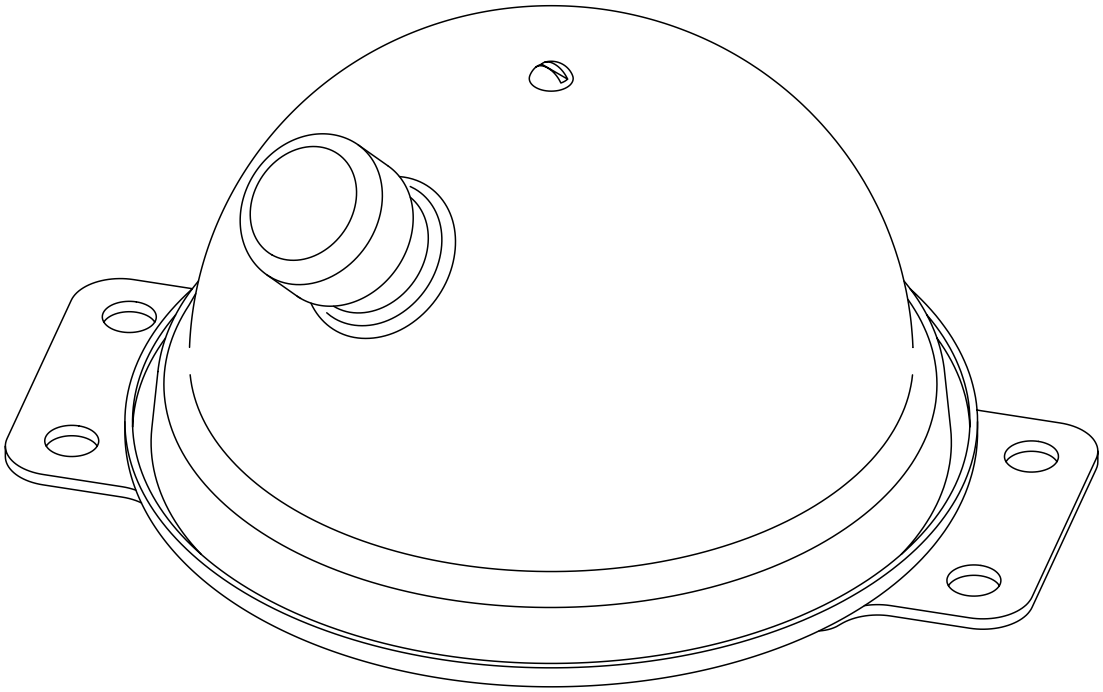


Рисунок 2 Сирена с-1

Блок ручного открытия ЛАП показан на рисунке (Рис. 3).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

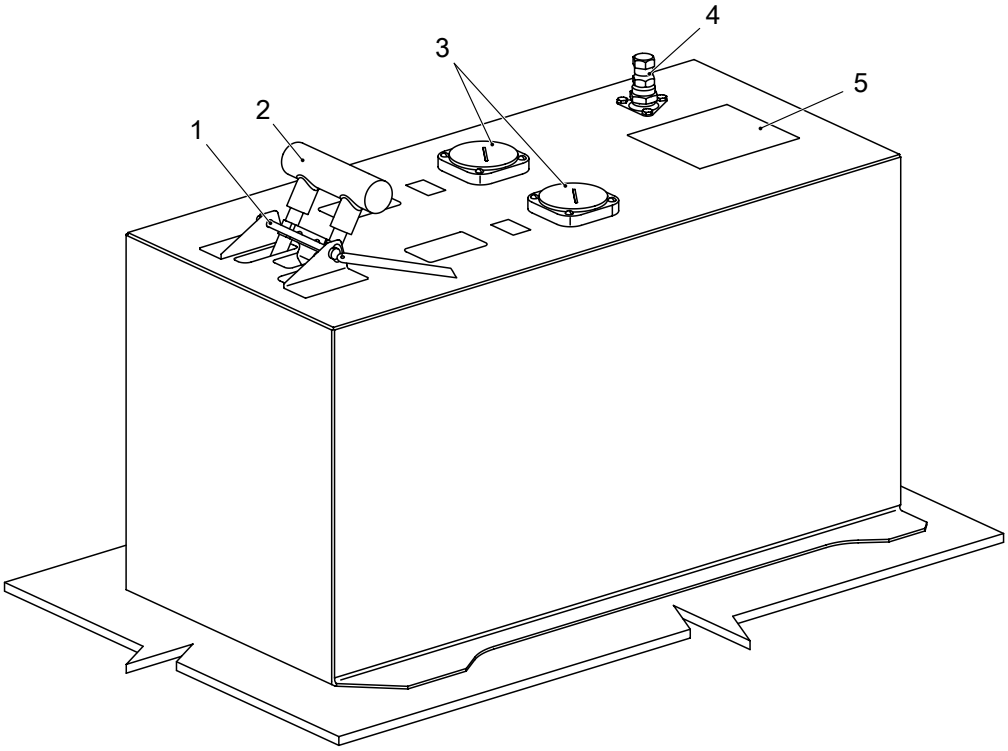


Рисунок 3 Блок ручного открытия ЛАП

Условные обозначения к Рис. 3:

1	Предохранитель	**4**	Штуцер заправки ПС
2	Ручка управления ручным открытием ЛАП	**5**	Табличка уровня зарядки ПС от температуры окружающей среды
3	Манометр НТМ-240		

Расположение светосигнального табло над ШАП показано на рисунке (Рис. 4).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

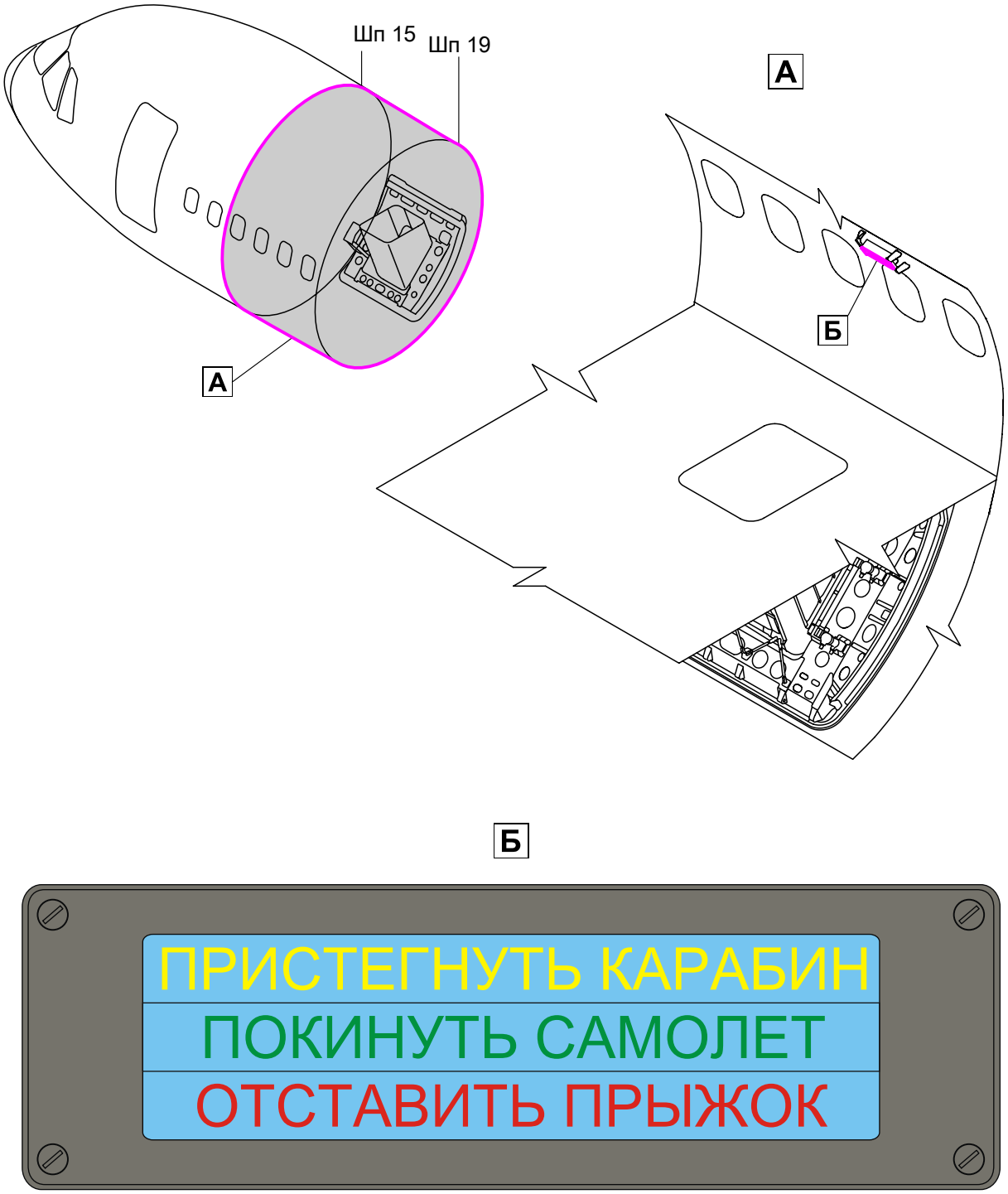


Рисунок 4 Светосигнальное табло над ШАП

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Расположение светосигнального табло над центральным проходом в пассажирской кабине показано на рисунке (Рис. 5).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

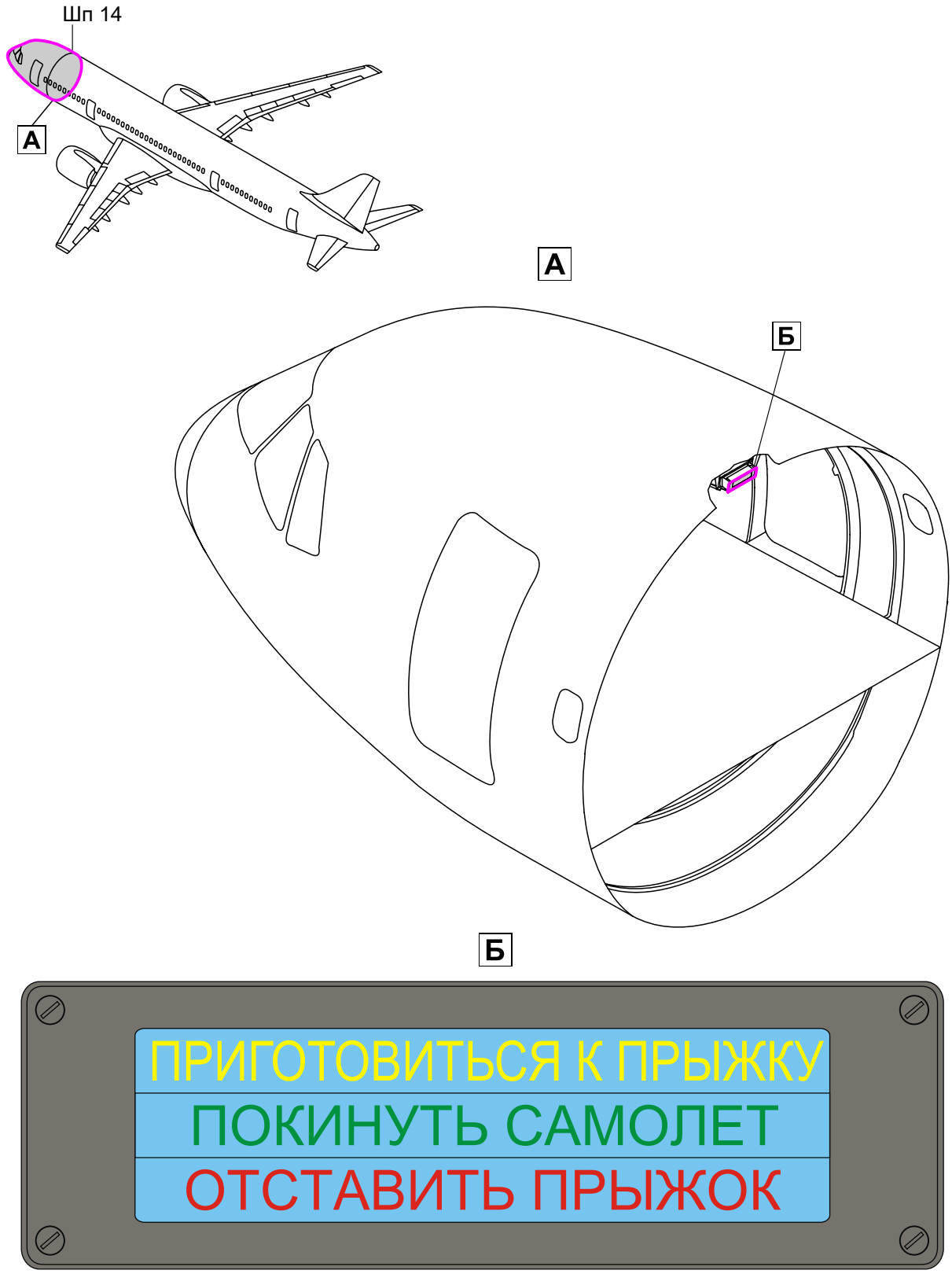


Рисунок 5 Светосигнальное табло над центральным проходом в пассажирской кабине

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Расположение светосигнальных табло на рабочих местах операторов показано на рисунке (Рис. 6).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

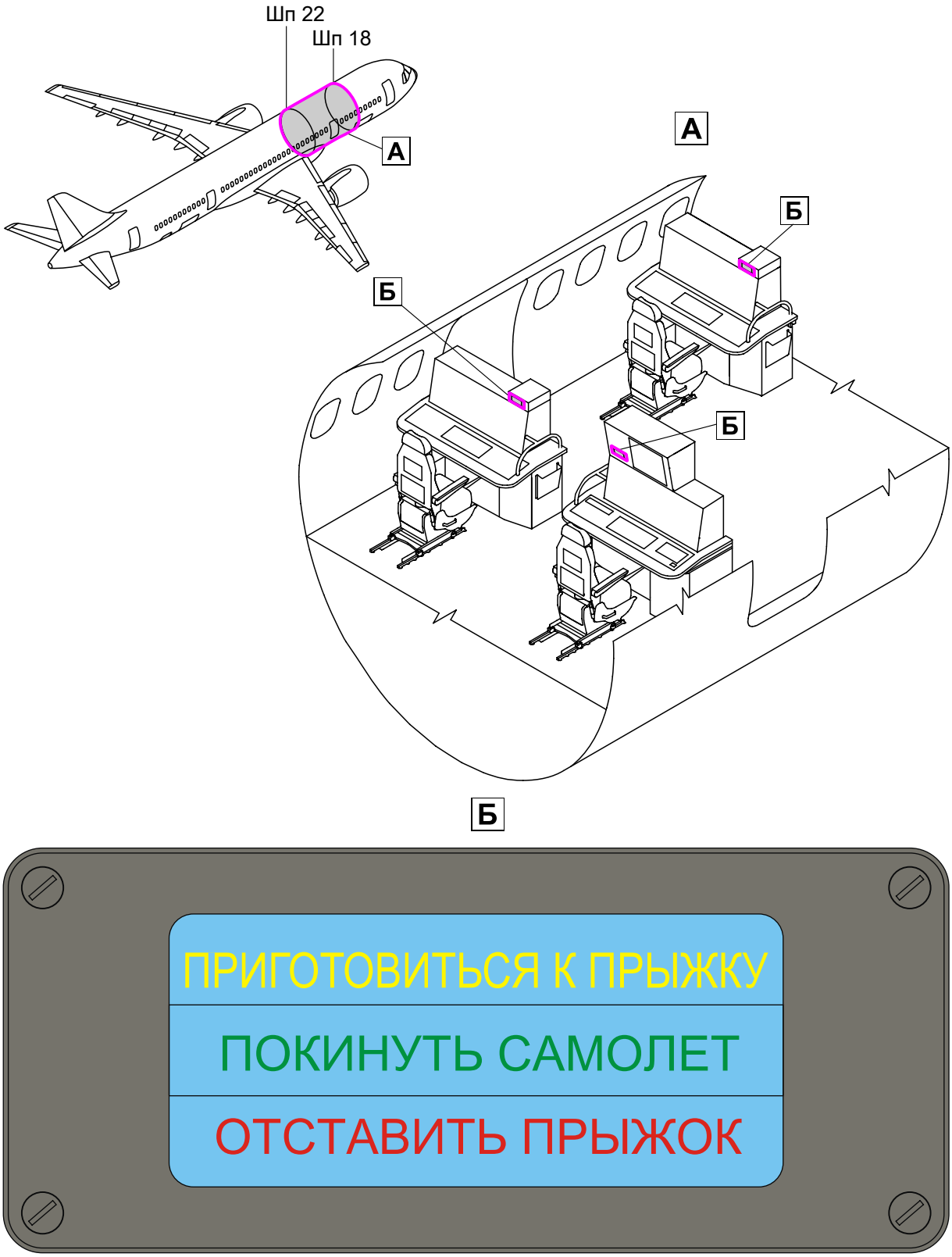


Рисунок 6 Светосигнальное табло на рабочем месте оператора

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2.2 Описание

2.2.1 Испытательные полеты самолета МС-21-300

Испытательные полеты самолета МС-21-300 выполняются экипажем в составе до пяти человек (Рис. 7):

– командир воздушного судна (КВС)

– второй пилот

– оператор № 1

– оператор № 2

– оператор № 3.

Состав экипажа определяется полетным заданием.

Расположение рабочих мест членов экипажа на самолете показано на рисунке (Рис. 7).

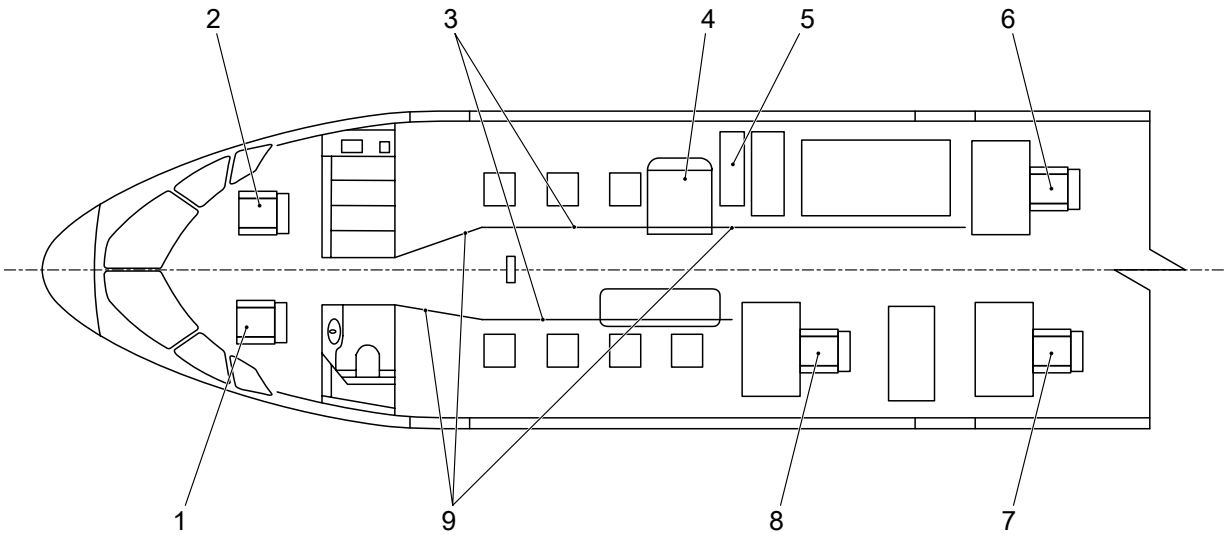


Рисунок 7 Расположение рабочих мест членов экипажа на самолете

Условные обозначения к Рис. 7:

1	Рабочее место КВС	**6**	Рабочее место оператора № 1
2	Рабочее место второго пилота	**7**	Рабочее место оператора № 2
3	Жесткие поручни	**8**	Рабочее место оператора № 3
4	Шахта аварийного покидания (ШАП)	**9**	Мягкие поручни.
5	Блок ручного открытия ЛАП		

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2.2.2 Размещение членов экипажа в самолете

Члены экипажа размещаются в креслах К10П-7550-0 (пилоты) и К12П-7550-0 (операторы) со спасательной парашютной системой С-5И серии 2:

- каждая спасательная парашютная система С-5И серии 2 оснащена полуавтоматами парашютными комбинированными (унифицированными) ППК-У-240А, настроенные на высоту срабатывания 16400 ft (5000 м) над рельефом местности и на время задержки 5 с и ППК-У-240В, настроенные на высоту срабатывания 3300 ft (1000 м) над рельефом местности и на время задержки 2 с
- НАЗ-7М
- усиленным карабином фала включения парашютных автоматов ППК-У-240В.

2.2.3 Аварийное покидание

Аварийное покидание самолета экипажем в полете выполняется через ШАП свободным прыжком с парашютом.

Аварийный выход расположен на расстоянии 5.5 м от рабочих мест пилотов и 5.0 м от рабочего места оператора № 1 (самое удаленное). ШАП установлена под углом 67° к плоскости пола и закрыта:

- сверху – крышкой шахты
- снизу – люком аварийного покидания на правом борту самолета.

  Крышка в полу над шахтой аварийного покидания негерметична и открывается вручную. В испытательных полетах крышка должна быть открыта и зафиксирована в открытом положении фиксатором.

  Нижний (герметичный) ЛАП открывается принудительно, вперед по полету на угол 85° и фиксируется в этом положении, образуя защитный козырек от воздействия воздушного потока на члена экипажа при выходе из шахты в поток.

2.2.4 Управление открытием люка аварийного покидания

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Открытие ЛАП с помощью резервной системы выполняйте только после разгерметизации самолета до $P_{изб}$ не более 1.5 psi (0,1 кгс/см^2). Контроль $P_{изб}$ выполняйте на комплексном кадре EWD по параметру ΔP или на синоптической странице AIR по шкале DP.

Управление открытием люка аварийного покидания выполняется при помощи:

- основной системы, которая управляется от ПУ АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ (Рис. 1) из кабины экипажа. Открытие ЛАП происходит в автоматическом режиме после разгерметизации самолета до $P_{изб}$ не более 1.5 psi (0,1 кгс/см^2) за время не более 15 с
- резервной системы управления, в случае отказа основной, которая управляется механически ручкой, расположенной на блоке ручного открытия ЛАП. Блок ручного открытия ЛАП расположен рядом с ШАП.

2.2.5 Пульт АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ

Для открытия ЛАП и подачи команд на аварийное покидание, в кабине экипажа на приборной доске по центру установлен пульт АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ (Рис. 1). Подача

© ПАО "Корпорация "Иркут"

команд КВС на покидание самолета по системе внутренней связи дублируется световой и звуковой сигнализацией.

2.2.6 Комплект кислородного оборудования ККО-ЛИ

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

В ПОЛЕТЕ, БЕЗ РАЗРЕШЕНИЯ КВС ЗАПРЕЩАЕТСЯ ОТКРЫВАТЬ ЗАМКИ ПРИВЯЗНЫХ РЕМНЕЙ КРЕСЛА, ВСТАВАТЬ С КРЕСЛА И СНИМАТЬ ПОДВЕСНУЮ СИСТЕМУ ПАРАШЮТА. ОПЕРАТОРЫ НА ВЗЛЕТЕ И ПОСАДКЕ ДОЛЖНЫ СИДЕТЬ В ЗАФИКСИРОВАННЫХ КРЕСЛАХ, РАЗВЕРНУТЫХ ПО ПОЛЕТУ.

Комплект кислородного оборудования ККО-ЛИ предназначен для обеспечения членов экипажа и операторов кислородом на рабочих местах и при аварийном покидании самолета.

В состав ККО-ЛИ входят:

– защитный шлем ЗШ-7И-2 [[4] Рис. 8]

– кислородная маска КМ-35И-2 [[1] Рис. 8]

– кислородный парашютный прибор КП-79

– дымозащитные очки ДЗО-1И [[2] Рис. 8]

– пневмо- и радиосвязные переходники.

Кислород к рабочим местам пилотов подается из кислородного баллона стационарной кислородной системы экипажа, а к рабочим местам операторов – из блоков кислородного питания БКП-2-2-210.

При аварийном покидании самолета, при подъеме с кресла с парашютом подача кислорода автоматически переключается на парашютный кислородный прибор КП-79. При этом происходит отсоединение коммуникаций: у пилотов - от стационарной кислородной системы, у операторов - от БКП-2-2-210 и вручную расстыковывается жгут радиосвязи защитного шлема ЗШ-7И-2 от бортового жгута радиосвязи.

В случае задымления в кабине применяются дымозащитные очки ДЗО-1И, которые перед полетом надеваются поверх защитного шлема и закрепляются на нем специальными шлевками (Рис. 8).

Снаряжение комплекта ККО-ЛИ при полете в задымленной кабине показано на рисунке (Рис. 8).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

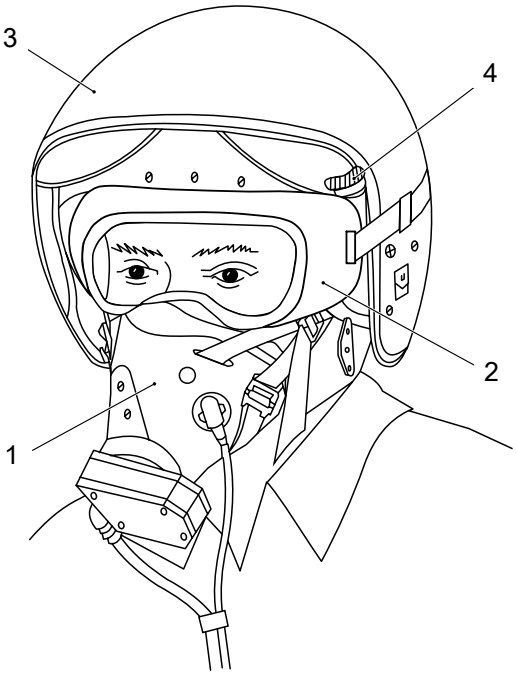


Рисунок 8 Снаряжение комплекта ККО-ЛИ при полете в задымленной кабине

Условные обозначения к Рис. 8:

1	Кислородная маска КМ-35И-2	3	Защитный шлем ЗШ-7И-2
2	Дымозащитные очки ДЗО-1И	4	Рукоятка светофильтра.

2.2.7 Условия аварийного покидания самолета

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

В случае необходимости (отказ прибора ППК-У-240В, отсутствие зацепления карабина фала прибора ППК-У-240В), раскрытие спасательного парашюта С-5И серии 2 выполняйте вручную в соответствии с инструкцией по эксплуатации парашюта, не ранее чем через 2 с после отделения от самолета.

ВНИМАНИЕ

Решение на покидание самолета в полете принимает КВС, который действует в соответствии с ФАП ПП ЭА-2000, ФП ИВП.

ВНИМАНИЕ

Члены экипажа должны изучить настоящую инструкцию, особенности системы аварийного покидания самолета, пройти наземную тренировку и сдать зачет.

Аварийное покидание самолета обеспечивается в горизонтальном и управляемом прямолинейном (без крена и скольжения) полете на скоростях до $V_{пр}$ = 324 kt (600 км/ч)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

с убранными шасси и до Vпр = 238 kt (440 км/ч) с выпущенными шасси (по результатам расчетной оценки) при наличии достаточного резерва времени и высоты.

Максимальная высота безопасного аварийного покидания самолета равна 39300 ft (12000 м).

Минимальная высота безопасного аварийного покидания на режимах горизонтального полета самолета равна 600 ft (180 м) при принудительном раскрытии парашюта прибором ППК-У-240В. Ручное раскрытие парашюта допускается не ранее, чем через 2 с после отделения от самолета.

Минимальная высота безопасного аварийного покидания самолета при принудительном раскрытии парашюта прибором ППК-У-240В через 2 с после отделения от самолета и различной вертикальной скорости снижения самолета может быть определена по следующей формуле:

H_{min} = 180 м + t_{Σ} × V_y, где:

– V_y - вертикальная скорость снижения самолета, f/min (м/с)

– t_{Σ} - общие затраты времени на покидание всего состава экипажа (без учета времени на принятие решения на принятие решения на покидание).

Ориентировочное значение H_{min} при общих затратах времени на покидание до пяти членов экипажа приведены в таблицах (Таблица 1 и Таблица 2).

Таблица 1 Ориентировочная минимальная высота покидания самолета с учетом времени на разгерметизацию

Вертикальная скорость V_y, ft/min (м/с)	**Минимальная высота покидания ($t_{разгерм}$ = f(H)*, $t_{разгерм}$ = 15 с, H = 12000 м), м**			
	Минимальная высота покидания для двух человек (48 с)	**Минимальная высота покидания для трех человек (60 с)**	**Минимальная высота покидания для четырех человек (71 с)**	**Минимальная высота покидания для пяти человек (82с)**
0 (0)	600 ft (180 м)	600 ft (180 м)	600 ft (180 м)	600 ft (180 м)
1000 (5)	1200 ft (420 м)	1600 ft (480 м)	1800 ft (535 м)	1900 ft (590 м)
2000 (10)	2200 ft (660 м)	2600 ft (780 м)	2900 ft (890 м)	3200 ft (1000 м)
4000 (20)	2900 ft (880 м)	3700 ft (1120 м)	4400 ft (1340 м)	5200 ft (1570 м)
6000 (30)	4200 ft (1230 м)	5300 ft (1610 м)	6500 ft (1960 м)	7600 ft (2300 м)
8000 (40)	5300 ft (1620 м)	7000 ft (2130 м)	8600 ft (2600 м)	10100 ft (3060 м)
10000 (50)	6700 ft (2020 м)	8800 ft (2660 м)	10700 ft (3240 м)	12600 ft (3830 м)

*$t_{разгерм}$ = f(H) - из отчета C1111-8815-0000-000-A05A

Ориентировочное значение H_{min} при общих затратах времени на поочередное покидание самолета экипажем в составе от двух до пяти человек (95 с - без учета затраты времени на разгерметизацию, H ≤ 6600 ft [2000 м]), приведены в таблице (Таблица 2).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Ориентировочная минимальная высота покидания самолета без учета времени на разгерметизацию

Вертикальная скорость V_y, ft/min (м/с)	Минимальная высота покидания (с учетом $t_{откр. ЛАП}$ = 3 с, H = 900 м), м			
	Минимальная высота покидания для двух человек (33 с)	Минимальная высота покидания для трех человек (45 с)	Минимальная высота покидания для четырех человек (56 с)	Минимальная высота покидания для пяти человек (67с)
0 (0)	600 ft (180 м)	600 ft (180 м)	600 ft (180 м)	600 ft (180 м)
1000 (5)	1100 ft (345 м)	1300 ft (405 м)	1500 ft (460 м)	1700 ft (515 м)
2000 (10)	1700 ft (510 м)	2100 ft (630 м)	2400 ft (740 м)	2800 ft (850 м)
4000 (20)	2800 ft (840 м)	3500 ft (1080 м)		

Примечание

Минимальные высоты безопасного аварийного покидания самолета, приведенные в таблицах 1 и 2, уточнены после выполнения наземных испытаний средств аварийного покидания, тренировки и оценки времени покидания самолета экипажем.

3 Действия экипажа при посадке в самолет

3.1 Обязанности членов экипажа при прибытии на самолет

При прибытии на самолет, каждый член экипажа должен:

- убедиться, что парашют размещен в чашке кресла, подвесная система соответствует правильной подгонке по росту и полетному обмундированию
- убедиться, что кислородный парашютный прибор КП–79 уложен в ранец парашюта, его входной шланг подключен через соответствующий переходник к укладочному блоку МХР814 (у пилотов) и БКП-2-2-210 (у операторов), разъем переходника радиосвязи подключен в соответствующий разъем на блоке МХР814 (у пилотов) и на рабочих местах операторов, а карабин чеки пускателя кислорода и разъединителя коммуникаций пристегнут к цепочке, закрепленной на боковой стенке чашки кресла
- соединить шланг и разъем микрофона кислородной маски с соответствующими разъемами парашютного кислородного прибора КП-79
- разместиться в кресле на парашюте, надеть и плотно подогнать подвесную систему парашюта и закрыть замок. Закрепить шлевку промежуточного крепления маски за ножной обхват подвесной системы
- проверить наличие карабина фала прибора ППК-У-240В в кармане на правом ножном обхвате
- надеть защитный шлем, пристегнуть кислородную маску и оставить ее висящей у подбородка
- надеть и разместить на затылочной части защитного шлема ЗШ-7И-2 дымозащитные очки ДЗО-1И
- подключить разъем связи ЗШ-7И-2 к бортовому разъему радиосвязи.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

3.2 Обязанности второго пилота

Второй пилот до занятия рабочего места в кабине экипажа должен проверить:

- уровень зарядки пневмосистемы открытия ЛАП. Уровень зарядки проверяется по манометрам НТМ-240 , которые расположены на верхней крышке блока ручного открытия ЛАП рядом с ШАП. Давление в пневмосистеме (в зависимости от температуры окружающей среды) должно быть от 1650 ± 40 psi (116 ± 3 кгс/см^2[минус 55 °C]) до 2480 ± 40 psi (174 ± 3 кгс/см^2 [55 °C])
- снять предохранитель с ручки управления ручным открытием ЛАП
- фиксацию верхней крышки ШАП в открытом положении
- после закрытия пассажирской двери зацепить крюк мягкого поручня за скобу на стойке металлического поручня.

4 Действия экипажа при покидании самолета в полете

4.1 Очередность покидания самолета в полете

4.1.1 Покидание самолета в полете

Покидание самолета в полете происходит в следующей очередности:

1 оператор № 3

2 оператор № 2

3 оператор № 1

4 второй пилот

5 КВС.

Схема аварийного покидания в воздухе представлена на рисунке (Рис. 9).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

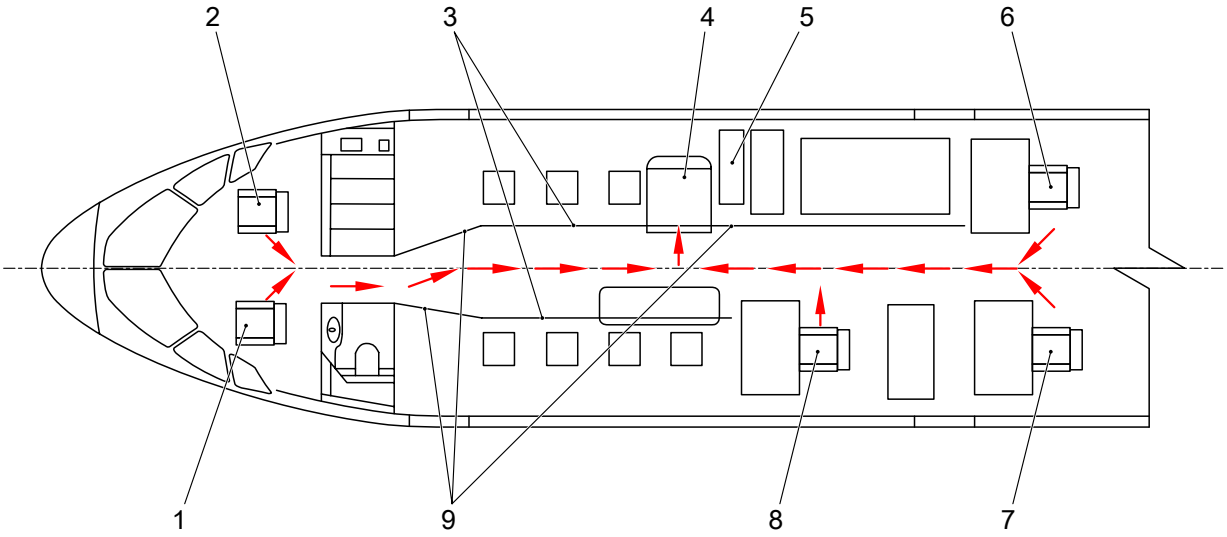


Рисунок 9 Схема аварийного покидания в воздухе

Условные обозначения к Рис. 9:

1	Рабочее место КВС	**6**	Рабочее место оператора №1
2	Рабочее место второго пилота	**7**	Рабочее место оператора №2
3	Жесткие поручни	**8**	Рабочее место оператора №3
4	Шахта аварийного покидания	**9**	Мягкие поручни
5	Блок ручного открытия ЛАП		

4.1.2 Покидание самолета в полете при отказе основной системы открытия ЛАП

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

В СЛУЧАЕ ОТКАЗА ОСНОВНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ОТКРЫТИЕМ ЛАП И ОТКРЫТИЯ ЕГО С ПОМОЩЬЮ РЕЗЕРВНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ, ОЧЕРЕДНОСТЬ ПОКИДАНИЯ САМОЛЕТА В ПОЛЕТЕ ИЗМЕНЯЕТСЯ.

В случае отказа основной системы управления, очередность покидания самолета в полете изменяется на следующую:

1 второй пилот

2 оператор № 3

3 оператор № 2

4 оператор № 1

5 КВС.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Примечание

При изменении численности операторов , их обязанности и очередность покидания ими самолета устанавливаются полетным заданием.

4.2 Действия после принятия решения при аварийном покидании самолета

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

ДО КОМАНДЫ КВС «ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ» ВСЕ ЧЛЕНЫ ЭКИПАЖА ДОЛЖНЫ НАХОДИТЬСЯ В КРЕСЛАХ С ПРИСТЕГНУТЫМИ ПРИВЯЗНЫМИ РЕМНЯМИ.

После принятия решения по аварийному покиданию самолета члены экипажа обязаны выполнять следующие действия:

4.2.1 Действия КВС после принятия решения по аварийному покиданию самолета

КВС должен:

- во всех аварийных случаях, угрожающих безопасности полета, подать сообщение о бедствии открытым текстом по действующим каналам управления полетом, по которым, к началу сложившейся на борту аварийной ситуации, воздушное судно имело связь, и продублировать его по общим каналам связи и пеленгации на аварийных частотах 121,5 (406,025) МГц и 2182 кГц
- включить аварийный радиомаяк
- включить сигнал БЕДСТВИЕ
- направить самолет в сторону от промышленных объектов и населенных пунктов
- установить режим безопасного аварийного покидания самолета (Vпр= 324 kt (600 км/ч) с убранными шасси и до Vпр= 238 kt (440 км/ч) с выпущенными шасси, горизонтальный прямолинейный полет по возможности)
- перевести управление самолетом на автопилот (по возможности)
- передать по радио руководителю полетов свой позывной, место нахождения, курс самолета и высоту полета, характер происшествия, принятое решение
- открыть дверцы укладочного блока MXP814 и притянуть кислородную маску плотно к лицу
- если один из членов экипажа ушел с рабочего места, дать команду по системе внутренней связи занять свое рабочее место
- подать по системе внутренней связи команду «ПРИГОТОВИТЬСЯ К ПРЫЖКУ»
- открыть красный предохранительный колпачок на ПУ АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ
- установить тумблер ОТКР ЛЮКА в верхнее положение. При этом автоматически:
  - на светосигнальном табло над ШАП - начинает светиться в мигающем режиме надпись ПРИСТЕГНУТЬ КАРАБИН
  - на светосигнальных табло над центральным проходом в пассажирской кабине и на РМО – начинает светиться в мигающем режиме надпись ПРИГОТОВИТЬСЯ К ПРЫЖКУ

© ПАО "Корпорация "Иркут"

- подается прерывистый звуковой сигнал
- на ПУ АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ начинает светиться табло ПРИГОТ ПРЫЖКУ
- происходит разгерметизация самолета до $P_{изб}$ = 1.5 psi (0,1 кгс/см^2) за время не более 15 с
- после падения давления до $P_{изб}$ = 1.5 psi (0,1 кгс/см^2) происходит автоматическое открытие ЛАП за время не более, чем 3 с
- на ПУ АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ начинает светиться табло ЛЮК ОТКРЫТ и продолжает светиться табло ПРИГОТ ПРЫЖКУ.

4.2.2 Действия операторов после принятия решения по аварийному покиданию самолета

Операторы должны:

– перевести рукоятку блока кислородного питания в положение ВКЛЮЧЕНО

– притянуть кислородную маску плотно к лицу

– откатиться на кресле назад в крайнее заднее положение и повернуть кресло в сторону центрального прохода в пассажирской кабине

– операторы № 2, 3 – сообщить по системе внутренней связи оператору № 1 о готовности к покиданию: «ОПЕРАТОР № 2, 3 К ПОКИДАНИЮ ГОТОВЫ»

– оператор № 1 – доложить КВС о готовности к покиданию: «ОПЕРАТОРЫ № 1, 2, 3 К ПОКИДАНИЮ ГОТОВЫ».

4.2.3 Действия второго пилота после принятия решения по аварийному покиданию самолета

Второй пилот должен:

– открыть дверцы укладочного блока MXP814 и притянуть кислородную маску плотно к лицу

– откатиться на кресле назад в крайнее заднее фиксированное положение

– поднять левый подлокотник

– доложить КВС о готовности к покиданию: «ВТОРОЙ ПИЛОТ К ПОКИДАНИЮ ГОТОВ».

Примечание

Диапазон скоростей самолета при открытии ЛАП $V_{пр}$ = 0 - 322 kt (0 – 615 км/ч).

4.3 Действия экипажа, когда на ПУ АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ начало светиться табло ЛЮК ОТКРЫТ

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Если при подъеме с кресла, автоматического рассоединения кислородных и радиосвязных коммуникаций не произошло, необходимо дернуть за красную шарообразную ручку чеки на КП-79 и разъединить вручную разъем связи защитного шлема от бортового разъема радиосвязи.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4.3.1 Действия КВС, когда на ПУ АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ начало светиться табло ЛЮК ОТКРЫТ

КВС должен:

– установить тумблер ПРЫЖОК - ОТСТАВ ПРЫЖОК на ПУ АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ в положение ПРЫЖОК

– подать по системе внутренней связи команду «ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ». При этом, после установки тумблера ПРЫЖОК - ОТСТАВ ПРЫЖОК в положение ПРЫЖОК:

  • на ПУ АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ загорается табло ПРЫЖОК, при этом табло ПРИГОТ ПРЫЖКУ и ЛЮК ОТКРЫТ остаются гореть

  • на светосигнальном табло над ШАП - начинает светиться надпись ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ, а надпись ПРИСТЕГНУТЬ КАРАБИН переходит из мигающего режима в постоянный режим свечения

  • на светосигнальных табло над центральным проходом в пассажирской кабине и на РМО – начинает светиться надпись ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ, а надпись ПРИГОТОВИТЬСЯ К ПРЫЖКУ гаснет (перестает светиться)

  • включается непрерывный звуковой сигнал, прерывистый звуковой сигнал отключается.

4.3.2 Действия операторов после команды КВС «ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ»

Операторы должны:

– разомкнуть замок привязных ремней кресла и освободиться от них

– вручную расстыковать жгут радиосвязи защитного шлема ЗШ-7И-2 от бортового жгута радиосвязи

– в порядке очередности встать с рабочего места и, удерживаясь, при необходимости, за поручни в пассажирской кабине подойти к ШАП

– достать фал парашютного прибора ППК-У-240В из кармана на правом ножном обхвате подвесной системы

– первому покидающему самолет оператору – зацепить карабин фала парашютного прибора ППК-У-240В за трос, расположенный над ШАП

– всем следующим операторам – передвинуть карабины фалов парашютных приборов ППК-У-240В покинувших самолет членов экипажа в крайнее правое положение и зацепить свой карабин за трос

– опустить светофильтр шлема ЗШ-7И-2 (перед опусканием светофильтра поднять и оставить дымозащитные очки ДЗО-1И на затылочной части шлема, если они были надеты)

– убедиться, что предыдущий по установленной очередности член экипажа покинул самолет

– встать на колени по центру обреза ШАП, лицом к правому борту самолета, и прижав руки к груди, сгруппировавшись, прыгнуть в ШАП головой вниз. Для сохранения равновесия при принятии положения готовности к прыжку, использовать поручни около ШАП.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4.3.3 Действия второго пилота после команды КВС «ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ»

Второй пилот должен:

- разомкнуть замок привязных ремней кресла и освободиться от них
- вручную расстыковать жгут радиосвязи защитного шлема ЗШ-7И-2 от бортового жгута радиосвязи
- встать с рабочего места и, удерживаясь, при необходимости, за поручни подойти к ШАП
- передвинуть карабины фалов парашютных приборов ППК-У-240В покинувших самолет членов экипажа (операторов) в крайнее правое положение на тросе
- достать фал парашютного прибора ППК-У-240В из кармана на правом ножном обхвате подвесной системы
- зацепить карабин фала парашютного прибора ППК-У-240В за трос, расположенный над ШАП
- опустить светофильтр шлема ЗШ-7И-2 (перед опусканием светофильтра поднять и оставить дымозащитные очки ДЗО-1И на затылочной части шлема, если они были надеты)
- убедиться, что предыдущий член экипажа покинул самолет
- встать на колени по центру обреза ШАП, лицом к правому борту самолета, и прижав руки к груди, сгруппировавшись, прыгнуть в ШАП головой вниз. Для сохранения равновесия при принятии положения готовности к прыжку, использовать поручни около ШАП.

4.3.4 Действия КВС, после покидания самолета вторым пилотом

КВС, после покидания самолета вторым пилотом, должен:

- убедиться, что второй пилот покинул самолет
- откатиться на кресле назад в крайнее заднее фиксированное положение, поднять правый подлокотник
- открыть замок привязных ремней кресла и освободиться от них
- вручную расстыковать жгут радиосвязи защитного шлема ЗШ-7И-2 от бортового жгута радиосвязи
- встать с рабочего места и, удерживаясь, при необходимости, за поручни, подойти к ШАП
- передвинуть карабины фалов парашютных приборов ППК-У-240В покинувших самолет членов экипажа в крайнее правое положение на тросе
- достать фал парашютного прибора ППК-У-240В из кармана на правом ножном обхвате подвесной системы
- зацепить карабин фала парашютного прибора ППК-У-240В за трос, расположенный над ШАП
- опустить светофильтр шлема ЗШ-7И-2 (перед опусканием светофильтра поднять и оставить дымозащитные очки ДЗО-1И на затылочной части шлема, если они были опущены)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– убедиться, что предыдущий член экипажа покинул самолет

– встать на колени по центру обреза ШАП, лицом к правому борту самолета и, прижав руки к груди, сгруппировавшись, прыгнуть в ШАП головой вниз. Для сохранения равновесия при принятии положения готовности к прыжку, использовать поручни около ШАП.

4.4 Действия экипажа при отказе основного способа открытия ЛАП

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Отказ основной системы управления открытием ЛАП определяется по отсутствию на табло светового сигнала ЛЮК ОТКРЫТ в течение более чем 3 с после установления давления на комплексном кадре EWD по параметру ΔP или на синоптической странице AIR по шкале DP, равного 1.5 psi (0,1 кгс/см^2).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Открытие ЛАП выполняется только после разгерметизации самолета до $P_{изб}$ не более 1.5 psi (0,1 кгс/см^2).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

При ручном открытии ЛАП держитесь за поручни до прекращения воздействия потока разгерметизации.

4.4.1 Действия КВС при отказе основного способа открытия ЛАП

КВС должен:

– убедиться по шкале DP на синоптической странице двигателя, что $P_{изб}$ не более 1.5 psi (0,1кгс/ см^2)

– по системе внутренней связи подать команду второму пилоту «ПЕРЕПАД 1.5 (0,1) ОТКРЫТЬ АВРИЙНЫЙ ЛЮК РУЧНЫМ СПОСОБОМ».

4.4.2 Действия второго пилота после команды КВС «ПЕРЕПАД 1.5 (0,1). ОТКРЫТЬ АВРИЙНЫЙ ЛЮК РУЧНЫМ СПОСОБОМ»

Второй пилот должен:

– убедиться на комплексном кадре EWD по параметру ΔP или на синоптической странице AIR по шкале DP, что $P_{изб}$ не более 1.5 psi (0,1 кгс/см^2)

– открыть замок привязных ремней кресла и освободиться от них

– вручную расстыковать жгут радиосвязи защитного шлема ЗШ-7И-2 от бортового жгута радиосвязи

– встать с рабочего места

– удерживаясь, при необходимости, за поручни, подойти к ШАП

– достать фал парашютного прибора ППК-У-240В из кармана на правом ножном обхвате подвесной системы

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– зацепить карабин парашютного прибора ППК-У-240В за трос, расположенный над ШАП

– встать на колени по центру обреза ШАП, лицом к правому борту самолета, удерживаясь за поручень

– открыть ЛАП, для чего необходимо надавить вниз на ручку кранов, расположенную на блоке ручного открытия ЛАП, и потянуть её на себя до упора.

4.4.3 Действия КВС после того, как на ПУ АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ начало светиться табло ЛЮК ОТКРЫТ

КВС должен:

– установить переключатель ПРЫЖОК - ОТСТАВИТЬ ПРЫЖОК на ПУ АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ в положение ПРЫЖОК

– подать по системе внутренней связи команду «ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ». При этом, после установки переключателя ПРЫЖОК - ОТСТАВИТЬ ПРЫЖОК в положение ПРЫЖОК:

  • на ПУ АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ начинает светиться табло ПРЫЖОК и продолжают светиться табло ПРИГОТ ПРЫЖКУ и ЛЮК ОТКРЫТ

  • на светосигнальном табло над ШАП - начинает светиться надпись ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ, а надпись ПРИСТЕГНУТЬ КАРАБИН находится в режиме постоянного свечения

  • на светосигнальных табло над центральным проходом в пассажирской кабине и на РМО – начинает светиться надпись ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ, а надпись ПРИГОТОВИТЬСЯ К ПРЫЖКУ гаснет (перестает светиться)

  • включается непрерывный звуковой сигнал, прерывистый звуковой сигнал отключается.

4.4.4 Действия второго пилота после того, как на светосигнальном табло начала светиться надпись ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ, или после включения непрерывного звукового сигнала (по команде КВС «ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ»)

Второй пилот должен:

– опустить светофильтр шлема ЗШ-7И-2 (перед опусканием светофильтра - поднять и оставить дымозащитные очки ДЗО-1И на затылочной части шлема, если они были опущены)

– прижав руки к груди, сгруппировавшись, прыгнуть в ШАП головой вниз. Для сохранения равновесия при принятии положения готовности к прыжку, использовать поручни около ШАП.

4.4.5 Действия операторов после того, как на светосигнальных табло начала светиться надпись ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ, или после включения непрерывного звукового сигнала (по команде КВС «ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ»)

Операторы должны:

– разомкнуть замок привязных ремней кресла и освободиться от них

– операторы №2, 3 вручную расстыковать жгут радиосвязи защитного шлема ЗШ-7И-2 от бортового жгута радиосвязи

© ПАО "Корпорация "Иркут"

- в порядке установленной очереди встать с рабочего места и, удерживаясь, при необходимости, за поручни в пассажирской кабине, подойти к ШАП
- оператор №1 доложить КВС, что операторы покинули рабочие места, вручную расстыковать жгут радиосвязи защитного шлема ЗШ-7И-2 от бортового жгута радиосвязи, встать с рабочего места и удерживаясь, при необходимости, за поручни в пассажирской кабине подойти к ШАП
- достать фал парашютного прибора ППК-У-240В из кармана на правом ножном обхвате подвесной системы
- передвинуть карабины фалов парашютных приборов ППК-У-240В покинувших самолет членов экипажа в крайнее правое положение на тросе, затем зацепить за трос карабин фала своего парашютного прибора ППК-У- 240В
- опустить светофильтр шлема ЗШ-7И-2 (перед опусканием светофильтра поднять и оставить дымозащитные очки ДЗО-1И на затылочной части шлема, если они были опущены)
- убедиться, что предыдущий по установленной очереди член экипажа покинул самолет
- встать на колени по центру обреза ШАП, лицом к правому борту самолета, и прижав руки к груди, сгруппировавшись, прыгнуть в ШАП головой вниз. Для сохранения равновесия при принятии положения готовности к прыжку, использовать поручни около ШАП.

4.4.6 Действия КВС после того, как последний оператор покинул самолет

КВС, убедившись, что последний оператор покинул самолет, должен:

- откатиться на кресле назад в крайнее заднее фиксированное положение, поднять и убрать правый подлокотник
- открыть замок привязных ремней кресла и освободиться от них
- вручную расстыковать жгут радиосвязи защитного шлема ЗШ-7И-2 от бортового жгута радиосвязи
- встать с рабочего места и подойти к ШАП
- передвинуть карабины фалов парашютных приборов ППК-У-240В покинувших самолет членов экипажа в крайнее правое положение на тросе
- достать фал парашютного прибора ППК-У-240В из кармана на правом ножном обхвате подвесной системы
- зацепить карабин парашютного прибора ППК-У-240В за трос, расположенный над ШАП
- опустить светофильтр шлема ЗШ-7И-2 (перед опусканием светофильтра поднять и оставить дымозащитные очки ДЗО-1И на затылочной части шлема, если они были опущены)
- убедиться, что все члены член экипажа покинули самолет
- встать на колени по центру обреза ШАП, лицом к правому борту самолета и, прижав руки к груди, сгруппировавшись, прыгнуть в ШАП головой вниз. Для сохранения равновесия при принятии положения готовности к прыжку, использовать поручни около ШАП.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4.5 Действия экипажа при изменении решения о покидании самолета

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

После срабатывания системы открытия, ЛАП остается открытым до завершения полета.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

В случае открытия ЛАП резервным способом, КВС должен проинформировать второго пилота, который находится у ШАП, о принятом решении через оператора № 1.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Второй пилот не должен предпринимать никаких действий по аварийному покиданию самолета до того, как на светосигнальном табло начнет светиться надпись ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ, или до изменения прерывистого звукового сигнала на непрерывный.

4.5.1 Действия КВС при изменении решения о покидании самолета

КВС должен:

– установить тумблер ПРЫЖОК - ОТСТАВ ПРЫЖОК на ПУ АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ в положение ОТСТАВ ПРЫЖОК. При этом:

  • на ПУ АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ начинает светиться табло ОТСТАВ ПРЫЖОК, продолжает светиться табло ЛЮК ОТКРЫТ, а табло ПРИГОТ ПРЫЖКУ и ПРЫЖОК гаснут

  • на светосигнальных табло над ШАП - начинает светиться надпись ОТСТАВИТЬ ПРЫЖОК, а надписи ПРИСТЕГНУТЬ КАРАБИН и ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ гаснут

  • на светосигнальном табло над центральным проходом в пассажирской кабине и на РМО – начинает светиться надпись ОТСТАВИТЬ ПРЫЖОК, а надпись ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ гаснет

  • отключается звуковой сигнал.

4.5.2 Действия второго пилота по команде КВС «ОТСТАВИТЬ ПРЫЖОК»

Второй пилот должен:

– отстегнуть карабин фала парашютного прибора ППК-У-240В от троса над ШАП (если он был зацеплен) и уложить его в карман на правом ножном обхвате подвесной системы

– удерживаясь, при необходимости, за поручни, занять свое рабочее место, застегнуть привязную систему кресла, присоединить разъем связи ЗШ к бортовому разъему, проверить связь

– придвинуть кресло, привести подлокотник в рабочее положение и сообщить КВС «ВТОРОЙ ПИЛОТ РАБОЧЕЕ МЕСТО ЗАНЯЛ».

4.5.3 Действия операторов по команде КВС «ОТСТАВИТЬ ПРЫЖОК»

Каждый оператор должен:

– отстегнуть карабин фала парашютного прибора ППК-У-240В от троса над ШАП (если он был зацеплен) и уложить его в карман на правом ножном обхвате подвесной системы

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– удерживаясь, при необходимости, за поручни, занять свое рабочее место, застегнуть привязную систему кресла, присоединить разъем связи ЗШ к бортовому разъему, проверить связь

– придвинуть кресло в рабочее положение

– оператор № 2, 3 – сообщить по системе внутренней связи оператору № 1 «ОПЕРАТОР № 2, (3) РАБОЧЕЕ МЕСТО ЗАНЯЛ»

– оператор № 1 – сообщить по системе внутренней связи КВС «ОПЕРАТОРЫ РАБОЧИЕ МЕСТА ЗАНЯЛИ».

4.6 Действия КВС после доклада второго пилота или операторов о занятии своих рабочих мест

После доклада второго пилота или оператора № 1 о занятии своих рабочих мест, КВС должен:

– выполнить экстренное снижение до высоты менее 13200 ft (4000 м). При выборе скорости снижения необходимо учитывать и то, что запас кислорода рассчитан на питание каждого члена экипажа не более 11 мин с момента перехода на питание кислородом от парашютного кислородного пробора КП-79

– выполнить посадку самолета с открытым люком аварийного покидания.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Описание

1 Инструкция по аварийной эвакуации членов экипажа опытных самолетов при вынужденной посадке на сушу

1.1 1 Введение

Настоящая инструкция разработана для описания действий членов экипажа при аварийной посадке на сушу с учетом конструктивных особенностей опытных самолетов МС-21-300.

2 Описание и состав аварийно-спасательного оборудования

2.1 Кабина экипажа

Для обеспечения аварийной эвакуации пилотов опытных самолетов МС-21-300 в конструкции кабины экипажа предусмотрены две сдвижные форточки. Форточки расположены на обоих бортах фюзеляжа, открываются вручную изнутри кабины экипажа с помощью рукоятки и сдвигаются назад по полету до упора. Над каждой форточкой, за легкосъемной декоративной крышкой, располагается аварийный канат, уложенный в короб. Канат спасательный представляет собой плетеный капроновый шнур. Каждый канат, свернут бухтой и одним концом закреплен за кронштейн с помощью шпильки.

Размещение спасательного каната в кабине экипажа показано на рисунке (Рис. 1).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

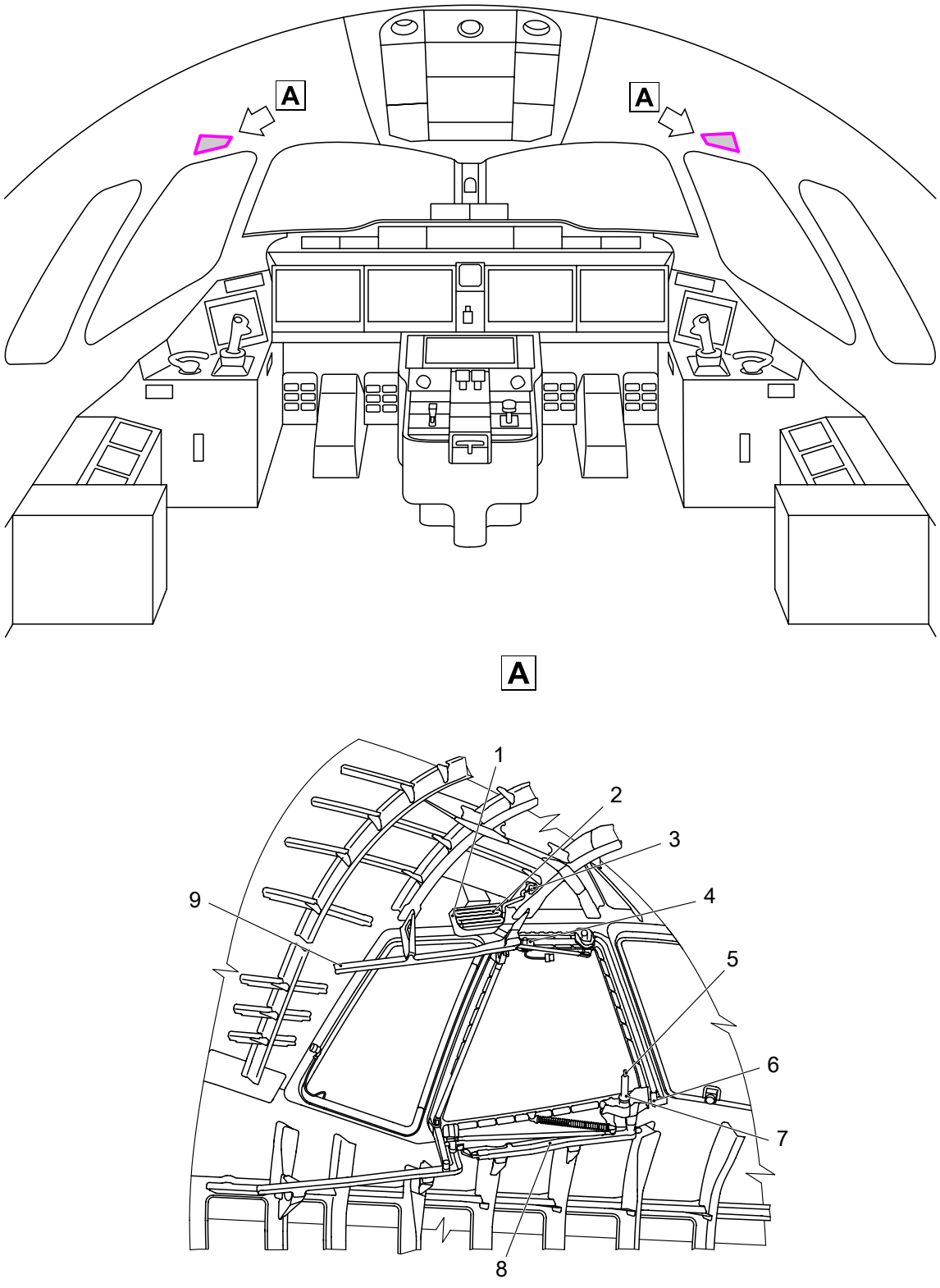


Рисунок 1 Размещение спасательного каната в кабине экипажа (декоративные панели не показаны)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 1:

1	Короб	6	Упор
2	Спасательный канат	7	Рукоятка
3	Кронштейн	8	Рельс нижний
4	Упор	9	Упор
5	Кнопка		

В кабине экипажа установлено аварийно-спасательное оборудование:

– переносной радиомаяк аварийный

– фонари переносные, аварийные

– противодымный капюшон

– ручной огнетушитель типа «Хладон»

– жилеты спасательные для экипажа

– аварийный топор.

Дополнительные доработки, выполненные по кабине экипажа на опытных самолетах МС-21-300:

– установлены кресла К10П-7550-0 с чашками под спасательную парашютную систему С-5И серии 2 вместо штатных кресел командира воздушного судна и второго пилота

– кресла пилотов оснащены поясными и плечевыми ремнями фиксации с механической системой ручного и инерционного стопорения плечевых ремней

– парашютные системы С-5И серии 2 оснащены носимым аварийным запасом – НАЗ-7М в полной комплектации

– кресла установлены в направляющие рельсы, обеспечивающие откат назад и вбок

– комплекты кислородного оборудования для летных испытаний ККО-ЛИ

– не установлена штатная дверь в кабину экипажа.

2.2 Пассажирская кабина

В пассажирской кабине на РМО установлены три кресла операторов К12П-7550-0, в чашках которых размещены спасательные парашютные системы С-5И серии 2 с НАЗ-7М в полной комплектации. На креслах обеспечен их разворот и фиксация в промежуточных положениях. Направляющие рельсы обеспечивают откат кресел назад и фиксацию.

Доработки, выполненные в пассажирской кабине, для обеспечения аварийной эвакуации экипажем самолета МС-21-300 на земле:

– установлены жесткие поручни и мягкие леера для обеспечения удобства подхода операторов к передним аварийным выходам – пассажирской и служебной дверям.

– над каждой дверью, включая аварийные, установлены дополнительные спасательные канаты - 8 шт.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Состав и конструкция канатов, используемых над дверями аналогичны составу и конструкции канатов устанавливаемых в кабине экипажа.

– установлена громкоговорящая связь. РМО оборудованы средствами связи (СПУ) с КВС.

Расположение рабочих мест членов экипажа на самолете показано на рисунке (Рис. 2).

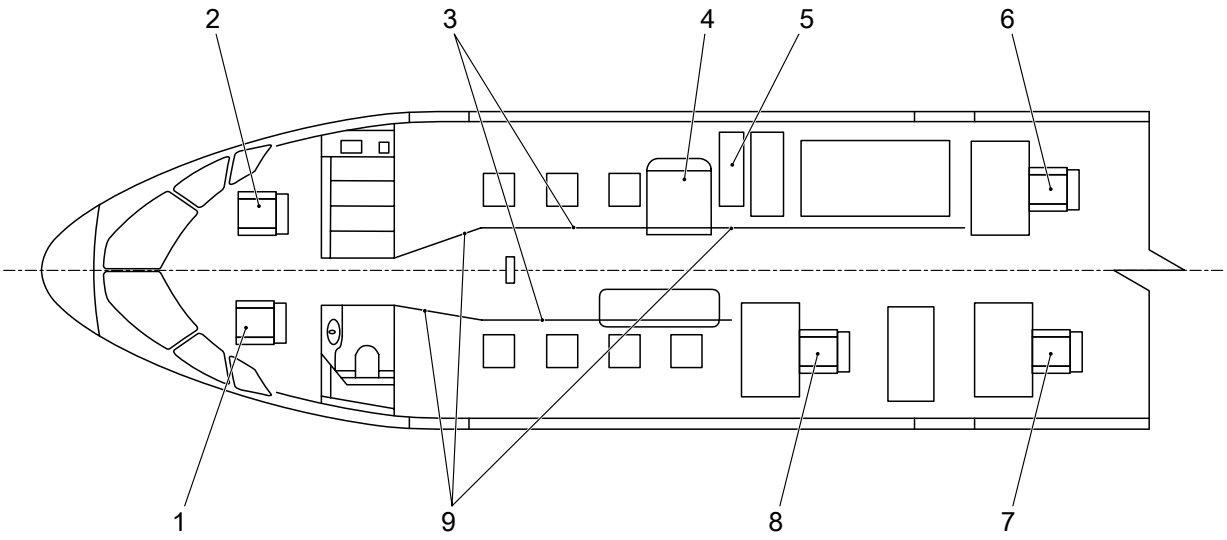


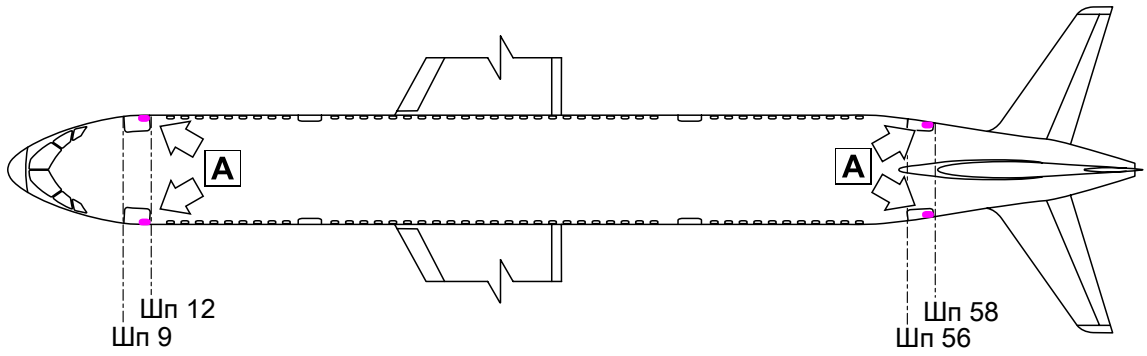
Рисунок 2 Расположение рабочих мест членов экипажа на самолёте

Условные обозначения к Рис. 2:

1	Рабочее место КВС	**6**	Рабочее место оператора № 1
2	Рабочее место второго пилота	**7**	Рабочее место оператора № 2
3	Жесткие поручни	**8**	Рабочее место оператора № 3
4	Шахта аварийного покидания	**9**	Мягкие поручни
5	Блок ручного открытия ЛАП		

Размещение спасательных канатов над пассажирскими дверями в пассажирской кабине и закрытое положение пассажирских дверей показано на рисунке (Рис. 3).

© ПАО "Корпорация "Иркут"



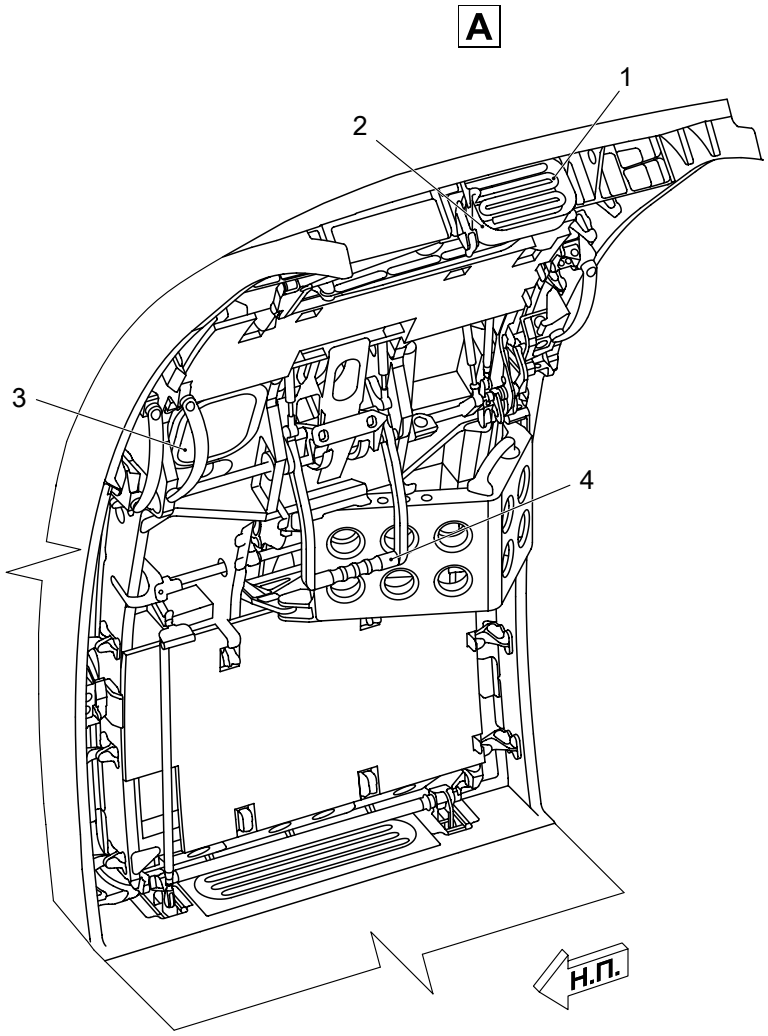


Рисунок 3 Размещение спасательных канатов над пассажирскими дверями в пассажирской кабине и закрытое положение пассажирских дверей

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 3:

1	Спасательный канат	**3**	Смотровой иллюминатор
2	Короб	**4**	Внутренняя рукоятка

Размещение спасательных канатов над аварийными дверями в пассажирской кабине и закрытое положение аварийных дверей показано на рисунке (Рис. 4).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

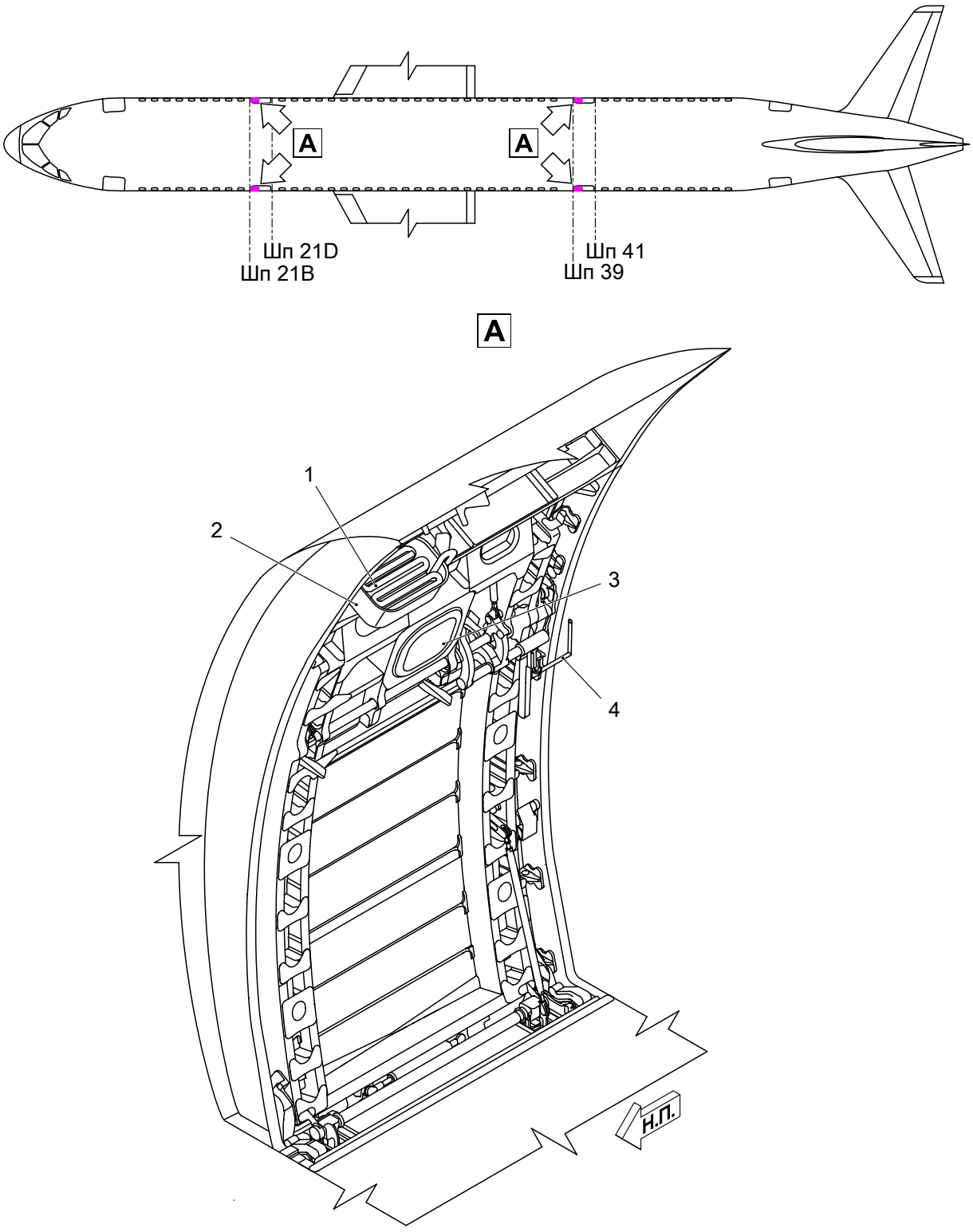


Рисунок 4 Размещение спасательных канатов над аварийными дверями в пассажирской кабине и закрытое положение аварийных дверей

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 4:

1	Спасательный канат	3	Смотровой иллюминатор
2	Короб	4	Внутренняя рукоятка

2.3 Состав летного экипажа

Испытательные полеты опытных самолетов МС-21-300 выполняются экипажем в составе до пяти человек:

– командир воздушного судна (КВС)

– второй пилот

– оператор №1

– оператор №2

– оператор №3.

Минимальный состав экипажа – КВС и второй пилот.

Состав экипажа определяется полетным заданием.

3 Действия экипажа при аварийной эвакуации на земле

Подготовка экипажа к аварийной эвакуации начинается после подачи КВС команды: «ПРИГОТОВИТЬСЯ К АВАРИЙНОЙ ПОСАДКЕ», (АВАРИЙНАЯ ПОСАДКА).

По команде КВС «Аварийная посадка» операторы устанавливают кресла лицом по полету, откатывают их в крайнее заднее положение и фиксируют. Привязную систему фиксируют в плотно притянутом положении.

КВС и второй пилот выполняют необходимые действия в соответствии с РЛЭ. Перед посадкой фиксируют привязные системы и кресла.

Аварийная эвакуация на земле производится после полной остановки самолёта и подачи КВС команды: «ЭКИПАЖ ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ».

Аварийная эвакуация на земле производится экипажем через основные аварийные выходы: передние пассажирскую и служебную двери.

Примечание

При необходимости аварийная эвакуация может быть выполнена через другие аварийные выходы в пассажирской кабине (задние аварийные выходы, пассажирскую и служебную двери, а также форточки в кабине экипажа).

Аварийная эвакуация на земле происходит в следующей очередности:

1 второй пилот

2 оператор № 3

3 оператор № 2

4 оператор № 1

5 КВС.

Схема аварийной эвакуации на земле показана на рисунке (Рис. 5).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

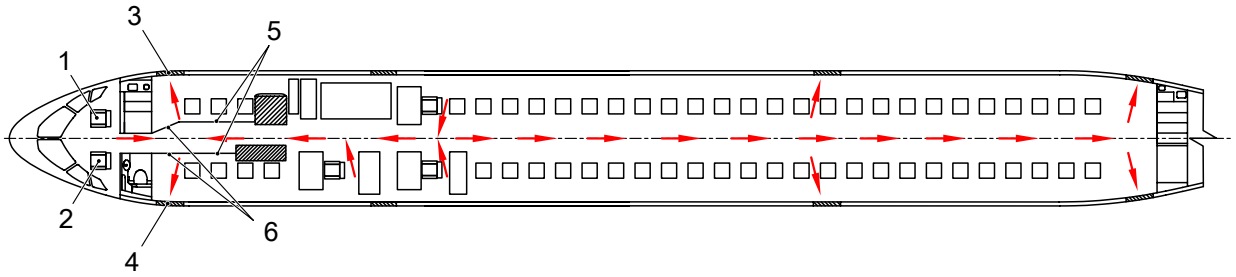


Рисунок 5 Схема аварийной эвакуации на земле

Условные обозначения к Рис. 5:

1	Рабочее место второго пилота	**4**	Аварийный выход
2	Рабочее место КВС	**5**	Жесткие поручни
3	Аварийный выход	**6**	Мягкие поручни

3.1 Аварийная эвакуация на земле через аварийные выходы (передние пассажирская и служебная двери)

3.1.1 Действия экипажа при аварийной эвакуации на земле через аварийные выходы (передние пассажирская и служебная двери)

Для обеспечения аварийной эвакуации КВС должен после полной остановки самолета подать по громкоговорящей и самолетной системы внутренней связи (СПУ) команду «ЭКИПАЖ ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ».

© ПАО "Корпорация "Иркут"

По команде КВС «ЭКИПАЖ ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ» второй пилот должен:

- откатить кресло назад и сдвинуть его вбок в крайнее заднее фиксированное положение
- снять кислородную маску и отсоединить ее от ЗШ-7И
- надеть (опустить) дымозащитные очки при задымлении в кабине
- перевести подлокотник кресла со стороны центрального прохода в поднятое положение
- разомкнуть замок привязных ремней кресла и освободиться от них
- разомкнуть замок подвесной системы спасательного парашюта и освободиться от подвесной системы
- встать с кресла
- вручную отсоединить разъем радиосвязи
- выйти в пассажирскую кабину, подойти к мягким поручням и отстегнуть их
- подойти к правому/левому аварийному выходу (передней пассажирской/служебной двери)
- через смотровой иллюминатор в двери или ближайший к двери иллюминатор убедиться в отсутствии открытого огня и других препятствий в зоне эвакуации
- открыть правый/левый аварийный выход (переднюю пассажирскую/служебную дверь).

Пассажирская дверь показана на рисунке (Рис. 3).

Для открытия аварийных выходов или дверей необходимо:

- повернуть внутреннюю рукоятку открытия вверх до упора, преодолевая усилие пружин. При этом верхняя часть двери переместиться внутрь-вниз, створка двери поднимется
- удерживаясь одной рукой за рукоятку на проеме, другой рукой, взявшись за рукоятку распахивания на двери, вывести дверь наружу из проема и переместить ее наружу-вперед до упора, преодолевая сопротивление привода-демпфера. При достижении крайнего положения раздастся щелчок – дверь встанет на стопор открытого положения.
- достать из короба над дверью бухту спасательного каната
- выбросить канат в открытый проем двери и убедиться в принятии им рабочего положения
- спуститься по спасательному канату на землю в соответствии с методикой спуска по канату из аварийных дверей, приведенной в пункте 3.1.2 данной инструкции
- при задымлении в кабине очки ДЗО снять после покидания самолета.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

При аварийной эвакуации на земле операторы должны:

– повернуть кресло в сторону центрального прохода в пассажирской кабине

– снять кислородную маску и отсоединить ее от ЗШ-7И

– надеть (опустить) дымозащитные очки при задымлении в кабине

– разомкнуть замок привязных ремней кресла и освободиться от них

– разомкнуть замок подвесной системы спасательного парашюта и освободиться от подвесной системы

– вручную отсоединить разъем радиосвязи

– взять переносной фонарь, аптечку

– в заданной очередности встать с рабочего места и подойти к правому/левому аварийному выходу (передней пассажирской/служебной двери)

– спуститься по спасательному канату на землю в соответствии с методикой спуска по канату из аварийных дверей, приведенной в пункте 3.1.2 данной инструкции

– при задымлении в кабине очки ДЗО снять после покидания самолета.

При аварийной эвакуации на земле КВС должен:

– откатить кресло назад и сдвинуть его вбок в крайнее заднее фиксированное положение

– снять кислородную маску и отсоединить ее от ЗШ-7И

– надеть (опустить) дымозащитные очки при задымлении в кабине

– оба подлокотника кресла перевести в поднятое положение

– разомкнуть замок привязных ремней кресла и освободиться от них

– разомкнуть замок подвесной системы спасательного парашюта и освободиться от подвесной системы

– убедиться, что все члены экипажа покинули самолет

– вручную отсоединить разъем радиосвязи

– встать с кресла, взять в кабине экипажа переносной радиомаяк, переносной фонарь и подойти к правому/левому аварийному выходу (передней пассажирской/служебной двери)

– спуститься по спасательному канату на землю в соответствии с методикой спуска по канату из аварийных дверей, приведенной в пункте 3.1.2 данной инструкции

– при задымлении в кабине очки ДЗО снять после покидания самолета.

Примечание

При изменении состава экипажа очередность эвакуации определяется полетным заданием.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

3.1.2 Методика спуска по канату из аварийных дверей

Для спуска по канату из аварийных дверей необходимо:

- взяться обеими руками за канат и развернуться спиной к проему двери
- удерживаясь за канат обеими руками, спиной вперед вывести туловище через проем двери за пределы кабины, упираясь при этом ногами в порог двери
- крепко держась за канат руками, отпустить одну из ног за порог двери наружу, при этом перебирая канат руками вниз
- отпустить другую ногу повиснув на канате перебирая руками канат, спуститься на землю.

3.1.3 Перед аварийной эвакуацией КВС и второго пилота через форточки кабины экипажа старший оператор (устанавливается полетным заданием) по команде КВС «ОПЕРАТОР ОТКРЫТЬ АВАРИЙНЫЙ ВЫХОД» должен:

- подойти к мягким поручням у дверей и отстегнуть их
- через смотровой иллюминатор в двери или ближайший к двери иллюминатор убедиться в отсутствии открытого огня и других препятствий в зоне эвакуации
- открыть правый/левый аварийный выход (переднюю пассажирскую/служебную дверь)

Пассажирская дверь показана на рисунке (Рис. 3).

Для открытия правого/левого авариного выхода (передней пассажирской/служебной двери) необходимо:

- повернуть внутреннюю рукоятку открытия вверх до упора, преодолевая усилие пружин. При этом верхняя часть двери переместится внутрь-вниз, створка двери поднимется
- удерживаясь одной рукой за рукоятку на проеме, другой рукой, взявшись за рукоятку распахивания на двери, вывести дверь наружу из проема и переместить ее наружу-вперед до упора, преодолевая сопротивление привода-демпфера. При достижении крайнего положения раздастся щелчок – дверь встанет на стопор открытого положения
- извлечь из короба над дверью бухту спасательного каната
- выбросить канат в открытый проем двери и убедиться в принятии им рабочего положения
- спуститься по спасательному канату на землю в соответствии с методикой спуска по канату из аварийных дверей, приведенной в пункте 3.1.2 данной инструкции
- при задымлении в кабине очки ДЗО снять после покидания самолета.

3.2 Аварийная эвакуация на земле через форточки кабины экипажа

Для обеспечения аварийной эвакуации на земле КВС должен после полной остановки самолета подать по самолетной системе внутренней связи (СПУ) команду «ЭКИПАЖ ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ».

© ПАО "Корпорация "Иркут"

По команде КВС «ЭКИПАЖ ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ» второй пилот должен:

- откатить кресло назад и сдвинуть его вбок в крайнее заднее фиксированное положение
- снять кислородную маску и отсоединить ее от ЗШ-7И
- надеть (опустить) дымозащитные очки при задымлении в кабине
- оба подлокотника кресла перевести в поднятое положение
- разомкнуть замок привязных ремней кресла и освободиться от них
- разомкнуть замок подвесной системы спасательного парашюта и освободиться от подвесной системы
- перед открытием форточки убедиться в отсутствии открытого огня и других препятствий в зоне эвакуации
- открыть форточку и зафиксировать ее в открытом положении.
- нажать на кнопку рукоятки и переместить рукоятку с качалкой на себя вдоль оси нижнего рельса, при этом форточка повернется внутрь кабины для дальнейшего перемещения назад по пазам верхнего и нижних рельсов
- удерживая кнопку рукоятки в нажатом положении переместить форточку назад до упора, отпустить кнопку, при этом форточка зафиксируется в открытом положении.
- встать с кресла
- вручную отсоединить разъем радиосвязи
- снять легкосъемную декоративную крышку с короба аварийного каната
- извлечь из короба над форточкой бухту спасательного каната
- выбросить канат в открытый проем форточки и убедиться в принятии им рабочего положения
- взяться правой рукой за канат
- развернуться спиной к форточке
- удерживаясь за канат обеими руками, спиной вперед вывести туловище через проем форточки за пределы кабины
- сесть на нижний обрез форточки
- перенести ноги через обрез проема форточки из кабины экипажа наружу
- опираясь коленями на внешнюю обшивку самолета, перебирая руками канат, опуститься на землю
- при задымлении в кабине очки ДЗО снять после покидания самолета.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Примечание

- в случае невозможности эвакуации через правую форточку второму пилоту выполнить эвакуацию через аварийные выходы в пассажирской кабине или левую форточку
- при выходе через форточки соблюдать осторожность в связи с близким расположением датчиков системы воздушных сигналов относительно пути аварийной эвакуации.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

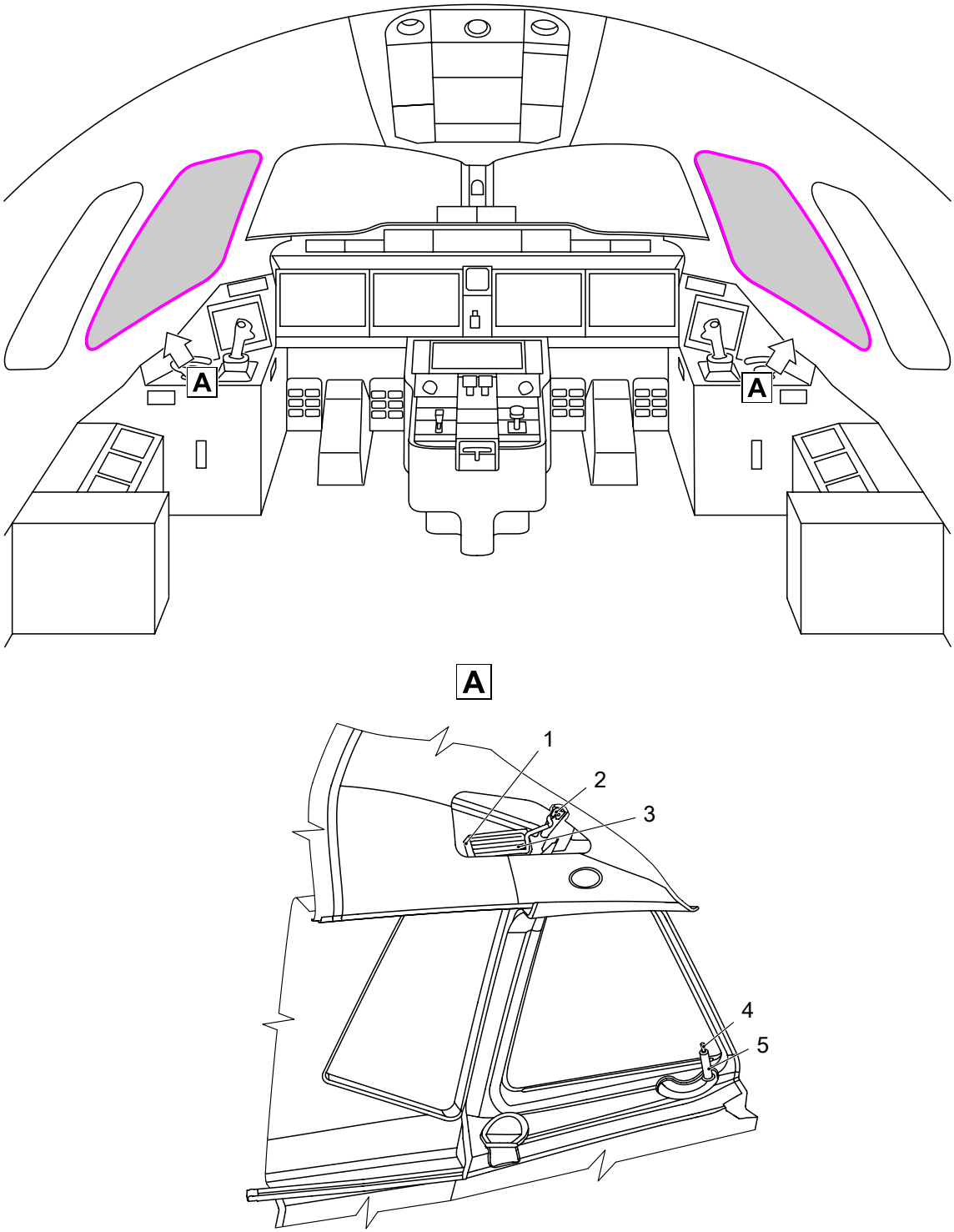


Рисунок 6 Закрытое положение левой форточки (лёгкосъёмная декоративная крышка снята)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 6:

1	Короб	**4**	Кнопка
2	Кронштейн	**5**	Рукоятка
3	Спасательный канат		

КВС должен:

– откатить кресло назад и сдвинуть его вбок в крайнее заднее фиксированное положение

– снять кислородную маску и отсоединить ее от ЗШ-7И

– надеть (опустить) дымозащитные очки при задымлении в кабине

– оба подлокотника кресла перевести в поднятое положение

– разомкнуть замок привязных ремней кресла и освободиться от них

– разомкнуть замок подвесной системы спасательного парашюта и освободиться от подвесной системы

– перед открытием форточки убедиться в отсутствии открытого огня и других препятствий в зоне эвакуации

– открыть форточку и зафиксировать в открытом положении. Для этого необходимо:

  • нажать на кнопку рукоятки и переместить рукоятку с качалкой на себя вдоль оси нижнего рельса, при этом форточка повернется внутрь кабины для дальнейшего перемещения назад по пазам верхнего и нижних рельсов

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Закрытое положение левой форточки показано на рисунке (Рис. 6).

- удерживая кнопку рукоятки в нажатом положении переместить форточку назад до упора, отпустить кнопку, при этом форточка зафиксируется в открытом положении

– убедиться, что все члены экипажа покинули самолет

– встать с кресла

– вручную отсоединить разъем радиосвязи

– снять легкосъемную декоративную крышку с короба аварийного каната

– извлечь из короба над форточкой бухту спасательного каната

– выбросить канат в открытый проем форточки и убедиться в принятии им рабочего положения

– взяться левой рукой за канат

– развернуться спиной к форточке

– удерживаясь за канат обеими руками, спиной вперед вывести туловище через проем форточки за пределы кабины

– сесть на нижний обрез форточки

– перенести ноги через обрез проема форточки из кабины экипажа наружу

– опираясь коленями на внешнюю обшивку самолета, перебирая руками канат, опуститься на землю

– при задымлении в кабине очки ДЗО снять после покидания самолета.

Примечание

– при выходе через форточки соблюдать осторожность в связи с близким расположением датчиков системы воздушных сигналов относительно пути аварийной эвакуации

– в случае невозможности использования одной из форточек эвакуацию выполнить через другую форточку или дверь в пассажирском кабине.

3.3 Аварийная эвакуация на земле через аварийные двери

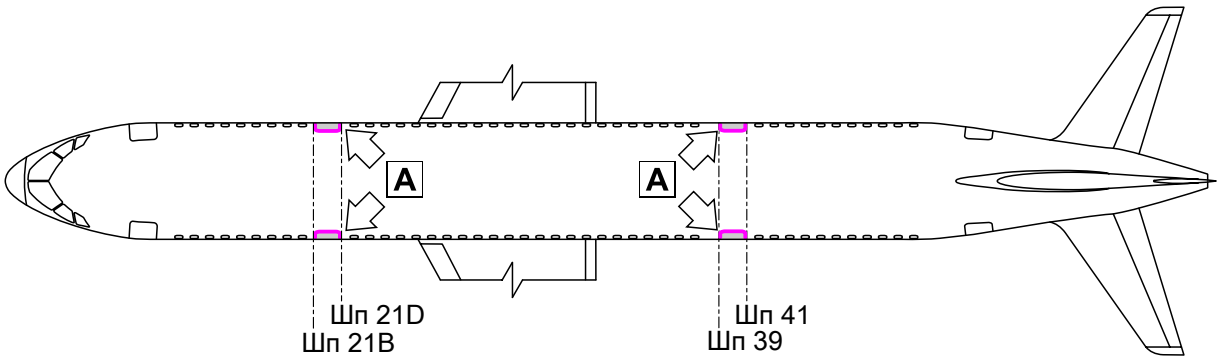
В случае использования для эвакуации аварийных дверей, открытие аварийных дверей производить с помощью внутренней рукоятки путем ее поворота и выталкивания двери наружу.

Закрытое положение аварийной двери показано на рисунке (Рис. 4).

Аварийные двери при открытии сбрасываются и повисают на двух мягких стропах прикрепляемых к проему аварийной двери.

Открытое положение аварийной двери показано на рисунке (Рис. 7).

© ПАО "Корпорация "Иркут"



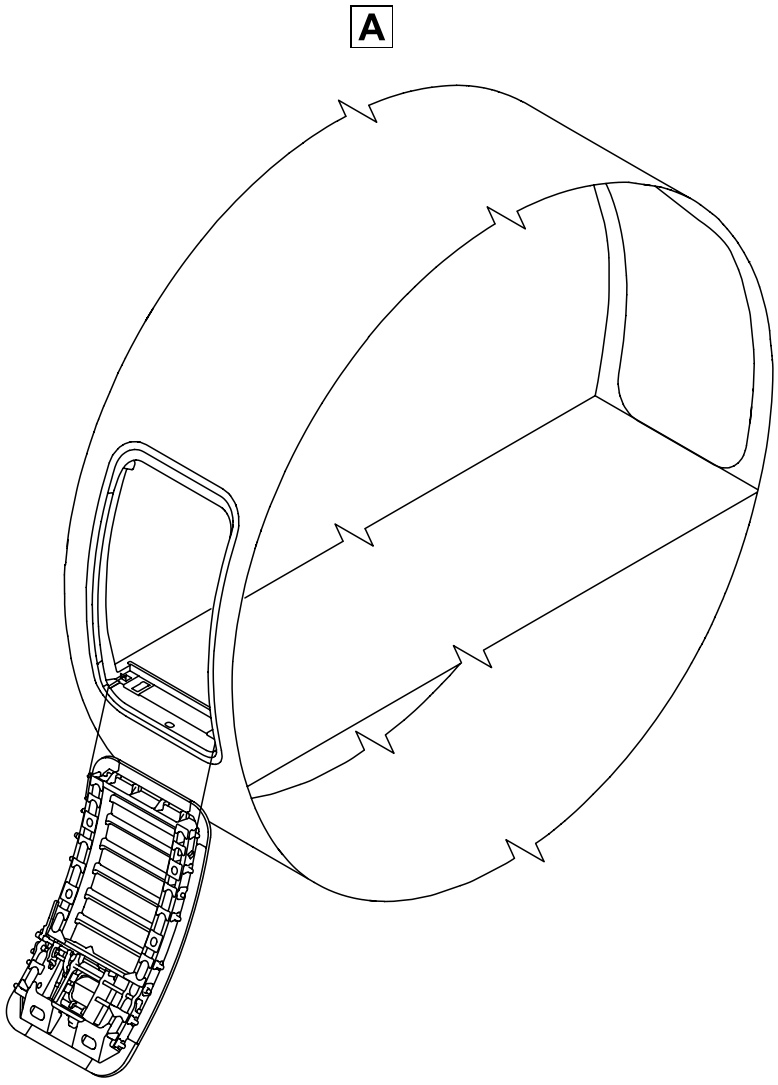


Рисунок 7 Открытое положение аварийной двери

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Спуск по канату производить соблюдая осторожность по отношению к свободно висящей двери.

3.4 Аварийная эвакуация экипажа при посадке самолета вне зоны аэродрома

В случае посадки самолета вне зоны аэродрома и при наличии достаточного резерва времени и при отсутствии пожара на самолете всем членам экипажа:

– перед уходом с кресла вручную отсоединить карабин цепочки автоматического включения кислорода от КП-79

– извлечь из чашки кресла спасательный парашют С-5И серии 2

– поднести парашют за подвесную систему к аварийному выходу и выбросить парашют через проем двери/форточки.

Примечание

– данная инструкция может быть уточнена после выполнения работ по наземной оценке АСО на полностью оборудованном самолете, тренировке экипажа и отработке процедур аварийной эвакуации при вынужденной посадке на сушу на опытном самолете МС-21-300

– данная инструкция применима для выполнения первого вылета в составе экипажа из двух человек (КВС и второй пилот) и летных испытаний на опытном самолете МС-21-300.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Информация для экипажа

Введение

Содержание

Страница

Введение ... 1
Описание ... 2
1 Общие сведения ... 2
1.1 Книга 1 (QRH 01-00) ... 2
2 Система кодирования информации в СОИ (QRH) ... 2
2.1 Система нумерации SNS ... 2
2.2 Код МД (DMC) ... 4
2.2.1 Идентификационный код модели ... 5
2.2.2 Отличительный код системы ... 6
2.2.3 Код SNS ... 6
2.2.4 Информационный код ... 6
2.2.5 Вариант информационного кода ... 7
2.2.6 Код расположения ... 7
2.3 Код публикации (PMC) ... 7
3 Общая структура СОИ (QRH) и инструкция по его применению ... 8
3.1 Состав СОИ ... 8
3.2 Состав раздела СОИ ... 9
3.3 Служебные МД ... 9
3.3.1 Титульный лист ... 10
3.3.2 Лист регистрации изменений/временных изменений ... 10
3.3.3 Перечень действующих публикаций ... 11
3.3.4 Перечень действующих модулей данных ... 11
3.3.5 Сведения об изменениях ... 11
3.3.6 Содержание ... 12
3.4 Описательный МД ... 12
3.5 Процедурный МД ... 14
3.5.1 Нормальные эксплуатационные процедуры ... 14
3.5.2 Особые процедуры ... 14
3.5.3 Аварийные процедуры ... 14
3.6 Выделение указаний в тексте ... 15
3.6.1 «Предупреждение» («Warning») ... 15
3.6.2 «Внимание» («Caution») ... 15
3.6.3 «Примечание» («Note») ... 15
3.7 Применимость ... 15
4 Внесение изменений ... 16

Перечень таблиц

Страница

1 Системы (разделы) самолета МС-21 ... 3
2 Системы для проведения испытаний ... 4
3 Группы информационных кодов ... 6
4 Перечень информационных кодов, используемых в СОИ ... 7

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Перечень иллюстраций

Страница

1 Структура системы нумерации SNS 3
2 Код модуля данных (ДМС)-Информация для экипажа 5
3 Код публикации (РМС) 8
4 Структура СОИ (QRH) 9
5 Оформление страницы МД 13

Описание

1 Общие сведения

Сборник оперативной информации для летного экипажа (СОИ) - эксплуатационный документ, содержащий информацию о летных характеристиках, эксплуатационных ограничениях и действиях экипажа (процедуры) в особых и аварийных ситуациях в объеме, необходимом для безопасного завершения полета.

Термин (СОИ) соответствует используемым в международной практике англоязычным терминам «Quick Reference Handbook» (QRH).

Структура СОИ (QRH) разработан в соответствии с рекомендациями авиационного справочника АС 1.1.S1000DR-2014 "Международная спецификация на технические публикации, выполняемые на основе общей базы данных" (ASD S1000D), с учетом требований российских нормативных документов. В соответствии с рекомендациями ASD S1000D информация в СОИ (QRH) представлена в виде модулей данных (МД).

В зависимости от условий поставки, СОИ издается в виде странично - ориентированной публикации и/или интерактивного электронного документа (ИЭД). Странично - ориентированная публикация представляет собой документ, предназначенный для печати на бумажном носителе, а также для записи и поставки на цифровых носителях. Публикация в формате ИЭД предназначена для использования в электронной системе отображения.

1.1 Книга 1 (QRH 01-00)

Книга содержит:

– карту контрольных проверок (Normal Checklist)

– аварийные контрольные карты (Non-normal Checklists)

– указания по пилотированию(Maneuvers)

– летные характеристики (Performance Inflight)

– эксплуатационные данные

2 Система кодирования информации в СОИ (QRH)

2.1 Система нумерации SNS

С целью однозначной идентификации различных типов общей информации о самолете, а также его функциональных системах и комплектующих изделиях (КИ), в соответствии с рекомендациями ASD S1000D используется система нумерации SNS (Standard Numbering System), структура которой приведена на рисунке 1 (Рис. 1)

Система нумерации SNS представляет собой четырехуровневую иерархическую структуру, каждый объект которой имеет шестизначный код - код SNS, и наименование - техническое

© ПАО "Корпорация "Иркут"

имя. Данная структура определяет функциональное назначение информации о самолете, его системах и комплектующих изделиях (КИ). Первая пара цифр кода SNS определяет функциональную систему самолета или раздел общей информации.

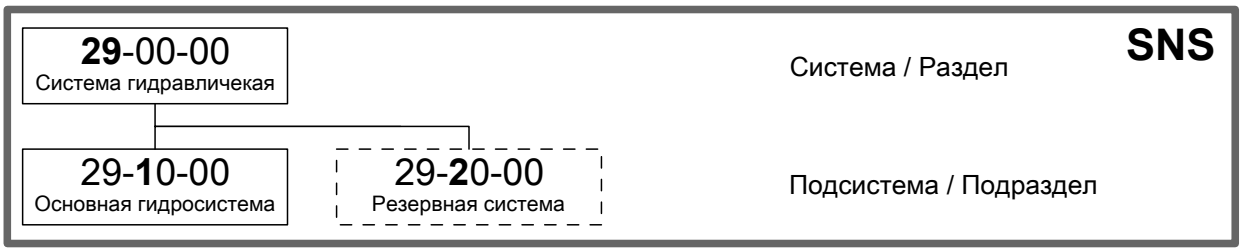


Рисунок 1 Структура системы нумерации SNS

Номера систем и разделов общей информации приведены в таблице 1 (Таблица 1)

Таблица 1 Системы (разделы) самолета МС-21

Наименование системы (раздела)	Номер системы (раздела)
Общие сведения	00
Ограничения летной годности	04
Система кондиционирования воздуха	21
Система автоматического управления	22
Оборудование радиосвязное	23
Система электроснабжения	24
Оборудование пассажирской кабины и кабины экипажа	25
Средства пожарной защиты	26
Комплексная система управления	27
Система топливная	28
Система гидравлическая	29
Система противооблединительная	30
Системы индикации и регистрации	31
Шасси	32
Оборудование светотехническое	33
Оборудование навигационное	34
Система кислородная	35
Система отбора воздуха	36
Водоснабжение и удаление отходов	38
Авионика интегрированная модульная	42
Системы салона пассажиров	44
Система бортовая технического обслуживания	45
Система комплексная интегрированная	46
Система нейтрального газа	47

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Системы (разделы) самолета МС-21

Наименование системы (раздела)	Номер системы (раздела)
Вспомогательная силовая установка	49
Отсеки грузовые и вспомогательные	50
Типовые методики - планер	51
Люки и двери	52
Фюзеляж	53
Мотогондолы и пилоны	54
Оперение	55
Остекление	56
Крыло	57
Типовые методики - двигатель	70
Силовая установка	71
Двигатель	72
Система топливная двигателя	73
Система зажигания двигателя	74
Система воздушная двигателя	75
Система управления двигателями	76
Система индикации и сигнализации параметров двигателей	77
Система выхлопная двигателя	78
Система масляная двигателя	79
Система запуска МСУ	80
Средства наблюдения	93

На самолетах МС-21 опытной серии дополнительно установлены системы, указанные в таблице 2 (Таблица 2)

*** Для S/N 1,3-4,6*

Таблица 2 Системы для проведения испытаний

Наименование системы (раздела)	Номер системы (раздела)
Система для обеспечения проведения сертификационных испытаний самолета	88
Система бортовых измерений	89

*** окончание применимости*

2.2 Код МД (DMC)

МД - наименьшая самостоятельная информационная единица, относящаяся к объекту, определенному кодом SNS (Пункт 2.2.3), и содержащая его описание, процессы эксплуатации, технического обслуживания и другую связанную информацию, тип которой определен информационным кодом (Пункт 2.2.4).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

СОИ содержит следующие типы МД:

– служебные МД (Подраздел 3.3)

– описательные МД (Подраздел 3.4)

– процедурные МД (Подраздел 3.5).

Каждый МД имеет свой код DMC (Data Module Code), являющийся уникальным идентификатором МД. Код DMC однозначно определяет применимость МД и тип содержащейся в нем информации.

Особенности структуры кода модуля данных (ДМС), содержащего информацию для экипажа, показаны на рисунке 2 (Рис. 2)

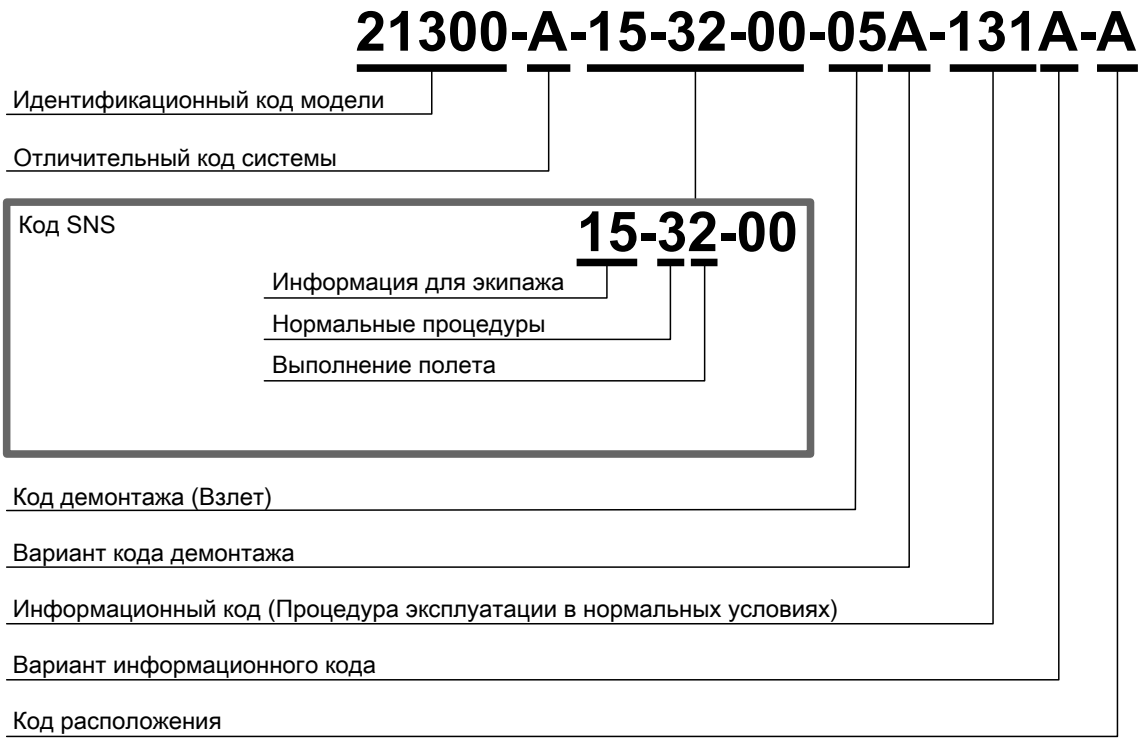


Рисунок 2 Код модуля данных (ДМС)-Информация для экипажа

2.2.1 Идентификационный код модели

Идентификационный код модели назначается конечному изделию его Разработчиком.

В РЛЭ используются следующие коды модели:

– **21300** - самолет типа МС-21 (модель МС-21-300)

– **PW1000G** - маршевая силовая установка (МСУ) семейства PW1000G. К данному семейству МСУ относится силовая установка PW-1400G.

Например:

– **21300**-**A**-29-00-00-00A-043A-A - "Сиситема гидравлическая - Описание" (описательный МД гидравлической системы самолета МС-21)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2.2.2 Отличительный код системы

Отличительный код системы обозначает альтернативную версию объекта системы нумерации SNS (Пункт 2.2.3). Например:

– 21300-**A**-71-00-00-00A-043A-A - "Силовая установка - Описание и работа" (описательный МД силовой установки **PW-1400G**, установленной на самолете МС-21)

– 21300-**P**-71-00-00-00A-043A-A - "Силовая установка - Описание и работа" (описательный МД силовой установки **ПД-14**, установленной на самолете МС-21).

2.2.3 Код SNS

Код SNS однозначно определяет объект в системе нумерации SNS (Подраздел 2.1), к которому относится информация, приведенная в МД. Каждому объекту системы нумерации SNS соответствует определенное наименование - **техническое имя**. Например:

– 21300-A-**15-10-00**-00-A-028-A-A - **"Эксплуатационные ограничения - Классификация самолета"** - Информация для экипажа

– 21300-A-**15-33-00-05**-A-131-A-A-**"Заход на посадку и посадка-Посадка** - Процедура эксплуатации в нормальных условиях"

2.2.4 Информационный код

Информационный код определяет тип информации, содержащейся в МД.Информационный код состоит из трех буквенно-цифровых символов, где первый символ определяет назначение и область применения соответствующей информации

Основные группы информационных кодов, которые используются в СОИ (QRH) приведены в таблице 3 (Таблица 3)

Таблица 3 Группы информационных кодов

Группа	Назначение	Определение
0XX	Функция, данные для планиро вания и описание	В данной группе кодов приводится описательная информация, необходимая для персонала, обеспечивающего эксплуатацию и/или техническое обслуживание. Такой информацией является описание функций и принципа действия, данные об ограничениях и местонахождении (при необходимости) оборудования или компонентов. Также в данную группу входят коды служебной информации.
1XX	Эксплуатация	В данной группе кодов приводятся процедуры, необходимые для эксплуатации самолета, системы или КИ в целях поставленной задачи. Также данная группа включает информацию о расположении органов управления и индикации.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Каждому информационному коду соответствует **информационное имя**, конкретизирующее тип сведений, приведенных в МД, например:

– 21300-A-15-33-00-00-A-**131**-A-A - "Заход на посадку по ILS - **Процедура эксплуатации в нормальных условиях**"

– 21300-A-15-62-00-00-A-**028**-A-A - "Расчет полета - **Общие сведения**"

Перечень информационных кодов, используемых в СОИ, приведен в таблице 4 (Таблица 4)

Таблица 4 Перечень информационных кодов, используемых в СОИ

Информационный код	Информационное имя	Информационный код	Информационное имя
001	Титульный лист	018	Введение
003	Лист регистрации изменений	028	Общие сведения
005	Перечень сокращений и аб- бревиатур	030	Технические данные
006	Перечень терминов	043	Информация для экипажа
007	Перечень условных обозначений	121	Предэксплуатационные процедуры
009	Содержание	125	Контрольные карты для летного экипажа
00S	Перечень действующих модулей данных	131	Процедуры эксплуатации в нормальных условиях
00U	Сведения об изменениях	141	Процедуры эксплуатации при аварийных условиях
012	Общие предупреждения и предостережения	145	Аварийные контрольные карты для летного экипажа
014	Перечень действующих публикаций	151	Послеполетные процедуры

2.2.5 Вариант информационного кода

Вариант информационного кода используется в МД, относящихся к одному объекту системы нумерации SNS и содержащих однотипную информацию, отличающуюся содержанием этой информации (для описательных МД) или способом выполнения процедуры (для процедурных МД).

2.2.6 Код расположения

Код расположения определяет условия, в которых информация, приведенная в МД, применима к соответствующему объекту. В СОИ используются следующие варианты кода расположения изделия:

– A - информация относится к изделиям, установленным на самолете

– B - информация относится к изделиям, снятым с самолета.

2.3 Код публикации (PMC)

Разделы СОИ представлены в виде отдельной книги (публикации), которая имеет свой код PMC (Publication Module Code). Структура кода публикации с определениями представлена

© ПАО "Корпорация "Иркут"

на рисунке 3 (Рис. 3). Перечень публикаций разделов, входящих в состав СОИ, приведен в перечне действующих публикаций QRH 21300-A-00-00-00-00A-014C-A.

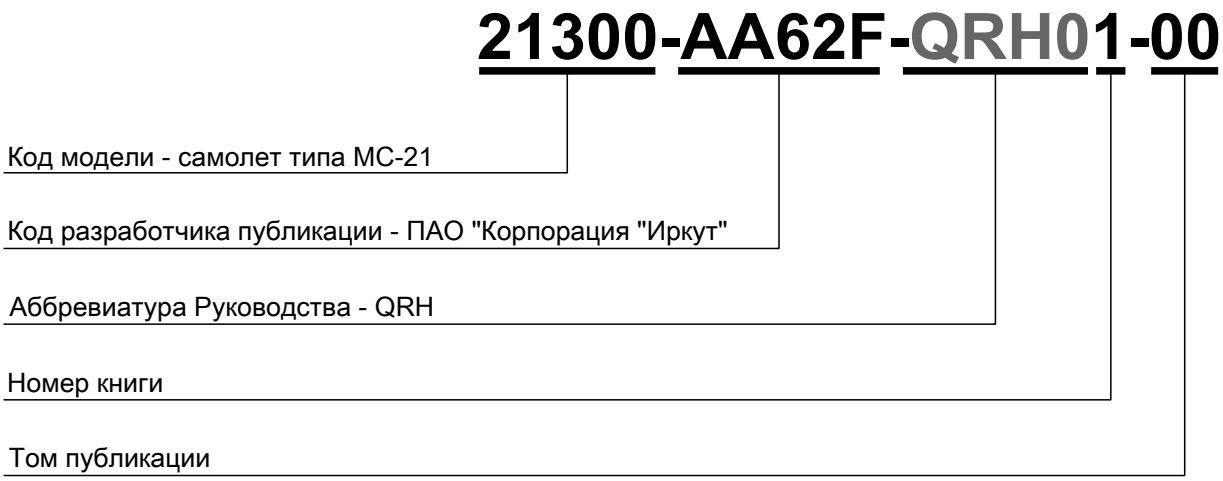


Рисунок 3 Код публикации (PMC)

3 Общая структура СОИ (QRH) и инструкция по его применению

3.1 Состав СОИ

СОИ представлено в виде единого документа, состоящего из набора служебных МД и комплекта публикаций разделов, определенных перечнем действующих публикаций СОИ QRH 21300-A-00-00-00-00A-014C-A.

Структура СОИ показана на рисунке 4 (Рис. 4)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

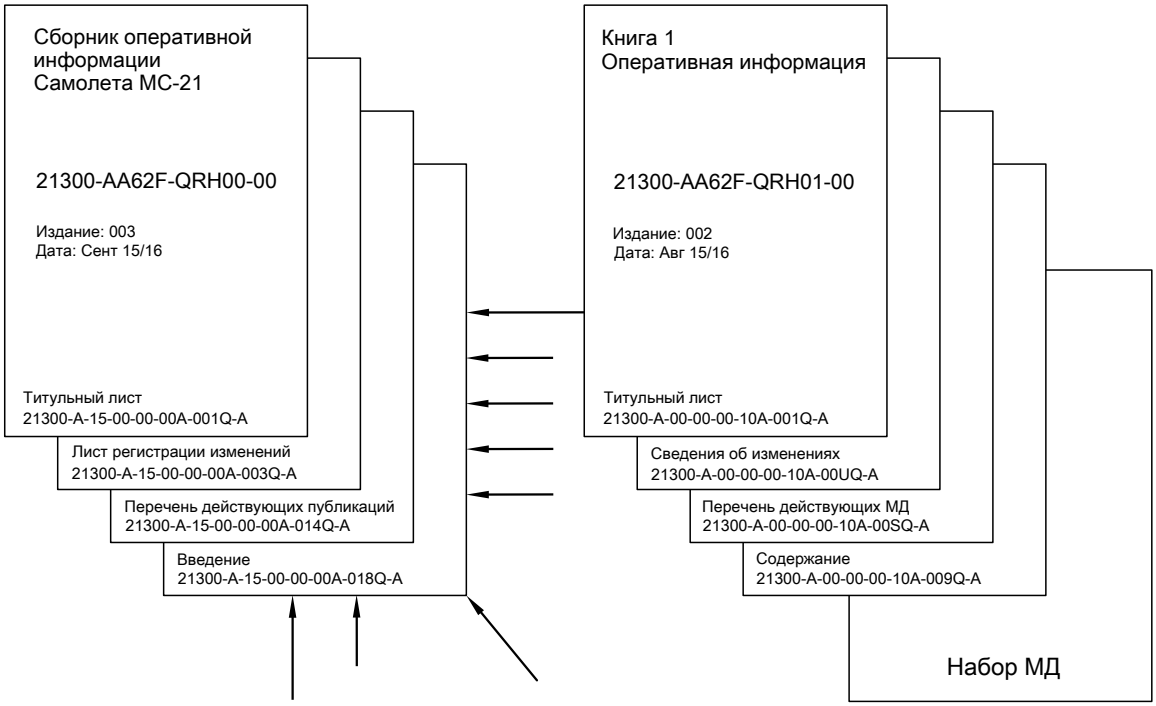


Рисунок 4 Структура СОИ (QRH)

3.2 Состав раздела СОИ

Каждый раздел СОИ , в зависимости от объема, представлен в виде одной или нескольких публикаций определенного набора служебных МД, а также набора описательных и процедурных МД, упорядоченных в соответствии с системой нумерации SNS.

В состав публикации раздела СОИ входят следующие служебные МД:

- титульный лист (Пункт 3.3.1)
- сведения об изменениях (Пункт 3.3.5) (данный МД не включается в первичное издание раздела СОИ)
- перечень действующих модулей данных (Пункт 3.3.4)
- содержание (Пункт 3.3.6).

3.3 Служебные МД

Служебные МД используются для публикации СОИ и его разделов и содержат информацию по идентификации, составу, статусу изменений, а также другую информацию, облегчающую пользование публикацией

В состав служебных МД СОИ входят:

- титульный лист (Пункт 3.3.1)
- лист регистрации изменений (Пункт 3.3.2)
- перечень действующих публикаций (Пункт 3.3.3)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

3.3.1 Титульный лист

МД титульного листа формируется автоматически системой публикации и имеет информационный код **001**.

В странично-ориентированном виде на титульном листе представлена следующая информация:

– логотип эксплуатирующей организации

– информация о категории секретности опубликованной информации (Несекретно)

– наименование модели самолета (Самолет МС-21300)

– код РМС

Примечание
Код РМС СОИ - 21300-AA62F-QRH00-00, код РМС книги 00 СОИ - 21300- AA62F-QRH 1-00.

– номер издания

– логотип и наименования издающей организации (организации, ответственной за публикацию документа)

– логотип и информация об изготовителе (организации, ответственной за содержание документа)

– применимость

– код DMC

– дата издания.

3.3.2 Лист регистрации изменений/временных изменений

МД листа регистрации изменений (ЛРИ)/временных изменений (ЛРВИ) имеет информационный код **003** и предназначен для последовательной регистрации изменений/временных изменений СОИ, начиная с первого (001) издания, и содержит следующую информацию:

– номер издания (изменения/временного изменения) СОИ, начиная с **001**

– дата издания (изменения/временного изменения) СОИ, начиная с даты первого издания.

Последняя запись в ЛРИ/ЛРВИ определяет действующее издание СОИ.

При необходимости быстрого внесения изменений выпускаются временные изменения. Они печатаются на листах бумаги желтого цвета.

Лист утверждения временных изменений (желтого цвета) помещается перед Листом регистрации временных изменений. Лист вносимых временных изменений (желтого цвета) помещается перед МД, в который вносятся временные изменения. Текст временного изменения всегда имеет приоритет над текстом основной страницы до тех пор, пока действие временного изменения не будет отменено, или не будет получено другое, временное изменение, или новое изменение.

После внесения временного изменения в СОИ должна быть сделана запись в Листе регистрации временных изменений.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

3.3.3 Перечень действующих публикаций

МД перечня действующих публикаций формируется автоматически системой публикации и имеет информационный код **014**.

В странично-ориентированном виде перечень действующих публикаций представляет собой таблицу с перечнем публикаций (разделов), включенных в СОИ и содержит следующие сведения:

– наименование публикации (книга XX. Том XX)

– код PMC (21300-AA62F-QRH XX-XX)

– номер издания публикации

– дату издания публикации.

3.3.4 Перечень действующих модулей данных

МД перечня действующих модулей данных (ПДМД) формируется автоматически системой публикации и имеет информационный код **00S**.

В странично-ориентированном виде ПДМД представляет собой таблицу с перечнем МД, включенных в публикацию и содержит следующие сведения о МД:

– наименование

– код DMC

– идентификатор изменения (C - измененный, N - новый)

– дату издания

– количество страниц в МД

– применимость.

МД указаны в ПДМД в порядке их включения в публикацию.

3.3.5 Сведения об изменениях

МД сведений об изменениях формируется автоматически системой публикации и имеет информационный код **00U**. Данный МД не включается в первичное издание публикации.

Сведения об изменениях предназначены для идентификации изменений, произведенных в текущем издании публикации по отношению к предыдущему изданию.

МД сведений об изменениях состоит из двух частей:

– описание изменений

Примечание

В данной части в табличной форме представлен перечень новых, измененных и удаленных МД с указанием основания для соответствующего изменения

– инструкция

Примечание

Данная часть предназначена для актуализации бумажного комплекта РЛЭ и в табличной форме содержит перечень МД (с датой их издания) и идентификатором требуемого действия (I - вставить МД, R - удалить МД).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

3.3.6 Содержание

МД содержания формируется автоматически системой публикации и имеет информационный код **009**.

В странично-ориентированном виде МД содержания представляет собой иерархически организованную таблицу со следующей информацией:

- номер SNS и наименование системы / подсистемы (под-подсистемы) / КИ
- наименование МД
- код МД
- дату издания МД
- применимость МД.

3.4 Описательный МД

Описательные МД содержат общие сведения о самолете, его эксплуатационных ограничениях, летных характеристиках, системах / подсистемах (под- подсистемах), позволяющих летному и инженерно-техническому составам изучить возможности самолета в различных условиях эксплуатации. Иллюстрации являются частью приведенной в описательном МД информации, которая помогает визуализировать текстовый материал.

Пример странично-ориентированной публикации описательного МД представлен на рисунке 5 (Рис. 5)

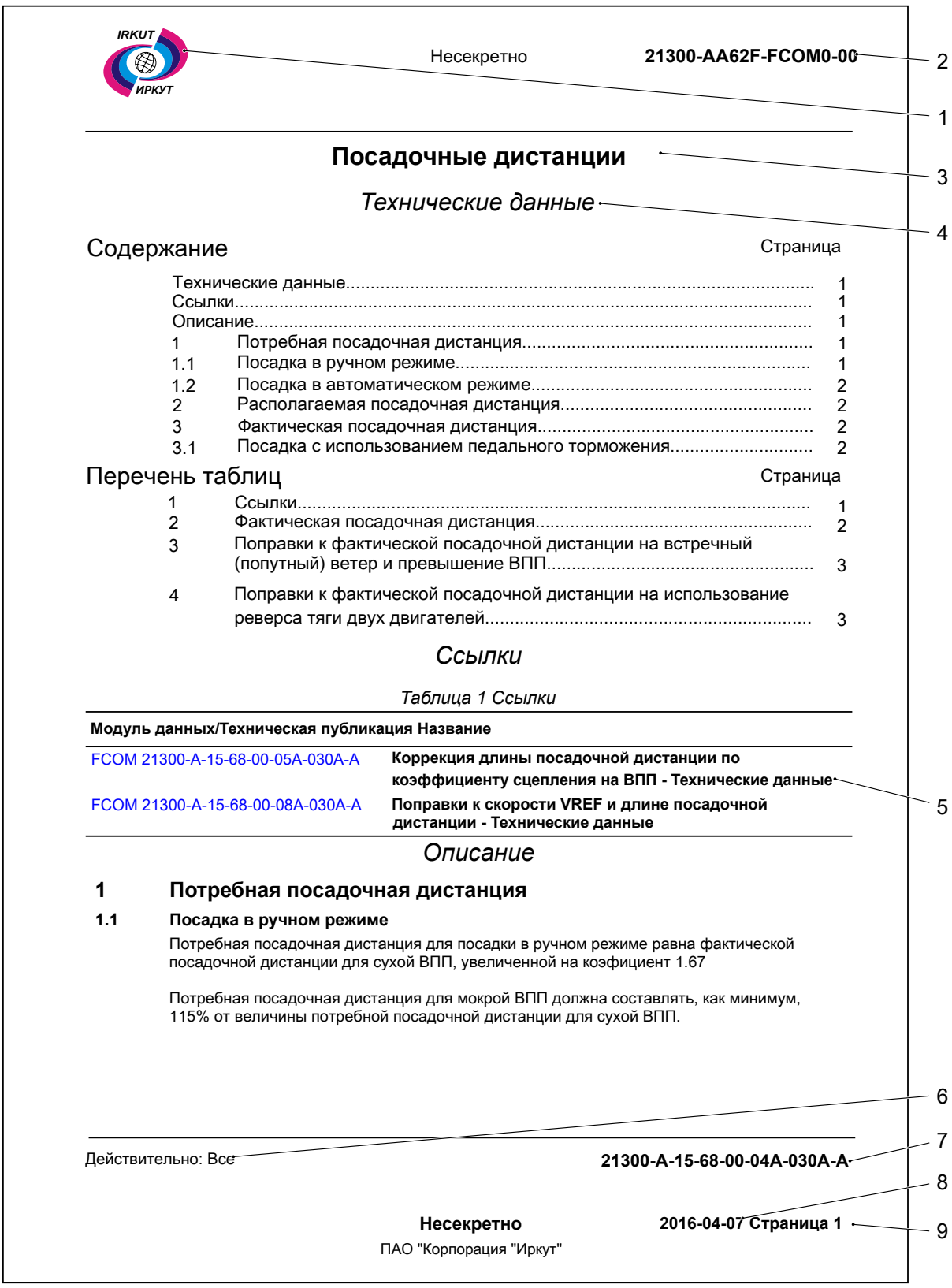
Каждый описательный МД содержит следующие элементы:

- содержание, с перечнем заголовков всех разделов МД
- перечень таблиц, используемых в МД
- перечень иллюстраций, используемых в МД
- перечень ссылок, с указанием кодов и наименований МД и/или публикаций в порядке их упоминания по тексту
- описание.

Состав элемента "Описание", определяется типом информации приведенной в МД (информационным кодом). Ниже рассмотрен состав элемента "Описания" для МД с информационным кодом **030 - Технические данные**.

Оформление страницы описательного МД показано на рисунке 5 (Рис. 5)

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Несекретно 21300-AA62F-FCOM0-00

2

1

Посадочные дистанции

3

Технические данные

4

Содержание Страница

Технические данные 1
Ссылки 1
Описание 1
1 Потребная посадочная дистанция 1
1.1 Посадка в ручном режиме 1
1.2 Посадка в автоматическом режиме 2
2 Располагаемая посадочная дистанция 2
3 Фактическая посадочная дистанция 2
3.1 Посадка с использованием педального торможения 2

Перечень таблиц Страница

1 Ссылки 1
2 Фактическая посадочная дистанция 2
3 Поправки к фактической посадочной дистанции на встречный (попутный) ветер и превышение ВПП 3
4 Поправки к фактической посадочной дистанции на использование реверса тяги двух двигателей 3

Ссылки

Таблица 1 Ссылки

Модуль данных/Техническая публикация	Название
FCOM 21300-A-15-68-00-05A-030A-A	**Коррекция длины посадочной дистанции по коэффициенту сцепления на ВПП - Технические данные**
FCOM 21300-A-15-68-00-08A-030A-A	**Поправки к скорости VREF и длине посадочной дистанции - Технические данные**

5

Описание

1 Потребная посадочная дистанция

1.1 Посадка в ручном режиме

Потребная посадочная дистанция для посадки в ручном режиме равна фактической посадочной дистанции для сухой ВПП, увеличенной на коэфициент 1.67

Потребная посадочная дистанция для мокрой ВПП должна составлять, как минимум, 115% от величины потребной посадочной дистанции для сухой ВПП.

6

Действительно: Все 21300-A-15-68-00-04A-030A-A

7

8

Несекретно 2016-04-07 Страница 1

9

ПАО "Корпорация "Иркут"

Рисунок 5 Оформление страницы МД

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 5:

1	Логотип	6	Применимость МД
2	Код публикации (PMC)	7	Код МД (ДМС)
3	Техническое имя	8	Дата публикации МД
4	Информационное имя	9	Номер страницы в МД
5	Код и наименование ссылки		

3.5 Процедурный МД

Процедурные МД содержат пошаговые инструкции, которые определяют порядок действий экипажа на различных этапах подготовки и выполнения полета. В зависимости от условий выполнения полетного задания действия экипажа определяются содержанием разделов РЛЭ: "Нормальные эксплуатационные процедуры", "Особые процедуры", "Аварийные процедуры".

3.5.1 Нормальные эксплуатационные процедуры

К нормальным эксплуатационным процедурам относятся действия экипажа, необходимые для безопасной эксплуатации самолета, при условии, что все системы и оборудование самолета работают нормально, а также действия, связанные с типовыми, частыми на практике, отклонениями от стандартных режимов полета (например, отклонение от глиссады, предупреждение о близости земли, уход на второй круг при всех работающих двигателях, турбулентность воздуха).

Подраздел должен, с учетом особенностей конкретной типовой конструкции самолета, содержать основную информацию, необходимую для безопасной эксплуатации самолета в нормальных и отличных от нормальных условиях.

3.5.2 Особые процедуры

К особым процедурам отнесены действия экипажа в случае возникновения отказа оборудования или систем либо повреждения конструкции самолета в полете. К особым должны быть отнесены процедуры, связанные с действиями в ситуациях, которые по результатам проведенного при разработке и сертификации анализа отказобезопасности оценены как сложные.

Указания, приведенные в данном подразделе, должны содержать точные действия экипажа, представленные в виде перечня последовательных операций, выполнение которых гарантирует безопасное завершение полета.

Подраздел должен содержать информацию по действиям экипажа при отказе критического двигателя на всех режимах полета.

3.5.3 Аварийные процедуры

Подраздел должен содержать указания относительно немедленных и точных действий экипажа, связанных с попаданием в ситуации, которые по результатам проведенного при разработке и сертификации анализа отказобезопасности оценены как аварийные и имеют вероятность выше, чем практически невероятные, а также – процедуры на случай любой из следующих особых ситуаций:

– отказ двигателя, сопровождаемый его серьезным повреждением или отделением

– отказ двух двигателей

– пожар на борту во время полета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– срабатывание системы контроля задымления

Примечание

По ситуациям, связанным с пожаром на борту во время полета и срабатыванием системы контроля задымления, должно быть записано: «После выполнения процедур, связанных с возникновением пожара или задымления, выполнить посадку на ближайшем подходящем аэродроме, если только по результатам визуального контроля не установлено, что пожар потушен.»

– аварийная разгерметизация

– аварийное снижение

– аварийная посадка на сушу

– аварийная посадка на воду

– аварийное покидание самолета.

Указания, приведенные в данном подразделе, должны позволить экипажу принять все возможные меры для предотвращения перехода аварийной ситуации в катастрофическую.

3.6 Выделение указаний в тексте

Для привлечения внимания экипажа и выделения в тексте отдельных указаний (инструкций) используются стандартные формы: «Предупреждение», «Внимание», «Примечание».

3.6.1 «Предупреждение» («Warning»)

Форма «Предупреждение» используется только для важнейших указаний в случаях, когда невыполнение определенных предписанных действий или неправильные действия могут привести к непосредственной угрозе безопасности – к опасным для здоровья и жизни людей на борту последствиям из-за отказов систем самолета и (или) иных опасных изменений условий выполнения полета.

3.6.2 «Внимание» («Caution»)

Форма «Внимание» используется в случаях, когда невыполнение определенных предписанных действий или неправильные действия могут привести к нежелательным последствиям для конструкции и оборудования, к возникновению отказов или повреждений либо к ухудшению рабочих параметров отдельных систем и оборудования.

3.6.3 «Примечание» («Note»)

Форма «Примечание» используется при изложении вспомогательных текстов, содержащих разъяснения предшествующего основного материала, дополнительную (второстепенную) информацию.

3.7 Применимость

Применимость информации, приведенной в МД, отображается следующими способами:

– общая применимость МД, указывается в левом нижнем углу странично-ориентированной публикации МД в поле **"Действительно"** ([6] Рис. 5).

Если информация, приведенная в МД, распространяется на все самолеты типа МС-21, то в данном поле указывается слово **«Все»**.

Если МД применим к конкретному ВС, или серии ВС, то в данном поле указывается "XXXX, YYYY" или "XXXX~YYYY", где XXXX и YYYY серийные номера самолетов.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– строчная применимость, указывается в виде выноски **" ** Для ... "** перед соответствующим текстом описания или шагом процедуры.

Применимость информации может указываться для:

- серийных номеров самолетов - **"Для S/N..."**
- типа силовой установки - **"Для PW1400G"**
- номера опционального оборудования - **"Для Opt. №..."**
- условия выполнения доработки **"До SB №...", "После SB №..."**.

4 Внесение изменений

С целью устранения выявленных в процессе эксплуатации ошибок, внесения изменений по предложениям эксплуатирующих организаций и внесения новой информации, на регулярной основе выпускаются изменения к СОИ. При очередной публикации СОИ с внесенными изменениями номер издания СОИ увеличивается на единицу.

В настоящем СОИ используются следующие типы измененной информации:

– новая. К исходной информации добавляются новые абзацы текста или иллюстрации с пометкой об изменении

– измененная. Изменяются исходные абзацы текста или иллюстрации с добавлением пометки об изменении

– аннулированная. Удаляется исходная информация, на ее месте остается пустая строка с пометкой об изменении.

Эксплуатирующая организация вносит изменения в СОИ на основании бюллетеней (или извещений – для опытных самолетов).

Изменение в СОИ на электронном носителе производится заменой электронного носителя.

Изменение в бумажный комплект СОИ вносится путем вставки, замены или удаления листов МД, указанных в бюллетене (извещении).

Так как изменение любого МД влечет за собой изменение МД служебной информации (Подраздел 3.3), то при внесении изменений в СОИ необходимо заменить в книге измененные МД и МД служебной информации (все МД поставляются одновременно при рассылке).

Измененные места в тексте МД обозначаются черной вертикальной чертой (маркером) на левом поле страницы. При изменении в иллюстрации маркер ставится напротив названия иллюстрации. На всех страницах измененного МД указывается дата последнего изменения.

В МД отражаются только изменения, произведенные относительно предыдущего издания МД.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Скорости

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1

1 Скорости..... 1

Перечень таблиц

Страница

1 Эксплуатационные скорости..... 1

Описание для экипажа

1 Скорости

Основные эксплуатационные скорости в зависимости от полетного веса и конфигурации крыла приведены в таблице 1 (Таблица 1)

Таблица 1 Эксплуатационные скорости

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ СКОРОСТИ, kt					
ПОЛЕТНЫЙ ВЕС, x 1000 кг	**F**	**S**	**GREEN DOT**	**V_{LS} FLAPS 3**	**V_{REF} (FULL)**
45	141	161	193	115	115
50	148	170	204	118	115
55	155	179	214	124	121
60	162	187	224	130	126
65	169	195	233	135	131
70	175	203	241	140	136
75	181	211	250	145	141
79	186	216	257	149	145

НА ВЗЛЕТЕ:

F — минимальная скорость полета в конфигурации 1.

На взлете используется как скорость после достижения которой рекомендуется переход из конфигурации 2 в конфигурацию 1.

S — минимальная скорость полета в конфигурации 0.

На взлете используется как рекомендуемая скорость перехода из конфигурации 1 в конфигурацию 0.

НА ПОСАДКЕ:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

S — минимальная скорость полета в конфигурации 0. При заходе на посадку используется как скорость, после достижения которой рекомендуется переход из конфигурации 0 в конфигурацию 1.

F — минимальная скорость полета в конфигурации 1.

При заходе на посадку используется как скорость, при достижении которой рекомендуется переход из конфигурации 1 в конфигурацию 2.

$\mathbf{V_{LS}}$ — минимальная скорость полета в конфигурации 3.

$\mathbf{V_{REF}}$ — минимальная скорость полета в конфигурации FULL.

GREEN DOT — скорость максимального аэродинамического качества в конфигурации 0. Наивыгоднейшая скорость при наборе высоты и снижении, в горизонтальном полёте близка к скорости минимального расхода топлива.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Посадочные дистанции

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1

1 Фактические посадочные дистанции..... 1

Перечень таблиц

Страница

1 Фактические посадочные дистанции..... 1

2 Поправки к фактическим посадочным дистанциям..... 2

Описание для экипажа

1 Фактические посадочные дистанции

Фактическая посадочная дистанция - это расстояние по горизонтали, которое проходит самолет от момента пересечения порога ВПП на высоте 50 ft (15 м) до полной остановки после пробега.

Фактические посадочные дистанции расчитаны для условий:

– скорости захода на посадку выдерживаются согласно требованиям РЛЭ

– тормозная система и антиюзовая автоматика исправны

– интерцепторы и воздушные тормоза исправны и используются согласно требованиям РЛЭ

– использование реверса двигателей не учитывается

– тормоза используются в режиме педального торможения

Фактические посадочные дистанции в зависимости от посадочного веса, конфигурации крыла и состояния ВПП приведены в таблице 1 (Таблица 1)

Таблица 1 Фактические посадочные дистанции

Фактические посадочные дистанции, м							
Состояние ВПП	Конфигурация	Посадочныйвес, х 1000 кг					
		50	54	58	62	66	69
Сухая	FLAPS FULL	802	839	878	918	963	1000
	FLAPS 3	831	870	910	952	998	1040
Мокрая	FLAPS FULL	1003	1049	1098	1148	1204	1250
	FLAPS 3	1039	1088	1138	1190	1248	1300

Поправки к фактическим посадочным дистанциям приведены в таблице 2 (Таблица 2)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Поправки к фактическим посадочным дистанциям

Наименование поправки	Значение, м
На высоту (на каждые 1000 ft)	30
На попутный ветер (на каждые 10 kt)	180
На встречный ветер (на каждые 10 kt)	-50

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Определение высоты крейсерского полета

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные 1
1 Определение высоты крейсерского полета 1
1.1 Высота крейсерского полета на короткие дистанции 1
1.1.2 Максимальная и оптимальная высоты полета 2

Перечень таблиц

Страница

1 Высота крейсерского полета 2

Перечень иллюстраций

Страница

1 Максимальные высоты полета 3

Описание для экипажа

1 Определение высоты крейсерского полета

Наибольшая экономичность полета достигается на эшелонах, близких к максимальной высоте полета

Выбор начального эшелона крейсерского полёта, а также определение веса самолета, при котором целесообразно выполнять смену эшелона, производится по таблице (Таблица 1) и графику (Рис. 1)

1.1 Высота крейсерского полета на короткие дистанции

Высота определяется для полета, включающего следующие этапы:

- взлёт
- набор на режиме V = 250 kt / 280 kt / M = 0.8
- полёт на режиме LRC — не менее 5 мин
- снижение на режиме M = 0.8 / 280 kt / 250 kt
- заход на посадку и посадка

Условия:

- МСА
- СКВ включена
- ПОС выключена

1.1.1 Зависимость выбора высоты крейсерского полета от заданной дальности и расчетного посадочного веса показана в таблице 1 (Таблица 1)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Высота крейсерского полета

Высота крейсерского полета, ft							
Поса-дочный вес,x1000 kg	**Дальность полета, NM**						
	100	**150**	**200**	**250**	**300**	**350**	**400**
45	16000	23000	29000	34000	38000	40000	40000
50	15000	21000	27000	31200	35000	38500	40000
55	14000	20000	25000	29200	33000	36000	39000
60	13000	18000	23000	27100	31000	34100	37000
65	12000	16700	21000	25100	29000	32000	35000
69	11000	15500	20000	23800	27000	30100	33000

1.1.2 Максимальная и оптимальная высоты полета

Оптимальная высота полета - это высота (эшелон) при следовании на которой достигаются наибольшие дальность или продолжительность

При выборе оптимальной высоты полета учитывается влияние внешних атмосферных условий (отклонение $T_{нв}$ от МСА, направление и скорость ветра на эшелоне, на котором предполагается полет по маршруту)

Оптимальная высота совпадает с максимальной высотой полета при внешних атмосферных условиях соответствующих МСА

Максимальные высоты полета в зависимости от веса самолета показаны на графике (Рис. 1)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

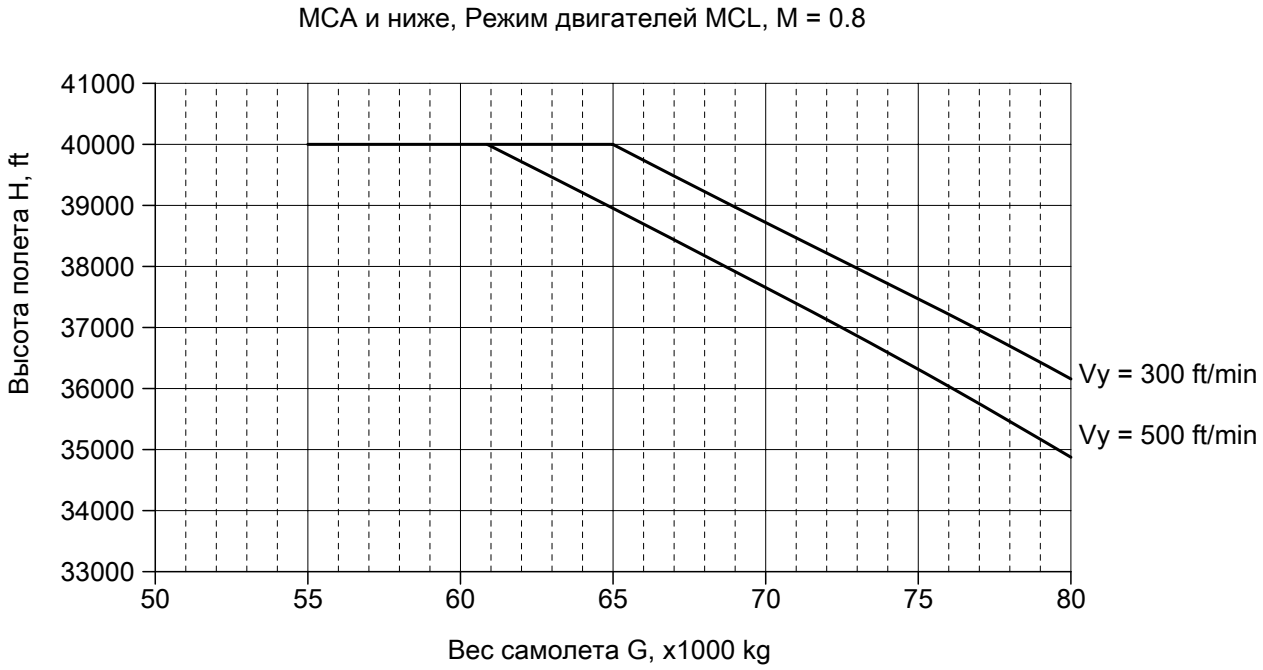


Рисунок 1 Максимальные высоты полета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Расчет расхода топлива и времени полета (от взлёта до посадки)

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные 1

1 Расчет расхода топлива и времени полета 1

Перечень таблиц

Страница

1 Расход топлива и время полета 2

Описание для экипажа

1 Расчет расхода топлива и времени полета

Расчет расхода топлива и времени полета по маршруту на заданную воздушную дальность при известном посадочном или взлетном весе самолета представлен в интегральной таблице 1 (Таблица 1)

Таблица рассчитана для следующих условий:

– профиль полета:
  - взлет
  - набор высоты на режиме 250 kt / 280 kt / M 0.80
  - крейсерский полет на режиме LRC
  - снижение на режиме M 0.80 / 280 kt / 250 kt
  - заход на посадку и посадка.
– МСА (ISA)
– СКВ включена
– ПОС выключена.

В таблице представлены:

– расход топлива
– время полета
– расчетный взлетный вес самолета при полете на заданную дальность
– расчетный посадочный вес самолета при полете на заданную дальность
– поправка к расходу топлива на каждые 1000 кг отличия фактического взлетного веса от расчетного взлетного, при полете на заданную дальность
– поправка к расходу топлива на каждые 1000 кг разницы фактического посадочного веса от расчетного посадочного при полете на заданную дальность

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Примечание

1 Колонка «Полет на оптимальных высотах» предназначена для случаев, когда смена эшелона происходит в соответствии с графиком, определяющим оптимальные высоты полета (полет по "потолкам")

2 Значения расхода топлива, времени полёта, взлетного и посадочного весов определены для условий:

- вес коммерческой нагрузки 18100 кг (если нет ограничений по взлётному весу)
- компенсационный запас топлива равен 5% от ОЗТ
- удаление до запасного аэродрома 200 NM
- 30 минут ожидания в зоне над запасным аэродромом на высоте 1500 ft (450 м) при стандартных температурных условиях
- заход на посадку и посадка:150 кг, 6 минут.

3 При отличии фактических условий от расчётных изменяются величины взлетного и посадочного весов, что требует коррекции расчета расхода топлива

В таблице 1 (Таблица 1) приведены значения расхода топлива и времени полета в зависимости от воздушной дальности и эшелона полета.

Таблица 1 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг												**Время полета, час:мин**											
Взлетный вес, т												**Посадочный вес, т**											
Поправки к расходу топлива																							
На взлетный вес, кг/т												**На посадочный вес, кг/т**											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																							
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																							
Воздушная дальность, NM	**Полет на оптимальной высоте**		**Эшелон полета**																				
			290		**310**		**330**		**350**		**370**		**390**										
200	1538	0:40	1514	0:41																			
	65.5	63.9	65.5	63.9																			
	12	12	10	10																			
220	1629	0:43	1611	0:44	1614	0:44																	
	65.6	64.0	65.6	64.0	65.6	64.0																	
	13	13	11	11	13	13																	
240	1720	0:46	1708	0:47	1709	0:46	1713	0:46															
	65.7	64.0	65.7	64.0	65.7	64.0	65.7	64.0															
	14	14	12	12	14	14	14	14															

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг												Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т												Посадочный вес, т											
Поправки к расходу топлива																							
На взлетный вес, кг/т												На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																							
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																							
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте											Эшелон полета											
			290				310				330				350				370				390	
260	1812	0:49	1805	0:50			1804	0:49			1807	0:49			1812	0:49								
	65.8	64.0	65.8	64.0			65.8	64.0			65.8	64.0			65.8	64.0								
	15	15	13	13			15	15			15	15			16	16								
280	1903	0:51	1903	0:53			1899	0:52			1900	0:52			1903	0:51								
	65.9	64.0	65.9	64.0			65.9	64.0			65.9	64.0			65.9	64.0								
	16	17	14	14			16	16			16	16			17	17								
300	1995	0:54	2000	0:56			1994	0:55			1993	0:54			1995	0:54			1890	0:53				
	66.0	64.0	66.0	64.0			66.0	64.0			66.0	64.0			66.0	64.0			59.6	57.7				
	17	18	15	16			17	17			17	17			17	18			18	19				
320	2087	0:56	2097	0:59			2090	0:58			2087	0:57			2087	0:56			1974	0:56			1894	0:55
	66.1	64.0	66.1	64.0			66.1	64.0			66.1	64.0			66.1	64.0			59.7	57.7			55.5	53.6
	19	19	16	17			18	18			17	18			18	19			19	20			23	25
340	2179	0:59	2195	1:02			2185	1:01			2181	1:00			2179	0:59			2058	0:59			1974	0:58
	66.2	64.0	66.2	64.0			66.2	64.0			66.2	64.0			66.2	64.0			59.8	57.7			55.6	53.6
	20	20	17	18			19	19			18	19			19	20			20	21			24	25
360	2271	1:02	2293	1:05			2281	1:04			2275	1:02			2271	1:02			2143	1:01			2053	1:01
	66.3	64.0	66.3	64.0			66.3	64.0			66.3	64.0			66.3	64.0			59.9	57.7			55.7	53.6
	21	21	18	19			20	20			19	20			20	21			21	22			25	26
380	2363	1:04	2390	1:08			2376	1:07			2369	1:05			2363	1:04			2227	1:04			2132	1:04
	66.4	64.0	66.4	64.0			66.4	64.0			66.4	64.0			66.4	64.0			59.9	57.7			55.7	53.6
	22	22	19	20			21	21			20	21			21	22			22	23			26	27
400	2455	1:07	2488	1:10			2472	1:09			2463	1:08			2455	1:07			2312	1:07			2212	1:06
	66.4	64.0	66.5	64.0			66.5	64.0			66.5	64.0			66.4	64.0			60.0	57.7			55.8	53.6
	23	24	20	21			21	22			21	22			22	23			23	24			27	28

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг														Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т														Посадочный вес, т											
Поправки к расходу топлива																									
На взлетный вес, кг/т														На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																									
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																									
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте				Эшелон полета																				
					290				310				330				350				370				390			
420	2548	1:10			2586	1:13			2568	1:12			2557	1:11			2548	1:10			2397	1:10			2292	1:09		
	66.5	64.0			66.6	64.0			66.6	64.0			66.6	64.0			66.5	64.0			60.1	57.7			55.9	53.6		
	24	25			21	22			22	23			22	23			23	24			24	25			28	29		
440	2640	1:12			2684	1:16			2664	1:15			2651	1:14			2640	1:13			2481	1:13			2372	1:11		
	66.6	64.0			66.7	64.0			66.7	64.0			66.7	64.0			66.6	64.0			60.2	57.7			56.0	53.6		
	25	26			22	23			23	24			23	24			24	25			25	25			29	30		
460	2732	1:14			2782	1:19			2760	1:18			2745	1:16			2733	1:15			2566	1:15			2451	1:14		
	66.7	64.0			66.8	64.0			66.8	64.0			66.8	64.0			66.7	64.0			60.3	57.7			56.1	53.6		
	26	27			24	24			24	25			24	25			25	26			26	26			30	31		
480	2824	1:17			2881	1:22			2857	1:20			2840	1:19			2826	1:18			2652	1:17			2532	1:17		
	66.8	64.0			66.9	64.0			66.9	64.0			66.9	64.0			66.8	64.0			60.4	57.7			56.2	53.6		
	27	28			25	25			25	26			25	26			26	26			27	27			31	32		
500	2916	1:20			2979	1:25			2953	1:23			2934	1:22			2919	1:20			2737	1:20			2612	1:20		
	66.9	64.0			67.0	64.0			67.0	64.0			67.0	64.0			66.9	64.0			60.5	57.7			56.2	53.6		
	29	29			26	26			26	27			26	27			27	27			28	28			32	33		
520	3008	1:23			3078	1:28			3049	1:26			3029	1:25			3012	1:23			2822	1:23			2692	1:22		
	67.0	64.0			67.1	64.0			67.1	64.0			67.1	64.0			67.0	64.0			60.6	57.7			56.3	53.6		
	30	31			27	27			27	28			27	28			28	28			28	29			32	34		
540	3101	1:25			3176	1:31			3146	1:29			3124	1:27			3105	1:26			2907	1:26			2772	1:25		
	67.1	64.0			67.2	64.0			67.2	64.0			67.2	64.0			67.1	64.0			60.7	57.8			56.4	53.6		
	31	32			28	28			28	29			28	29			29	29			29	30			33	34		
560	3193	1:28			3275	1:34			3243	1:32			3219	1:30			3198	1:29			2993	1:28			2853	1:28		
	67.2	64.0			67.3	64.0			67.3	64.0			67.3	64.0			67.2	64.0			60.7	57.8			56.5	53.6		
	32	33			29	29			29	30			29	30			30	30			30	31			34	35		

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг													Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т													Посадочный вес, т											
Поправки к расходу топлива																								
На взлетный вес, кг/т													На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																								
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																								
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте		Эшелон полета																					
			290				310				330				350				370				390	
580	3286	1:31	3374	1:37			3340	1:35			3314	1:33			3292	1:31			3078	1:31			2934	1:31
	67.3	64.0	67.4	64.0			67.4	64.0			67.4	64.0			67.3	64.0			60.8	57.8			56.6	53.6
	33	34	30	30			30	31			30	31			31	31			31	32			35	36
600	3379	1:33	3473	1:40			3437	1:37			3409	1:35			3385	1:34			3164	1:34			3014	1:33
	67.4	64.0	67.5	64.0			67.5	64.0			67.5	64.0			67.4	64.0			60.9	57.8			56.7	53.7
	34	36	31	31			31	32			31	32			31	32			32	33			36	37
620	3472	1:36	3572	1:43			3534	1:40			3504	1:38			3479	1:37			3250	1:37			3095	1:35
	67.5	64.0	67.6	64.0			67.6	64.0			67.6	64.0			67.5	64.0			61.0	57.8			56.7	53.7
	35	37	32	33			32	33			32	33			32	33			33	34			37	38
640	3565	1:38	3671	1:46			3631	1:43			3600	1:41			3572	1:39			3336	1:39			3176	1:38
	67.6	64.0	67.7	64.1			67.7	64.1			67.7	64.1			67.6	64.0			61.1	57.8			56.8	53.7
	37	38	33	34			33	34			33	34			33	34			34	35			38	39
660	3658	1:41	3771	1:49			3729	1:46			3695	1:44			3666	1:42			3422	1:42			3257	1:41
	67.7	64.1	67.8	64.1			67.8	64.1			67.8	64.1			67.7	64.1			61.2	57.8			56.9	53.7
	38	39	34	35			34	35			34	35			34	35			35	36			39	40
680	3752	1:44	3870	1:51			3826	1:49			3791	1:46			3760	1:44			3508	1:44			3338	1:44
	67.8	64.1	67.9	64.1			67.9	64.1			67.9	64.1			67.8	64.1			61.3	57.8			57.0	53.7
	39	41	34	36			35	36			35	36			35	36			36	37			40	41
700	3845	1:46	3970	1:54			3924	1:52			3886	1:49			3854	1:47			3594	1:47			3420	1:46
	67.9	64.1	68.0	64.1			68.0	64.1			68.0	64.1			67.9	64.1			61.4	57.8			57.1	53.7
	40	42	35	37			36	37			35	37			36	37			37	38			41	42
720	3939	1:49	4069	1:57			4021	1:55			3982	1:52			3949	1:50			3680	1:50			3501	1:49
	68.0	64.1	68.1	64.1			68.1	64.1			68.1	64.1			68.0	64.1			61.5	57.8			57.2	53.7
	41	43	36	38			37	39			36	38			37	38			38	39			42	43

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг													Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т													Посадочный вес, т											
Поправки к расходу топлива																								
На взлетный вес, кг/т													На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																								
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																								
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте						Эшелон полета																	
			290		310		330		350		370		390											
740	4032	1:52	4169	2:00	4119	1:57	4078	1:55	4043	1:53	3767	1:53	3583	1:52										
	68.1	64.1	68.2	64.1	68.2	64.1	68.2	64.1	68.1	64.1	61.6	57.8	57.3	53.7										
	43	44	37	39	38	40	37	39	38	39	39	40	43	44										
760	4126	1:54	4269	2:03	4217	2:00	4174	1:58	4137	1:55	3853	1:55	3664	1:55										
	68.2	64.1	68.4	64.1	68.3	64.1	68.3	64.1	68.2	64.1	61.7	57.8	57.3	53.7										
	44	46	38	40	39	41	38	40	39	40	40	41	44	45										
780	4220	1:57	4369	2:06	4315	2:03	4270	2:00	4232	1:58	3940	1:58	3746	1:57										
	68.3	64.1	68.5	64.1	68.4	64.1	68.4	64.1	68.3	64.1	61.7	57.8	57.4	53.7										
	45	47	39	41	40	42	39	41	40	41	41	42	45	46										
800	4314	1:59	4469	2:08	4413	2:05	4366	2:03	4327	2:01	4026	2:01	3828	2:00										
	68.4	64.1	68.6	64.1	68.5	64.1	68.5	64.1	68.4	64.1	61.8	57.8	57.5	53.7										
	46	48	40	42	41	43	40	42	41	43	42	43	46	48										
820	4408	2:02	4569	2:11	4512	2:08	4462	2:05	4422	2:03	4113	2:04	3910	2:02										
	68.5	64.1	68.7	64.1	68.6	64.1	68.6	64.1	68.5	64.1	61.9	57.8	57.6	53.7										
	47	50	41	43	42	44	41	43	42	44	43	44	47	49										
840	4503	2:05	4669	2:14	4610	2:11	4559	2:08	4517	2:06	4200	2:06	3992	2:05										
	68.6	64.1	68.8	64.1	68.7	64.1	68.7	64.1	68.6	64.1	62.0	57.8	57.7	53.7										
	49	51	42	44	43	45	42	44	43	45	44	45	48	50										
860	4597	2:07	4770	2:17	4708	2:14	4655	2:11	4612	2:08	4287	2:08	4074	2:08										
	68.7	64.1	68.9	64.1	68.8	64.1	68.8	64.1	68.7	64.1	62.1	57.8	57.8	53.7										
	50	52	43	45	44	46	43	45	44	46	45	46	49	51										
880	4692	2:10	4870	2:20	4807	2:17	4752	2:14	4707	2:11	4374	2:11	4156	2:10										
	68.8	64.1	69.0	64.1	68.9	64.1	68.9	64.1	68.8	64.1	62.2	57.8	57.9	53.7										
	51	54	44	46	45	47	44	46	45	47	46	47	50	52										

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг													Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т													Посадочный вес, т											
Поправки к расходу топлива																								
На взлетный вес, кг/т													На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																								
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																								
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте		Эшелон полета																					
			290				310				330				350				370				390	
900	4787	2:13	4971	2:23			4906	2:19			4848	2:16			4802	2:14			4462	2:14			4238	2:13
	68.9	64.1	69.1	64.1			69.0	64.1			69.0	64.1			68.9	64.1			62.3	57.8			57.9	53.7
	52	55	45	48			46	48			45	47			46	48			47	49			51	53
920	4882	2:15	5072	2:26			5004	2:22			4945	2:19			4898	2:17			4549	2:17			4321	2:16
	69.0	64.1	69.2	64.1			69.1	64.1			69.1	64.1			69.0	64.1			62.4	57.8			58.0	53.7
	53	56	46	49			47	49			46	48			47	49			48	50			52	54
940	4977	2:18	5173	2:29			5103	2:25			5042	2:22			4993	2:19			4637	2:19			4403	2:19
	69.1	64.1	69.3	64.1			69.2	64.1			69.2	64.1			69.1	64.1			62.5	57.8			58.1	53.7
	55	58	47	50			48	50			47	49			48	50			49	51			53	55
960	5072	2:20	5274	2:32			5202	2:28			5139	2:25			5089	2:22			4724	2:22			4486	2:21
	69.2	64.1	69.4	64.1			69.3	64.1			69.3	64.1			69.2	64.1			62.6	57.8			58.2	53.7
	56	59	48	51			49	51			48	50			49	51			50	52			54	56
980	5167	2:23	5375	2:34			5301	2:31			5236	2:27			5185	2:25			4812	2:25			4569	2:23
	69.3	64.1	69.5	64.1			69.4	64.1			69.4	64.1			69.3	64.1			62.7	57.8			58.3	53.7
	57	61	49	52			50	52			49	51			50	52			51	53			55	57
1000	5263	2:26	5476	2:37			5400	2:34			5334	2:30			5281	2:27			4900	2:28			4652	2:26
	69.4	64.1	69.6	64.1			69.5	64.1			69.5	64.1			69.4	64.1			62.8	57.9			58.4	53.7
	58	62	50	53			51	53			50	52			51	53			52	54			56	59
1020	5358	2:28	5578	2:40			5500	2:36			5431	2:32			5377	2:30			4988	2:30			4735	2:29
	69.5	64.1	69.7	64.1			69.6	64.1			69.6	64.1			69.5	64.1			62.8	57.9			58.5	53.7
	60	63	51	54			51	54			51	54			52	54			53	55			57	60
1040	5454	2:31	5679	2:43			5599	2:39			5529	2:35			5473	2:32			5076	2:32			4818	2:32
	69.6	64.1	69.8	64.2			69.7	64.2			69.7	64.1			69.6	64.1			62.9	57.9			58.6	53.7
	61	65	52	55			52	55			52	55			53	55			54	56			58	61

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг													Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т													Посадочный вес, т											
Поправки к расходу топлива																								
На взлетный вес, кг/т													На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																								
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																								
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте												Эшелон полета											
			290				310				330				350				370				390	
1060	5550	2:34	5781	2:46	5699	2:41	5626	2:38	5570	2:35	5164	2:35	4901	2:34										
	69.7	64.1	69.9	64.2	69.9	64.2	69.8	64.2	69.7	64.1	63.0	57.9	58.6	53.7										
	62	66	53	56	53	56	53	56	54	57	55	58	59	62										
1080	5646	2:36	5883	2:49	5798	2:44	5724	2:41	5666	2:38	5252	2:38	4984	2:37										
	69.8	64.2	70.0	64.2	70.0	64.2	69.9	64.2	69.8	64.2	63.1	57.9	58.7	53.7										
	63	68	54	57	54	58	54	57	55	58	56	59	60	63										
1100	5742	2:39	5985	2:52	5898	2:47	5822	2:43	5763	2:40	5340	2:41	5068	2:40										
	69.9	64.2	70.2	64.2	70.1	64.2	70.0	64.2	69.9	64.2	63.2	57.9	58.8	53.8										
	65	69	55	58	55	59	55	58	56	59	57	60	61	64										
1120	5838	2:41	6087	2:55	5997	2:50	5920	2:46	5859	2:43	5429	2:43	5151	2:42										
	70.0	64.2	70.3	64.2	70.2	64.2	70.1	64.2	70.0	64.2	63.3	57.9	58.9	53.8										
	66	71	56	59	56	60	56	59	57	60	58	61	62	66										
1140	5934	2:44	6189	2:58	6097	2:53	6018	2:49	5956	2:46	5517	2:46	5235	2:45										
	70.1	64.2	70.4	64.2	70.3	64.2	70.2	64.2	70.1	64.2	63.4	57.9	59.0	53.8										
	67	72	57	60	57	61	57	60	58	61	59	62	63	67										
1160	6031	2:47	6291	3:00	6197	2:55	6116	2:52	6053	2:49	5606	2:49	5318	2:47										
	70.2	64.2	70.5	64.2	70.4	64.2	70.3	64.2	70.2	64.2	63.5	57.9	59.1	53.8										
	68	73	58	62	58	62	58	61	59	62	60	63	64	68										
1180	6128	2:49	6394	3:03	6297	2:58	6214	2:54	6150	2:51	5695	2:52	5402	2:50										
	70.3	64.2	70.6	64.2	70.5	64.2	70.4	64.2	70.3	64.2	63.6	57.9	59.2	53.8										
	70	75	59	63	59	63	59	62	60	63	61	65	65	69										
1200	6224	2:52	6496	3:06	6397	3:01	6312	2:56	6247	2:53	5784	2:54	5486	2:53										
	70.4	64.2	70.7	64.2	70.6	64.2	70.5	64.2	70.4	64.2	63.7	57.9	59.3	53.8										
	71	76	60	64	60	64	60	63	61	65	62	66	66	70										

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг			Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т			Посадочный вес, т											
Поправки к расходу топлива														
На взлетный вес, кг/т			На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt														
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин														
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте		Эшелон полета											
			290		310		330		350		370		390	
1220	6321	2:55	6599	3:08	6498	3:04	6411	2:59	6344	2:56	5873	2:56	5570	2:55
	70.5	64.2	70.8	64.2	70.7	64.2	70.6	64.2	70.5	64.2	63.8	57.9	59.3	53.8
	72	78	61	65	61	65	61	64	62	66	63	67	67	72
1240	6418	2:57	6702	3:11	6598	3:07	6509	3:02	6442	2:59	5962	2:59	5654	2:58
	70.6	64.2	70.9	64.2	70.8	64.2	70.7	64.2	70.6	64.2	63.9	57.9	59.4	53.8
	73	79	62	66	62	66	62	66	63	67	64	68	68	73
1260	6515	3:00	6804	3:14	6699	3:09	6608	3:05	6539	3:02	6051	3:02	5738	3:01
	70.7	64.2	71.0	64.2	70.9	64.2	70.8	64.2	70.7	64.2	64.0	57.9	59.5	53.8
	75	81	63	67	63	67	63	67	64	68	65	69	70	74
1280	6613	3:02	6908	3:17	6799	3:12	6707	3:07	6637	3:04	6140	3:05	5823	3:04
	70.8	64.2	71.1	64.2	71.0	64.2	70.9	64.2	70.8	64.2	64.1	57.9	59.6	53.8
	76	82	64	68	64	68	64	68	65	69	66	71	71	75
1300	6710	3:05	7011	3:20	6901	3:15	6806	3:10	6735	3:07	6230	3:07	5907	3:06
	70.9	64.2	71.2	64.2	71.1	64.2	71.0	64.2	70.9	64.2	64.1	57.9	59.7	53.8
	77	84	65	69	65	69	65	69	66	70	67	72	72	77
1320	6808	3:08	7115	3:23	7002	3:17	6905	3:13	6833	3:10	6319	3:10	5991	3:08
	71.0	64.2	71.3	64.2	71.2	64.2	71.1	64.2	71.0	64.2	64.2	57.9	59.8	53.8
	78	85	65	70	66	70	66	70	67	72	68	73	73	78
1340	6906	3:10	7218	3:26	7103	3:20	7005	3:16	6931	3:12	6409	3:13	6076	3:11
	71.1	64.2	71.4	64.2	71.3	64.2	71.2	64.2	71.1	64.2	64.3	57.9	59.9	53.8
	80	87	66	71	67	72	67	71	68	73	69	74	74	79
1360	7005	3:13	7322	3:28	7204	3:23	7104	3:18	7029	3:15	6499	3:15	6161	3:14
	71.2	64.2	71.6	64.2	71.4	64.2	71.3	64.2	71.3	64.2	64.4	57.9	60.0	53.8
	81	88	67	72	68	73	68	72	69	74	71	76	75	81

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг													Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т													Посадочный вес, т											
Поправки к расходу топлива																								
На взлетный вес, кг/т													На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																								
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																								
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте		Эшелон полета																					
			290				310				330				350				370				390	
1380	7103	3:16	7426	3:31			7306	3:26			7204	3:21			7128	3:17			6589	3:18			6246	3:17
	71.3	64.2	71.7	64.2			71.5	64.2			71.4	64.2			71.4	64.2			64.5	57.9			60.1	53.8
	82	90	68	73			69	74			69	74			70	75			72	77			76	82
1400	7202	3:18	7529	3:34			7408	3:28			7303	3:23			7226	3:20			6679	3:20			6331	3:19
	71.4	64.2	71.8	64.2			71.6	64.2			71.5	64.2			71.5	64.2			64.6	57.9			60.1	53.8
	83	91	69	74			69	75			70	75			71	76			73	78			77	83
1420	7301	3:21	7633	3:37			7509	3:31			7403	3:26			7325	3:23			6769	3:23			6416	3:22
	71.5	64.2	71.9	64.3			71.8	64.2			71.6	64.2			71.6	64.2			64.7	57.9			60.2	53.8
	85	92	70	76			70	76			71	76			72	78			74	79			78	84
1440	7401	3:23	7738	3:40			7611	3:34			7503	3:29			7424	3:25			6859	3:26			6501	3:25
	71.6	64.2	72.0	64.3			71.9	64.3			71.7	64.2			71.7	64.2			64.8	57.9			60.3	53.8
	86	94	71	77			71	77			72	77			73	79			75	81			79	86
1460	7500	3:26	7842	3:43			7713	3:37			7603	3:31			7523	3:28			6949	3:28			6586	3:27
	71.7	64.2	72.1	64.3			72.0	64.3			71.9	64.3			71.8	64.2			64.9	58.0			60.4	53.8
	87	95	72	78			72	78			72	78			74	80			76	82			80	87
1480	7599	3:29	7946	3:46			7816	3:40			7704	3:34			7622	3:31			7040	3:31			6671	3:30
	71.8	64.3	72.2	64.3			72.1	64.3			72.0	64.3			71.9	64.3			65.0	58.0			60.5	53.8
	88	97	73	79			73	79			73	79			75	81			77	83			82	89
1500	7699	3:31	8051	3:48			7918	3:42			7804	3:37			7721	3:33			7130	3:34			6757	3:32
	72.0	64.3	72.3	64.3			72.2	64.3			72.1	64.3			72.0	64.3			65.1	58.0			60.6	53.8
	89	98	74	80			74	80			74	80			76	82			78	85			83	90
1520	7799	3:34	8155	3:51			8020	3:45			7904	3:40			7820	3:36			7221	3:37			6842	3:35
	72.1	64.3	72.4	64.3			72.3	64.3			72.2	64.3			72.1	64.3			65.2	58.0			60.7	53.8
	91	100	75	81			75	81`			75	82			77	84			79	86			84	91

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг												Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т												Посадочный вес, т											
Поправки к расходу топлива																							
На взлетный вес, кг/т												На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																							
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																							
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте		Эшелон полета																				
			290		310		330		350		370		390										
1540	7899	3:37	8260	3:54	8123	3:47	8005	3:42	7920	3:38	7312	3:39	6928	3:38									
	72.2	64.3	72.5	64.3	72.4	64.3	72.3	64.3	72.2	64.3	65.3	58.0	60.8	53.8									
	92	101	76	82	76	82	76	83	78	85	80	87	85	93									
1560	7999	3:39	8365	3:56	8225	3:50	8106	3:45	8020	3:41	7403	3:41	7014	3:40									
	72.3	64.3	72.7	64.3	72.5	64.3	72.4	64.3	72.3	64.3	65.4	58.0	60.9	53.8									
	93	103	77	83	77	83	77	84	79	86	81	88	86	94									
1580	8100	3:42	8469	3:59	8328	3:53	8207	3:47	8119	3:44	7494	3:44	7100	3:43									
	72.4	64.3	72.8	64.3	72.6	64.3	72.5	64.3	72.4	64.3	65.5	58.0	61.0	53.9									
	94	104	78	84	78	85	78	85	80	87	83	90	87	95									
1600	8200	3:44	8574	4:02	8431	3:56	8308	3:50	8219	3:46	7586	3:47	7186	3:46									
	72.5	64.3	72.9	64.3	72.7	64.3	72.6	64.3	72.5	64.3	65.6	58.0	61.0	53.9									
	95	105	79	85	79	86	79	86	82	89	84	91	88	97									
1620	8301	3:47	8680	4:05	8534	3:58	8409	3:53	8319	3:49	7677	3:50	7272	3:48									
	72.6	64.3	73.0	64.3	72.8	64.3	72.7	64.3	72.6	64.3	65.7	58.0	61.1	53.9									
	96	107	79	86	80	87	80	87	83	90	85	92	90	98									
1640	8402	3:50	8785	4:08	8637	4:01	8510	3:55	8419	3:52	7769	3:52	7358	3:51									
	72.7	64.3	73.1	64.3	72.9	64.3	72.8	64.3	72.7	64.3	65.8	58.0	61.2	53.9									
	98	108	80	87	81	88	81	89	84	91	86	94	91	100									
1660	8504	3:52	8890	4:11	8740	4:04	8611	3:58	8520	3:54	7860	3:55	7444	3:53									
	72.8	64.3	73.2	64.3	73.0	64.3	72.9	64.3	72.8	64.3	65.9	58.0	61.3	53.9									
	99	110	81	89	82	89	82	90	85	93	87	95	92	101									
1680	8605	3:55	8996	4:13	8843	4:07	8713	4:01	8620	3:57	7952	3:58	7530	3:56									
	72.9	64.3	73.3	64.3	73.2	64.3	73.0	64.3	72.9	64.3	66.0	58.0	61.4	53.9									
	100	111	82	90	82	90	83	91	86	94	88	97	93	102									

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг													Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т													Посадочный вес, т											
Поправки к расходу топлива																								
На взлетный вес, кг/т													На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																								
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																								
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте		Эшелон полета																					
			290				310				330				350				370				390	
1700	8707	3:58	9102	4:16			8947	4:09			8815	4:04			8721	3:59			8044	4:00			7617	3:59
	73.0	64.3	73.4	64.3			73.3	64.3			73.1	64.3			73.0	64.3			66.1	58.0			61.5	53.9
	101	112	83	91			83	91			84	92			87	95			89	98			94	104
1720	8808	4:00	9207	4:19			9050	4:12			8916	4:06			8822	4:02			8136	4:03			7704	4:01
	73.1	64.3	73.5	64.3			73.4	64.3			73.2	64.3			73.1	64.3			66.1	58.0			61.6	53.9
	102	114	84	92			84	92			85	93			88	96			90	99			95	105
1740	8910	4:02	9313	4:22			9154	4:14			9018	4:08			8922	4:05			8228	4:05			7790	4:04
	73.2	64.3	73.6	64.3			73.5	64.3			73.3	64.3			73.2	64.3			66.2	58.0			61.7	53.9
	103	115	85	93			85	93			86	95			89	98			91	101			97	107
1760	9012	4:05	9419	4:25			9258	4:17			9120	4:11			9023	4:07			8320	4:08			7877	4:07
	73.3	64.3	73.8	64.3			73.6	64.3			73.4	64.3			73.3	64.3			66.3	58.0			61.8	53.9
	104	117	86	94			86	94			87	96			90	99			93	102			98	108
1780	9114	4:08	9526	4:27			9362	4:20			9222	4:14			9125	4:10			8413	4:11			7964	4:09
	73.4	64.3	73.9	64.3			73.7	64.3			73.6	64.3			73.5	64.3			66.4	58.0			61.9	53.9
	105	118	87	95			87	95			88	97			91	100			94	104			99	110
1800	9216	4:10	9632	4:30			9466	4:23			9325	4:17			9226	4:13			8505	4:13			8051	4:12
	73.5	64.3	74.0	64.4			73.8	64.3			73.7	64.3			73.6	64.3			66.5	58.0			62.0	53.9
	107	119	88	96			88	97			89	98			92	102			95	105			100	111
1820	9319	4:13	9739	4:33			9570	4:25			9427	4:19			9327	4:15			8598	4:16			8138	4:14
	73.7	64.3	74.1	64.4			73.9	64.3			73.8	64.3			73.7	64.3			66.6	58.0			62.0	53.9
	108	121	89	97			89	98			90	100			93	103			96	106			101	113
1840	9422	4:16	9845	4:35			9675	4:28			9530	4:22			9429	4:18			8691	4:19			8226	4:17
	73.8	64.3	74.2	64.4			74.0	64.4			73.9	64.3			73.8	64.3			66.7	58.0			62.1	53.9
	109	122	90	98			90	99			91	101			94	104			97	108			102	114

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг													Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т													Посадочный вес, т											
Поправки к расходу топлива																								
На взлетный вес, кг/т													На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																								
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																								
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте		Эшелон полета																					
			290				310				330				350				370				390	
1860	9525	4:18	9952	4:38	9779	4:31	9632	4:25	9530	4:20	8783	4:21	8313	4:20										
	73.9	64.3	74.3	64.4	74.1	64.4	74.0	64.4	73.9	64.3	66.8	58.0	62.2	53.9										
	110	123	90	99	91	100	92	102	95	106	98	109	104	116										
1880	9628	4:21	10059	4:41	9884	4:34	9735	4:27	9632	4:23	8876	4:24	8401	4:22										
	74.0	64.4	74.4	64.4	74.2	64.4	74.1	64.4	74.0	64.4	66.9	58.1	62.3	53.9										
	111	125	91	101	92	101	93	103	96	107	100	111	105	117										
1900	9732	4:23	10166	4:44	9988	4:36	9838	4:30	9734	4:26	8970	4:26	8489	4:25										
	74.1	64.4	74.5	64.4	74.4	64.4	74.2	64.4	74.1	64.4	67.0	58.1	62.4	53.9										
	112	126	92	102	93	102	94	104	98	108	101	112	106	119										
1920	9835	4:26	10273	4:47	10093	4:39	9941	4:32	9836	4:28	9063	4:29	8577	4:28										
	74.2	64.4	74.7	64.4	74.5	64.4	74.3	64.4	74.2	64.4	67.1	58.1	62.5	53.9										
	113	127	93	103	93	103	95	106	99	110	102	114	107	120										
1940	9939	4:31	10380	4:49	10198	4:41	10044	4:35	9939	4:31	9156	4:32	8665	4:30										
	74.3	64.4	74.8	64.4	74.6	64.4	74.4	64.4	74.3	64.4	67.2	58.1	62.6	53.9										
	114	128	94	104	94	104	96	107	100	111	103	115	108	122										
1960	10041	4:34	10488	4:52	10303	4:44	10147	4:38	10041	4:34	9250	4:34	8753	4:33										
	74.4	64.4	74.9	64.4	74.7	64.4	74.5	64.4	74.4	64.4	67.3	58.1	62.7	53.9										
	115	130	95	105	95	105	97	108	101	112	104	117	110	123										
1980	10144	4:36	10595	4:55	10409	4:47	10251	4:40	10144	4:36	9343	4:37	8842	4:35										
	74.5	64.4	75.0	64.4	74.8	64.4	74.6	64.4	74.5	64.4	67.4	58.1	62.8	53.9										
	116	131	96	106	96	107	98	109	102	114	105	118	111	125										
2000	10246	4:39	10703	4:58	10514	4:50	10354	4:43	10246	4:39	9437	4:40	8930	4:38										
	74.6	64.4	75.1	64.4	74.9	64.4	74.7	64.4	74.6	64.4	67.5	58.1	62.9	53.9										
	117	132	97	107	97	108	100	111	103	115	106	119	112	127										

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг													Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т													Посадочный вес, т											
Поправки к расходу топлива																								
На взлетный вес, кг/т													На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																								
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																								
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте												Эшелон полета											
													290				310				330			
2020	10349	4:41	74.7	64.4	118	134	10811	5:01	75.2	64.4	98	108	10619	4:52	75.0	64.4	98	109	10458	4:46	74.9	64.4	101	112
2040	10452	4:44	74.8	64.4	119	135	10919	5:03	75.3	64.4	99	109	10725	4:55	75.1	64.4	99	110	10561	4:48	75.0	64.4	102	113
2060	10555	4:47	75.0	64.4	120	136	11027	5:06	75.4	64.4	99	110	10831	4:58	75.2	64.4	100	111	10665	4:51	75.1	64.4	103	114
2080	10658	4:49	75.1	64.4	121	137	11136	5:08	75.6	64.4	100	111	10937	5:01	75.4	64.4	101	112	10769	4:53	75.2	64.4	104	116
2100	10762	4:52	75.2	64.4	122	138	11244	5:11	75.7	64.4	101	113	11043	5:03	75.5	64.4	102	113	10873	4:56	75.3	64.4	105	117
2120	10866	4:55	75.3	64.4	122	140	11353	5:14	75.8	64.4	102	114	11150	5:06	75.6	64.4	102	114	10978	4:59	75.4	64.4	106	118
2140	10970	4:57	75.4	64.4	123	141	11461	5:17	75.9	64.4	103	115	11256	5:08	75.7	64.4	103	115	11083	5:01	75.5	64.4	107	120
2160	11074	4:59	75.5	64.4	124	142	11570	5:20	76.0	64.4	104	116	11362	5:11	75.8	64.4	104	117	11187	5:04	75.6	64.4	108	121

350				370				390			
10349	4:41	74.7	64.4	9531	4:42	67.6	58.1	9019	4:41	63.0	53.9
104	116			108	121			113	128		
10452	4:44	74.8	64.4	9625	4:45	67.7	58.1	9108	4:43	63.1	54.0
105	118			109	122			115	130		
10555	4:47	75.0	64.4	9719	4:47	67.8	58.1	9197	4:46	63.2	54.0
106	119			110	124			116	131		
10658	4:49	75.1	64.4	9813	4:50	67.9	58.1	9286	4:49	63.2	54.0
107	121			111	125			117	133		
10762	4:52	75.2	64.4	9908	4:53	68.0	58.1	9375	4:51	63.3	54.0
108	122			112	127			118	135		
10866	4:55	75.3	64.4	10003	4:55	68.1	58.1	9464	4:54	63.4	54.0
110	123			114	129			120	136		
10970	4:57	75.4	64.4	10097	4:58	68.2	58.1	9553	4:56	63.5	54.0
111	125			115	130			121	138		
11074	4:59	75.5	64.4	10192	5:01	68.3	58.1	9643	4:59	63.6	54.0
112	126			116	132			122	139		

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг													Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т													Посадочный вес, т											
Поправки к расходу топлива																								
На взлетный вес, кг/т													На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																								
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																								
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте		Эшелон полета																					
			290				310				330				350				370				390	
2180	11186	5:02	11686	5:22	11476	5:14	11299	5:07	11186	5:02	10294	5:03	9740	5:02										
	75.7	64.5	76.2	64.5	76.0	64.5	75.8	64.5	75.7	64.5	68.4	58.2	63.8	54.0										
	125	143	105	117	105	118	109	122	113	128	117	133	123	141										
2200	11291	5:05	11795	5:25	11583	5:16	11404	5:09	11291	5:05	10389	5:06	9831	5:04										
	75.8	64.5	76.3	64.5	76.1	64.5	75.9	64.5	75.8	64.5	68.6	58.2	63.9	54.0										
	126	144	106	118	106	119	110	123	114	129	118	135	125	143										
2220	11396	5:07	11904	5:28	11690	5:19	11510	5:12	11396	5:07	10485	5:08	9921	5:07										
	75.9	64.5	76.4	64.5	76.2	64.5	76.0	64.5	75.9	64.5	68.7	58.2	64.0	54.0										
	127	146	106	119	107	120	111	125	115	130	120	136	126	144										
2240	11501	5:10	12014	5:31	11797	5:22	11615	5:14	11501	5:10	10580	5:11	10011	5:10										
	76.0	64.5	76.5	64.5	76.3	64.5	76.1	64.5	76.0	64.5	68.8	58.2	64.0	54.0										
	128	147	107	120	108	121	112	126	116	132	121	138	127	146										
2260	11606	5:13	12124	5:33	11904	5:25	11721	5:17	11606	5:13	10676	5:14	10102	5:12										
	76.1	64.5	76.6	64.5	76.4	64.5	76.2	64.5	76.1	64.5	68.9	58.2	64.1	54.0										
	129	148	108	121	109	122	113	127	117	133	122	139	128	148										
2280	11711	5:15	12233	5:36	12012	5:27	11827	5:20	11711	5:15	10772	5:16	10193	5:15										
	76.2	64.5	76.8	64.5	76.5	64.5	76.3	64.5	76.2	64.5	69.0	58.2	64.2	54.0										
	130	149	109	122	110	123	114	129	118	135	123	141	130	149										
2300	11816	5:18	12343	5:38	12119	5:29	11933	5:22	11816	5:18	10868	5:19	10284	5:17										
	76.3	64.5	76.9	64.5	76.6	64.5	76.4	64.5	76.3	64.5	69.1	58.2	64.3	54.1										
	130	150	110	124	111	124	115	130	120	136	124	143	131	151										
2320	11922	5:20	12453	5:41	12227	5:32	12039	5:25	11922	5:20	10964	5:22	10375	5:20										
	76.4	64.5	77.0	64.5	76.8	64.5	76.6	64.5	76.4	64.5	69.2	58.2	64.4	54.1										
	131	151	111	125	111	126	116	131	121	138	126	144	132	153										

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг													Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т													Посадочный вес, т											
Поправки к расходу топлива																								
На взлетный вес, кг/т													На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																								
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																								
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте		Эшелон полета																					
			290				310				330				350				370				390	
2340	12028	5:23	12563	5:44	12335	5:35	12146	5:28	12028	5:23	11061	5:24	10466	5:23										
	76.5	64.5	77.1	64.5	76.9	64.5	76.7	64.5	76.5	64.5	69.3	58.2	64.5	54.1										
	132	152	112	126	112	127	117	132	122	139	127	146	134	155										
2360	12133	5:26	12674	5:47	12442	5:38	12252	5:30	12133	5:26	11157	5:27	10557	5:25										
	76.7	64.5	77.2	64.5	77.0	64.5	76.8	64.5	76.7	64.5	69.4	58.2	64.6	54.1										
	133	153	113	127	113	128	118	134	123	141	128	147	135	156										
2380	12239	5:28	12784	5:50	12551	5:40	12359	5:32	12239	5:28	11254	5:29	10648	5:28										
	76.8	64.5	77.3	64.6	77.1	64.5	76.9	64.5	76.8	64.5	69.5	58.2	64.7	54.1										
	134	155	113	128	114	129	119	135	124	142	129	149	136	158										
2400	12346	5:31	12894	5:52	12659	5:43	12465	5:35	12346	5:31	11351	5:32	10740	5:31										
	76.9	64.5	77.5	64.6	77.2	64.5	77.0	64.5	76.9	64.5	69.6	58.2	64.8	54.1										
	135	156	114	129	115	130	120	136	125	144	131	151	137	160										
2420	12452	5:34	13005	5:55	12767	5:46	12572	5:38	12452	5:34	11448	5:35	10832	5:33										
	77.0	64.5	77.6	64.6	77.3	64.6	77.1	64.5	77.0	64.5	69.7	58.2	64.9	54.1										
	135	157	115	130	116	131	121	138	126	145	132	152	139	162										
2440	12559	5:36	13116	5:58	12875	5:48	12679	5:41	12559	5:36	11545	5:37	10924	5:35										
	77.1	64.5	77.7	64.6	77.4	64.6	77.2	64.6	77.1	64.5	69.8	58.2	65.0	54.1										
	136	158	116	131	117	132	122	139	128	146	133	154	140	163										
2460	12665	5:38	13226	6:01	12984	5:51	12787	5:43	12665	5:38	11642	5:40	11016	5:38										
	77.2	64.6	77.8	64.6	77.6	64.6	77.3	64.6	77.2	64.6	69.9	58.2	65.1	54.1										
	137	159	117	132	118	133	123	140	129	148	134	156	141	165										
2480	12772	5:41	13337	6:03	13093	5:53	12894	5:46	12772	5:41	11739	5:43	11108	5:41										
	77.3	64.6	77.9	64.6	77.7	64.6	77.5	64.6	77.3	64.6	70.0	58.2	65.2	54.1										
	138	160	118	133	119	135	124	142	130	149	136	157	143	167										

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг													Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т													Посадочный вес, т											
Поправки к расходу топлива																								
На взлетный вес, кг/т													На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																								
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																								
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте		Эшелон полета																					
			290				310				330				350				370				390	
2500	12879	5:44	13448	6:06			13201	5:56			13001	5:49			12879	5:44			11837	5:45			11201	5:44
	77.4	64.6	78.0	64.6			77.8	64.6			77.6	64.6			77.4	64.6			70.1	58.2			65.3	54.1
	139	161	119	135			119	136			125	143			131	151			137	159			144	169
2520	12987	5:47	13560	6:08			13310	5:59			13109	5:51			12987	5:47			11934	5:48			11293	5:46
	77.6	64.6	78.2	64.6			77.9	64.6			77.7	64.6			77.6	64.6			70.2	58.3			65.4	54.1
	140	163	119	136			120	137			126	144			132	152			138	161			145	170
2540	13094	5:49	13671	6:11			13419	6:01			13217	5:53			13094	5:49			12032	5:50			11386	5:49
	77.7	64.6	78.3	64.6			78.0	64.6			77.8	64.6			77.7	64.6			70.3	58.3			65.5	54.1
	141	164	120	137			121	138			127	146			133	154			139	162			147	172
2560	13202	5:52	13783	6:14			13528	6:04			13325	5:56			13202	5:52			12130	5:53			11479	5:52
	77.8	64.6	78.4	64.6			78.1	64.6			77.9	64.6			77.8	64.6			70.4	58.3			65.6	54.1
	141	165	121	138			122	139			128	147			134	156			141	164			148	174
2580	13310	5:55	13894	6:17			13637	6:07			13433	5:59			13310	5:55			12228	5:56			11572	5:54
	77.9	64.6	78.5	64.6			78.2	64.6			78.0	64.6			77.9	64.6			70.5	58.3			65.7	54.1
	142	166	122	139			123	140			129	148			136	157			142	166			149	176
2600	13418	5:57	14006	6:19			13747	6:10			13542	6:01			13418	5:57			12326	5:58			11666	5:56
	78.0	64.6	78.6	64.6			78.4	64.6			78.1	64.6			78.0	64.6			70.6	58.3			65.8	54.1
	143	167	123	140			124	141			130	150			137	159			143	167			151	178
2620	13526	5:59	14118	6:22			13856	6:12			13650	6:04			13526	5:59			12424	6:01			11759	5:59
	78.1	64.6	78.7	64.6			78.5	64.6			78.3	64.6			78.1	64.6			70.7	58.3			65.9	54.1
	144	168	124	141			125	143			131	151			138	160			144	169			152	179
2640	13634	6:02	14230	6:25			13966	6:14			13759	6:07			13634	6:02			12523	6:04			11853	6:02
	78.2	64.6	78.9	64.6			78.6	64.6			78.4	64.6			78.2	64.6			70.8	58.3			66.0	54.1
	145	170	125	142			126	144			132	153			139	162			146	171			153	181

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг													Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т													Посадочный вес, т											
Поправки к расходу топлива																								
На взлетный вес, кг/т													На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																								
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																								
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте												Эшелон полета											
			290				310				330				350				370				390	
2660	13743	6:05	14342	6:28	14076	6:17	13868	6:09	13742	6:05	12621	6:06	11947	6:04										
	78.4	64.6	79.0	64.6	78.7	64.6	78.5	64.6	78.4	64.6	70.9	58.3	66.1	54.1										
	146	171	125	143	126	145	133	154	140	163	147	173	155	183										
2680	13851	6:07	14454	6:30	14186	6:20	13977	6:12	13851	6:07	12720	6:09	12041	6:07										
	78.5	64.6	79.1	64.6	78.8	64.6	78.6	64.6	78.5	64.6	71.0	58.3	66.2	54.1										
	147	172	126	145	127	146	134	155	141	165	148	174	156	185										
2700	13960	6:10	14567	6:32	14296	6:22	14087	6:14	13960	6:10	12820	6:11	12135	6:10										
	78.6	64.6	79.2	64.7	78.9	64.6	78.7	64.6	78.6	64.6	71.1	58.3	66.3	54.2										
	147	173	127	146	128	147	135	157	142	166	150	176	158	187										
2720	14069	6:13	14667	6:35	14406	6:25	14196	6:17	14069	6:13	12919	6:14	12230	6:12										
	78.7	64.6	79.25	64.6	79.1	64.6	78.8	64.6	78.7	64.6	71.2	58.3	66.4	54.2										
	148	175	128	147	129	148	136	158	144	168	151	178	159	189										
2740	14179	6:15	14764	6:38	14516	6:28	14306	6:20	14179	6:15	13019	6:17	12324	6:15										
	78.8	64.6	79.25	64.5	79.2	64.7	78.9	64.6	78.8	64.6	71.3	58.3	66.5	54.2										
	149	176	129	148	130	149	137	159	145	169	152	180	160	191										
2760	14288	6:17	14861	6:41	14622	6:31	14415	6:22	14288	6:17	13119	6:19	12419	6:17										
	78.9	64.6	79.25	64.4	79.25	64.6	79.1	64.7	78.9	64.6	71.4	58.3	66.6	54.2										
	150	177	130	149	131	151	139	161	146	171	153	181	162	193										
2780	14398	6:20	14958	6:44	14717	6:33	14525	6:25	14398	6:20	13219	6:22	12514	6:20										
	79.0	64.7	79.25	64.3	79.25	64.5	79.2	64.7	79.0	64.7	71.5	58.3	66.7	54.2										
	151	179	131	150	132	152	140	162	147	173	155	183	163	194										
2800	14508	6:23	15055	6:47	14812	6:36	14628	6:28	14508	6:23	13319	6:25	12609	6:23										
	79.2	64.7	79.25	64.2	79.25	64.4	79.25	64.6	79.2	64.7	71.6	58.3	66.8	54.2										
	152	180	131	151	133	153	141	164	148	174	156	185	164	196										

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг													Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т													Посадочный вес, т											
Поправки к расходу топлива																								
На взлетный вес, кг/т													На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																								
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																								
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте				Эшелон полета																			
					290				310				330				350				370			
2820	14613	6:26	79.25	64.6	15152	6:50	79.25	64.1	14907	6:39	79.25	64.3	14722	6:30	79.25	64.5	14613	6:26	79.25	64.6	13419	6:27	71.8	58.3
	153	181			132	152			133	154			142	165			150	176			157	187		
2840	14705	6:28	79.25	64.5	15248	6:53	79.25	64.0	15002	6:42	79.25	64.2	14815	6:33	79.25	64.4	14705	6:28	79.25	64.5	13520	6:29	71.9	58.3
	154	183			133	153			134	155			143	166			151	177			159	188		
2860	14797	6:31	79.25	64.5	15345	6:56	79.25	63.9	15097	6:44	79.25	64.2	14908	6:35	79.25	64.3	14797	6:31	79.25	64.5	13621	6:32	72.0	58.3
	155	184			134	155			135	156			144	168			152	179			160	190		
2880	14888	6:34	79.25	64.4	15442	6:59	79.25	63.8	15191	6:47	79.25	64.1	15002	6:38	79.25	64.2	14888	6:34	79.25	64.4	13722	6:35	72.1	58.4
	156	186			135	156			136	157			145	169			153	181			161	192		
2900	14980	6:36	79.25	64.3	15538	7:02	79.25	63.7	15286	6:50	79.25	64.0	15095	6:41	79.25	64.2	14980	6:36	79.25	64.3	13823	6:37	72.2	58.4
	158	187			135	157			137	159			146	171			154	182			163	194		
2920	15071	6:39	79.25	64.2	15634	7:05	79.25	63.6	15381	6:53	79.25	63.9	15188	6:44	79.25	64.1	15071	6:39	79.25	64.2	13924	6:40	72.3	58.4
	159	189			136	158			138	160			147	172			155	184			164	196		
2940	15162	6:41	79.25	64.1	15731	7:08	79.25	63.5	15475	6:56	79.25	63.8	15281	6:47	79.25	64.0	15162	6:41	79.25	64.1	14026	6:43	72.4	58.4
	160	191			137	159			139	161			148	173			157	185			165	198		
2960	15253	6:44	79.25	64.0	15827	7:11	79.25	63.4	15569	6:59	79.25	63.7	15373	6:49	79.25	63.9	15253	6:44	79.25	64.0	14128	6:45	72.5	58.4
	161	192			138	160			140	162			149	175			158	187			167	199		

Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте		Эшелон полета																					
			290				310				330				350				370				390	
2820	14613	6:26	15152	6:50	14907	6:39	14722	6:30	14613	6:26	13419	6:27	12705	6:25										
	79.25	64.6	79.25	64.1	79.25	64.3	79.25	64.5	79.25	64.6	71.8	58.3	66.9	54.2										
	153	181	132	152	133	154	142	165	150	176	157	187	166	198										
2840	14705	6:28	15248	6:53	15002	6:42	14815	6:33	14705	6:28	13520	6:29	12800	6:28										
	79.25	64.5	79.25	64.0	79.25	64.2	79.25	64.4	79.25	64.5	71.9	58.3	67.0	54.2										
	154	183	133	153	134	155	143	166	151	177	159	188	167	200										
2860	14797	6:31	15345	6:56	15097	6:44	14908	6:35	14797	6:31	13621	6:32	12896	6:31										
	79.25	64.5	79.25	63.9	79.25	64.2	79.25	64.3	79.25	64.5	72.0	58.3	67.1	54.2										
	155	184	134	155	135	156	144	168	152	179	160	190	169	202										
2880	14888	6:34	15442	6:59	15191	6:47	15002	6:38	14888	6:34	13722	6:35	12993	6:33										
	79.25	64.4	79.25	63.8	79.25	64.1	79.25	64.2	79.25	64.4	72.1	58.4	67.2	54.2										
	156	186	135	156	136	157	145	169	153	181	161	192	170	204										
2900	14980	6:36	15538	7:02	15286	6:50	15095	6:41	14980	6:36	13823	6:37	13089	6:35										
	79.25	64.3	79.25	63.7	79.25	64.0	79.25	64.2	79.25	64.3	72.2	58.4	67.3	54.2										
	158	187	135	157	137	159	146	171	154	182	163	194	171	206										
2920	15071	6:39	15634	7:05	15381	6:53	15188	6:44	15071	6:39	13924	6:40	13186	6:38										
	79.25	64.2	79.25	63.6	79.25	63.9	79.25	64.1	79.25	64.2	72.3	58.4	67.4	54.2										
	159	189	136	158	138	160	147	172	155	184	164	196	173	208										
2940	15162	6:41	15731	7:08	15475	6:56	15281	6:47	15162	6:41	14026	6:43	13282	6:41										
	79.25	64.1	79.25	63.5	79.25	63.8	79.25	64.0	79.25	64.1	72.4	58.4	67.5	54.2										
	160	191	137	159	139	161	148	173	157	185	165	198	174	210										
2960	15253	6:44	15827	7:11	15569	6:59	15373	6:49	15253	6:44	14128	6:45	13379	6:43										
	79.25	64.0	79.25	63.4	79.25	63.7	79.25	63.9	79.25	64.0	72.5	58.4	67.6	54.2										
	161	192	138	160	140	162	149	175	158	187	167	199	176	212										

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Расход топлива и время полета

Расход топлива на полет, кг														Время полета, час:мин											
Взлетный вес, т														Посадочный вес, т											
Поправки к расходу топлива																									
На взлетный вес, кг/т														На посадочный вес, кг/т											
Набор высоты: 250 kt / 280 kt / M 0.80 - Крейсерский полет: LRC - Снижение: M 0.80 / 280 kt / 250 kt																									
СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА. Заход на посадку и посадка: 150 кг/6 мин																									
Воздушная дальность, NM	Полет на оптимальной высоте		Эшелон полета																						
			290		310		330		350		370		390												
2980	15345	6:47	15923	7:14	15664	7:02	15466	6:52	15345	6:47	14230	6:48	13476	6:46											
	79.25	63.9	79.25	63.3	79.25	63.6	79.25	63.8	79.25	63.9	72.6	58.4	67.7	54.2											
	162	194	139	161	140	163	150	176	159	189	168	201	177	214											
3000	15436	6:50	16019	7:17	15758	7:04	15559	6:55	15436	6:50	14332	6:50	13574	6:49											
	79.25	63.8	79.25	63.2	79.25	63.5	79.25	63.7	79.25	63.8	72.7	58.4	67.8	54.2											
	164	196	140	162	141	164	151	178	160	190	169	203	179	216											

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Расчет полета до запасного аэродрома

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные 1

1 Расчет полета до запасного аэродрома 1

Перечень таблиц

Страница

1 Расход топлива и время полета до запасного аэродрома 2

Описание для экипажа

1 Расчет полета до запасного аэродрома

Описание таблицы расхода топлива и времени полета до запасного аэродрома

Таблица предназначена для расчета расхода топлива и времени полета для заданной воздушной дальности, включает этапы от ухода на второй круг с аэродрома назначения до посадки на запасном аэродроме и рассчитана для следующих условий:

- уход на второй круг с высоты принятия решения - G_T = 100 кг
- набор высоты на режиме 250 kt / 280 kt / M 0.8
- крейсерский полет на режиме LRC
- снижение на режиме M 0.80 / 280 kt / 250 kt
- заход на посадку и посадка - G_T = 100 кг, 4 минуты
- посадочный вес 61500 кг
- МСА
- ПОС выключена

В таблице 1 (Таблица 1) представлены:

- расход топлива
- время полёта
- поправка к расходу топлива на каждые 1000 кг отличия фактического посадочного веса от 61500 кг.

Поправка к расходу топлива на отличие фактического посадочного веса от заданного значения посадочного веса (61500 кг)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Необходимо выполнить коррекцию табличного значения расхода топлива на полёт до запасного аэродрома, если фактический посадочный вес отличается от 61500 кг:

1 Вычислить коэффициент к поправке расхода топлива: величину отличия фактического посадочного веса самолёта от 61500 кг разделить на 1000

2 Вычислить поправку к расходу топлива: табличную величину поправки умножить на коэффициент, определённый в п. 1)

3 К табличной величине расхода топлива прибавить (вычесть) поправку, вычисленную в п. 2)

Таблица 1 Расход топлива и время полета до запасного аэродрома

Расход топлива на полет, кг												
Время полета, час:мин												
Поправка к расходу топлива на посадочный вес, кг/т												
Посадочный вес = 61500 кг, СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА (ISA)												
Воздушная дальность, NM	**Эшелон полета**											
	100	**120**	**140**	**160**	**180**	**200**	**230**	**250**	**270**	**290**	**310**	**330**
40	505 0:16 4	511 0:16 4	628 0:19 4									
60	634 0:20 5	636 0:20 5	748 0:23 5									
80	764 0:24 6	761 0:23 6	867 0:26 6	763 0:23 6	765 0:23 6							
100	893 0:28 7	885 0:28 7	987 0:31 7	879 0:27 7	876 0:26 7	878 0:26 7						
120	1023 0:32 8	1010 0:31 8	1106 0:34 8	994 0:31 8	987 0:30 8	985 0:29 8						
140	1153 0:36 9	1135 0:35 9	1226 0:38 9	1109 0:34 9	1098 0:34 9	1092 0:33 9	1094 0:32 9	1099 0:32 9				

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Расход топлива и время полета до запасного аэродрома

Расход топлива на полет, кг												
Время полета, час:мин												
Поправка к расходу топлива на посадочный вес, кг/т												
Посадочный вес = 61500 кг, СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА (ISA)												
Воздушная дальность, NM	Эшелон полета											
	100	120	140	160	180	200	230	250	270	290	310	330
160	1282 0:40 10	1260 0:39 10	1346 0:41 10	1224 0:38 10	1209 0:37 10	1199 0:37 10	1197 0:36 10	1199 0:35 10	1201 0:35 10			
180	1412 0:44 11	1385 0:43 11	1466 0:45 11	1340 0:41 11	1320 0:40 11	1306 0:40 11	1300 0:39 11	1298 0:39 11	1298 0:38 11	1301 0:38 11		
200	1543 0:47 12	1511 0:47 12	1586 0:49 12	1455 0:45 12	1431 0:44 12	1414 0:43 12	1403 0:43 12	1398 0:42 12	1395 0:41 12	1396 0:41 12		
220	1673 0:52 13	1636 0:50 13	1707 0:53 13	1571 0:49 13	1543 0:47 13	1521 0:47 13	1507 0:46 13	1498 0:45 13	1492 0:44 13	1490 0:44 13	1492 0:44 13	
240	1803 0:56 14	1761 0:54 14	1827 0:56 14	1686 0:52 14	1654 0:51 14	1629 0:50 14	1610 0:49 14	1598 0:49 14	1589 0:47 14	1585 0:47 14	1584 0:47 14	1589 0:46 14
260	1934 0:59 15	1887 0:58 15	1947 1:00 15	1802 0:55 15	1766 0:55 15	1736 0:53 15	1713 0:52 15	1698 0:52 15	1686 0:51 15	1680 0:50 15	1677 0:49 15	1680 0:49 15
280	2064 1:04 16	2013 1:02 16	2068 1:04 16	1918 0:59 16	1877 0:58 16	1844 0:57 16	1817 0:55 16	1798 0:55 16	1783 0:54 16	1775 0:53 16	1769 0:52 16	1771 0:52 16
300	2195 1:07 17	2139 1:05 17	2189 1:07 17	2034 1:02 17	1989 1:01 17	1952 1:00 17	1920 0:59 17	1898 0:58 17	1881 0:57 17	1870 0:56 17	1862 0:55 17	1862 0:55 17
320	2326 1:11 18	2265 1:10 18	2309 1:11 18	2150 1:06 18	2101 1:05 18	2060 1:04 18	2024 1:02 18	1998 1:01 18	1978 1:00 18	1965 0:59 18	1955 0:58 18	1953 0:57 18

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Расход топлива и время полета до запасного аэродрома

Расход топлива на полет, кг												
Время полета, час:мин												
Поправка к расходу топлива на посадочный вес, кг/т												
Посадочный вес = 61500 кг, СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА (ISA)												
Воздушная дальность, NM	**Эшелон полета**											
	100	**120**	**140**	**160**	**180**	**200**	**230**	**250**	**270**	**290**	**310**	**330**
340	2456 1:15 19	2391 1:13 19	2430 1:14 19	2266 1:10 19	2213 1:08 19	2168 1:07 19	2128 1:05 19	2099 1:04 19	2076 1:03 19	2060 1:02 19	2048 1:01 19	2044 1:00 19
360	2588 1:19 20	2517 1:17 20	2551 1:18 20	2382 1:13 20	2325 1:12 20	2276 1:10 20	2232 1:08 20	2199 1:07 20	2173 1:06 20	2155 1:05 20	2141 1:04 20	2135 1:03 20
380	2719 1:23 21	2643 1:21 21	2672 1:22 21	2499 1:17 21	2437 1:15 21	2385 1:14 21	2336 1:11 21	2300 1:11 21	2271 1:09 21	2251 1:08 21	2234 1:07 21	2226 1:05 21
400	2850 1:27 22	2769 1:25 22	2793 1:26 22	2615 1:20 22	2550 1:19 22	2493 1:17 22	2440 1:15 22	2400 1:14 22	2369 1:12 22	2346 1:11 22	2327 1:10 22	2318 1:08 22
420	2981 1:31 23	2896 1:28 23	2914 1:29 23	2732 1:24 23	2662 1:22 23	2601 1:20 23	2544 1:18 23	2501 1:17 23	2467 1:16 23	2442 1:14 23	2420 1:13 23	2409 1:11 23
440	3113 1:35 24	3023 1:32 24	3035 1:33 24	2848 1:28 24	2774 1:26 24	2710 1:24 24	2648 1:22 24	2602 1:20 24	2565 1:19 24	2538 1:17 24	2514 1:16 24	2501 1:14 24
460	3245 1:39 25	3149 1:36 25	3157 1:37 25	2965 1:31 25	2887 1:29 25	2819 1:27 25	2752 1:25 25	2703 1:23 25	2663 1:22 25	2633 1:20 25	2607 1:19 25	2593 1:17 25
480	3376 1:43 26	3276 1:40 26	3278 1:40 26	3082 1:35 26	3000 1:32 26	2928 1:31 26	2857 1:28 26	2804 1:26 26	2762 1:25 26	2729 1:23 26	2701 1:21 26	2685 1:20 26

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Расход топлива и время полета до запасного аэродрома

Расход топлива на полет, кг												
Время полета, час:мин												
Поправка к расходу топлива на посадочный вес, кг/т												
Посадочный вес = 61500 кг, СКВ: Включена, ПОС: Выключена, МСА (ISA)												
Воздушная дальность, NM	Эшелон полета											
	100	120	140	160	180	200	230	250	270	290	310	330
500	3508 1:47 27	3403 1:43 27	3400 1:44 27	3199 1:38 27	3112 1:36 27	3036 1:34 27	2961 1:31 27	2905 1:29 27	2860 1:28 27	2825 1:26 27	2795 1:24 27	2776 1:22 27

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Воздушная дальность

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные 1

1 Воздушная дальность 1

Перечень таблиц

Страница

1 Воздушная дальность ниже FL 270 1

2 Воздушная дальность на FL 270 и до FL 330 2

3 Воздушная дальность на FL 330 и выше 3

Описание для экипажа

1 Воздушная дальность

Зависимость воздушной дальности от высоты полета, наземной дальности и ветра на маршруте, для скоростей крейсерского полета соответствующих M = 0.8 и при использовании режима максимальной дальности LRC показана в таблицах 1-3

Значения величины воздушной дальности в зависимости от наземной дальности и продольной составляющей скорости ветра при полете на высотах ниже эшелона FL 270 приведены в таблице 1 (Таблица 1)

Таблица 1 Воздушная дальность ниже FL 270

Наземная дальность, NM	Воздушная дальность, NM						
	Продольная составляющая скорости ветра, kt						
	+150	+100	+50	0	-50	-100	-150
50	37	40	45	50	58	68	82
100	76	82	90	100	114	133	158
200	146	160	178	200	230	270	331
300	217	239	266	300	346	408	503
400	288	317	353	400	462	545	676
500	359	395	441	500	578	682	848
600	430	474	529	600	695	820	1021
700	500	552	617	700	811	957	1193
800	571	631	705	800	927	1095	1366
900	642	709	792	900	1043	1232	1538
1000	713	787	880	1000	1159	1369	1711
1100	784	866	968	1100	1275	1507	1883
1200	854	944	1056	1200	1391	1644	2056
1300	925	1023	1144	1300	1507	1782	2228

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Воздушная дальность ниже FL 270

Наземная дальность, NM	Воздушная дальность, NM						
	Продольная составляющая скорости ветра, kt						
	+150	+100	+50	0	-50	-100	-150
1400	996	1101	1231	1400	1623	1919	2401
1500	1067	1179	1319	1500	1739	2056	2573
1600	1138	1258	1407	1600	1856	2194	2746
1700	1208	1336	1495	1700	1972	2331	2918
1800	1279	1415	1583	1800	2088	2469	3091
1900	1350	1493	1670	1900	2204	2606	3263
2000	1421	1571	1758	2000	2320	2743	3436
2100	1492	1650	1846	2100	2436	2881	3608
2200	1562	1728	1934	2200	2552	3018	3781
2300	1633	1807	2022	2300	2668	3156	3953
2400	1704	1885	2109	2400	2784	3293	4126
2500	1775	1963	2197	2500	2900	3430	4298

Значения величины воздушной дальности в зависимости от наземной дальности и продольной составляющей скорости ветра при полетах на эшелонах FL 270 и до FL 330 приведены в таблице 2 (Таблица 2)

Таблица 2 Воздушная дальность на FL 270 и до FL 330

Наземная дальность, NM	Воздушная дальность, NM						
	Продольная составляющая скорости ветра, kt						
	+150	+100	+50	0	-50	-100	-150
50	41	44	47	50	55	63	73
100	81	87	92	100	108	116	130
200	157	169	182	200	221	244	280
300	232	251	273	300	335	377	439
400	308	333	363	400	449	510	598
500	383	415	453	500	563	643	757
600	459	497	543	600	677	777	916
700	534	579	633	700	791	910	1075
800	610	661	724	800	905	1043	1234
900	685	743	814	900	1019	1176	1393
1000	761	825	904	1000	1133	1309	1551
1100	836	906	994	1100	1247	1442	1710
1200	912	988	1085	1200	1360	1575	1869
1300	987	1070	1175	1300	1474	1708	2028
1400	1063	1152	1265	1400	1588	1841	2187

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Воздушная дальность на FL 270 и до FL 330

Наземная дальность, NM	Воздушная дальность, NM						
	Продольная составляющая скорости ветра, kt						
	+150	+100	+50	0	-50	-100	-150
1500	1138	1234	1355	1500	1702	1974	2346
1600	1214	1316	1445	1600	1816	2108	2505
1700	1289	1398	1536	1700	1930	2241	2664
1800	1365	1480	1626	1800	2044	2374	2823
1900	1440	1562	1716	1900	2158	2507	2982
2000	1516	1644	1806	2000	2272	2640	3140
2100	1591	1726	1897	2100	2386	2773	3299
2200	1667	1808	1987	2200	2499	2906	3458
2300	1742	1890	2077	2300	2613	3039	3617
2400	1818	1972	2167	2400	2727	3172	3776
2500	1893	2054	2257	2500	2841	3305	3935

Значения величины воздушной дальности в зависимости от наземной дальности и продольной составляющей скорости ветра при полете на эшелонах FL 330 и выше приведены в таблице 3 (Таблица 3)

Таблица 3 Воздушная дальность на FL 330 и выше

Наземная дальность, NM	Воздушная дальность, NM						
	Продольная составляющая скорости ветра, kt						
	+150	+100	+50	0	-50	-100	-150
50	37	41	45	50	56	64	75
100	75	82	90	100	113	129	150
200	150	164	180	200	225	257	300
300	225	246	270	300	338	386	450
400	300	327	360	400	450	514	600
500	375	409	450	500	563	643	750
600	450	491	540	600	675	772	900
700	525	573	630	700	788	900	1051
800	600	655	720	800	900	1029	1201
900	675	736	810	900	1013	1157	1351
1000	750	818	900	1000	1125	1286	1501
1100	825	900	990	1100	1238	1415	1651
1200	900	982	1080	1200	1350	1543	1801
1300	975	1064	1170	1300	1463	1672	1951
1400	1050	1145	1260	1400	1575	1800	2025
1500	1125	1227	1350	1500	1688	1929	2251

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 3 Воздушная дальность на FL 330 и выше

Наземная дальность, NM	Воздушная дальность, NM						
	Продольная составляющая скорости ветра, kt						
	+150	+100	+50	0	-50	-100	-150
1600	1200	1309	1440	1600	1800	2058	2401
1700	1275	1391	1530	1700	1913	2186	2552
1800	1350	1473	1620	1800	2025	2315	2702
1900	1425	1554	1710	1900	2138	2443	2852
2000	1500	1636	1800	2000	2250	2572	3002
2100	1575	1718	1890	2100	2363	2701	3152
2200	1650	1800	1980	2200	2475	2829	3302
2300	1725	1882	2070	2300	2588	2958	3452
2400	1800	1963	2160	2400	2700	3086	3602
2500	1875	2045	2250	2500	2813	3215	3752

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица перевода: QNH-QFE

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1

1 Таблица перевода QNH-QFE..... 1

Перечень таблиц

Страница

1 Примеры использования графика и таблицы перевода QNH-QFE-Барометрическая высота 3

Перечень иллюстраций

Страница

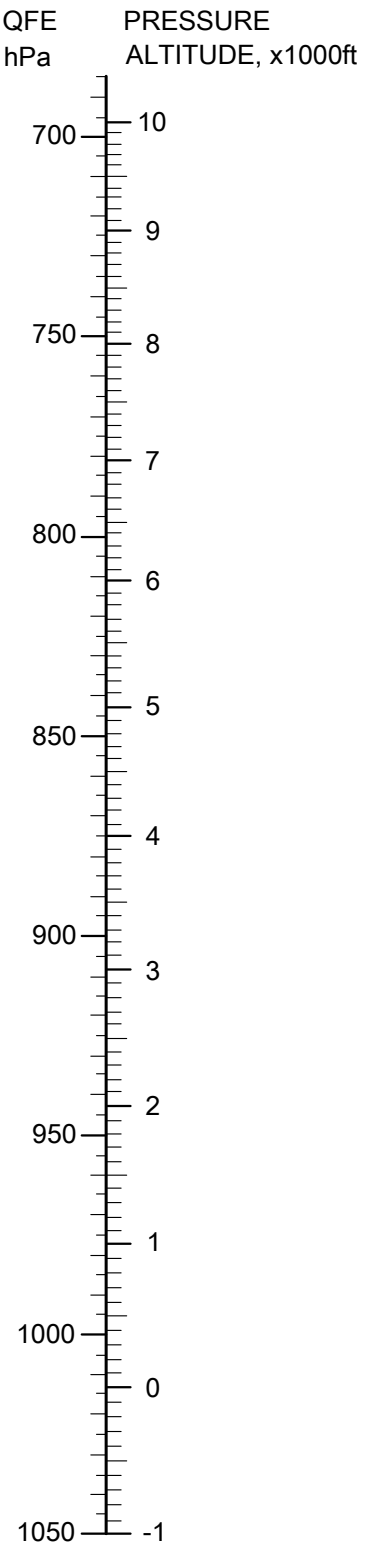
1 QNH-QFE-Барометрическая высота..... 2

Описание для экипажа

1 Таблица перевода QNH-QFE

Все необходимые данные для перевода давления относительно среднего уровня моря (QNH) в давление на уровне ВПП (QFE) показаны на рисунке 1 (Рис. 1)

© ПАО "Корпорация "Иркут"



QNH (hPa)	Поправка (ft)	QNH (in Hg)
949 - 951	+1900	28.01 - 28.10
952 - 955	+1800	28.11 - 28.20
956 - 959	+1700	28.21 - 28.30
959 - 961	+1600	28.31 - 28.40
962 - 964	+1500	28.41 - 28.45
965 - 968	+1400	28.46 - 28.56
969 - 971	+1300	28.57 - 28.66
972 - 974	+1200	28.68 - 28.77
975 - 978	+1100	28.78 - 28.86
979 - 981	+1000	28.87 - 28.95
982 - 984	+900	28.96 - 29.05
985 - 988	+800	29.06 - 29.15
989 - 991	+700	29.16 - 29.25
992 - 994	+600	29.26 - 29.35
995 - 997	+500	29.36 - 29.45
998 - 1001	+400	29.46 - 29.54
1002 - 1004	+300	29.55 - 29.64
1005 - 1007	+200	29.65 - 29.74
1008 - 1011	+100	29.75 - 29.84
1012 - 1014	0	29.85 - 29.94
1015 - 1018	-100	29.95 - 30.04
1019 - 1021	-200	30.05 - 30.14
1022 - 1025	-300	30.15 - 30.24
1026 - 1028	-400	30.25 - 30.34
1029 - 1031	-500	30.35 - 30.44
1032 - 1035	-600	30.45 - 30.54
1036 - 1038	-700	30.55 - 30.65
1039 - 1042	-800	30.66 - 30.75
1043 - 1045	-900	30.76 - 30.85
1046 - 1050	-1000	30.86 - 30.95

Рисунок 1 QNH-QFE-Барометрическая высота

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Примеры использования графика и таблицы перевода QNH-QFE-Барометрическая высота приведены в таблице 1 (Таблица 1)

Таблица 1 Примеры использования графика и таблицы перевода QNH-QFE-Барометрическая высота

Исходные данные	Результат
Пример 1	
QNH:1000 hPa	Поправка: 400 ft
Превышение аэродрома: 2000 ft	Барометрическая высота: 2400 ft
	QFE: 929 hPa
Пример 2	
QFE: 910 hPa	Барометрическая высота: 2950 ft
Превышение аэродрома: 3250 ft	Поправка: 2950-3250 = -300 ft
	QNH:1023 hPa

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Перевод приборной скорости в число M

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1

1 Перевод приборной скорости в число M..... 1

Перечень иллюстраций

Страница

1 Перевод скорости в число M..... 1

Описание для экипажа

1 Перевод приборной скорости в число M

На рисунке 1 (Рис. 1) показана зависимость числа M от скорости и высоты полета

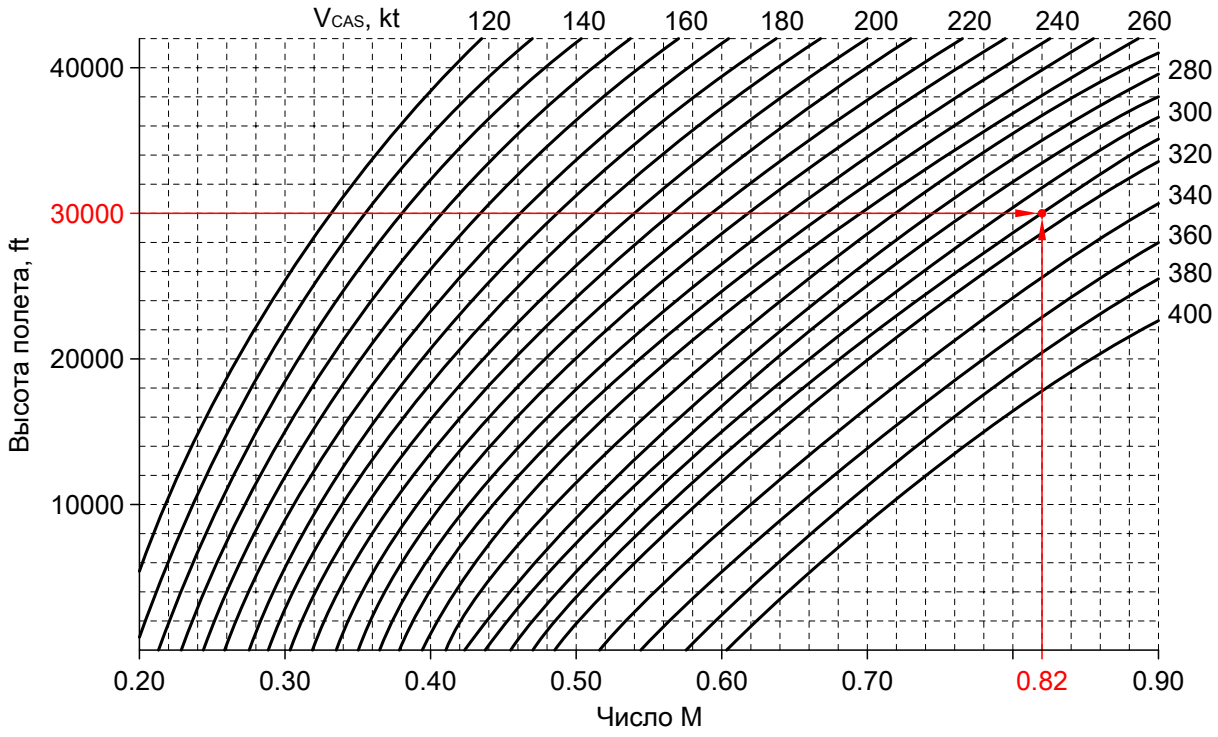


Рисунок 1 Перевод скорости в число M

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Составляющие скорости ветра

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1

1 Составляющие скорости ветра..... 1

Перечень таблиц

Страница

1 Составляющие скорости ветра..... 2

Описание для экипажа

1 Составляющие скорости ветра

Составляющие скорости ветра приведены в таблице 1 (Таблица 1)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Составляющие скорости ветра

W, kt	Угол между направлением ветра и направлением ВПП (левый или правый), град																									W, kt
	10	20	30	40	50	60	70	80	100	110	120	130	140	150	160	170	10	20	30	40	50	60	70	80		
	Встречная составляющая ветра, kt								Попутная составляющая ветра, kt								Боковая составляющая ветра, kt									
5	-5	-5	-4	-4	-3	-3	-2	-1	+1	+2	+3	+3	+4	+4	+5	+5	1	2	3	3	4	4	5	5	**5**	
10	-10	-9	-9	-8	-6	-5	-3	-2	+2	+3	+5	+6	+8	+9	+9	+10	2	3	5	6	8	9	9	10	**10**	
15	-15	-14	-13	-11	-10	-8	-5	-3	+3	+5	+8	+10	+11	+13	+14	+15	3	5	8	10	11	13	14	15	**15**	
20	-20	-19	-17	-15	-13	-10	-7	-3	+3	+7	+10	+13	+15	+17	+19	+20	3	7	10	13	15	17	19	20	**20**	
25	-25	-23	-22	-19	-16	-13	-9	-4	+4	+9	+13	+16	+19	+22	+23	+25	4	9	13	16	19	22	23	25	**25**	
30	-29	-28	-26	-23	-19	-15	-10	-5	+5	+10	+15	+19	+23	+26	+28	+29	5	10	15	19	23	26	28	29	**30**	
35	-34	-33	-30	-27	-22	-18	-12	-6	+6	+12	+18	+22	+27	+30	+33	+34	6	12	18	22	27	30	33	34	**35**	
40	-39	-38	-35	-31	-26	-20	-14	-7	+7	+14	+20	+26	+31	+35	+38	+39	7	14	20	26	31	35	38	39	**40**	
45	-44	-42	-39	-34	-29	-23	-15	-8	+8	+15	+23	+29	+34	+39	+42	+44	8	15	23	29	34	39	42	44	**45**	
50	-49	-47	-43	-38	-32	-25	-17	-9	+9	+17	+25	+32	+38	+43	+47	+49	9	17	25	32	38	43	47	49	**50**	
55	-54	-52	-48	-42	-35	-28	-19	-9	+9	+19	+28	+35	+42	+48	+52	+54	9	19	28	35	42	48	52	54	**55**	
60	-59	-56	-52	-46	-39	-30	-21	-10	+10	+21	+30	+39	+46	+52	+56	+59	10	21	30	39	46	52	56	59	**60**	
65	-64	-61	-56	-50	-42	-33	-22	-11	+11	+22	+33	+42	+50	+56	+61	+64	11	22	33	42	50	56	61	64	**65**	
70	-69	-66	-61	-54	-45	-35	-24	-12	+12	+24	+35	+45	+54	+61	+66	+69	12	24	35	45	54	61	66	69	**70**	

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Один двигатель не работает - Максимальная высота полета

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1

1 Один двигатель не работает - Максимальная высота полета..... 1

Перечень таблиц

Страница

1 Максимальные высоты горизонтального полета на одном работающем двигателе..... 1

2 Скорость GREEN DOT при полете с одним работающим двигателем..... 2

Описание для экипажа

1 Один двигатель не работает - Максимальная высота полета

Значения максимальных высот горизонтального полета на одном работающем двигателе в зависимости от полетного веса и температуры наружного воздуха ($T_{нв}$) приведены в таблице 1 (Таблица 1)

Максимальные высоты горизонтального полета на одном работающем двигателе расчитаны для условий:

– СКВ-включена

– ПОС-выключена

– Скорость-GREEN DOT

– Режим двигателей-МСТ

Значение скоростей GREEN DOT при полете с одним работающим двигателем в зависимости от полетных весов самолета и высот полета приведены в таблице 2 (Таблица 2)

Таблица 1 Максимальные высоты горизонтального полета на одном работающем двигателе

Максимальные высоты горизонтального полёта на одном работающем двигателе, ft						
Диапазон температур ($T_{нв}$) на высоте полета, °C	**Полётный вес, x 1000 кг**					
	50 - 55	**55 - 60**	**60 - 65**	**65 - 70**	**70 - 75**	**75 - 79**
МСА+15 и менее	24000	22000	20000	18000	17000	15000
МСА+20	22000	20000	18000	17000	15000	14000
МСА+30	20000	18000	16000	14000	12000	11000

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Скорость GREEN DOT при полете с одним работающим двигателем

Скорость GREEN DOT при полете с одним работающим двигателем, kt						
Полетный вес, кг	Высота полета, ft					
	5000 и ниже	10000	15000	20000	25000	30000
45000	192	192	193	193	194	194
50000	202	203	204	204	205	205
55000	213	213	214	214	215	-
60000	222	223	223	224	224	-
65000	231	232	232	233	-	-
70000	240	240	241	241	-	-
75000	248	249	249	250	-	-
79000	256	257	257	-	-	-

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Один двигатель не работает - Снижение с эшелона полёта

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1

1 Один двигатель не работает - Снижение с эшелона полета..... 1

Перечень таблиц

Страница

1 Снижение на одном работающем двигателе с эшелона полета..... 1

Описание для экипажа

1 Один двигатель не работает - Снижение с эшелона полета

Значения параметров полета при снижении на одном работающем двигателе с эшелона полета до высоты, на которой возможен горизонтальный полет, расчитаны для условий:

- Скорость-GREEN DOT
- Режим работы двигателей-MCT
- СКВ-включена
- ПОС-выключена
- МСА

Основные парметры полета при снижении на одном работающем двигателе с эшелона полета до высоты, на которой возможен горизонтальный полет, приведены в таблице 1 (Таблица 1)

Таблица 1 Снижение на одном работающем двигателе с эшелона полета

Снижение на одном работающем двигателе с эшелона полета							
Скорость начала снижения, kt				**Высота полета на одном двигателе, x 100 ft**			
Дистанция снижения, NM				**Время снижения, min**			
Расход топлива за время снижения, kg							
Полет-ный вес x 1000 kg	**Начальный эшелон полета, x 100 ft**						
	250	**290**	**310**	**330**	**350**	**370**	**390**
50	—	—	—	205 309 165 30 670	206 310 212 38 850	207 311 243 43 950	208 311 271 50 1070
55	—	215 282 101 18 440	217 284 180 32 790	218 285 220 39 950	220 285 249 44 1050	220 286 272 48 1120	220 286 294 53 1210

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Снижение на одном работающем двигателе с эшелона полета

Снижение на одном работающем двигателе с эшелона полета							
Скорость начала снижения, kt				Высота полета на одном двигателе, x 100 ft			
Дистанция снижения, NM				Время снижения, min			
Расход топлива за время снижения, kg							
Полетный вес x 1000 kg	Начальный эшелон полета, x 100 ft						
	250	290	310	330	350	370	390
60	—	224 261 190 34 890	225 261 228 40 1050	225 262 255 45 1150	225 262 278 48 1230	225 262 296 51 1290	225 263 316 55 1360
65	232 238 125 22 620	233 240 231 41 1120	233 241 259 45 1230	233 241 280 49 1320	233 241 300 52 1380	233 241 317 54 1430	233 241 333 57 1500
70	241 221 187 33 980	246 223 250 43 1280	248 223 273 47 1360	248 223 292 50 1430	248 223 309 53 1490	248 223 324 55 1530	237 224 338 58 1570
75	250 205 215 37 1170	253 206 264 45 1400	255 206 282 48 1460	255 206 299 51 1520	255 206 314 53 1560	255 206 328 55 1610	—
78	255 196 226 39 1260	258 197 271 46 1450	260 197 288 48 1520	260 197 304 51 1580	260 197 318 54 1620	260 197 331 55 1660	—

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Один двигатель не работает - Расход топлива и время полёта до посадки

Технические данные

Содержание

Страница

Технические данные..... 1

1 Один двигатель не работает - Расход топлива и время полета до посадки..... 1

Перечень таблиц

Страница

1 Расход топлива и время полета до остановки на пробеге..... 1

Описание для экипажа

1 Один двигатель не работает - Расход топлива и время полета до посадки

Значения расхода топлива и времени полета до посадки, которые содержатся в таблице 1 (Таблица 1) рассчитаны для условий:

- Вес самолёта при принятии решения на выполнение полета с одним выключенным двигателем до выбранного аэродрома посадки - 60000 кг
- Горизонтальный полёт - LRC
- Снижение - V_{CAS} = 280 kt
- Заход на посадку и посадка - G_T = 170 кг (6 мин)
- МСА
- ВСУ - Включена
- СКВ - Включена
- ПОС - Выключена

Таблица 1 Расход топлива и время полета до остановки на пробеге

ОДИН ДВИГАТЕЛЬ НЕ РАБОТАЕТ								
Расход топлива, кг								
Время полета, час:мин								
Даль-ность по-лета,NM	**Высота полета,ft**						**Поправка к расходу топлива (кг/1000кг)**	
	10000	**12000**	**14000**	**16000**	**18000**	**20000**	**10000 – 16000 ft**	**17000 – 20000 ft**
180	1287 0:44	1231 0:43	1180 0:42	1133 0:41	1081 0:40	1028 0:40	7	8

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Расход топлива и время полета до остановки на пробеге

ОДИН ДВИГАТЕЛЬ НЕ РАБОТАЕТ								
Расход топлива, кг								
Время полета, час:мин								
Даль-ность по-лета,NM	Высота полета,ft						Поправка к расходу топлива (кг/1000кг)	
	10000	12000	14000	16000	18000	20000	10000 – 16000 ft	17000 – 20000 ft
220	1557 0:52	1494 0:51	1434 0:50	1382 0:49	1326 0:48	1265 0:47	10	11
260	1826 1:01	1757 0:59	1689 0:58	1631 0:56	1570 0:55	1501 0:54	12	14
300	2095 1:09	2019 1:07	1943 1:06	1879 1:04	1814 1:03	1737 1:02	15	16
340	2363 1:18	2281 1:16	2196 1:14	2127 1:12	2057 1:10	1972 1:09	17	19
380	2631 1:26	2542 1:24	2449 1:22	2375 1:20	2299 1:18	2207 1:16	20	22
420	2898 1:35	2803 1:32	2702 1:30	2622 1:27	2541 1:26	2441 1:24	22	25
460	3165 1:43	3063 1:40	2954 1:38	2868 1:35	2782 1:33	2675 1:31	25	27
500	3432 1:52	3322 1:49	3206 1:46	3114 1:43	3023 1:40	2908 1:38	27	30
540	3698 2:00	3581 1:57	3457 1:54	3360 1:51	3263 1:48	3141 1:46	30	33
580	3963 2:09	3840 2:05	3708 2:02	3605 1:58	3503 1:55	3374 1:53	32	36
620	4228 2:17	4098 2:13	3959 2:10	3849 2:06	3742 2:03	3606 2:00	34	38
660	4493 2:26	4356 2:22	4209 2:18	4094 2:14	3980 2:11	3837 2:08	37	41
700	4757 2:34	4613 2:30	4458 2:26	4337 2:22	4219 2:18	4068 2:15	39	44
740	5020 2:43	4869 2:38	4707 2:34	4580 2:30	4456 2:25	4299 2:23	41	47

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Расход топлива и время полета до остановки на пробеге

ОДИН ДВИГАТЕЛЬ НЕ РАБОТАЕТ								
Расход топлива, кг								
Время полета, час:мин								
Даль-ность по-лета,NM	Высота полета,ft						Поправка к расходу топлива (кг/1000кг)	
	10000	12000	14000	16000	18000	20000	10000 – 16000 ft	17000 – 20000 ft
780	5283 2:52	5126 2:47	4956 2:43	4823 2:38	4693 2:34	4529 2:30	44	49
820	5546 3:00	5381 2:55	5204 2:51	5065 2:46	4930 2:42	4758 2:37	46	52
860	5808 3:09	5636 3:04	5452 2:59	5307 2:54	5166 2:49	4988 2:45	48	55
900	6069 3:18	5891 3:12	5699 3:07	5548 3:02	5402 2:57	5216 2:52	51	58
940	6330 3:26	6145 3:20	5946 3:15	5788 3:09	5637 3:05	5445 2:60	53	60
980	6590 3:35	6398 3:29	6192 3:23	6028 3:17	5872 3:12	5672 3:07	55	63
1020	6850 3:44	6652 3:38	6438 3:32	6268 3:25	6106 3:20	5900 3:14	57	66
1060	7109 3:52	6904 3:46	6683 3:40	6507 3:34	6340 3:28	6127 3:22	60	69
1100	7367 4:01	7156 3:54	6928 3:48	6745 3:41	6573 3:35	6353 3:29	62	71
1140	7625 4:10	7408 4:03	7172 3:56	6983 3:49	6806 3:43	6579 3:37	64	74
1180	7882 4:19	7659 4:12	7416 4:05	7220 3:58	7039 3:51	6804 3:44	66	77
1220	8139 4:27	7910 4:20	7659 4:13	7457 4:06	7271 3:59	7029 3:52	68	80
1260	8395 4:36	8160 4:28	7902 4:21	7693 4:13	7503 4:06	7254 3:59	71	82
1300	8650 4:45	8410 4:37	8144 4:29	7929 4:21	7734 4:14	7478 4:07	73	85

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Примечание

Время и расход топлива на полет с одним выключенным двигателем, рассчитано от точки в крейсерском полете до остановки на ВПП после пробега.

Последовательность выполнения расчета расхода топлива и времени полета с использованием таблицы 1 (Таблица 1) приведена в примере №1.

Пример №1

Исходные данные:

– Высота полета - 14000 ft

– Дальность до ВПП на которую планируется посадка - 510 NM

– Вес самолета при принятии решения на выполнение полета до выбранного для посадки аэродрома - 62000 кг

Требуется определить - Расход топлива и время полета до остановки на ВПП после пробега.

Последовательность выполнения расчета:

1 Определяются расход топлива и время полёта на дальность 500 NM (Таблица 1):

- Расход топлива = 3206 кг + 27 кг x 2 = 3260 кг
- Время полёта = 1час 46 мин.

2 Определяются расход топлива и время полёта на дальность 540 NM (Таблица 1):

- Расход топлива = 3457 кг + 30 кг x 2 = 3517 кг
- Время полёта = 1час 54 мин.

3 Определяются расход топлива и время полёта на дальность 510 NM (Таблица 1):

- Расход топлива: 3260 кг + (3517 кг – 3260 кг) / (540 – 500) x (510 – 500) = 3324 кг
- Время полёта:1час 46 мин + (54 мин – 46 мин) / (540 – 500) x (510 – 500) = 1час 48 мин

Примечание

При отличии фактической дальности до ВПП, на которую планируется посадка, от табличных значений, для расчетов применяется метод линейной интерполяции.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

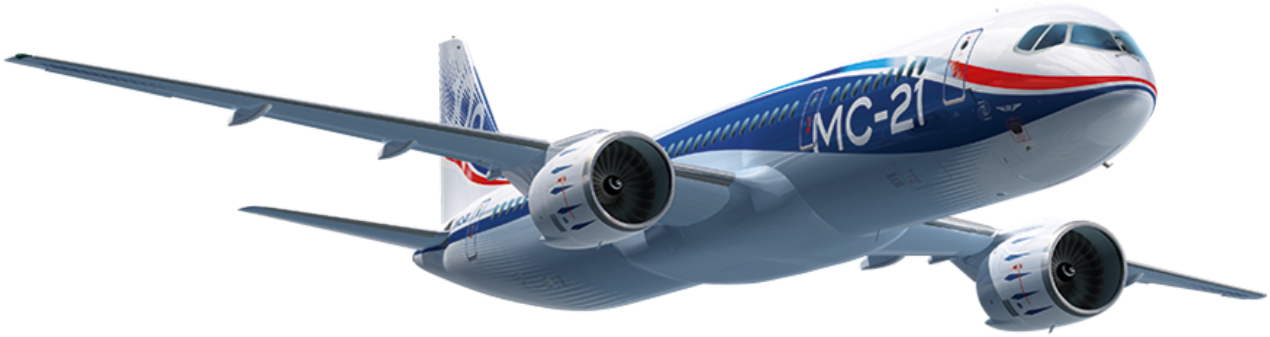
Экз. №____

Самолет МС-21-300

Руководство по летной эксплуатации - Описание систем - Том 1

21300-AA62F-FCOM2-01

Издание 006



Настоящий документ является собственностью ПАО "Корпорация "Иркут" и содержит конфиденциальные сведения.

Все права защищены. Любая часть данного документа не может быть воспроизведена или передана в любом виде или любым способом, электронным или механическим, включая фотокопирование или запись, или посредством какой-либо системы поиска и хранения информации, за исключением случаев, когда это разрешается соответствующим Актом о передаче авторского права или письменным разрешением ПАО "Корпорация "Иркут".

Издатель:

ПАО "Корпорация "Иркут"

Изготовитель:

ПАО "Корпорация "Иркут"
Ленинградский пр-кт 68
Москва, 125315, Российская Федерация

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Перечень действующих модулей данных

Перечень документов, включенных в публикацию, издание 006, дата 2018-03-01.

C = Измененные модули данных

N = Новые модули данных

Наименование	Код модуля данных		Дата издания	Число стр.	Действительно
Титульный лист	21300-A-15-00-00-01A-001B-A	C	2018-03-01	1	0001
Перечень действующих модулей данных	21300-A-15-00-00-01A-00SB-A	C	2018-03-01	2	0001
Лист регистрации изменений	21300-A-15-00-00-01A-00TB-A	C	2018-03-01	1	0001
Лист регистрации временных изменений	21300-A-15-00-00-01A-003B-A	C	2018-03-01	2	0001
Содержание	21300-A-15-00-00-01A-009B-A	C	2018-03-01	2	0001
Перечень сокращений и аббревиатур	21300-A-15-00-00-00A-005C-A	C	2018-03-01	24	0001
Перечень терминов	21300-A-15-00-00-00A-006C-A		2017-12-01	3	0001
Перечень условных обозначений	21300-A-15-00-00-00A-007C-A		2017-12-01	5	0001
Информация для экипажа *Введение*	21300-A-15-00-00-00A-018B-A		2017-09-01	10	0001
Система кондиционирования воздуха *Информация для экипажа*	21300-A-21-00-00-00A-043A-A	C	2018-03-01	44	0001
Система автоматического управления *Информация для экипажа*	21300-A-22-00-00-00A-043A-A		2017-09-01	104	0001
Оборудование радиосвязное *Информация для экипажа*	21300-A-23-00-00-00A-043A-A	C	2018-03-01	70	0001
Система электроснабжения *Информация для экипажа*	21300-A-24-00-00-00A-043A-A	C	2018-03-01	22	0001
Бытовое и аварийно-спасательное оборудование *Информация для экипажа*	21300-A-25-00-00-00A-043A-A	C	2018-03-01	36	0001
Средства пожарной защиты *Информация для экипажа*	21300-A-26-00-00-00A-043A-A	C	2018-03-01	15	0001
Комплексная система управления *Информация для экипажа*	21300-A-27-00-00-00A-043A-A	C	2018-03-01	62	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Наименование	Код модуля данных		Дата издания	Число стр.	Действи-тельно
Система топливная *Информация для экипажа*	21300-A-28-00-00-00A-043A-A	C	2018-03-01	38	0001
Система гидравлическая *Информация для экипажа*	21300-A-29-00-00-00A-043A-A	C	2018-03-01	21	0001
Система противообледенительная *Информация для экипажа*	21300-A-30-00-00-00A-043A-A		2017-12-01	22	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Лист регистрации изменений

Убедитесь, что предыдущие ревизии были внесены.

Внесенные ревизии должны быть учтены датой внесения и подписью ответственного лица.

Издание	Дата внесения	кем (подпись)	Издание	Дата внесения	кем (подпись)
001	2016-09-30	Аннулировано	026		
002	2017-03-01		027		
003	2017-06-01		028		
004	2017-09-01		029		
005	2017-12-01		030		
006	2018-03-01		031		
007			032		
008			033		
009			034		
010			035		
011			036		
012			037		
013			038		
014			039		
015			040		
016			041		
017			042		
018			043		
019			044		
020			045		
021			046		
022			047		
023			048		
024			049		
025			050		

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Лист регистрации временных изменений

Срок действия временных изменений (ВрИ) не более 12 месяцев, если нет других указаний по срокам действия.

№ ВрИ	№ документа	Срок действия ВрИ	Дата регистрации	Подпись	Дата аннулирования	Подпись

Действительно: 0001 **21300-A-15-00-00-01A-003B-A**

© ПАО "Корпорация "Иркут"

№ ВрИ	№ документа	Срок действия ВрИ	Дата регистрации	Подпись	Дата аннулирования	Подпись

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Содержание

Перечень документов, включенных в публикацию, издание 006, дата 2018-03-01.

Наименование	Код модуля данных	Дата издания	Действительно
Информация для экипажа			
Информация для экипажа			
Перечень сокращений и аббревиатур	21300-A-15-00-00-00A-005C-A	2018-03-01	0001
Перечень терминов	21300-A-15-00-00-00A-006C-A	2017-12-01	0001
Перечень условных обозначений	21300-A-15-00-00-00A-007C-A	2017-12-01	0001
Информация для экипажа *Введение*	21300-A-15-00-00-00A-018B-A	2017-09-01	0001
Система кондиционирования воздуха			
Система кондиционирования воздуха			
Система кондиционирования воздуха *Информация для экипажа*	21300-A-21-00-00-00A-043A-A	2018-03-01	0001
Система автоматического управления			
Система автоматического управления			
Система автоматического управления *Информация для экипажа*	21300-A-22-00-00-00A-043A-A	2017-09-01	0001
Оборудование радиосвязное			
Оборудование радиосвязное			
Оборудование радиосвязное *Информация для экипажа*	21300-A-23-00-00-00A-043A-A	2018-03-01	0001
Система электроснабжения			
Система электроснабжения			
Система электроснабжения *Информация для экипажа*	21300-A-24-00-00-00A-043A-A	2018-03-01	0001
Бытовое и аварийно-спасательное оборудование			
Бытовое и аварийно-спасательное оборудование			
Бытовое и аварийно-спасательное оборудование *Информация для экипажа*	21300-A-25-00-00-00A-043A-A	2018-03-01	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Наименование	Код модуля данных	Дата издания	Действи-тельно
Средства пожарной защиты			
Средства пожарной защиты			
Средства пожарной защиты *Информация для экипажа*	21300-A-26-00-00-00A-043A-A	2018-03-01	0001
Комплексная система управления			
Комплексная система управления			
Комплексная система управления *Информация для экипажа*	21300-A-27-00-00-00A-043A-A	2018-03-01	0001
Система топливная			
Система топливная			
Система топливная *Информация для экипажа*	21300-A-28-00-00-00A-043A-A	2018-03-01	0001
Система гидравлическая			
Система гидравлическая			
Система гидравлическая *Информация для экипажа*	21300-A-29-00-00-00A-043A-A	2018-03-01	0001
Система противообледенительная			
Система противообледенительная			
Система противообледенительная *Информация для экипажа*	21300-A-30-00-00-00A-043A-A	2017-12-01	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Информация для экипажа

Перечень сокращений и аббревиатур

Содержание

Страница

Перечень сокращений и аббревиатур..... 1
Описание..... 1
1 Сокращения и аббревиатуры..... 1
1.1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке..... 1
1.2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке..... 15

Перечень таблиц

Страница

1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке..... 1
2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке..... 15

Описание

1 Сокращения и аббревиатуры

В данном подразделе приведены данные по аббревиатурам и сокращениям, которые используются в тексте FCOM

1.1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке приведен в таблице 1 (Таблица 1)

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
	A	
A	Above (altitude)	На или выше(при описании высоты)
A/C	Aircraft	Самолет (Воздушное судно)
AC	Alternating Current	Переменный ток
ACAS	Airborne Collision Avoidance System	Бортовая система предупреждения столкновений
ACARS	Aircraft Communications Addressing and Reporting System	Бортовая система адресации сообщений и отчетности
ACC	Automatic Control Computer	Вычислитель САУ
ACCU	Accumulator	Аккумулятор
ACN	Aircraft Classification Number	Классификационное число самолета
ACT	Active	Активный (действующий)
ADF	Automatic direction finder	Автоматический радиокомпас
ADLP	Airborne Data Link Processor	Бортовой процессор канала передачи данных

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
AFM	Aircraft Flight Manual	Летное руководство
A/P	Autopilot	Autopilot
APU	Auxiliary Power Unit	Вспомогательная силовая установка
AR	Aviation Regulations	Авиационные правила
ARFF	Airplane Rescue & Fire Fighting	Процедуры спасения и пожаротушения
ASA	Aircraft Safety Assessment	Анализ отказобезопасности самолета
ASAP	As Soon As Possible	Как можно быстрее
ASL	Above Sea Level	Над уровнем моря
A/T	Autothrottle	Автомат тяги
ATA	Air Transport Association of America	Ассоциация воздушного транспорта США
ATC	Air Traffic Control	Управление воздушным движением
AUX	Auxiliary	Вспомогательный
AVAIL	Availability	Доступность
AZFW	Actual Zero Fuel Weight	Фактический вес самолета без топлива
	B	
BAT	Battery	Аккумуляторная батарея
BIT	Built-In-Test	Встроенный контроль
BLKD	Blocked	Запертое положение
BM	Back Course Marker	Маркер обратного курса
BRG	Bearing	Пеленг
BRK	Brake	Тормоза
BRT	Brightness	Яркость
BUS	Bus	Шина электропитания
	C	
C/B	Circuit breaker	Автомат защиты сети
CAB	Cabin	Пассажирская кабина
CANC	Cancel	Отменить
CAP	Capable	Способный
CAPT	Captain	Командир Воздушного Судна
CAS	Calibrated airspeed	Индикаторная земная скорость
CCL	Compliance Check List	Чек-лист
CFG	Configuration	Конфигурация
CFIT	Controlled Flight Into Terrain	Столкновение исправного ВС с землей

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
CG	Center-of-Gravity	Центр тяжести самолета
CHKL	Checklist	Карта контрольных проверок
CKPT	Cockpit	Кабина экипажа
CLB	Climb	Набор высоты
CLR	Clear	Очистить (удалить)
COM	Communication	Средства связи
COORD	Coordinates	Координаты
CRS	Course	Курс
CSDB	Common Source Data Base	Общая База Исходных Данных
CTL	Control	Контролировать
CTR	Center	Центральный
CVR	Cockpit Voice Recorder	Бортовой речевой самописец
	D	
DA/H	Decision Altitude/Height	Абсолютная/относительная высота принятия решения
DC	Direct current	Постоянный ток
DC BUS	Direct Current Bus	Основная шина постоянного тока
DC ESS	Direct Current Essential Bus	Аварийная шина постоянного тока
DECR	Decrease	Уменьшение
DEL	Delete	Удалить
DEP	Departure	Выход (отправление, вылет)
DES	Descent	Снижение
DEST	Destination	Пункт назначения
DIFF	Differential	Дифференциальный
DIS	Distance	Расстояние
DISC	Disconnect	Отключить
	E	
E	East	Восток
EAS	Equivalent Airspeed	Индикаторная скорость
EASA	European Aviation Safety Agency	Европейское агентство по безопасности полетов
ECU	Electronic Control Unit	Блок управления электронный
EDP	Hydraulic Engine Driven Pump	Гидронасос
EEC	Electronic Engine, Control unit	Электронный блок управления двигателем
EFB	Electronic Flight Bag	Электронный портфель летчика
EFDMU	Enhanced Flight Data Monitoring Unit	Комбинированный блок сбора полётных данных

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
EGPWS	Enhanced Ground Proximity Warning System	Система предупреждения о приближении земли
EGS	External Ground Source	Аэродромный источник электропитания
EGT	Exhaust Gas Temperature	Температура выходящих газов
EH	Engine Hours	Часы наработки двигателя
EICAS	Engine Indication and Crew Alerting System	Система электронной индикации и сигнализации по силовой установке и самолетным системам
EIS	Entry into Service	Ввод в эксплуатацию
ELEV	Elevator	Руль высоты
ELEC	Electrical Power	Система электроснабжения
ELEC CP	Electrical Control Panel	Панель управления системы электроснабжения на комплексном потолочном пульте
ELT	Emergency Locator Transmitter	Радиомаяк аварийный
ELS	External Lighting System	Внешнее светотехническое оборудование
EMM	Engine Maintenance Manual	Руководство по технической эксплуатации двигателя
EMP	Electric Motor Pump	
EMER	Emergency	Аварийный
EMER EXTN	Emergency Extension	Аварийный выпуск шасси
EMER COND	Emergency Condition	Аварийная ситуация
EMS	Electronic Mock-up Surface	Электронный макет поверхностей
ENG	Engine (Indicator of engine parameters)	Двигатель (индикатор параметров двигателя)
EPAS	Emergency Passenger door Actuation System (Actuator-Damper of Passenger and Service Doors)	Система аварийной активации пассажирских дверей (Привод-демпфер пассажирских и служебных дверей)
EPN	Effective-Perceived Noise	Эффективно воспринимаемый уровень звуковых шумов
ESS-L PDB	Essential Left Power Distribution Box	Важное левое распределительное устройство электроэнергии
ESS-M PDB	Essential Middle Power Distribution Box	Важное среднее распределительное устройство электроэнергии
ESS-R PDB	Essential Right Power Distribution Box	Важное правое распределительное устройство электроэнергии
ETA	Estimated Time of Arrival	Расчетное время прибытия

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
ETOPS	Extended Twin (engine) Operations	Правила эксплуатации двухмоторных самолетов на маршрутах большой протяженности
EVS	Enhanced Vision System	Система улучшенного видения
EWD	Engine Warning Display	Формат отображения параметров двигателя и предупреждений/ Комплексный кадр
	F	
FADEC	Full Authority Digital Engine Control	Электронная система управления двигателем с полной ответственностью
FAM	Flight Attendant Manual	Руководство для бортпроводников
FAR	US Federal Aviation Regulations	Федеральные Авиационные Правила США
FCOM	Flight Crew Operating Manual	Руководство по летной эксплуатации для экипажа
FCS	Flight Control System	Комплексная система управления
FDIU	Flight Data Interface Unit	Модуль интерфейсов полётных данных
FDR	Flight Data Recorder	Регистратор полётной информации
FF	Fuel Flow	Расход топлива
FH	Flight Hour	Летный час
FHA	Functional Hazard Analysis	Анализ функциональных отказов
FNC	Functional Check	Контроль исправности
F/O	First Officer	Второй пилот
FOD	Foreign Object Damage	Повреждение посторонним предметом
FPPM	Flight Planning & Performance Manual	Руководство по лётным характеристикам и планированию полёта
FTA	Fault Tree Analysis	Анализ дерева отказов/неисправностей
FTV	Flight Test Vehicle	Аппарат для летных испытаний
FWD	Forward	Передний, вперед

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
	G	
GCU	Generator Control Unit	Блок управления генератором
GCJP	Ground Crew Jack Panel	Панель подключения гарнитуры наземного персонала
GEN	Generator	Генератор
GLONASS	Global Navigation Satellite System	Глобальная навигационная спутниковая система
GND	Ground	Земля, заземление, наземный
GOST	Federal Standard	Государственный стандарт
GPS	Global Positioning System	Глобальная система позиционирования
GRP	Grip Reference Point	Реперная точка рукоятки УБРУ
GSE	Ground Support Equipment	Средства наземного обслуживания
GS	Ground Speed	Путевая скорость
GVI	General Visual Inspection	Общий визуальный осмотр
	H	
HCU	HUD Combiner Unit	Комбайнер индикатора на лобовом стекле
HGT750[MC]	Engine Assy, Gas Turbine	Вспомогательный газотурбинный двигатель
HF	High Frequency	Высокочастотный
HFDL	High Frequency Data Link	Высокочастотный канал передачи данных
HGF	High Glideslope Frequency	Высокая частота по глиссаде
HHF	High Heading Frequency	Высокая частота по курсу
HI	High	Высокий
HIRF	High Intensity Radiated Fields	Поля высокой интенсивности излучения
HP	High Pressure	Высокое давление
HPC	High Pressure Compressor	Компрессор высокого давления
HPT	High Pressure Turbine	Турбина высокого давления
HPCS	High Pressure Compressor Stator	Статор компрессора высокого давления
HUD	Head-up Display	Индикатор на лобовом стекле
HUMID	Humidification	Увлажнение
HYD/ HS	Hydraulic Power	Система гидравлическая
	I	

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
IAC AR	Interstate Aviation Committee Aviation Register	Авиационный регистр Межгосударственного Авиационного Комитета
IAE	Integrated Airborne Equipment	Комплекс бортового оборудования
IAMS	Integrated Air Management System	Комплексная система кондиционирования воздуха
IATA	International Air Transport Association	Международная ассоциация воздушного транспорта
IC	Information Code	Информационный код
ICA	Instructions for Continued Airworthiness	Инструкции по поддержанию постоянной летной годности
ICAO	International Civil Aviation Organization	Международная организация гражданской
ICN	Information Control Number	Информационный контрольный номер
ICV	Information Code Variant	Вариант информационного кода
IDS	Integrated Display System	Интегрированная дисплейная система
IFCS	Integrated Flight Control System	Комплексная система управления
IFF	Identification Friend or Foe	Госопознавание
IGN	Ignition	Зажигание
ILS	Instrument Landing System	Система посадки по приборам
INFO	Information	Информация
I/O	Inputs/Outputs	Вход/Выход
IP	Intellectual Property	Интеллектуальная собственность
IRS	Inertial Reference System	Инерциальная навигационная система
IRU	Inertial Reference Unit	Вычислитель инерциальный
ISA	International Standard Atmosphere	Международная стандартная атмосфера
ISIS	Integrated Standby Instrument System	Интегрированная система резервных приборов
ITT	Inter Turbine Temperature	Температура газов между турбинами
	J	
JAA	Joint Aviation Authorities	Объединенные Авиационные власти
JAR	Joint Aviation Requirements	Единые европейские авиационные правила
JN	Jet Nozzle	Реактивное сопло

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
	K	
KCAS	Knots Calculated Air Speed	Индикаторная земная скорость в узлах
KIAS	Knots Indicated Air Speed	Приборная воздушная скорость в узлах
KCCP	Keyboard and Cursor Control Panel	Пульт-трекбол
	L	
LAV	Lavatory	Туалет
LCC	Life Cycle Cost	Стоимость жизненного цикла
LCI	Light Control Interface	Блок управления освещением
LED	Light-Emitting Diode	Светодиод
L/G	Landing Gear	Шасси
LNAV	Lateral Navigation	Боковая навигация
LO	Low	Низкий
LOT	Letter of Transmittal	Сопроводительное письмо
LP	Low Pressure	Низкое давление
LPC	Low Pressure Compressor	Компрессор низкого давления
LPT	Low Pressure Turbine	Турбина низкого давления
LSDU	Lighting System Dimming Unit	Блок регулировки яркости системы освещения
LT	Lights	Оборудование светотехническое
LTCV	Lube Trim Check Valve	Подлежит определению
LUB	Lubrication	Смазка
	M	
M	Indicated Mach Number	(Индикаторное) Приборное число Маха
MABS	Maggitt Aircraft Braking Systems	Система торможения колес по Maggitt
MADC	Multifunctional Air Data Computer	Модуль измерения воздушных данных
MAN	Manual	Ручной
MAX	Maximum	Максимальный
MAX REV	Maximum Reverse	Максимальный реверс
MB	Marker Beacon Receiver	Маркерный радиоприемник
MCC	Main Control Computer	Вычислитель основного режима
MCL	Maximum Climb	Максимальный режим набора высоты
MCT	Maximum Continuous	Максимальный продолжительный режим

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
MDU	Multifunctional Display Unit	Индикатор многофункциональный
MEMO	Memorandum	Меморандум
MES	Main Engine Start	Запуск маршевого двигателя
MEW	Manufacturer Empty Weight	Вес пустого самолета
MFE	Mid-Flight Engine	Маршевый двигатель
Max FW	Maximum Flight Weight	Максимальный полетный вес
Min FW	Minimum Flight Weight	Минимальный полетный вес
MIC	Cockpit Area Microphone	Микрофон зональный
MID	Middle	Средний
MIN	Minimum	Минимальный
MIN REV	Minimum Reverse	Минимальный реверс
MIP	Main Instrument Panel	Основная приборная доска
MLG	Main Landing Gear	Основная опора шасси
MLW	Maximum Landing Weight	Максимальный посадочный вес
MMEL	Master Minimum Equipment List	Главный перечень минимального состава оборудования
MNPS	Minimum Navigation Performance Specification (in space of Northern Atlantic)	Технические требования к минимальным навигационным характеристикам (в пространстве Северной Атлантики
MO	Months	Месяцы
MSG	Message	Сообщение
MSL	Mean See Level	Средний уровень моря
MSN	Manufacturer Serial Number	Заводской номер воздушного судна
MTO	Maximum Takeoff	Максимальный взлетный режим
MTOW	Maximum Takeoff Weight	Максимальный взлетный вес
MTW	Maximum Taxi Weight	Максимальный рулежный вес (у перрона)
MWL	Master Warning Light	Центральный сигнальный огонь
MZFW	Maximum Zero Fuel Weight	Максимальный вес самолета без топлива
	N	
N	North	Север
N/A	Not Applicable	Не применимо (Нет в наличии)
NAV	Navigation	Оборудование навигационное
ND	Navigation Display	Навигационный индикатор
NGS	Neutral Gas System	Система нейтрального газа
NDB	Non Direction Beacon	Приводная радиостанция

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
NPU	Numeric Processor Unit	Цифровой процессор
NSN	NATO/National Stock Number	Номенклатурный номер НАТО
NTE	Not To Exceed	Непревышаемый
No.	Number	Номер
	O	
OBOGS	On-Board Oxygen Generating System	Бортовая кислорододобывающая установка
ODM	Oil Debris Monitor	Сигнализатор стружки масла
OEW	Operational Empty Weight	Вес снаряженного самолета
OFF	Switch Off	Выключен
OFV	Outflow valve	Выпускной клапан
OHCP	Overhead Control Panel	Комплексный потолочный пульт
OLW	Operational Landing Weight	Эксплуатационный посадочный вес
ON	Switch ON	Включен
OPC	Operational check	Проверка работоспособности
OTOW	Operational Takeoff Weight	Эксплуатационный взлетный вес
OVHT	Overheat	Перегрев
OXYS	Oxygen System	Система кислородная
	P	
P/B	Push Button	Кнопка нажимная
PBE	Protective Breathing Equipment	Дымозащитный капюшон с коробкой для хранения
PBN	Performance Based Navigation	Навигация, основанная на характеристиках
PC	Pilot Controls	Органы управления
PCM	Pulse-Code Modulation	Импульсно-кодовая модуляция
PDB	Power Distribution Box	Распределительное устройство электроэнергии
PDR	Preliminary Design Review	Предварительная оценка проекта
PEM	Performance Engineer’s Manual	Инженерное руководство по летным характеристикам
PERF	Performance	Летно-технические характеристики
PF	Preflight	Предполетные мероприятия, предполетный
PFD	Primary Flight Display	Основной полетный дисплей
POCA	Portable Oxygen Unit	Портативный кислородный блок
POL	Petroleum, Oil, Lubricants	Горюче-смазочные материалы

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
PRESS	Pressure, Pressurization, Pressurize	Давление, герметизация, повышать давление
PRV	Pressure Regulating Valve	Регулятор давления
PSBC	Passenger Safety Briefing Card	Инструкция по безопасности для пассажиров
PSIG	Pounds Per Square Inch Gauge	Избыточное давление в фунтах на квадратный дюйм манометрическое
PTT	Push- to-Talk	"Нажмите и говорите"
P&W	Pratt & Whitney	Пратт энд Уитни
	Q	
QAR	Quick Access Recorder	Накопитель с быстрым доступом
QFE	Pressure at the Airport	Атмосферное давление на уровне ВПП
QNH	Mean Sea Level Pressure	Атмосферное давление, приведенное к среднему уровню моря
QNE	Q-code Nautical Elevation	Стандартное атмосферное давление
QTY	Quantity	Количество
QRH	Quick Reference Handbook	Сборник оперативной информации для летного экипажа
	R	
R	Right	Правый
RA	Radio Altimeter	Радиовысотомер
RAT	Ram Air Turbine	Турбина, работающая от набегающего потока
RAT GEN	Ram Air Turbine Generator	Генератор ТНУ
RBPU	Rudder and Brake Pedal Unit	Педальный пост управления
RCPT	Receptacle	Разъем для подключения аэродромного источника электропитания
RCVR	Receiver	Приемник
R&D	Air Research and Development	Научно-исследовательские и опытно-конструкторские разработки
RECIRC	Recirculation	Рециркуляция
REV	Reverse	Реверс
RNP	Required Navigation Performance	Требуемые навигационные характеристики
ROR	Record of Revisions	Регистрация изменений
rpm	Revolutions per Minute	Оборотов в минуту

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
RST	Restoration	Восстановление
RSV	Reserve	Резерв
RTE	Route	Маршрут
RTN	Return	Возврат
RTO	Rejected Takeoff	Прерванный взлет
RTR	Record of Temporary Revisions	Регистрация временных изменений
RWY	Runway	Взлетно-посадочная полоса
	S	
S	South	Юг
SAT	Static Air Temperature	Статическая температура воздуха
SATCOM	SATellite COMmunication	Спутниковая связь
SAV	Starter Air Valve	Пусковой воздушный клапан
SB	Service Bulletin	Сервисный бюллетень
S/C	Step Climb	Ступенчатый набор высоты
SCM	Speedbrake Control Module	Модуль управления воздушными тормозами
SCV	Surge Control Valve	Противопомпажный клапан
S/D	Steep Descent	Крутое снижение
SDC	System Difference Code	Отличительный код системы
SDI	Source/Destination Identifier	Идентификатор источника данных
SELCAL	Selective Calling System	Система избирательного вызова
SG	Starter-Generator	Стартер-генератор
SGML	Standard Generalized Markup Language	Стандартный обобщенный язык разметки данных
SGS	Starter Generator System	Система стартер-генератора
SI	International System of Units	Международная Система измерений
SNS	Standard Numbering System	Стандартная система нумерации
SPD-BK	Speed Brake	Воздушный тормоз
SPU	Start Power Unit	Блок запуска ВСУ
SQUAWK	Repeater’s identification code	Идентификационный код ответчика
SSA	System Safety Assessment	Анализ отказобезопасности системы
SSPC	Solid State Power Controller	Электронный автомат защиты сети
STA	Technical Author	Технический автор
STAB	Stabilizer	Стабилизатор

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
STE	Simplified Technical English	Упрощенный технический английский
STC	Supplemental Type Certificate	Дополнительный сертификат типа
SSI	Structural Significant Item	Конструктивно важный элемент
S/W	Software	Программное обеспечение
SWS	Stall Warning System	Система предупреждения о критических режимах полета
	T	
TAWS	Terrain Awareness and Warning System	Система предупреждения о приближении земли
TBC	To Be Confirmed	Требует подтверждения
TBD	To Be Defined	Подлежит определению
TBS	To Be Specified	Подлежит точному указанию
TC	Type Certificate	Сертификат типа
TCA	Turbine Cooling Air	Воздушное охлаждение турбины
TCAS	Traffic Alert and Collision Avoidance System	Система предупреждения столкновения в воздухе
TCM	Thrust Control Malfunction	Неисправность в управлении тягой
TCP	Trim Control Panel	Пульт управления триммированием
TCRR	Type Certificate Readiness Review	Обзор готовности сертификата типа
TEC	Turbine Exhaust Case Module	Выходной патрубок турбины
TF	Fuel temperature	Температура топлива
THSA	Trimmable Horizontal Stabilizer Actuator	Механизм перестановки стабилизатора
TLA	Thrust (throttle) Lever Angle	Угол положения РУД
TO/GA	Take-Off/Go Around	Взлет/Уход на второй круг
TPPP	Technical Publications Program Plan	План-программа технических публикаций
TQA-21	Throttle Quadrant Assy	Блок рычагов управления двигателями
TR	Transit	Транзитное обслуживание
TRA	Throttle RVDT Angle	Угол поворота индукционного датчика РУД
TRAS	Thrust Reverser Actuation System	Система приводов реверса тяги
TRIM	Trim tab	Триммер
TRR	Test Readiness Review	Обзор готовности к испытаниям
TRS	Technical Requirements Specification	Техническое задание

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
TREV/ T/R	Thrust Reverser	Реверс тяги
TRU	Transformer Rectifier Unit	Трансформаторно-выпрямительное устройство
TRUE AOA	True Angle of Attack	Угол атаки истинный
TSFC	Thrust Specific Fuel Consumption	Удельный расход топлива двигателя
TSO	Technical Standard Order	Инструкция о применении технических стандартов
Tx	Transmitter	Передатчик
	U	
UHF	Ultra High Frequency	Сверхвысокая частота
UK	United Kingdom	Соединенное Королевство (Великобритании и Северной Ирландии)
ULD	Unit Load Device	Средство пакетирования грузов (контейнер или поддон)
USA	United States of America	Соединенные Штаты Америки
USB	Universal Serial Bus	Универсальная последовательная шина
USSU	Universal Side Stick Unit	Универсальная боковая ручка управления
UTC	Universal Time Coordinated	Всемирное координированное время
	V	
VCK	Visual check	Визуальный осмотр
VDB	VHF Data Broadcast	Передача данных в УКВ
VFG	Variable Frequency Generator	Генератор переменной частоты
VHF	Very High Frequency	Ультракоротковолновый
VIB	Vibration	Вибрация
VOR	VHF Omnidirectional Range	УКВ всенаправленный радиомаяк
	W	
W	West	Запад
WAI	Wing Anti Ice System	Противообледенительная система крыла
WB	Wiper Blade	Щетка стеклоочистителя
WBM	Weight and Balance Manual	Руководство по загрузке и центровке
WDU	Wireless Download Unit	Блок беспроводной передачи данных
WE	Weeks	Недели

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
WECU	Wiper Electronic Control Unit	Блок управления очисткой остекления
WINDOW HEAT	Window Heating	Обогрев остекления
WOW	Weight On Wheels	Шасси обжато
WPT	Waypoint	Промежуточный пункт маршрута
WSHS	Windshield Heating System	Система обогрева стекол
WST	Wheel Speed Transducer	Датчик скорости колеса
WXR	Weather Radar	Метеолокатор
WWS	Windshield Wiper System	Система очистки лобового стекла
WWSC	Controller, Water Waste System	Контроллер управления системами водоснабжения и удаления отходов
	X	
XPDR	Transponder	Ответчик
	Y	
	Z	
ZFW	Zero Fuel Weight	Масса пустого самолета без топлива
ZSA	Zonal Safety Analysis	Зонный анализ безопасности

1.2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке

Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке приведен в таблице 2 (Таблица 2)

Таблица 2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке

Сокращения и аббревиатура	Полное наименование
Авар ТВУ	Аварийное трансформаторно- выпрямительное устройство
Авар.	Аварийный
АВПКО	Анализ видов, последствий и критичности отказов
АВФО	Анализ видов функциональных отказов
АГ	Авиационная гарнитура
АД	Авиационный двигатель
АДО	Анализ дерева отказов
АЗС	Автомат защиты сети
АКБ	Аварийный кислородный блок
АКК	Аккумулятор
АКК ВСУ	Аккумуляторная батарея, 40 Ач ВСУ
АП	Авиационные правила

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке

Сокращения и аббревиатура	Полное наименование
АП	Автопилот
АРК	Радиокомпас автоматический
АР МАК	Авиационный регистр Межгосударственного Авиационного Комитета
АС	Аварийная ситуация
АСО	Аварийно-спасательное оборудование
АС	Аналоговый сигнал
АТ	Авиационная техника
АТАКА ДОП	Угол атаки допустимый
АТАКА ИСТ	Угол атаки истинный
АФС	Антенно-фидерная система
АЭ	Альбом электрических схем
	Б
БГО	Багажно-грузовой отсек
БЗК	Блок защиты и коммутации
БКДУ	Бортовая кислорододобывающая установка
БО	Бортовое оборудование
БРУД	Блок рычагов управления двигателями
БРЭО	Бортовое радиоэлектронное оборудование
БУ	Блок управления
БУК КСКВ	Блок управления и контроля комплексной системы кондиционирования воздуха
БУОС	Блок управления обогревом стекол
БУ САРД	Блок управления системы автоматического регулирования давления
БУОО	Блок управления очисткой остекления
БУТ	Блок управления и контроля тормозами
	В
В	Восток
ВВФ	Внешние воздействующие факторы
ВГТД	Вспомогательный газотурбинный двигатель
ВЗ	Воздухозаборник
ВК	Встроенный контроль
ВКЛ	Включен
ВМР	Воздушно-масляный радиатор
ВНА	Входной направляющий аппарат
ВПП	Взлетно-посадочная полоса
ВС	Воздушное судно, самолет
ВСК	Встроенные средства контроля

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке

Сокращения и аббревиатура	Полное наименование
ВСС	Вычислительная система самолетовождения
ВСТО	Внешнее светотехническое оборудование
ВСУ	Вспомогательная силовая установка
ВТ	Воздушный тормоз
ВТС	Воздушный турбостартер
ВЧ	Высокочастотный
ВЧГ	Высокая частота по глиссаде
ВЧК	Высокая частота по курсу
ВЫКЛ	Выключен
	Г
ГТД	Газотурбинный двигатель (Honeywell
ГЛОНАСС	Глобальная навигационная спутниковая система
ГМ РВШ	Гидравлический модуль резервного выпуска шасси
ГМУ	Гидравлический модуль управления
ГО	Госопознавание
ГОСТ	Государственный стандарт
ГПМО	Главный перечень минимального состава оборудования
ГС	Система гидравлическая
ГС КПП	Панель управления системы гидравлической на комплексном потолочном пульте
ГСМ	Горюче-смазочные материалы
	Д
ДАУ	Датчик аэродинамических углов
Двиг	Двигатель (индикатор параметров двигателя)
ДСК	Датчик скорости колеса
ДТ	Дозатор топлива
ДЦН	Двигательные центробежные насосы
	Е
ЕСКД	ЕСКД
	З
З	Запад
ЗАБ	Зонный анализ безопасности
ЗБО	Задний бытовой отсек
ЗН ВС	Заводской номер воздушного судна
	И
ИБП	Инструкция по безопасности для пассажиров
ИВК	Информационно-вычислительный комплекс

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке

Сокращения и аббревиатура	Полное наименование
ИДС	Интегрированная дисплейная система
ИКАО	Международная организация гражданской авиации
ИКБО	Интегрированный комплекс бортового оборудования
ИЛС	Индикатор на лобовом стекле
ИМА	Авионика интегрированная модульная
ИНС	Инерциальная навигационная система
IP	Интеллектуальная собственность
ИССКОР	Интегрированная система сбора, контроля, обработки и регистрации полетных данных
ИСРП-21	Интегрированная система резервных приборов
Иркут	ПАО «Корпорация «Иркут»
ИЭТР	Интерактивное электронное техническое руководство
	К
Кол-во	Количество
К	Команда
КБО	Комплекс бортового оборудования
КБТИ	Комплекс бортовых траекторных измерений
КВ	Клапан выпускной
КВД	Компрессор высокого давления
КВС	Командир воздушного судна
КЗ	Короткое замыкание
КИ	Комплектующие изделия
КИНО	Комплексный индикатор навигационной обстановки
КИСС	КИСС
КЛС	Кодовая линия связи
КМ	Полнолицевая кислородная маска
КНД	Компрессор низкого давления
КП	Клапан перепускной
КПА	Контрольно-проверочная аппаратура
КПИ	Комплексный пилотажный индикатор
КПП МС-21	Комплексный потолочный пульт
КС	Катастрофическая ситуация
КСИ	Комплексная система измерений
КСКВ	Комплексная система кондиционирования воздуха
КСС	Конструктивно-силовая схема

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке

Сокращения и аббревиатура	Полное наименование
КСУ	Комплексная система управления
КСЭИС	Комплексная система электронной индикации и сигнализации
КТ	Квалификационные требования
	Л
ЛА	Летательный аппарат
ЛАП	Люк аварийного покидания
ЛКП	Лакокрасочное покрытие
ЛООШ	Левая основная опора шасси
ЛР	Летное руководство
ЛСИ	Логистическая структура изделия
ЛТХ	Летно-технические характеристики
	М
М	(Индикаторное) Приборное число Маха
МАРШ	Маршрут
МВД	Модуль воздушных данных
МВ	Модуль вычислительный (основной)
МГ	Мотогондола
МД	Модуль данных
МЗБН	Многофункциональный защищенный бортовой накопитель
МИВД	Модуль измерения воздушных данных
МУВТ	Модуль управления воздушными тормозами
МН РЛС	Метеолокатор
МПБ	Многофункциональный пульт бортпроводника
МПС	Механизм перестановки стабилизатора
МРП	Маркерный радиоприемник
МСА	Международная стандартная атмосфера
МСУ	Маршевая силовая установка
МУМК	Модуль управления механизацией крыла
МУП	Модуль управления приводами (резервный)
МФИ	Индикатор многофункциональный
	Н
НГ	Нейтральный газ
НИОКР	Научно-исследовательские и опытно-конструкторские разработки
НС	Насосная станция
НТД	Научно техническая документация
№	Номер

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке

Сокращения и аббревиатура	Полное наименование
О	
ОБС	Анализ отказобезопасности системы
об/мин	Оборотов в минуту
ОГВ	Огнегасящее вещество
ОКР	Опытно-конструкторская работа
ООШ	Основная опора шасси
ОПР-α	Ограничитель предельных режимов по углу атаки
ОСТ	Отраслевой стандарт
ОУ	Органы управления
ОФО	Оценка функциональных опасностей
П	
ПАО “ОАК”	Публичное акционерное общество “Объединенная авиастроительная корпорация”
ПБО	Передний бытовой отсек
ПЗУ	Постоянное запоминающее устройство
ПК	Персональный компьютер
ПК	Пассажирская кабина
ПКМ	Полимерно-композитный материал
ПООШ	Правая основная опора шасси
Прав	Правый
Привод ВНА	Привод входного направляющего аппарата
ПКУЗ (кабинный)	Пульт контроля и управления заправкой топлива (кабинный)
ПОС	Система противообледенительная
ПОС ВЗ	Система противообледенительная воздухозаборников двигателей
ПОШ	Передняя опора шасси
ППД	Приемник полного давления
ПП ИЛП	План-программа по интегрированной логистической поддержке
ППМ	Промежуточный пункт маршрута
ППУ	Педальный пост управления
ПС	Пассажирский салон
ПСИ	Приемо-сдаточные испытания
ПСП-К	Контроллер управления пассажирской сервисной панелью
ПТ-3	Пульт-трекбол
ПУ	Пульт/панель управления
ПУИ-17	Пульт управления индикацией

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке

Сокращения и аббревиатура	Полное наименование
ПУ КСИ	Пульт управления комплексной системой измерений
ПУТ	Пульт управления триммированием
ПЦ	Полетный цикл
	Р
РБ	Руководство для бортпроводников
РВ	Радиовысотомер
РВ	Руль высоты
РДУ	Рулежно-демпфирующее устройство
РЗГБ	Руководство по загрузке багажа и грузов
РЗЦ	Руководство по загрузке и центровке
Рис.	Рисунок
РК	Разовая команда
РЛС	Радиолокационная станция
РЛЭ	Руководство по летной эксплуатации для экипажа
РО	Расходный отсек
РМО	Рабочее место оператора
РН	Руль направления
РСО	Радиосвязное оборудование
РС	Реактивное сопло
РОВНО	Руководство по обеспечению вылета с неиспользуемым оборудованием
РИПО	Руководство по использованию программного обеспечения
РТЖ	Руководство по транспортировке животных
РУД	Рычаг управления двигателем
РУ	Рулежное устройство
РУЧ	Ручной
РЦ	Рекомендательный циркуляр
РЧ	Радиочастота
РЭ	Руководство по технической эксплуатации самолета
РЭД	Руководство по технической эксплуатации двигателя
РЭО	Радиоэлектронное оборудование
РЭС	Руководство по эвакуации самолета
	С
С	Север
САП	Система аварийного покидания

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке

Сокращения и аббревиатура	Полное наименование
САРД	Система автоматического регулирования давления
САРПС	Стандарты и рекомендуемая практика
САУ	Система автоматического управления
СБ-21	Сертификационный базис самолета МС-21
СБ	Сервисный бюллетень
СБИ	Система бортовых измерений
СВЧ	Сверхвысокая частота
СГНГ	Система генерирования нейтрального газа
СИ	Международная Система измерений
СИ ВСП-21	Система измерения высотно-скоростных параметров
СКВ	Система кондиционирования воздуха
СНГ	Система нейтрального газа
СНО	Средства наземного обслуживания
СОВ	Система отбора воздуха
СОЛС	Система очистки лобового стекла
СОО	Средства обнаружения льда
СОС	Система обогрева стекол
СОУ	Система обнаружения утечек
СПЗ	Средства пожарной защиты
СПС	Система пожарной сигнализации
СПТ	Система пожаротушения
СПУ	Самолетное переговорное устройство
СС	Сложная ситуация
ССН	Стандартная система нумерации
ССТК	Система стояночного торможения колес
СТК	Система основного торможения колес (тележка)
СУ	Силовая установка
СУВШ	Система уборки-выпуска шасси и управления створками
СУИТ-21	Система управления и измерения топлива
СУПК ПОШ	Система управления поворотом колес передней опоры шасси
СЦЗ	Система централизованной заправки
СЧ	Составная часть
США	Соединенные Штаты Америки
СЭС	Система электроснабжения
СЭС КПП	Панель управления системы электроснабжения на комплексном потолочном пульте

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке

Сокращения и аббревиатура	Полное наименование
	Т
Т	Температура
ТВГ	Температура выходящих газов
ТБ	Топливные баки
ТВС	Топливовоздушная смесь
ТВУ	Трансформаторно-выпрямительное устройство
ТД	Техническая документация
ТЗ	Техническое задание
ТМР	Топливо-масляный радиатор
ТНД	Турбина низкого давления
ТНУ	Турбонасосная установка
ТО	Техническое обслуживание
ТРДД	Турбореактивный двухконтурный двигатель Pratt &Whitney PW1400G-JM
ТС	Топливная система
ТТ	Технические требования
ТУ	Технические условия
	У
УБРУ	Универсальная боковая ручка управления
УВД	Управление воздушным движением
УВЗ	Наземная установка воздушного запуска
УКВ	Ультракоротковолновый
УКК-3-1	Устройство контроля и коммутации
УОВ	Установка охлаждения воздуха
УПГ	Установка питания гидросистем
УУП	Усложнение условий полета
	Ф
ФАА	Федеральная Авиационная Администрация США
ФПО	Функциональное программное обеспечение
ФПОС	Функциональное программное обеспечение само-летовождения
	Х
Ханивелл	Ханивелл Интернэшнл Инк
ХАЭ	Хронометр авиационный электронный
ХЧК	Часть крыла хвостовая
	Ц
ЦВА	Центральный вычислитель авионики
ЦЗ	Централизованная заправка
ЦСО	Центральный сигнальный огонь

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке

Сокращения и аббревиатура	Полное наименование
Ч	
Ш	
ШРАП	Штепсельный Разъём Аэродромного Питания
Щ	
Э	
ЭБУ	Блок управления электронный
ЭБУ ВСУ	Электронный блок управления ВСУ
ЭБУД	Электронный блок управления двигателем
ЭЗУ	Энергонезависимое запоминающее устройство
ЭМС	Электромагнитная совместимость
ЭМ	Электронная модель
ЭП	Эскизный проект
ЭТХ	Эксплуатационно-технические характеристики
ЭЧ	Электронный чертеж
Ю	
Ю	Юг
Я	

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Информация для экипажа

Перечень терминов

Содержание

Страница

Перечень терминов..... 1
Описание..... 1
1 Перечень терминов..... 1
1.1 РЛЭ Книга 2 "Эксплуатация систем и оборудования"..... 1

Описание

1 Перечень терминов

Перечень основных терминов и определений, входящих в РЛЭ (FCOM), содержит информацию, которая необходима для безаварийной эксплуатации самолета на земле и в воздухе.

1.1 РЛЭ Книга 2 "Эксплуатация систем и оборудования"

Основные термины и определения, которая необходимы для подготовки и выполнения полета:

Безопасная эксплуатация — эксплуатация воздушного судна в соответствии с правилами, предусмотренными одобренной (утвержденной) эксплуатационной документацией, и в условиях, отвечающих применимым к данному воздушному судну требованиям норм летной годности.

Воздушное судно (ВС) — летательный аппарат, поддерживаемый в атмосфере за счет взаимодействия с воздухом, отличного от взаимодействия с воздухом, отраженным от поверхности земли или воды.

Дополнение (Supplement) — документ или часть документа (пакет страниц или модулей данных), содержащие дополнительную информацию к основному документу по летной эксплуатации, связанные с модификацией ВС, его особой конфигурацией, установкой специального оборудования или необходимостью выполнения специальных видов полетов и являющиеся обязательными к выполнению вместе с основным документом.

Изготовитель — организация, осуществляющая производство авиационной техники и принимающая на себя ответственность в отношении ее соответствия утвержденной типовой конструкции.

Изменение (Revision) — часть документа (пакет страниц или модулей данных), содержащая любую измененную информацию существующего документа по летной эксплуатации.

Контрольный номер иллюстрации (ICN) — идентификатор иллюстрации в общей базе данных и (или) поставляемой базе данных эксплуатационной документации.

Летная эксплуатация — часть эксплуатации ВС, включающая планирование и подготовку к полету, полет, а также необходимые послеполетные процедуры, выполняемые летным экипажем.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Летное руководство (AFM) — эксплуатационный документ, содержащий информацию о летно-технических характеристиках, требованиях и ограничениях в отношении летной годности и правил летной эксплуатации ВС.

Модуль данных (МД) — минимально необходимая законченная совокупность взаимосвязанных технических сведений, относящихся к определенной тематике, и не предусматривающая дальнейшего дробления на составные части.

Подрежим управления КСУ "Прямая связь" — работа КСУ в резервном режиме с признаками отказа демпфирования самолета и отображением предупреждающего аварийного сообщения FCS STBY DAMPER FAULT на EWD. Пилотирование должно выполняться с соблюдением дополнительных ограничений параметров полета.

Полет — движение воздушного судна с момента начала взлета до окончания пробега после посадки.

Процедура (Procedure) — обязательные подробные (пооперационные) указания о порядке действий и правилах выполнения работ в процессе летной и (или) технической эксплуатации ВС и его составных частей, излагаемые в технических документах, регламентирующих эксплуатацию авиационной техники:

- нормальная процедура **(Normal)**: стандартная эксплуатационная процедура, обычно выполняемая при нормальной работе бортовых систем ВС
- сложная процедура **(Abnormal или Non-normal)**: требует от экипажа выполнения определенных действий, направленных на сохранение приемлемого уровня летной годности ВС в случае какого-либо отказа бортовых систем или составных частей, с целью безопасного продолжения и завершения полета
- аварийная процедура **(Emergency)**: требует от экипажа немедленного выполнения определенных действий, направленных на предупреждение развития и ликвидацию угрозы для ВС и находящихся на борту людей

Разработчик — организация, осуществляющая разработку авиационной техники и принимающая на себя ответственность в отношении типовой конструкции авиационной техники.

Режим управления КСУ "Основной" — когда обеспечивается выполнение всех функций КСУ-МС-21, исправно все оборудование КСУ и исправна связь с взаимодействующими системами, при отказах части собственного оборудования КСУ-МС-21 и/или взаимодействующих систем или связей с ними, обеспечивается программная реконфигурация алгоритмов основного режима управления.

Режим управления КСУ "Резервный" — автономный режим работы КСУ с использованием минимального набора входных сигналов: перемещения рычагов управления, кнопки триммеров, собственных датчики угловых скоростей и датчиков положения механизации крыла и стабилизатора, признаков обжатия опор шасси. Резервный режим является максимально надёжным и независимым от внешних информационных систем, использует минимальное количество сигналов. В резервном режиме КСУ-МС-21 может работать только в режиме ручного управления. На EWD предупреждающее сообщение FCS MAIN MODE FAULT

Рекомендация — прямое указание на допустимость отклонения от рассматриваемого в рекомендации режима или процедуры, но без нарушения установленных общих ограничений или режима полетов.

Руководство по летной эксплуатации для экипажа (FCOM) — документ, регламентирующий правила летной эксплуатации ВС и включающий всю информацию

© ПАО "Корпорация "Иркут"

одобренной (утвержденной) части ЛР данного ВС, а также общее техническое описание ВС, сведения о бортовых функциональных системах, описание технологических процедур подготовки и выполнения полета, информацию о расчете и контроле загрузки и центровки, контрольные карты и другую информацию по летной эксплуатации данного ВС

Руководство по производству полетов (ОМ) — основной документ эксплуатанта, регламентирующий правила летной эксплуатации и производства полетов, содержащий про-цедуры и указания по организации и выполнению полетов на ВС данного эксплуатанта и предназначенный для использования персоналом эксплуатанта при выполнении своих служебных обязанностей.

Сборник оперативной информации (QRH) — часть документации по летной эксплуатации, выпускаемая отдельной книгой специального формата, удобной для использования в кабине экипажа и определяющей в краткой и наглядной форме контрольных карт правила действий экипажа в нормальных условиях и в особых ситуациях, а также содержащей наиболее важную информацию о летно-технических характеристиках и эксплуатационных ограничениях ВС. Примечание – Термин соответствует используемому в международной практике англоязычному термину «Quick Reference Handbook» (QRH).

Стандартная эксплуатационная процедура (SOP) — последовательность действий экипажа с органами управления и (или) оборудованием кабины, направленная на изменение (поддержание) режима полета или состояния систем ВС при отсутствии их отказов либо условий, требующих от экипажа применения особых приемов пилотирования.

Типовая конструкция — конструкция ВС или его составной части, описанная в их конструкторской документации и представляемая для оценки соответствия требованиям применимых норм летной годности (сертификационного или квалификационного базиса).

Учтенный экземпляр документации — экземпляры копий документов, которые учитывают в организации – держателе подлинников документации и об изменении которых извещают абонентов (адресатов-получателей).

Эксплуатант — лицо, на законном основании владеющее ВС и выполняющее или планирующее выполнять на нем полеты.

Эксплуатационные ограничения — Условия, режимы и (или) значения параметров, преднамеренный выход за пределы которых в процессе эксплуатации ВС недопустим.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Информация для экипажа

Перечень условных обозначений

Содержание

Страница

Перечень условных обозначений..... 1
Описание..... 1

Перечень таблиц

Страница

1 Перечень условных обозначений..... 1

Описание

Перечень условных обозначений приведен в таблице 1 (Таблица 1)

Таблица 1 Перечень условных обозначений

Условные обозначения	Единицы измерения		Полное название
	Россия	Англо-американские	
D	м/m (метр)	ft (фут)	Дистанция взлета и посадки
d	мм/mm (миллиметр)	in (дюйм)	Диаметр
L	км (километр)	NM (морская миля)	Дальность полета
G	кг/kg (килограмм)	lb (фунт)	Вес
$m_{тек}$	кг/kg (килограмм)	lb (фунт)	Текущая масса самолета
Хт %САХ (% MAC)	% САХ	% MAC	Положение центра тяжести
Gпуст снаряж	кг/kg (килограмм)	lb (фунт)	Вес пустого снаряженного самолета
Gmax взл	кг/kg (килограмм)	lb (фунт)	Максимальный взлетный вес самолета
Gmax рулеж	кг/kg (килограмм)	lb (фунт)	Максимальный рулежный вес самолета
Gmax посад	кг/kg (килограмм)	lb (фунт)	Максимальный посадочный вес самолета
Gбез т	кг/kg (килограмм)	lb (фунт)	Вес самолета без топлива
Gmax т	кг/kg (килограмм)	lb (фунт)	Максимальный вес топлива
Наэр (Apt. Elev)	м/m (метр)	ft (фут)	Высота превышения аэродрома
Нвпп (Rwy. Elev)	м/m (метр)	ft (фут)	Высота превышения порога ВПП
Нэш (FL)	м/m (метр)	ft (фут)	Эшелон полета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень условных обозначений

Условные обозначения	Единицы измерения		Полное название
	Россия	Англо-американские	
Нперех (TA)	м/m (метр)	ft (фут)	Высота перехода
Нэш перех (TL)	м/m (метр)	ft (фут)	Эшелон перехода
Нбар (PA)	м/m (метр)	ft (фут)	Барометрическая высота
Нист(TA)	м/m (метр)	ft (фут)	Истинная высота
Нпревыш (Elevation)	м/m (метр)	ft (фут)	Высота превышения
Vпр (V_{IAS})	км/ч	kt (узел)	Приборная воздушная скорость
Vист (V_{TAS})	км/ч	kt (узел)	Истинная воздушная скорость
W (GS)	км/ч	kt (узел)	Путевая скорость
Vмо (Ммо)	км/ч (-)	kt (узел) (-)	Максимальная скорость (Число М) при эксплуатации самолета
V_A	км/ч	kt (узел)	Маневренная скорость
V_{RA}	км/ч	kt (узел)	Рекомендуемая скорость для пролета зоны турбулентности
$V_{кр}$ (V_c)	км/ч	kt (узел)	Крейсерская скорость
$V_{пред}$ (V_D)	км/ч	kt (узел)	Предельная скорость
V_S	км/ч	kt (узел)	Скорость сваливания
V_S	км/ч	kt (узел)	Скорость начала уборки предкрылков
V_F	км/ч	kt (узел)	Скорость начала уборки закрылков
V_{S1}	км/ч	kt (узел)	Скорость сваливания или минимальная скорость полета, полученная в конкретной конфигурации
V_{S0}	км/ч	kt (узел)	Скорость сваливания или минимальная скорость в посадочной конфигурации
V_1	км/ч	kt (узел)	Скорость принятия решения
Vотк. дв (V_{EF})	км/ч	kt (узел)	Скорость отказа критического двигателя на взлете
Vmin эр (V_{MCG})	км/ч	kt (узел)	Минимальная эволютивная скорость разбега

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень условных обозначений

Условные обозначения	Единицы измерения		Полное название
	Россия	Англо-американские	
Vmin эод (V_{MC})	км/ч	kt (узел)	Минимальная эволютивная скорость с отказавшим критическим двигателем
Vmin эзп (V_{MCL})	км/ч	kt (узел)	Минимальная эволютивная скорость при заходе на посадку и посадке
Vп. ст (V_R)	км/ч	kt (узел)	Скорость подъема передней стойки шасси
$V_{2\ min}$($V_{2\ MIN}$)	км/ч	kt (узел)	Минимальная безопасная скорость взлета
V_2	км/ч	kt (узел)	Безопасная скорость взлета
Vmin отр (V_{MU})	км/ч	kt (узел)	Минимальная скорость отрыва на взлете
Vотр (V_{LOF})	км/ч	kt (узел)	Скорость отрыва на взлете
V_{FE}	км/ч	kt (узел)	Максимальная допустимая скорость полета с выпущенной механизацией
V_{FTO}	км/ч	kt (узел)	Скорость на конечном этапе взлета
Vзп (V_{REF})	км/ч	kt (узел)	Рекомендуемая скорость захода на посадку со всеми работающими двигателями
Vмах вш (V_{LE})	км/ч	kt (узел)	Максимальная скорость полета с выпущенным шасси
Vмах в.у.ш (V_{LO})	км/ч	kt (узел)	Максимальная скорость выпуска и уборки шасси
Vmin	км/ч	kt (узел)	Скорость минимальная
Vнаивыг (V_{DOT})	км/ч	kt (узел)	Скорость наивыгоднейшая
Vторм. устр (V_{MBE})	км/ч	kt (узел)	Максимальная скорость для тормозных устройств
V_{DF} (M_{DF})	км/ч	kt (узел)	Скорость, продемонстрированная в испытаниях
Vy	м/с	ft/min	Вертикальная скорость

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень условных обозначений

Условные обозначения	Единицы измерения		Полное название
	Россия	Англо-американские	
n_y	-	-	Вертикаль-ная перегрузка
n_x	-	-	Продольная перегрузка
n_z	-	-	Боковая перегрузка
α (Alpha)	° (градус)	° (градус)	Угол атаки
β (Beta)	° (градус)	° (градус)	Угол скольжения
α(Gamma)	° (градус)	° (градус)	Угол крена
Θ (Theta)	° (градус)	° (градус)	Угол тангажа
$\varphi_{ст}$	° (градус)	° (градус)	Угол отклонения стабилизатора
МК ($\Psi_{мк}$)	° (градус)	° (градус)	Магнитный курс (heading)
ИК ($\Psi_{ик}$)	° (градус)	° (градус)	Истинный курс (true)
δпр	° (градус)	° (градус)	Угол отклоне-ния предкрылков
δз	° (градус)	° (градус)	Угол отклоне-ния закрылков
δинт	° (градус)	° (градус)	Угол отклонения интерцепторов
δвт	° (градус)	° (градус)	Угол отклонения воз-душных тормозов
δрв	° (градус)	° (градус)	Угол отклоне-ния руля высоты
δэ	° (градус)	° (градус)	Угол отклоне-ния элеронов
δрн	° (градус)	° (градус)	Угол отклонения руля направления
δвт	° (градус)	° (градус)	Угол отклонения воз-душного тормоза
δинт 1	° (градус)	° (градус)	Угол отклонения 1-й секции интерцепторов
δинт 2	° (градус)	° (градус)	Угол отклонения 2-й секции интерцепторов
δинт 3	° (градус)	° (градус)	Угол отклонения 3-й секции интерцепторов
δинт 4	° (градус)	° (градус)	Угол отклонения 4-й секции интерцепторов
Ху	° (градус)	° (градус)	Отклонение БРУ по тангажу
Хэл	° (градус)	° (градус)	Отклонение БРУ по крену

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень условных обозначений

Условные обозначения	Единицы измерения		Полное название
	Россия	Англо-американские	
Хп	мм/mm (миллиметр)	in (дюйм)	Перемещение педалей
ω_x	°/с	°/s	Угловая скорость крена
ω_y	°/с	°/s	Угловая скорость рыскания
ω_z	°/с	°/s	Угловая скорость тангажа
a_x	м/с^2	m/s^2	Линейное ускорение по крену
a_y	м/с^2	m/s^2	Линейное ускорение по рысканью
a_z	м/с^2	m/s^2	Линейное ускорение по тангажу

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Информация для экипажа

Введение

Содержание

Страница

Введение..... 1
1 Введение..... 1
2 Общий вид самолета..... 2
3 Негерметичные отсеки..... 4
4 Расположение антенн..... 4
5 Минимальный радиус разворота..... 5
6 РАСПОЛОЖЕНИЕ ЛЮКОВ И ПАНЕЛЕЙ ДЛЯ НАЗЕМНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ..... 7

Перечень иллюстраций

Страница

1 Вид самолета..... 3
2 Расположение негерметичных отсеков..... 4
3 Расположение антенн..... 4
4 Радиусы разворота самолета..... 6
5 Точки доступа на нижней части фюзеляжа..... 8
6 Точки доступа на подфюзеляжном обтекателе крыло-фюзеляж..... 9

Описание для экипажа

1 Введение

Пассажирский ближне-среднемагистральный самолет МС-21 представляет собой моноплан с низким расположением крыла стреловидной формы и управляемым горизонтальным стабилизатором, расположенным на хвостовой части фюзеляжа. Крыло имеет механизацию в виде предкрылков, выдвижных закрылков, интерцепторов, воздушных тормозов и элеронов.

Предназначен для перевозки:

– пассажиров

– грузов, багажа, почты и животных в грузовых отсеках.

ДВИГАТЕЛИ

На самолете установлено два ТРДД с высокой степенью двухконтурности установленными на пилонах под крылом.

Двигатели снабжены устройством для реверсивной тяги.

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

Полностью автоматизированная, заправка топливом осуществляется снизу под давлением.

ШАССИ

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Состоит из одной передней и двух главных стоек. Колеса передней стойки шасси управляемые.

КАБИНА ЭКИПАЖА

Скомпонована с учетом возможности управления самолетом двумя пилотами.

В кабине экипажа предусмотрено место для инспектора.

ПАССАЖИРСКИЙ САЛОН

Предусмотрена возможность перевозки 212 пассажиров экономического класса.

БАГАЖНО-ГРУЗОВЫЕ ОТСЕКИ

Передний и задний багажно-грузовые отсеки расположены в подпольном пространстве с контролируемой температурой и давлением.

ИСПЫТАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

В пассажирском салоне установлено испытательное оборудование, вместо снятых рядов пассажирских кресел.

2 Общий вид самолета

Вид самолета в трех проекциях

© ПАО "Корпорация "Иркут"

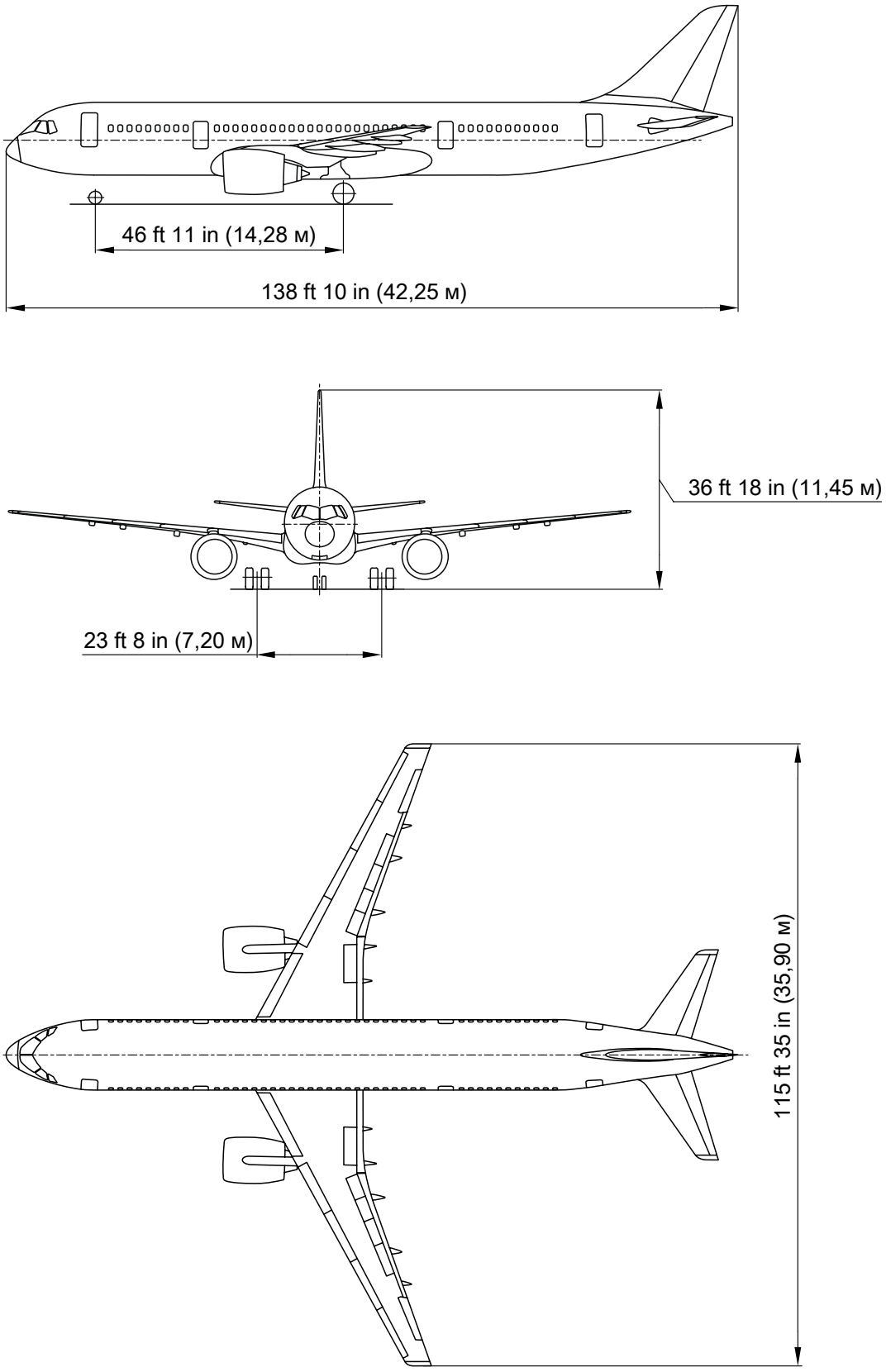


Рисунок 1 Вид самолета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

3 Негерметичные отсеки

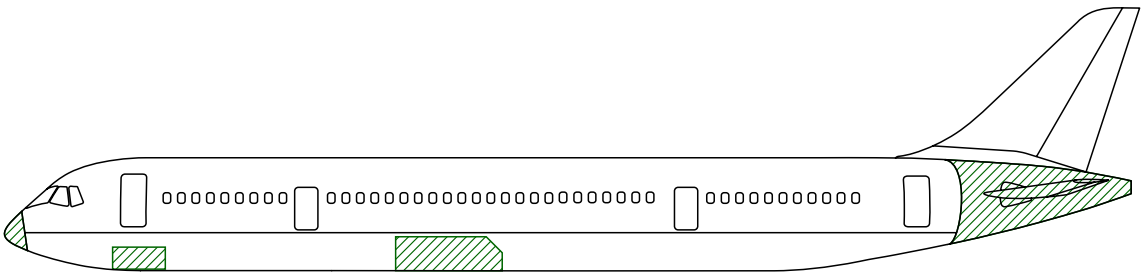


Рисунок 2 Расположение негерметичных отсеков

- негерметичные отсеки.

4 Расположение антенн

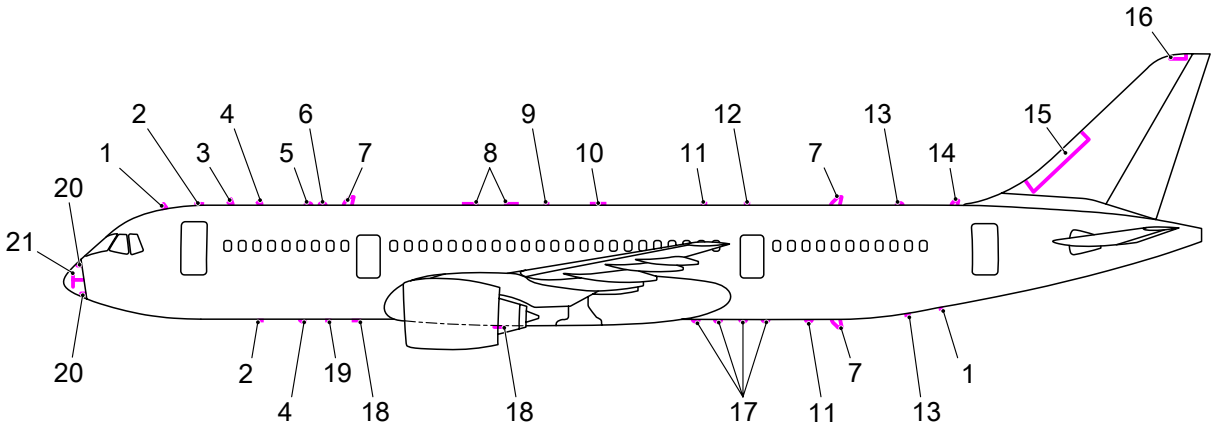


Рисунок 3 Расположение антенн

Условные обозначения к Рис. 3:

1	Антенна телеметрическая	**12**	Антенна системы траекторных измерений "Верхушка"
2	Антенна TCAS	**13**	Антенна ответчика ГО
3	Антенна Wi-Fi	**14**	Антенна аварийного радиомаяка
4	Антенна УВД	**15**	Антенна ДКМВ
5	Антенна GPS	**16**	Антенна VOR

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 3:

6	Антенна ГЛОНАСС/GPS	17	Антенна радиовысотомера
7	Антенна УКВ связи	18	Антенна DME
8	Антенна АРК	19	Антенна маркерная
9	Антенна системы бортовых измерений. Антенна системы КБТИ	20	Антенна глиссадная. Антенна курсо-навигационная
10	Антенна спутниковой связи	21	Антенна метеолокатора
11	Маяк фюзеляжный		

5 Минимальный радиус разворота

© ПАО "Корпорация "Иркут"

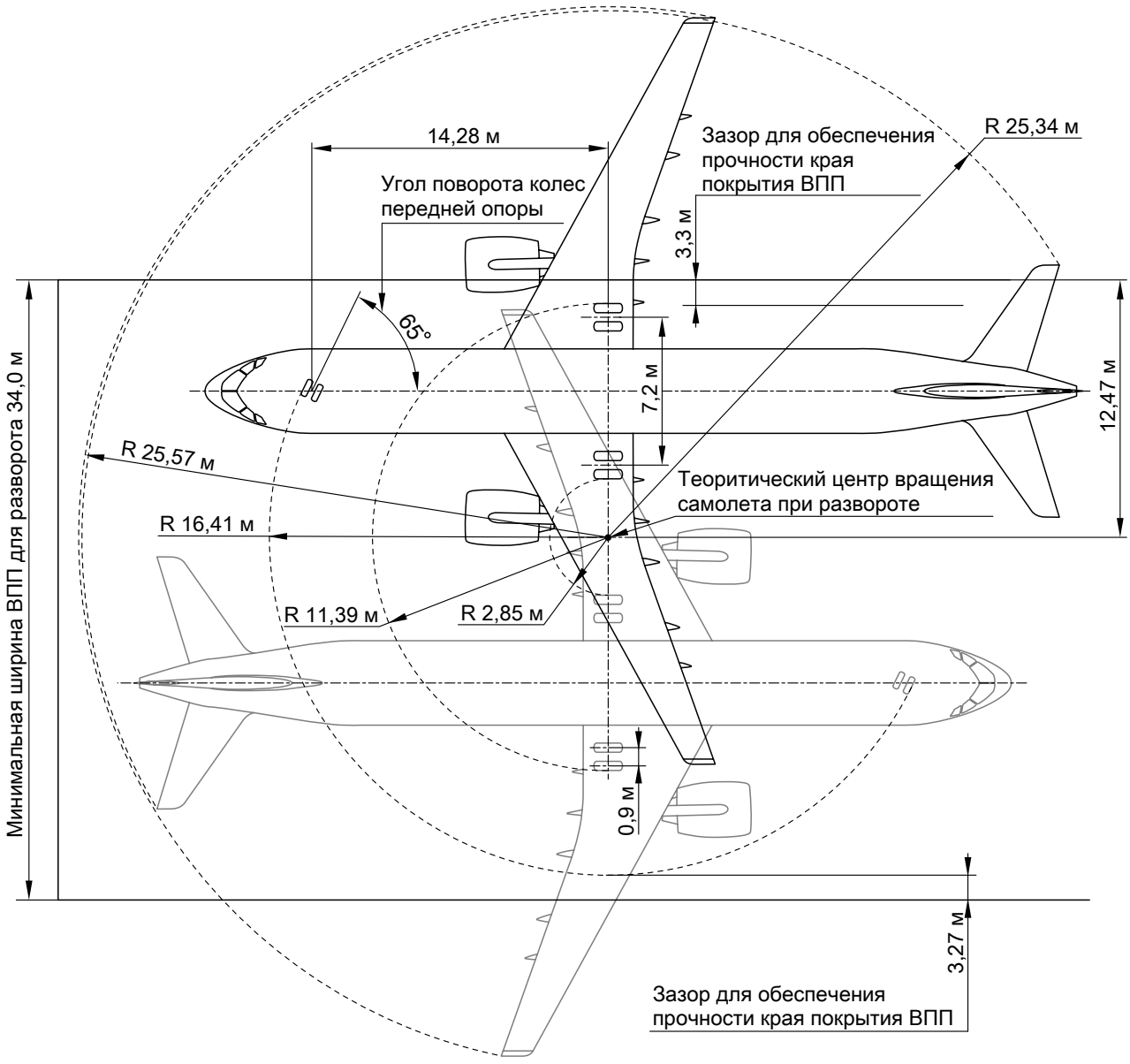


Рисунок 4 Радиусы разворота самолета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

6 РАСПОЛОЖЕНИЕ ЛЮКОВ И ПАНЕЛЕЙ ДЛЯ НАЗЕМНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ

© ПАО "Корпорация "Иркут"

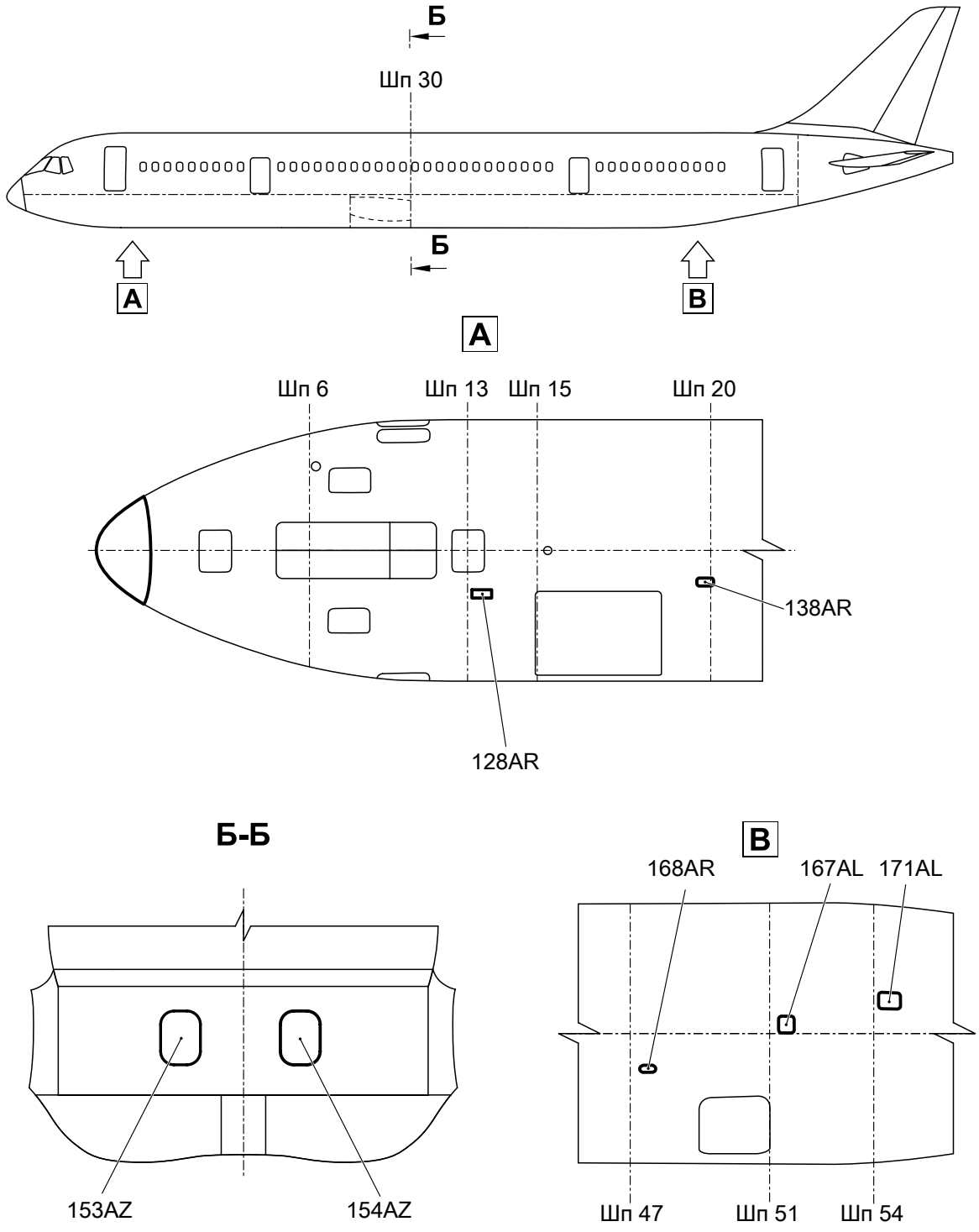
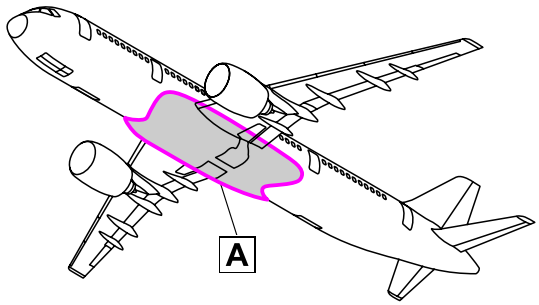
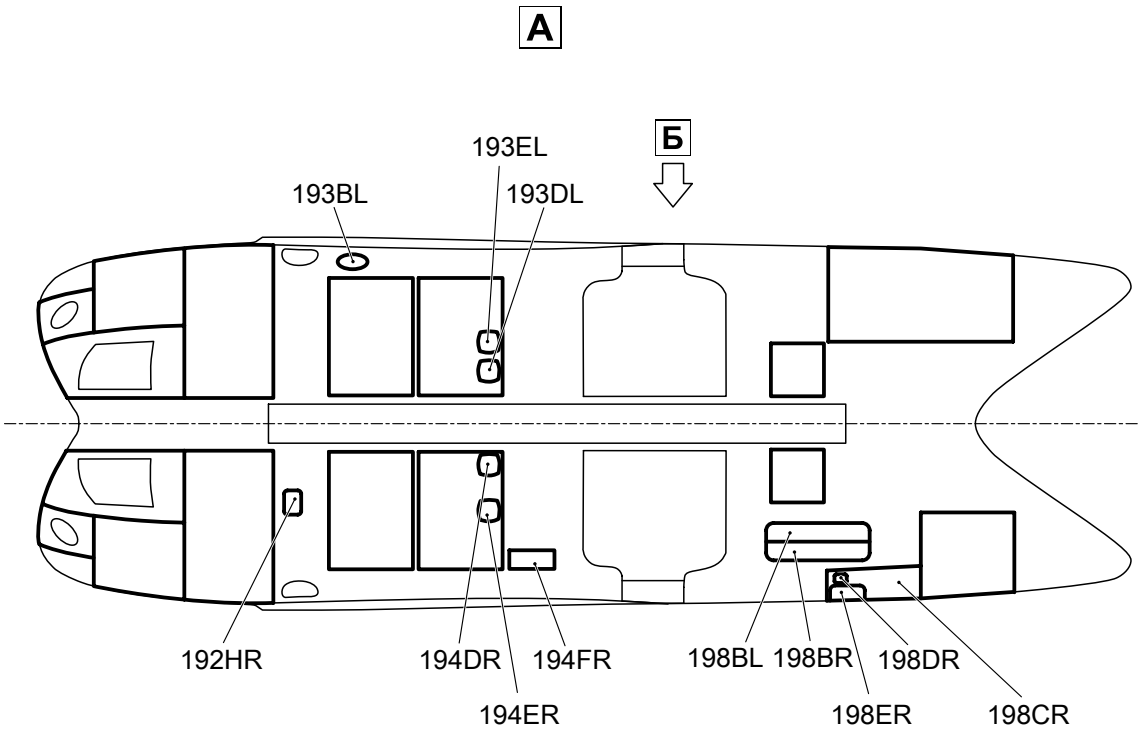


Рисунок 5 Точки доступа на нижней части фюзеляжа

© ПАО "Корпорация "Иркут"





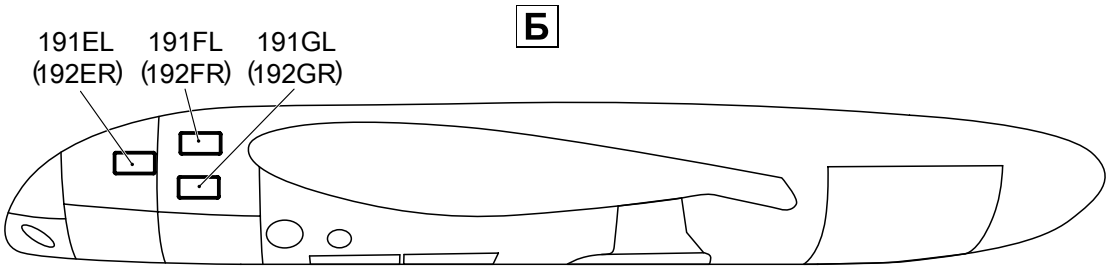


Рисунок 6 Точки доступа на подфюзеляжном обтекателе крыло-фюзеляж

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Поз.	Описание
128AR	Люк пультов управления внешним электропитанием и наземной подготовки[128AR] Рис. 5
154AZ, 153AZ	Люк доступа к топливному баку [153AZ] Рис. 5, [154AZ] Рис. 5
138AR	Люк управления передней грузовой дверью [138AR] Рис. 5
167AL	Люк панели системы водоснабжения [167AL] Рис. 5
168AR	Люк панели управления задней грузовой дверью [168AR] Рис. 5
171AL	Люк панели системы удаления отходов [171AL] Рис. 5
192ER	Панель доступа к агрегатам комплексной системы кондиционирования воздуха [192ER] Рис. 6
192FR	Панель доступа к агрегатам комплексной системы кондиционирования воздуха [192FR] Рис. 6
192GR	Панель доступа к агрегатам комплексной системы кондиционирования воздуха [192GR] Рис. 6
192HR	Люк штуцера наземного запуска двигателя [192HR] Рис. 6
193BL	Люк штуцера наземного кондиционирования [193BL] Рис. 6
193EL	Люк дренажа топлива [193EL] Рис. 6
193DL	Люк дренажа топлива [193DL] Рис. 6
194FR	Люк пульта управления заправкой топливом [194FR] Рис. 6
194ER	Люк дренажа топлива [194ER] Рис. 6
194DR	Люк дренажа топлива [194DR] Рис. 6
198BL	Створка выпуска-уборки ТНУ левая [198BL] Рис. 6
198BR	Створка выпуска-уборки ТНУ правая [198BR] Рис. 6
198ER	Люк заправки гидросистемы 3 [192ER] Рис. 6
198DR	Люк контроля положения ТНУ [198DR] Рис. 6
198CR	Панель съемная гидросистемы[198CR] Рис. 6

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Система кондиционирования воздуха

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа ... 1
1 Общие сведения ... 3
2 Система кондиционирования воздуха ... 4
2.1 Система распределения воздуха ... 4
2.1.1 Система общей вентиляции и рециркуляции ... 6
2.1.2 Система вентиляции кабины экипажа ... 6
2.1.3 Система вентиляции пассажирского салона ... 6
2.1.4 Система вентиляции кухонь и туалетов ... 6
2.1.5 Система вентиляции переднего багажно-грузового отсека ... 7
2.1.6 Система индивидуальной вентиляции ... 7
2.1.7 Система охлаждения радиоэлектронного оборудования ... 7
2.2 Работа системы распределения воздуха ... 7
2.2.1 Автоматический режим ... 7
2.2.2 Ручное управление ... 8
2.3 Система автоматического регулирования давления ... 8
2.3.1 Автоматический режим управления ... 9
2.3.2 Ручной режим управления ... 9
2.3.3 Приводнение ... 10
2.3.4 Разгерметизация ... 10
2.3.5 Органы управления ... 10
2.3.6 Отображение состояния САРД ... 13
2.4 Система обогрева ... 21
2.4.1 Органы управления системой обогрева ... 21
2.5 Система охлаждения ... 22
2.5.1 Система охлаждения воздуха ... 23
2.5.2 Система регулирования расхода воздуха ... 23
2.5.3 Аварийная вентиляция и штуцер подсоединения наземного кондиционера ... 23
2.5.4 Система подготовки воздуха для системы нейтрального газа ... 23
2.6 Система регулирования температуры ... 24
2.7 Система очистки и увлажнения воздуха ... 24
3 Органы управления КСКВ ... 25
3.1 Органы управления СКВ ... 25
3.1.1 Задатчик температуры ... 26
3.1.2 Кнопка-табло (L,R) PACK ... 27
3.2 Переключатель отбора воздуха от ВСУ APU BLEED ... 27
3.3 Панель управления общей вентиляцией воздуха ... 28
3.3.1 Кнопка-табло RAM AIR ... 29
3.3.2 Кнопка-табло HUMID ... 29
3.3.3 Кнопка-табло AVNCS EXTRACT ... 30
3.3.4 Кнопка-табло RECIRC ... 30
4 Индикация и сигнализация ... 31
4.1 Индикация системы регулирования температуры ... 31
4.1.1 Изображение цифрового значения температуры задаваемого пилотом в кабине экипажа и салоне ... 32
4.1.2 Отображения числового значения фактической температуры в кабине экипажа и салоне ... 32
4.2 Ветвь СКВ ... 33

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4.2.1 Отображение символа и ветвей распределения воздуха по зонам пассажирской кабины ... 33
4.2.2 Отображение названия штуцера LPGC ... 34
4.2.3 Отображение символа штуцера LPGC ... 34
4.2.4 Отображение состояния подачи воздуха в передний БГО ... 34
4.2.5 Отображения линии подвода воздуха в кабину экипажа ... 35
4.2.6 Отображение названия рециркуляции RECIRC ... 35
4.2.7 Отображение символа рециркуляции ... 35
4.3 Аварийное охлаждение РЭО ... 36
4.3.1 Отображение названия аварийной вытяжной вентиляции ... 36
4.3.2 Отображение линии аварийной вытяжной вентиляции ... 36
4.4 Левая, правая ветвь СКВ ... 37
4.4.1 Отображение названия подсистемы охлаждения L PACK, R PACK ... 37
4.4.2 Отображение функционального узла подсистемы охлаждения ... 37
4.4.3 Трубопровод подачи воздуха УОВ в смеситель и кабину ... 38
4.4.4 Отображение процентного значения суммарного расхода воздуха в УОВ по датчику расхода ... 38
4.5 Аварийный продувочный воздух RAM AIR ... 38
4.5.1 Отображение состояния заслонки вентиляции продувочным воздухом RAV и линии подвода ... 39
4.6 Отображение названия штуцера LPGC ... 39
4.6.1 Отображение штуцера LPGC ... 39
4.7 Увлажнение воздуха в кабине экипажа ... 40
4.7.1 Отображение состояния работы системы увлажнения ... 40
4.8 Устанавливаемое значение количества пассажиров ... 40
4.8.1 Индикация установленного значения количества пассажиров ... 40
4.9 Сигнализация ... 41
4.9.1 Сообщения EICAS ... 42
4.9.2 Фазы типового профиля полета ... 44

Перечень таблиц

Страница

1 Сообщения EICAS по системе кондиционирования воздуха ... 42

Перечень иллюстраций

Страница

1 Принципиальная схема системы распределения воздуха ... 5
2 Принципиальная схема системы регулирования давления основная ... 9
3 Органы управления автоматического регулирования давления ... 10
4 Обображение синоптической страницы AIR ... 13
5 Индикатор перепада давления ... 13
6 Индикатор высоты в кабине ... 15
7 Индикатор скорости изменения высоты в кабине ... 17
8 Выпускные клапаны САРД ... 18
9 Индикация автоматического регулирования давления на EWD ... 21
10 Органы управления системой обогрева ... 22
11 Расположение органов управления КСКВ ... 25
12 Органы управления СКВ ... 26
13 Органы управления панели вентиляции ... 28
14 Индикация синоптической страниц AIR ... 31

© ПАО "Корпорация "Иркут"

15 Индикация системы регулирования температуры..... 32
16 Отображение состояния системы распределения воздуха на кадре AIR..... 33
17 Фрагмент индикации на кадре AIR аварийного охлаждения отсека РЭО..... 36
18 Индикация на кадре AIR левой и правой ветви СКВ 37
19 Фрагмент отображение состояния системы увлажнения на кадре AIR..... 40
20 Отображение устанавливаемого значения количества пассажиров..... 40
21 Центральный сигнальный огонь..... 41
22 Фазы типового профиля полета..... 44

Описание для экипажа

1 Общие сведения

Комплексная система кондиционирования воздуха (КСКВ) поддерживает микроклимат внутри отдельных отсеков самолета в условиях знакопеременных внешних температурных нагрузок и интенсивного воздействия внутренних источников тепла.

КСКВ предназначена для:

– ограничения значений параметров воздуха в трубопроводах отбора и распределения воздуха от двигателей и наземных источников

– наддува и поддержания заданныхпо климатическим требованиям параметров в гермокабине на всех высотах и режимах в полете и на земле

– охлаждения или обогрева воздухом самолетного оборудования

– управления и контроля технического состояния противообледенительной системы (ПОС) крыла

– для подачи воздуха в систему нейтрального газа.

В состав КСКВ входят:

– система кондиционирования воздуха

– система наддува водовакумных баков

– система распределения воздуха

– система автоматического регулирования давления (САРД)

– система обогрева

– система охлаждения

– система регулирования температуры

– система очистки и увлажнения воздуха

– система управления КСКВ.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2 Система кондиционирования воздуха

Система кондиционирования воздуха (СКВ) предназначена для:

– наддува и поддержания заданных климатическими требованиями параметров в гермокабине на всех высотах и режимах в полете и на земле

– охлаждения или обогрева воздухом самолетного оборудования

В состав СКВ входят:

– система распределения воздуха

– САРД

– система обогрева

– система охлаждения

– система регулирования температуры

– система управления КСКВ.

Управление СКВ - автоматическое. При отказе автоматического управления - управление СКВ выполняется вручную. При подаче питания на борт СКВ по умолчанию работает в автоматическом режиме управления.

В условиях нормальной эксплуатации отбор воздуха для каждой СКВ выполняется от двигателей, вспомогательной силовой установки (ВСУ) или от наземного кондиционера.

СКВ предназначена для обеспечения комфортных условий пассажирам и летному экипажу посредством регулирования давления и температуры воздуха (в диапазоне от 16 °C до 30 °C), а также за счет вентиляции. Указанные функции выполняются в автоматическом режиме с блока управления КСКВ, за исключением тех случаев, когда летный экипаж вносит изменения с комплексного потолочного пульта (КПП).

2.1 Система распределения воздуха

© ПАО "Корпорация "Иркут"

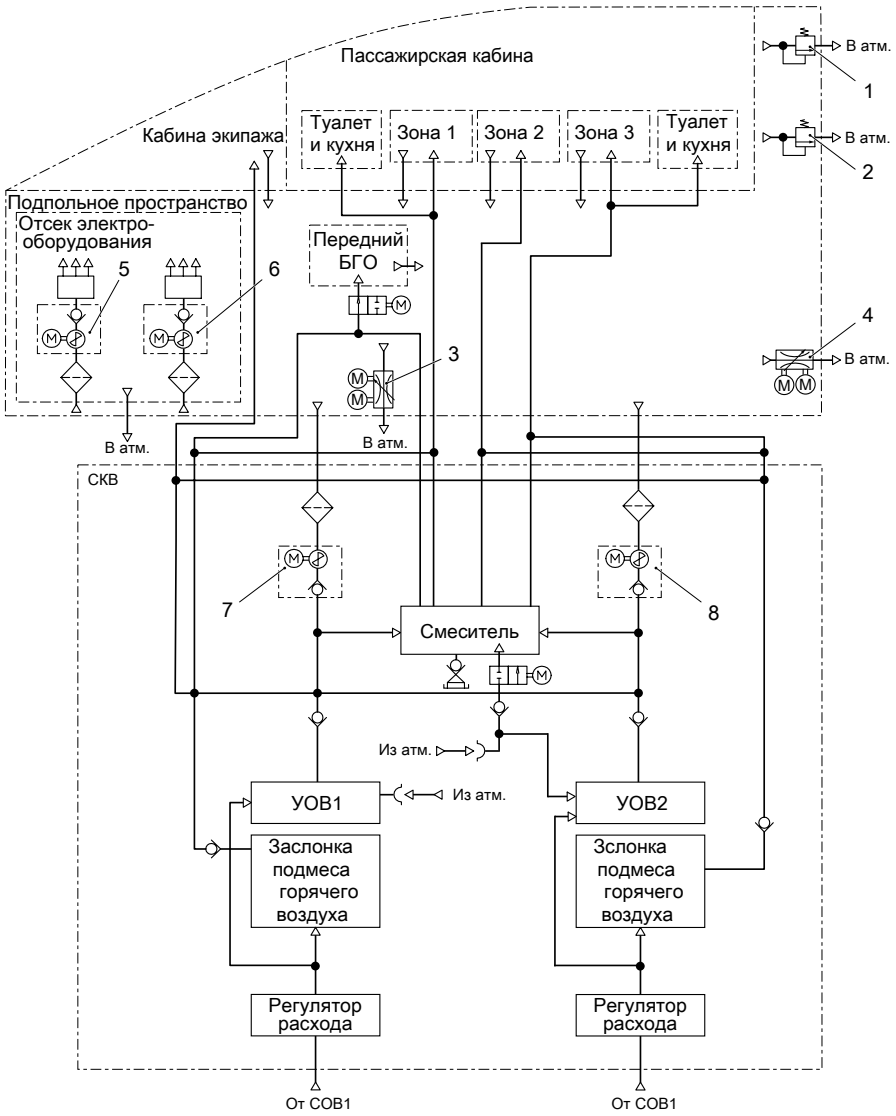


Рисунок 1 Принципиальная схема системы распределения воздуха

Условные обозначения к Рис. 1:

1, **2**	Клапан предохранительный	**5**, **6**	Электровентилятор охлаждения электрооборудования
3, **4**	Клапан выпускной	**7**, **8**	Электровентилятор рециркуляции

Система распределения воздуха (СРВ) предназначена для выполнения следующих функций:

- подача рециркуляционного воздуха в смеситель
- поддержания необходимых температур в отсеках авионики и принудительного охлаждения электрооборудования
- отключение вентиляторов рециркуляции и перекрытие вентиляции багажно-грузового отсека (БГО) при обнаружении в нем пожара

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– обеспечение условий для перевозки животных в переднем БГО.

В состав системы распределения воздуха входят:

– система общей вентиляции и рециркуляции

– система общей вентиляции кабины экипажа

– система общей вентиляция пассажирского салона

– система общей вентиляции туалетов и кухонь

– система общей вентиляции БГО

– система индивидуальной вентиляции

– система охлаждения радиоэлектронного оборудования.

2.1.1 Система общей вентиляции и рециркуляции

Система общей вентиляции и рециркуляции предназначена для подачи свежего воздуха в кабину экипажа, для смешивания воздушных потоков, поступающих из различных источников (установок охлаждения, наземного кондиционера, вентиляторов рециркуляции), и подачу воздуха в три зоны пассажирского салона и в передний БГО, а также для предотвращения обратного потока воздуха от смесителя в УОВ.

2.1.2 Система вентиляции кабины экипажа

Система вентиляции кабины экипажа использует только свежий воздух, поступающий от УОВ, и предотвращает попадание в кабину экипажа воздуха из пассажирского салона и рециркуляционного воздуха.

Поступающий в кабину экипажа воздух используется для:

– вентиляции кабины экипажа

– обдува лобового остекления и форточки кабины

– индивидуальной вентиляции.

2.1.3 Система вентиляции пассажирского салона

Система вентиляции пассажирского салона предназначена для:

– подачи воздуха для вентиляции пассажирского салона

– отвод воздуха из пассажирского салона в пространство под полом.

Воздух подается и отводится из всех трех зон пассажирского салона. К воздуху, поступающему в пассажирский салон из смесителя, подмешивается воздух, отбираемый из магистрали за регулятором расхода.

2.1.4 Система вентиляции кухонь и туалетов

*** Для S/N 0001*

Примечание

Система вентиляции туалетов и кухонь на самолетах 0001 и 0003 отсутствует.

**** окончание применимости*

Система общей вентиляции туалетов и кухонь предназначена для отвода, в процессе вентиляции, воздуха из зоны туалета и кухни, расположенных в хвостовой части самолета, в пространство под полом. Из туалета и кухни в передней части самолета воздух

© ПАО "Корпорация "Иркут"

вытягивается при помощи электровентилятора системы охлаждения РЭО и отводится в зону клапана выпускного и далее - в атмосферу или по аварийной линии в атмосферу.

2.1.5 Система вентиляции переднего багажно-грузового отсека

*** Для S/N 0001*

Примечание

Система вентиляции переднего БГО на самолетах 0001 и 0003 отсутствует.

**** окончание применимости*

Система вентиляции переднего БГО позволяет выполнять перевозку животных в случае необходимости. Для этого в переднем БГО конструктивно предусмотрены соответствующие вентиляция и регулирование температуры воздуха.

Перекрытия подачи и выхода воздуха из переднего БГО в случае пожара или отсутствия необходимости вентиляции преднего БГО.

Диапазон регулирования температуры воздуха в переднем БГО на всех этапах полета - от 5 °С до 30 °С.

Управление вентиляцией и регулированиванием температуры воздуха выполняет посредством пульта бртпроводника.

2.1.6 Система индивидуальной вентиляции

Система индивидуальной вентиляции является частью системы общей вентиляции и обеспечивает подачу воздуха на управляемые насадки индивидуальной вентиляции летного экипажа и пассажиров, а также в туалеты и к рабочим местам бортпроводников.

В случае отказа СКВ в систему распределения и в систему индивидуальной вентиляции поступает забортный воздух.

2.1.7 Система охлаждения радиоэлектронного оборудования

Система охлаждения РЭО предназначена для охлаждения радиоэлектронного оборудования воздухом, поступающим в отсек электронного оборудования из пространства под полом в полете и на земле.

2.2 Работа системы распределения воздуха

2.2.1 Автоматический режим

В процессе работы система общей вентиляции и рециркуляции управляется в автоматическом режиме по управляющим электрическим сигналам, поступающим от БУК КСКВ.

Рециркуляция воздуха выполняется электровентиляторами рециркуляции. Электровентиляторы включаются автоматически, при включении СКВ и кнопка-табло RECIRC на панели VENTILATION не установлена в положение OFF. При включении режима рециркуляции в пассажирский салон и передний БГО подается смесь воздуха из УОВ с воздухом, отбираемым из пространства подполом двумя электровентиляторами рециркуляции. Воздух подается в систему общей вентиляции из смесителя, в котором выполняется смешение воздуха от УОВ и из пространства подполом.

Очистку рециркуляционного воздуха выполняют два фильтра рециркуляции. Клапаны обратные предотвращают обратный поток воздуха от смесителя в УОВ.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Электровентиляторы выключаются автоматически по сигналу задымления в пассажирском салоне. Для возврата в автоматический режим необходимо отжать кнопку-табло RECIRC на панели VENTILATION.

2.2.2 Ручное управление

Электровентиляторы можно отключить принудительно кнопкой-табло RECIRC на панели VENTILATION (При этом формируется уведомляющее сообщение RECIRC OFF на EWD).

2.3 Система автоматического регулирования давления

В состав КСКВ входит система автоматического регулирования давления, которая предназначена для поддержания в гермокабине необходимых условий по давлению, обеспечивающих нормальную жизнедеятельность членов экипажа и пассажиров.

Автоматическое управление, аварийная разгерметизация, приводнение и ручное управление выполняется посредством четырех каналов блоков управления САРД и двумя выпускными клапанами. Также в состав САРД входят два предохранительных клапана, которые служат для ограничения величины положительного и отрицательного избыточного давления. Переключение между режимами выполняется при помощи переключателей с КПП. Взаимодействие с комплексной системой электронной индикации и сообщений выполняется через БУ САРД.

В наземном режиме выпускные клапаны находятся в полностью открытом положении для того, чтобы свести к минимуму перепад давления между кабиной самолета и атмосферой.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

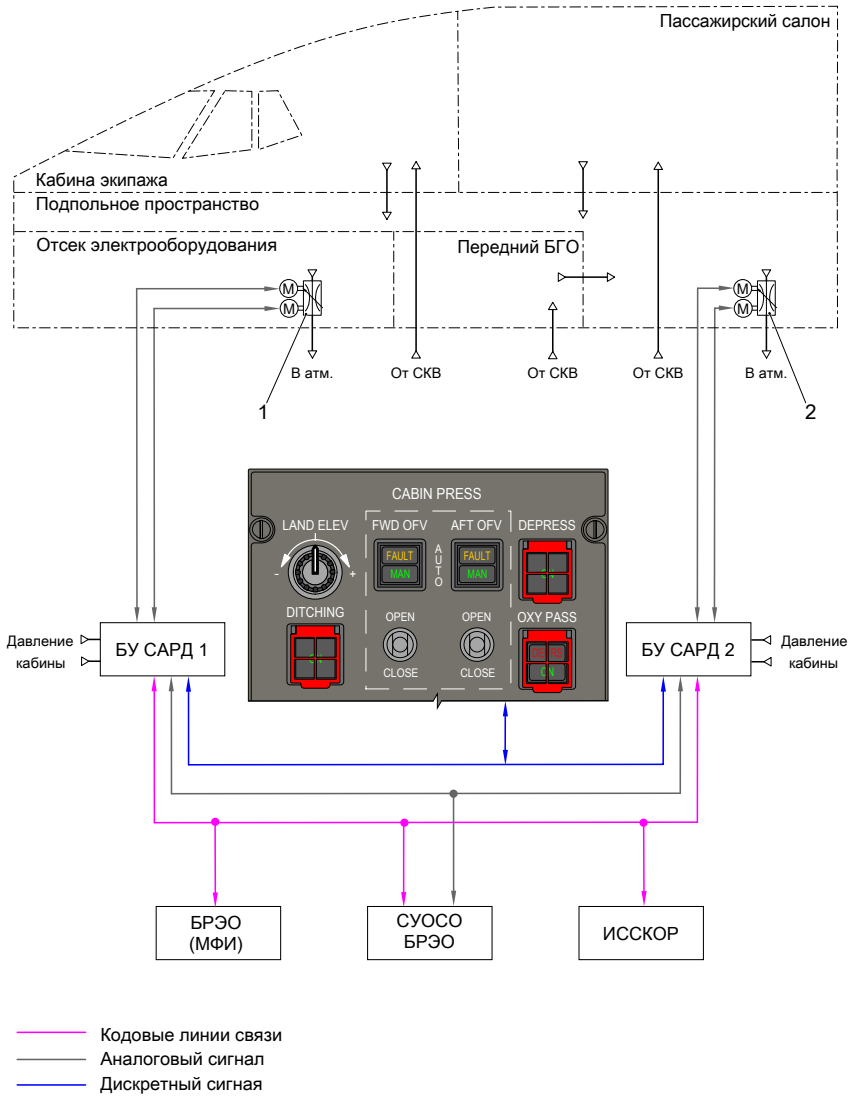


Рисунок 2 Принципиальная схема системы регулирования давления основная

Условные обозначения к Рис. 2:

1, **2** Клапан выпускной

2.3.1 Автоматический режим управления

Автоматический режим управления САРД является основным режимом работы системы.

2.3.2 Ручной режим управления

Для перехода в ручной режим необходимо установить кнопку-табло FWD OFV и AFT OFV управления выпускными клапанами САРД в положение MAN. В ручном режиме возможно ручное управление положением выпускных клапанов САРД при помощи переключателей OPEN/CLOSE каждого клапана, расположенных на пульте управления CABIN PRESS на КПП.

Если нажать и удерживать переключатель OPEN/CLOSE в положение OPEN - оба электродвигателя выпускного клапана САРД начинают открывать выпускной клапан. При нажатии и удерживании переключателя OPEN/CLOSE в положение CLOSE - оба электродвигателя выпускного клапана САРД начинают закрывать выпускной клапан. После

© ПАО "Корпорация "Иркут"

первых 9,9 секунд удерживания переключателя OPEN/ CLOSE электродвигатели начинают работать с большей скоростью. Продолжительность удерживания переключателя OPEN/ CLOSE определяет скорость изменения давления в кабине самолета.

В ручном режиме: при установке переключателя в положение CLOSE электродвигатели закрывают выпускной клапан, а настройка на OPEN открывает выпускной клапан.

2.3.3 Приводнение

Перед приводнением, при условии, что переключатель DITCH на панели управления CABIN PRESS (на КПП) нажат, САРД выполняет аварийное закрытие выпускных клапанов (КВ), устанавливая оба КВ в закрытое положение.

Выполнение режима вынужденной посадки на воду отменяется в ручную и должно быть вручную переключено на CLOSE на панели управления CABIN PRESS.

2.3.4 Разгерметизация

При переходе в режим разгерметизации блоки управления САРД выполняют аварийную разгерметизацию кабины самолета посредством одновременного открытия обоих выпускных клапанов САРД. Режим разгерметизации может быть использован для удаления дыма из кабины самолета в случае его появления. Переход в режим разгерметизации выполняется при нажатии кнопки-табло DEPRESS.

Автоматическое регулирование абсолютного давления в кабине по заданной программе в зависимости от барометрического давления окружающей среды и высоты аэродрома.

При установке заданных значений высоты в салоне аварийная (ручная) разгерметизация отменяется.

2.3.5 Органы управления

Органы управления системы автоматического регулирования давления размещены на панели управления CABIN PRESS.

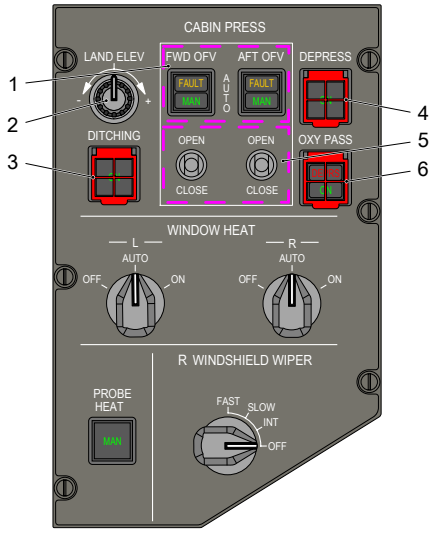


Рисунок 3 Органы управления автоматического регулирования давления

Условные обозначения к Рис. 3:

1	Кнопки-табло FWD OFV/AFT OFV	4	Кнопка-табло DEPRESS

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 3:

2	Переключатель задатчика высоты аэродрома посадки LAND ELEV	**5**	Тумблеры открытия/закрытия выпускных клапанов
3	Кнопка-табло DITCHING	**6**	Кнопка-табло OXY PASS

2.3.5.1 **Кнопки-табло FWD OFV, AFT OFV**

Кнопки [1] Рис. 3 предназначены для перевода системы управления передним и задним выпускными клапанами с автоматического на ручной режим управления.



Кнопка не нажата, световые поля кнопки не светятся - включен автоматический режим.



Сигнальное поле FAULT загорается янтарным цветом в случае отказа автоматических каналов управления переднего или заднего выпускных клапанов.



При нажатии на кнопку на ее нижнем световом поле начинает светиться зеленым цветом надпись MAN - поступает сигнал на включение цепи ручного управления выпускным клапаном непосредственно с тумблеров, сигнализация FAULT гаснет.

Для возврата в автоматический режим необходимо отжать кнопку - надпись MAN гаснет.

2.3.5.2 **Переключатель открытия/закрытия выпускного клапана**

В исходном состоянии переключатель установлен в нейтральном положении.

При переводе переключателя [5] Рис. 3 в положение OPEN - выдается разовая команда, по которой выпускной клапан открывается, а при переводе в положение CLOSE - выдается другая разовая команда, по которой выпускной клапан закрывается.

В нейтральное положение рычажный переключатель возвращается самостоятельно, после того как его освобождают из пальцев руки. При этом команда на открытие или закрытие выпускного клапана перестает поступать и клапан остается в текущем положении.

Продолжительность удержания рычажного положения в положении OPEN/CLOSE определяет положение клапана и, соответственно, скорость изменения давления в кабине. Наименьшее изменение давления в кабине достигается ограничением времени воздействия на тумблер открытия/закрытия выпускного клапана.

2.3.5.3 **Задатчик высоты аэродрома посадки LAND ELEV**

Задатчик предназначен для выдачи разовых команд на увеличение/уменьшение заданного значения высоты аэродрома посадки в ручном режиме [2] Рис. 3. Управление задатчиком выполняется посредством зафиксированного в нейтральном положении поворотного переключателя с самовозвратом.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

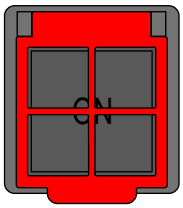
Когда переключатель находится в нейтральном положении « I » - высота аэродрома устанавливается автоматически, от системы самолетовождения.

При переводе переключателя задатчика в положение « - » - система САРД переходит в ручной режим выставления значения высоты аэродрома посадки, которая в этом случае изменяется в сторону уменьшения.

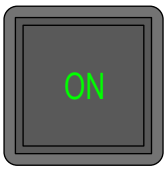
При переводе переключателя задатчика в положение « + » - система САРД переходит в ручной режим выставления значения высоты аэродрома посадки, которая в этом случае изменяется в сторону увеличения.

2.3.5.4 Кнопка-табло DEPRESS

Кнопка [4] Рис. 3 предназначена для управления сбросом давления и последующим закрытием выпускных клапанов в ручном режиме.



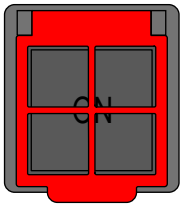
В исходном состоянии кнопка не нажата и закрыта крышкой, световое поле кнопки темное.



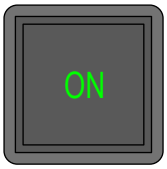
Для нажатия кнопки нужно открыть крышку. После нажатия на световом поле кнопки выпускные клапана открываются.

2.3.5.5 Кнопка-табло DITCHING

Кнопка [3] Рис. 3 предназначена для управления сбросом давления и последующим закрытием выпускных клапанов (режим вынужденной посадки на воду).



В исходном состоянии кнопка не нажата и закрыта крышкой, световое поле кнопки не светится.



Для нажатия кнопки нужно открыть крышку. После нажатия на световом поле кнопки начинает светиться зеленым цветом надпись ON - поступает сигнал на открытие и последующее закрытие выпускных клапанов.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2.3.6 Отображение состояния САРД

Для вызова синоптической страницы воздушной системы необходимо нажать клавишу дисплея систем (SD), затем выбирать вкладку синоптической страницы воздушной системы (AIR).

На синоптической странице AIR отображается ход процессов автоматического регулирования давления.

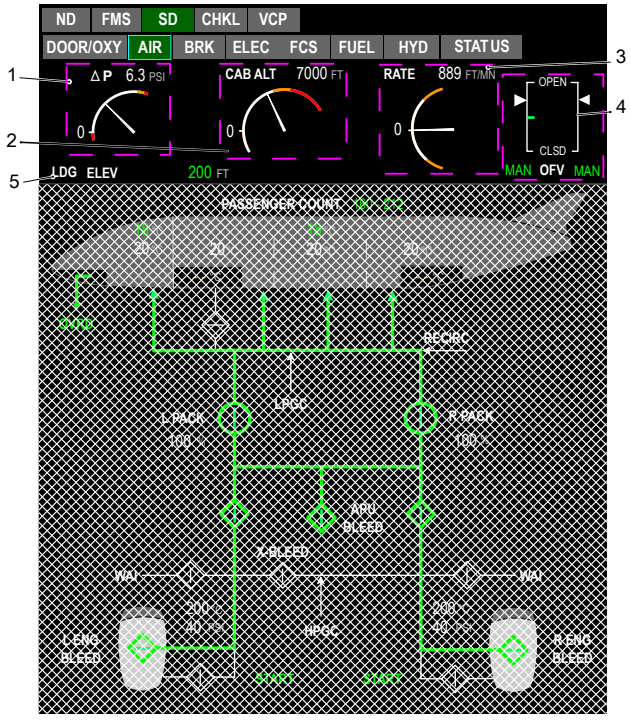


Рисунок 4 Обображение синоптической страницы AIR

Условные обозначения к Рис. 4:

1	Индикатор перепада давления	**4**	Состояние выпускных клапанов САРД
2	Индикатор высоты в кабине	**5**	Символ названия параметра и числовое значение высотые аэродрома посадки
3	Индикатор скорости изменения высоты в кабине		

2.3.6.1 Индикатор перепада давления

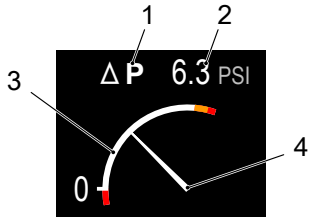


Рисунок 5 Индикатор перепада давления

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 5:

1	Отображение символа названия индикатора перепада давления «ΔP»	3	Отображение круговой шкалы перепада давления
2	Числовое значение перепада давления	4	Стрелка-указателя перепада давления

2.3.6.2 **Отображение символа названия индикатора перепада давления ΔP**



Символ названия перепада давления всегда отображено белым цветом.

2.3.6.3 **Числовое значение перепада давления**

Текущее значение перепада давления в кабине отображается над круговой шкалой перепада давления в числовой форме, диапазон изменения перепада давления от минус 1 до 11 psi, приращение 0.1 psi.



При нормальном отрицательном значении перепада давления (ΔP<0) - значение индицируется белым цветом со знаком минус.



При нормальном положительном значении перепада давления (0≦ΔP) - значение индицируется белым цветом.



При повышенном значении перепада давления - число отображается янтарным цветом.



При превышенном значении перепада давления при перенаддуве - число отображается красным цветом



При пониженном отрицательном значении перепада давления - число отображается красным цветом со знаком минус



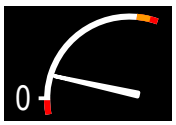
При недостоверности информации - вместо числа отображаются три черточки янтарным цветом.

2.3.6.4 **Изображение круговой шкалы перепада давления**

Перепад давления меняется в диапазоне от минус 1 до 11 psi.

Положительные значения скорости изменения высоты в кабине соответствуют верхнему сектору шкалы вверх от отметки 0, отрицательные значения – нижнему сектору шкалы вниз от отметки 0.

Полный диапазон шкалы соответствует значениям перепада давления от минус 1 psi до 11 psi.



Нормальный перепад давления, стрелка индицируется в белом секторе.

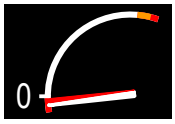
© ПАО "Корпорация "Иркут"



Повышенный перепад давления, стрелка индицируется в секторе янтарного цвета.



Перенаддув, стрелка индицируется в верхнем секторе красного цветов.



Пониженный перепад давления, стрелка индицируется в нижнем секторе красного цветов.



При недостоверности информации шкала индицируется без стрелки и сектора индицируются белым цветом.

2.3.6.5 Индикатор высоты в кабине

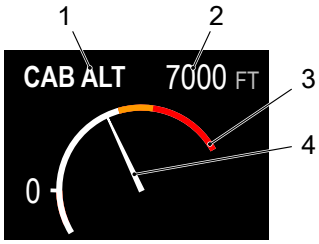


Рисунок 6 Индикатор высоты в кабине

Условные обозначения к Рис. 6:

1	Отображения символа названия индикатора высоты в кабине CAB ALT	3	Изображение круговой шкалы высоты в кабине
2	Числовое значение высоты в кабине	4	Изображение стрелки-указателя высоты в кабине

2.3.6.6 Отображения символа названия индикатора высоты в кабине CAB ALT



Символ названия высоты в кабине CAB ALT всегда отображается белым цветом.

2.3.6.7 Числовое значение высоты в кабине

Текущее значение высоты в кабине отображается в числовой форме. Диапазон изменения - от минус 16000 ft до 51000 ft, приращение 10 ft. Единица измерения - FT - всегда отображается серым цветом.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



При нормальном значении высоты в кабине (H<0).



При нормальном значении высоты в кабине (0≦H).



При повышенном значении высоты в кабине.



При превышенном (опасном) значении высоты в кабине.



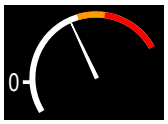
При недостоверности информации.

2.3.6.8 Отображения круговой шкалы высоты в кабине

Отображение высоты в кабине соответствует давлению в кабине. Высота в кабине меняется в диапазоне от минус 16000 ft до 51000 ft.

Положительные значения изменения высоты в кабине соответствуют верхнему сектору шкалы вверх от отметки 0, отрицательные значения – нижнему сектору шкалы вниз от отметки 0.

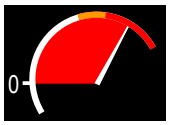
Полный диапазон шкалы соответствует значениям от минус 3000 ft до 15000 ft.



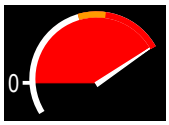
Отрезок белого цвета на круговой шкале соответствует значениям высоты от минус 3000 ft до 8038 ft. Нормальная высота в кабине.



Отрезок на шкале и сектор, окрашенные янтарным цветом, соответствует значениям высоты свыше 8038 ft до 9843 ft. Повышенная высота в кабине.



Отрезок на шкале (не до края шкалы) и сектор, окрашенные красным цветом, соответствуют значениям высоты в кабине от 9843 ft до 15000 ft. Опасная высота в кабине.



Высота в кабине от 15000 ft до 51000 ft отображается в в положении стрелки, соответствующем значению 15000 ft. При разгерметизации.



Высота в кабине от минус 3000 ft до минус 16000 ft отображается в положении стрелки, соответствующем значению минус 3000 ft. При недостоверности информации.

2.3.6.9 Индикатор скорости изменения высоты в кабине

© ПАО "Корпорация "Иркут"

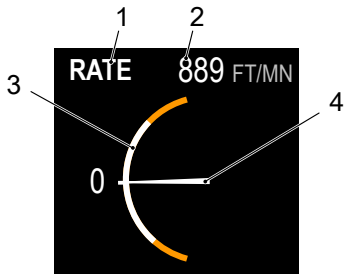


Рисунок 7 Индикатор скорости изменения высоты в кабине

Условные обозначения к Рис. 7:

1	Отображение символа названия индикатора скорости изменения высоты в кабине RATE	3	Отображение круговой шкалы скорости изменения высоты в кабине
2	Числовое значение скорости изменения высоты в кабине	4	Отображение стрелки указателя изменения высоты в кабине

2.3.6.10 **Отображения символа индикатора скорости изменения высоты в кабине RATE**

RATE	Символ названия скорости изменения высоты в кабине - RATE - всегда отображается белым цветом над круговой шкалой диапазона высоты.

2.3.6.11 **Числовое значение скорости изменения высоты в кабине**

Текущий числовой показатель скорости изменения высоты в кабине отображается над круговой шкалой скорости изменения высоты в кабине в числовой форме, диапазон измерения от минус 6000 ft/min до 6000 ft/min, приращение 10 ft/min.

-300 FT/MN	При нормальной скорости изменения высота в кабине для значений (минус 980≦V<0).
300 FT/MN	При нормальной скорости изменения высота в кабине для значений (0≦V≦980).
-1500 FT/MN	При повышенной скорости изменения высота в кабине для значений (V<минус 980).
1500 FT/MN	При повышенной скорости изменения высота в кабине для значений (980<V).
- - - - FT/MN	При недостоверности информации.

2.3.6.12 **Отображение круговой шкалы скорости изменения высоты в кабине**

Скорость изменения высоты в кабине меняется в диапазоне от минус 6000 ft/min до 6000 ft/min.

Положительные значения скорости изменения высоты в кабине соответствуют верхнему сектору шкалы - вверх от отметки 0, отрицательные значения – нижнему сектору шкалы - вниз от отметки 0.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Полный диапазон шкалы соответствует значениям от минус 5900 ft/min до 5900 ft/min.



Отрезок белого цвета на круговой шкале соответствует значениям от минус 980 ft/min до 980 ft/min. Нормальное изменение высоты в кабине.



Отрезок на нижней части шкалы (не до края шкалы) и сектор, окрашенные янтарным цветом, соответству.т значениям от минус 980 ft/min до минус 5900 ft/min. Повышенная скорость изменения давления.



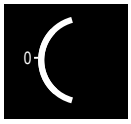
Отрезок в верхней части шкалы (не до края шкалы) и сектор, окрашенные янтарным цветом, соответствуют значениям от 980 ft/min до 5900 ft/min. Повышенная скорость изменения давления.



Отрезок на нижней части шкалы (до края шкалы) и сектор, окрашенные янтарным цветом соответствуют значениям от минус 5900 ft/min до минус 6000 ft/min. Повышенная скорость изменения давления.



Отрезок в верхнй части шкалы (до края шкалы) и сектор, окрашенные янтарным цветом, соответствуют значениям от свыше 5900 ft/min до 6000 ft/min. Повышенная скорость изменения давления.



При недостоверности информации.

2.3.6.13 Выпускные клапаны САРД

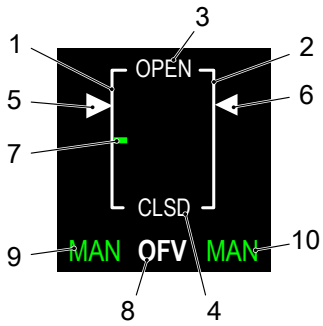


Рисунок 8 Выпускные клапаны САРД

Условные обозначения к Рис. 8:

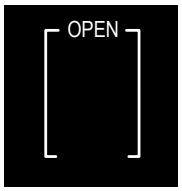
1	Отображение шкалы положения клапана OFV1	**6**	Отображение индикатора положения клапана OFV2
2	Отображение шкалы положения клапана OFV2	**7**	Отображение рекомендуемого положения для клапана OFV1
3	Отображение обозначения открытого положения клапанов OFV	**8**	Отображение названия клапанов САРД OFV

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 8:

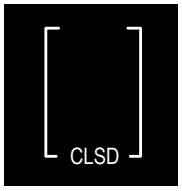
4	Отображение обозначения закрытого положения клапанов OFV	**9**	Отображение названия ручного режима управления OFV1
5	Отображение индикатора положения клапана OFV1	**10**	Отображение названия ручного режима управления OFV2

2.3.6.14 **Отображение обозначения открытого положения клапанов OFV**



Обозначение открытого положения клапанов OFV1 и OFV2 отображается постоянно в виде надписи OPEN белого цвета. Надпись расположена между верхними границами шкал положения клапанов OFV1 и OFV2.

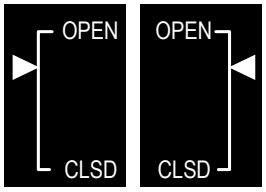
2.3.6.15 **Отображение обозначения закрытого положения клапанов OFV**



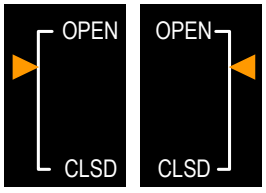
Обозначение закрытого положения клапанов OFV1 и OFV2 отображается постоянно в виде надписи CLSD белого цвета. Надпись расположена между нижними границами шкал положения клапанов OFV1 и OFV2.

2.3.6.16 **Отображениеиндикатора положения клапана OFV1, OFV2**

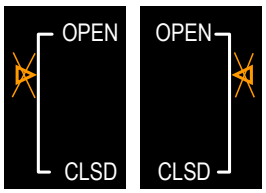
Индикатор положения клапана САРД OFV1, OFV2 отображается в виде треугольника.



Индикатор положения клапана OFV отображается белым цветом. Текущее положение клапана.



Индикатор отображается янтарным цветом при наличии сигнала. Отказ клапана.

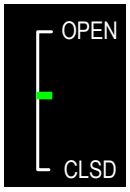


При недостоверности информации.

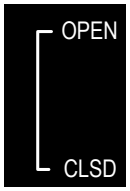
© ПАО "Корпорация "Иркут"

2.3.6.17 Отображение рекомендуемого положения для клапана OFV1

Рекомендуемое положение клапана OFV1 используется при отказе автоматического режима и/или переходе на ручной режим управления клапаном, отображается в виде горизонтальной черты зеленого цвета на вертикальной шкале клапана САРД OFV1 справа от нее.



Произошел отказ автоматического режима управления клапаном OFV1 или переход в ручной режим управления.



При недостоверности информации или штатной работе в автоматическом режиме.

2.3.6.18 Отображение названия клапанов САРД OFV



Название всегда отображается белым цветом под шкалами с индикаторами положения клапанов OFV1 и OFV2 в зоне отображения параметров САРД.

2.3.6.19 Отображение названия ручного режима управления OFV1, OFV2



При работе САРД в ручном режиме.



При недостоверности информации.

2.3.6.20 Высота аэродрома посадки

Текущее значение высоты аэродрома изменяется в диапазоне от минус 1000 ft до 15000 ft с шагом 1 ft.



Цифровое значение высоты аэродрома посадки поступило от FMS (минус 1000≦V≦15000).



Цифровое значение высоты аэродрома посадки задано пилотом вручную (минус 1000≦V≦15000).



Вслучае отсутствия значения высоты в кабине или недостоверности информации.

2.3.6.21 Индикация автоматического регулирования давления на EWD

© ПАО "Корпорация "Иркут"

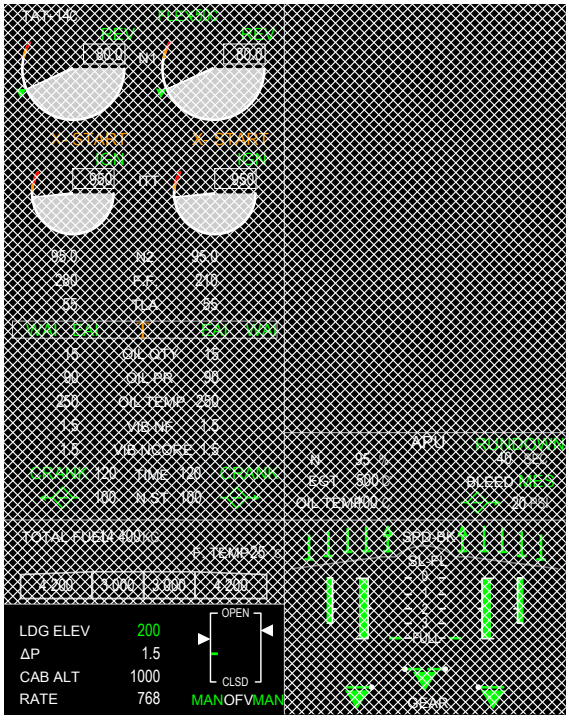


Рисунок 9 Индикация автоматического регулирования давления на EWD

2.4 Система обогрева

Система обогрева предназначена для:

– обогрева пространства в зоне размещения ног летного экипажа

– обогрева зон дверей пассажирского салона и служебных дверей.

Компоненты системы обогрева расположены в кабине экипажа, в переднем и заднем бытовых отсеках (в зонах расположения наружных дверей).

Органы управления обогревом зон дверей пассажирского салона и служебных дверей, а также дверей БГО размещены на панели управления старшего бортпроводника.

Система обогрева ног пилотов предназначена для обогрева пространства в зоне размещения ног пилотов в кабине экипажа.

2.4.1 Органы управления системой обогрева

© ПАО "Корпорация "Иркут"

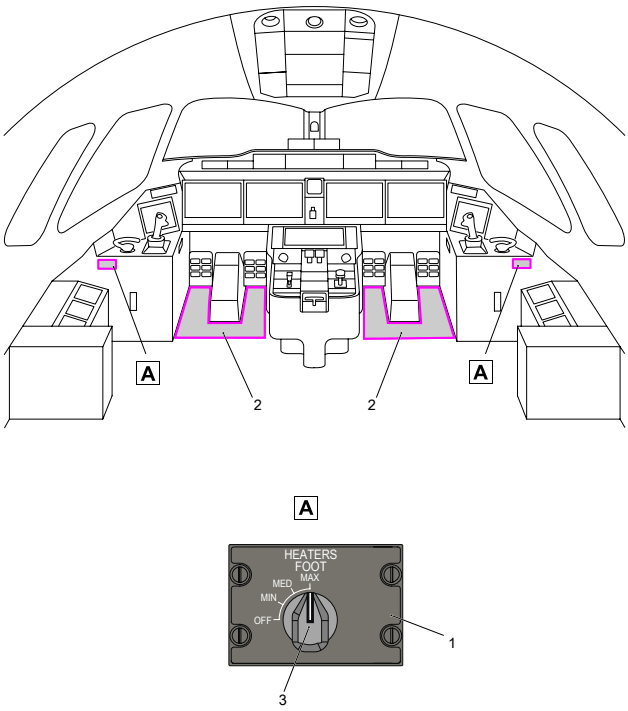


Рисунок 10 Органы управления системой обогрева

Условные обозначения к Рис. 10:

1	Панель управление	3	Галетный переключатель
2	Расположение панелей обогрева ног		

Галетный переключатель [3] Рис. 10 панели управления обогревом ног пилотов имеет четыре положения:

- OFF - обогрев ног выключен
- MIN - обогрев ног работает на минимальной мощности
- MED - обогрев ног работает на средней мощности
- MAX - обогрев ног работает на максимальной мощности.

2.5 Система охлаждения

Система охлаждения предназначена для автоматического регулирования температуры и расхода воздуха на выходе из УОВ с целью подачи кондиционированного воздуха в пассажирский салон от наземного источника в аэропорту, а также для аварийной вентиляции гермокабины атмосферным воздухом.

Система охлаждения состоит из:

- системы охлаждения воздуха
- системы регулирования расхода воздуха
- системы вентиляции аварийной и штуцер наземного кондиционера
- системы подготовки воздуха для системы нейтрального газа (СНГ).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2.5.1 Система охлаждения воздуха

Система охлаждения воздуха предназначена для автоматического регулирования температуры и расхода воздуха на выходе из УОВ, для подачи кондиционированного воздуха в салон самолета от наземного источника в аэропорту, а также для аварийной вентиляции гермокабины атмосферным воздухом.

Управление системой охлаждения воздуха выполняется посредством панели управления КСКВ AIR и панели управления общей вентиляции воздуха, размещенных на потолочном пульте кабины пилотов Рис. 12.

В случае отказа одной из УОВ, вторая обеспечивает необходимые параметры расхода и температуры воздуха на выходе из УОВ. В случае выхода из строя обеих УОВ необходимо изменить эшелон полета самолета. Вентиляция кабины экипажа при этом выполняется посредством системы аварийной вентиляции.

2.5.2 Система регулирования расхода воздуха

Система регулирования расхода воздуха (СРРВ) предназначена для выставления и автоматического поддержания уровня расхода воздуха, подаваемого в гермокабину, в зависимости от количества людей на борту самолета.

Регулирование расхода воздуха, поступающего в УОВ и систему подмеса выполняется посредством регуляторов расхода.

Уровень расхода воздуха зависит от положения переключателя PASSENGER COUNT [2] Рис. 12, расположенного на панели управления КСКВ AIR. Если сигнала от БУК КСКВ нет, то по умолчанию обеспечивается максимальный расход воздуха.

2.5.3 Аварийная вентиляция и штуцер подсоединения наземного кондиционера

*** Для S/N 0001*

Примечание

На самолетах 0001 и 0003 аварийная вентиляция не установлена.

**** окончание применимости*

При открытии аварийного клапана [1] Рис. 13 продувочного воздуха осуществляется аварийная вентиляция пассажирского салона и переднего БГО атмосферным воздухом.

Примечание

Высота аварийной вентиляции пассажирского салона и переднего БГО атмосферным воздухом не более 10000 ft.

Система вентиляции аварийной работает в автоматическом режиме по управляющим электрическим сигналам, поступающим от БУК КСКВ.

Штуцер подсоединения наземного кондиционера предназначен для подачи кондиционированного воздуха в пассажирский салон самолета от наземного источника и предотвращения потери воздуха при его отключении.

При подсоединении наземного источника воздуха к адаптеру под давлением воздуха клапан обратный открывается, и воздух подается через смеситель в пассажирский салон и передний БГО самолета.

2.5.4 Система подготовки воздуха для системы нейтрального газа

Система подготовки воздуха для системы нейтрального газа (СПВ СНГ) предназначена для поддержания на входе в систему генерирования нейтрального газа заданных параметров

© ПАО "Корпорация "Иркут"

воздуха, отбираемого от СОВ2. Управление СПВ СНГ выполняется в автоматическом режиме.

Подача воздуха в СНГ выполняется при работе от ВСУ или МСУ. Открытие заслонки происходит после того как температура воздуха по показанию датчика температуры поднимется выше 110 °С. Выход СКВ на заданный режим работы по температуре и расходу - не более 1 мин. По датчику температуры поддерживается температура 71 °С.

Когда температура по показанию датчика температуры повысилась до 80 °С и остается на данном уровне в течение 15 секунд, или повысилась до 95 °С и остается на данном уровне 1 секунду, то БУК КСКВ выдает сигнал на закрытие заслонки регулирующей. При этом происходит отключение СПВ СНГ.

Если давление повысилось до 45 psi и остается на этом уровне в течение 1 секунды СПВ СНГ отключается.

2.6 Система регулирования температуры

Система регулирования температуры предназначена для регулирования температуры воздуха в кабине экипажа и в пассажирском салоне.

В состав системы входят:

– системы измерения температуры

– система подмеса.

На задатчиках температуры CABIN TEMP [3] Рис. 12 и COCKPIT TEMP [4] Рис. 12 на панели AIR пилот выставляет температуру воздуха, которая будет поддерживаться автоматически в кабине экипажа и в зонах 1, 2, 3 самолетного салона.

В дальнейшем с многофункционального пульта проводника есть возможность изменить температуру по зонам регулировки, выбирая на экране переднюю, среднюю и заднюю часть салона. При этом температура окружающего воздуха в одной из зон можно изменить в пределах ± 3 ºС от заданной на задатчике CABIN TEMP в кабине экипажа.

Если нет сигнала от КПП - значение заданной температуры по умолчанию 23 °С (диапазон заданной температуры от 16 °С до 30 °С). Заданная температура в пассажирском салоне и переднем БГО корректируется с пульта бортпроводника, если нет данных, то заданная температура задается с КПП.

2.7 Система очистки и увлажнения воздуха

*** Для S/N 0001*

Примечание

Система увлажнения воздуха кабины экипажа, озоновые фильтры на самолете 0001 и 0003 не установлены.

**** окончание применимости*

Озоновый конвертер предназначен для преобразования озона, содержащегося в отбираемом от МСУ воздухе, в молекулы кислорода. Принцип действия конвертера основан на каталитическом преобразовании в кислород.

Система увлажнения воздуха обеспечивает увлажнение воздуха, поступающего в кабину экипажа. Увлажнитель воздуха работает в автоматическом режиме. Включается на высотах полета более 28000 ft.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Воздух, подаваемый в УВЛ, предварительно нагревается для поддержания эксплуатационного режима работы увлажнителя (относительная влажность воздуха 25 % при температуре подачи увлажненного воздуха 23 °C). Режим увлажнения может быть отключен принудительно посредством нажатия кнопки HUMID. При нажатии этой кнопки происходит отключение системы увлажнения воздуха в кабине экипажа, сигнальное поле ON гаснет. Одновременно при этом должен включиться режим осушки.

Режим увлажнения воздуха отключается, когда самолет снижается ниже высоты 28000 ft, после чего включается режим осушки. Режим сушки включается всегда после отключения режима увлажнения или после принудительного отключения системы увлажнения кнопкой HUMID.

3 Органы управления КСКВ

Органы управления КСКВ расположены на панелях: AIR, VENTILATION, CABIN PRESS, размещенных на КПП в кабине экипажа.

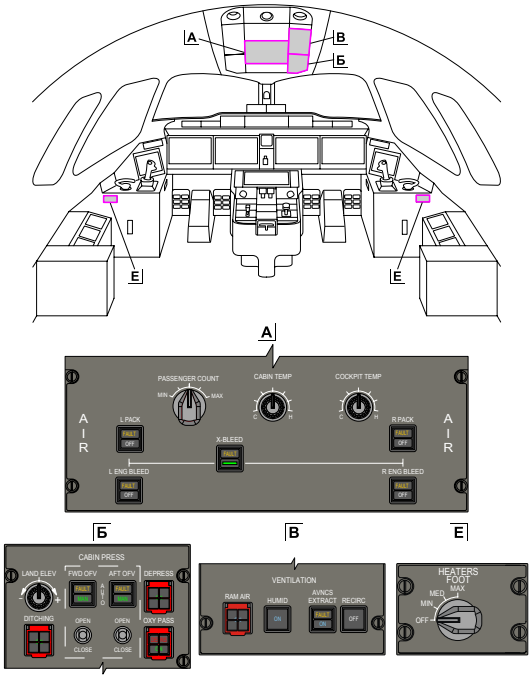


Рисунок 11 Расположение органов управления КСКВ

Условные обозначения к Рис. 11:

А	Панель управления КСКВ	**В**	Панель общей вентиляции
Б	Панель управления САРД	**Е**	Пульт управления обогревом ног

3.1 Органы управления СКВ

© ПАО "Корпорация "Иркут"

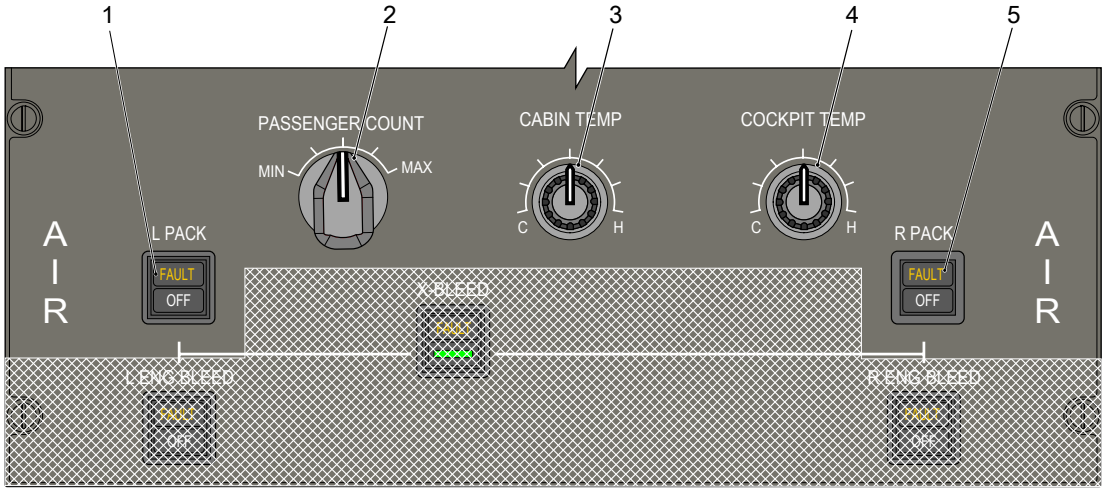


Рисунок 12 Органы управления СКВ

Условные обозначения к Рис. 12:

1	Кнопка-табло без арретира L PACK	4	Задатчик температуры окружающего воздуха в кабине экипажа COCKPIT TEMP
2	Переключатель расхода подаваемого воздуха согласно количеству пассажиров PASSENGER COUNT	5	Кнопка-табло без арретира R PACK
3	Задатчик температуры окружающего воздуха в пассажирском салоне CABIN TEMP		

3.1.1 Задатчик температуры

Задатчик температуры предназначен для регулирования температуры окружающего воздуха в кабине экипажа [4] Рис. 12 и в зонах 1, 2, 3 [3] Рис. 12 - пассажирского салона в диапазоне от 16 °C до 30 °C.

При установке переключателя в позицию, обозначенную буквой C (Cold) - задается минимальная температура (16 °C), а в позицию, обозначенную буквой H (High) - максимальная температура (30 °C).

В случае отказа органа управления системой поддерживается температура 23 °C.

Примечание

Летный экипаж имеет возможность установить значение температуры окружающего воздуха в трех зонах пассажирского салона.

Трехпозиционный переключатель PASSENGER COUNT [2] Рис. 12 - предназначен для выставления значения расхода воздуха в зависимости от количества пассажиров. При нахождении переключателя в положение LO система поддерживает расход воздуха, соответствующий минимальному допустимому уровень расхода. При установке переключателя в положение HI система поддерживает максимальный расход воздуха, соответствующий максимально допустимому количеству пассажиров на борту.

В случае отказа органа управления система поддерживает максимальный расход.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

3.1.2 Кнопка-табло (L,R) PACK

Кнопка [1] Рис. 12, [5] Рис. 12 - предназначена для отключения подсистемы отбора воздуха и сигнализации отключенного состояния.

Каждое нажатие на кнопку приводит либо к закрытию заслонки УОВ, либо к автоматическому управлению.



В исходном состоянии, при подаче электропитания на борт, отбор воздуха отключен в автоматическом режиме, на кнопке-табло светится надпись OFF белым цветом.



При открытии заслонок отбора воздуха в автоматическом режиме по команде от БУ КСКВ (от концевого выключателя заслонки) надпись OFF гаснет.

При нажатии на кнопку начинает светиться надпись OFF и заслонки отбора по команде от кнопки (через БУ КСКВ) закрываются.

При повторном нажатии на кнопку система возвращается в автоматический режим управления: надпись OFF не светится, если заслонки открываются, и светится, если заслонки остаются закрытыми.



Табло FAULT на этой кнопке светится янтарным цветом при отказе подсистемы отбора воздуха и не отключения подсистемы отбора воздуха в автоматическом режиме.



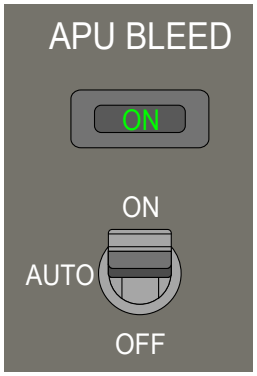
При этом на EWD появляется текстовое сообщение об отказе левого (правого) отбора воздуха от двигателя и рекомендация выключить левый (правый) отбор, нажав на кнопку ENG BLEED OFF.

После нажатия на кнопку табло с надписью FAULT гаснет и начинает светиться табло с надписью OFF. При этом происходит отключение подсистемы отбора по команде от кнопки через БУ КСКВ.

3.2 Переключатель отбора воздуха от ВСУ APU BLEED

Трехпозиционный переключатель APU BLEED - предназначен для включения и выключения ручного или автоматического режимов отбора воздуха от ВСУ.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Переключатель имеет три положения: ON-AUTO-OFF.

В исходном состоянии переключатель находится в среднем положении - AUTO. При этом система отбора воздуха от ВСУ работает в автоматическом режиме.

На светосигнальном табло, размещенном над переключателем, при открытой заслонке отбора воздуха от ВСУ светится надпись ON. Если заслонка отбора закрыта - надпись ON не светится.

Когда переключатель установлен в положение ON - передается сигнал на открытие клапана отбора воздуха от ВСУ.

Когда переключатель установлен в положение OFF - передается сигнал на закрытие клапана отбора воздуха от ВСУ.

В следующих случаях на светосигнальном табло, размещенном над переключателем, начинает светиться янтарным цветом надпись FAULT:

– если клапан отказал в закрытом положении. При этом на EWD появляется текстовое сообщение APU BLEED NOT OPEN и рекомендация включить отбор от ВСУ вручную и перевести тумблер в положение ON

– если клапан отказал в открытом положении. При этом на EWD появляется текстовое сообщение APU BLEED NOT CLOSED и рекомендация выключить отбор от ВСУ вручную и перевести тумблер в положение OFF.

3.3 Панель управления общей вентиляцией воздуха

*** Для S/N 0001*

Панель управления для самолета 0001.

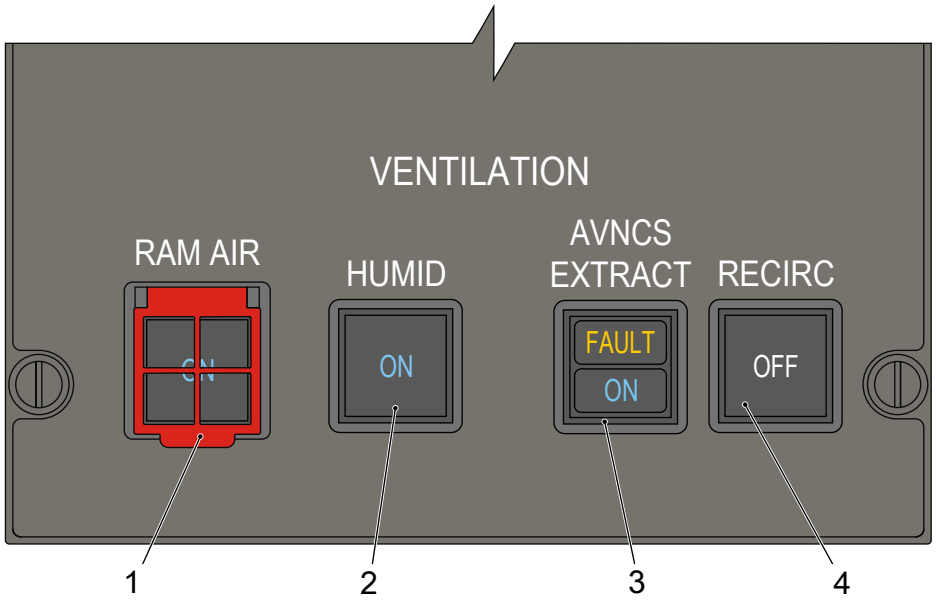


Рисунок 13 Органы управления панели вентиляции

© ПАО "Корпорация "Иркут"

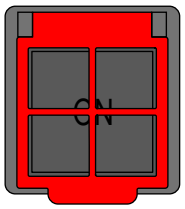
Условные обозначения к Рис. 13:

1	Кнопка-табло RAM AIR	3	Кнопка-табло AVNCS EXTRACT
2	Кнопка-табло HUMID	4	Кнопка-табло RECIRC

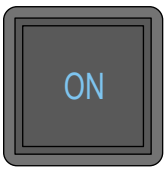
*** окончание применимости*

3.3.1 Кнопка-табло RAM AIR

Кнопка предназначена для открытия заслонки продувочной вентиляции в ручном режиме.



В исходном состоянии: заслонка продувочной вентиляции находится в закрытом положении, кнопка - в отжатом состоянии закрыта крышкой, световое поле кнопки не светится.



При нажатии на кнопку (предварительно открыв крышку) поступает сигнал на открытие заслонки аварийной вентиляции, на светосигнальном табло синим цветом светится надпись ON.

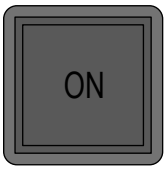
3.3.2 Кнопка-табло HUMID

Кнопка предназначена для отключения системы увлажнения в кабине экипажа вручную или для перехода в автоматический режим.

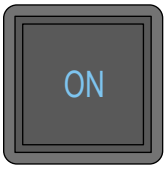
В исходном состоянии система увлажнения воздуха находится в автоматическом режиме.

*** Для S/N 0001*

Для самолета 0001.



Кнопка предназначена для включения и отключения системы увлажнения в кабине экипажа. В исходном состоянии система увлажнения воздуха в выключенном состоянии, поле кнопки темное.



При нажатии на кнопку подается сигнал на включение системы увлажнения воздуха в кабине экипажа, табло ON горит синим цветом.

Примечание

Система увлажнения на самолетах 0001 и 0003 не установлена.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

*** окончание применимости*

3.3.3 Кнопка-табло AVNCS EXTRACT

Кнопка предназначена для открытия в ручном режиме заслонки сброса воздуха в атмосферу из отсека радиоэлектронного оборудования (РЭО).



В исходном состоянии: заслонка сброса воздуха в атмосферу из отсека РЭО находится в закрытом положении, кнопка - отжата, световые поля кнопки не светятся.



Верхнее световое поле с надписью FAULT начинает светиться янтарным цветом при отказе (перегрев, задымление) в отсеке РЭО.

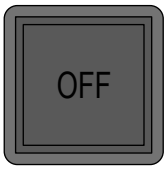


При нажатии на кнопку поступает сигнал на открытие заслонки сброса воздуха за борт. При этом световое поле с надписью FAULT гаснет, начинает светиться световое поле с надписью ON синего цвета.

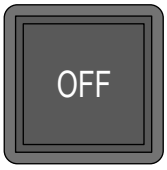
Для возврата в автоматический режим необходимо отжать кнопку.

3.3.4 Кнопка-табло RECIRC

Кнопка предназначена для отключения вентиляторов рециркуляции в ручном режиме.



В исходном состоянии кнопка отжата, световое поле с надписью OFF не светится.



Световое поле кнопки с надписью OFF светится белым цветом при поступлении сигнала на отключение вентиляторов рециркуляции, после нажатия на кнопку-табло.

При повторном нажатии кнопки происходит включение вентиляторов рециркуляции, сигнальное поле с надписью OFF гаснет.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4 Индикация и сигнализация

Для вызова синоптической страницы воздушной системы необходимо нажать клавишу дисплея систем (SD), затем выбрать вкладку синоптической страницы воздушной системы (AIR).

На синоптической странице AIR отображается индикация управления системой распределения воздуха.

*** Для S/N 0001*

Синоптическая страница AIR для самолетов 0001 и 0003 (Рис. 14)

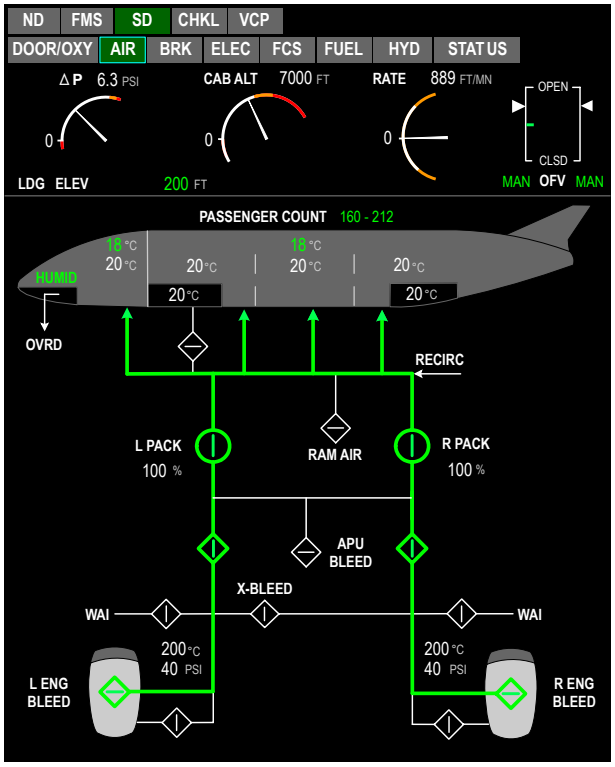


Рисунок 14 Индикация синоптической страниц AIR

*** окончание применимости*

4.1 Индикация системы регулирования температуры

© ПАО "Корпорация "Иркут"

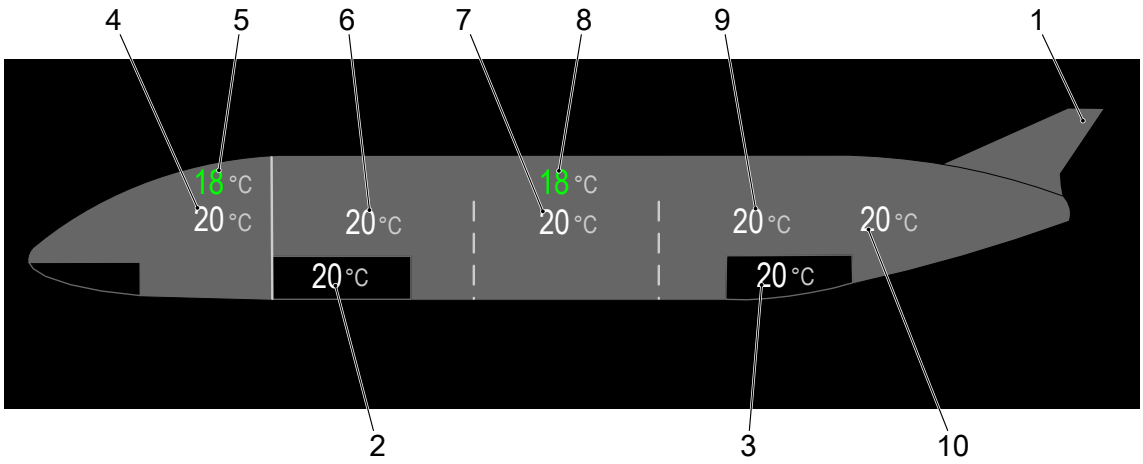


Рисунок 15 Индикация системы регулирования температуры

Условные обозначения к Рис. 15:

1	Гермокабина	6	Фактическая температура в зоне 1 пассажирской кабины
2	Фактическая температура в переднем БГО	7	Фактическая температура в зоне 2 пассажирской кабины
3	Фактическая температура в заднем БГО	8	Температура, задаваемая пилотом в пассажирской кабине
4	Фактическая температура в кабине экипажа	9	Фактическая температура в зоне 3 пассажирской кабины
5	Температура, задаваемая пилотом в кабине экипажа		

4.1.1 Изображение цифрового значения температуры задаваемого пилотом в кабине экипажа и салоне

Значение температуры задаваемой пилотом в кабине экипажа и салоне индицируется зеленым цветом в цифровой форме. Диапазон изменения от 17 ºС до 30 ºС, приращение 1 ºС. Единица измерения ºС всегда отображается серым цветом.

Числовое значение температуры, задаваемой пилотом, отображается в следующих вариантах:

21 °C	Температура задана с пульта СКВ.
- - °C	При недостоверности информации.

4.1.2 Отображения числового значения фактической температуры в кабине экипажа и салоне

Значение фактической температуры в кабине экипажа и салоне отображаются в числовой форме. Диапазон изменения от минус 60 ºС до 60 ºС, приращение 1 ºС. Чиловое значение температуры, задаваемой пилотом в салоне индицируется в следующих вариантах:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

-5 °C	При нормальной температуре в кабине экипажа (минус 60≦T<0).
35 °C	При нормальной температуре в кабине экипажа (0≦T≦60).
- - °C	При недостоверности информации.

Примечание

Фактическая температура в переднем [2] Рис. 15, заднем БГО [3] Рис. 15. Датчики температуры и адаптер в переднем и заднем БГО не установлены. Значение фактической температуры отображается в виде двух прочерков янтарного цвета и единицы измерения в виде °C серого цвета.

4.2 Ветвь СКВ

*** Для S/N 0001*

Синоптическая страница AIR для самолетов 0001 и 0003 (Рис. 14)

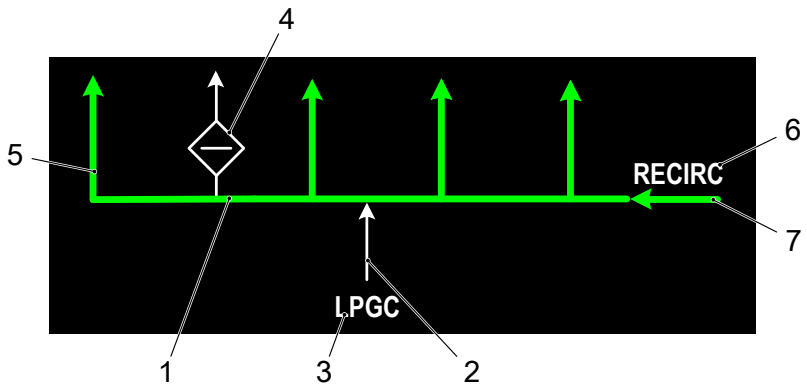


Рисунок 16 Отображение состояния системы распределения воздуха на кадре AIR

Условные обозначения к Рис. 16:

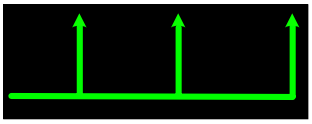
1	Отображение распределения воздуха по зонам пассажирского салона	5	Отображение линии подвода воздуха в кабину экипажа
2	Отображение названия штуцера LPGC	6	Отображение названия рециркуляции RECIRC
3	Отображение штуцера LPGC	7	Символ рецеркуляции
4	Отображение подачи воздуха в передний БГО		

*** окончание применимости*

4.2.1 Отображение символа и ветвей распределения воздуха по зонам пассажирской кабины

Распределение воздуха, поступающего от установок охлаждения воздуха, аварийной продувочной вентиляции или наземного кондиционера, отображается в следующих вариантах:

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Воздух поступает в смеситель и зоны пассажирского салона или нет отключений в результате отказа.



Воздух не поступает в смеситель и зоны пассажирского салона.



При недостоверности информации.

4.2.2 Отображение названия штуцера LPGC

Отображение названия находится под мнемосимволом штуцера LPGC. Отображается всегда белым цветом.



4.2.3 Отображение символа штуцера LPGC

Посредством штуцера наземного кондиционера обеспечивается подача воздуха в зоны пассажирской кабины. Варианты отображения штуцера:



LPGC не подсоединен.



Подсоединен штуцер наземного кондиционера.



При недостоверности информации.

4.2.4 Отображение состояния подачи воздуха в передний БГО



Клапан CIV в закрытом положении.



Клапан CIV в открытом положении.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Отказ клапана CIV в открытом положении.

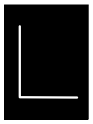


Отказ клапана CIV в закрытом положении.

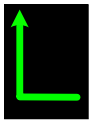


Информация недоступна.

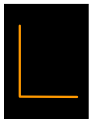
4.2.5 Отображения линии подвода воздуха в кабину экипажа



Подачи воздуха в кабину нет.



Выполняется подача воздуха в кабину или система подачи не отключается в результате отаза.



При недостоверности информации.

4.2.6 Отображение названия рециркуляции RECIRC

Название рециркуляции всегда отображается белым цветом над мнемосимволом рециркуляции.



4.2.7 Отображение символа рециркуляции



Рециркуляционная вентиляция включена.



Рециркуляционная вентиляция включена.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Отказ рециркуляционной вентиляции.



При недостоверности информации.

4.3 Аварийное охлаждение РЭО

*** Для S/N 0001*

Аварийное охлаждение РЭО для самолетов 0001 и 0003. (Рис. 14)

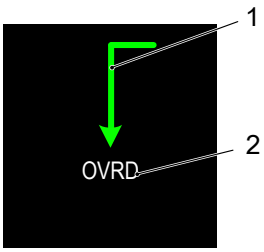


Рисунок 17 Фрагмент индикации на кадре AIR аварийного охлаждения отсека РЭО

Условные обозначения к Рис. 17:

1	Отображение линии аварийной вытяжной вентиляции	2	Отображение названия аварийной вытяжной вентиляции OVRD

*** окончание применимости*

4.3.1 Отображение названия аварийной вытяжной вентиляции

Название аварийной вытяжной вентиляции **AVNCS EXTRACT** и **OVRD** отображается постоянно белым цветом под мнемосимволом линии вытяжной вентиляции.

4.3.2 Отображение линии аварийной вытяжной вентиляции

Аварийная вытяжная вентиляции отсека РЭО охлаждает отсек РЭО в случае отказа вентиляции, перегрева и удаляет дым в случае задымления в отсеке РЭО.



Вытяжная вентиляция отключена.



Вытяжная вентиляция в рабочем состоянии.



Недостоверность информации.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4.4 Левая, правая ветвь СКВ

*** Для S/N 0001*

Индикация на кадре AIR левой и правой ветви СКВ для самолетов 0001 и 0003 (Рис. 14).

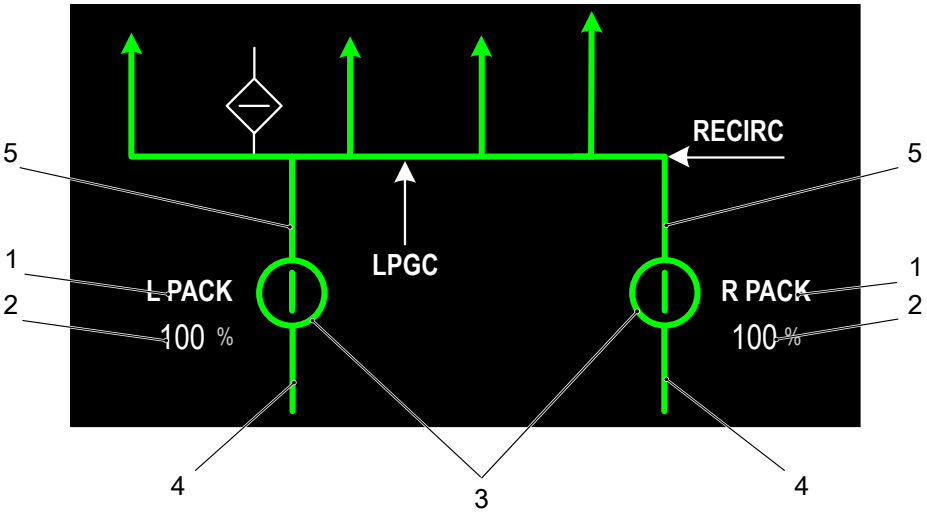


Рисунок 18 Индикация на кадре AIR левой и правой ветви СКВ

Условные обозначения к Рис. 18:

1	Отображение названия подсистемы охлаждения (L PACK)(R PACK)	4	Отображение линии от линии связи правой и левой СОВ до функционального узла подсистемы охлаждения
2	Отображение цифрового значения суммарного расхода воздуха в УВО	5	Отображение линии от функционального узла подсистемы охлаждения до линии распределения воздуха по зонам пассажирской кабины и подачи воздуха в кабину
3	Отображение функционального узла левой и правой подсистемы охлаждения		

*** окончание применимости*

4.4.1 Отображение названия подсистемы охлаждения L PACK, R PACK

Название подсистемы охлаждения воздуха отображается всегда белым цветом слева и справа от изображения УОВ.

R PACK L PACK

4.4.2 Отображение функционального узла подсистемы охлаждения

Вид отображения символов УВО определяется текущим состоянием подсистемы охлаждения.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



УОВ отключена.



УОВ работает.



Отказ УОВ.

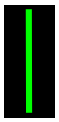


Недостоверность информации.

4.4.3 Трубопровод подачи воздуха УОВ в смеситель и кабину



Подачи воздуха от УОВ нет.



Выполняется подача воздуха в смеситель и кабину, УОВ включена или не отключается в результате отказа.



При недостоверности информации.

4.4.4 Отображение процентного значения суммарного расхода воздуха в УОВ по датчику расхода

Текущий расход воздуха в установке охлаждения воздуха отображается слева и справа от мнемосимвола УОВ.



При нормальном значении расхода воздуха.



При повышенном значении расхода воздуха.



При недостоверности информации.

4.5 Аварийный продувочный воздух RAM AIR

*** Для S/N 0001*

Отображение на кадре AIR вентиляция аварийным продувочным воздухом для самолетов 0001 и 0003 отсутствует.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

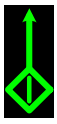
*** окончание применимости*

4.5.1 Отображение состояния заслонки вентиляции продувочным воздухом RAV и линии подвода

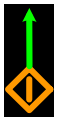
Система вентиляции аварийным продувочным воздухом отображается в виде ромба с линией внутри и вертикальной линией связи со стрелкой сверху, которая упирается в середину отображения линии смесителя.



Продувочная вентиляция отключена.



Заслонка продувочной вентиляции RAV открыта, воздух поступает в смеситель.



Отказ продувочной вентиляции RAV в открытом положении.



Отказ продувочной вентиляции RAV в закрытом положении.



Недостоверность информации.

4.6 Отображение названия штуцера LPGC

LPGC

4.6.1 Отображение штуцера LPGC

Посредством штуцера подсоединеия наземного кондиционера обеспечивается подача воздуха в зоны пассажирской кабины.



LPGC не подсоединен.



Наземный кондиционер подсоединен к штуцеру.



При недостоверности.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4.7 Увлажнение воздуха в кабине экипажа



Рисунок 19 Фрагмент отображение состояния системы увлажнения на кадре AIR

Условные обозначения к Рис. 19:

1	Отображение состояния работы системы увлажнения	2	Отображение наименования системы увлажнения

4.7.1 Отображение состояния работы системы увлажнения

Состояние системы увлажнения отображается в виде соответствующей надписи рядом с наименованием системы увлажнения.

HUMID ON	Система увлажнения воздуха в кабине экипажа работает.
HUMID OFF	Система увлажнения воздуха в кабине отключена.
HUMID --	При недостоверности информации.

4.8 Устанавливаемое значение количества пассажиров

Индикация на кадре AIR левой и правой ветви СКВ (Рис. 14,).



Рисунок 20 Отображение устанавливаемого значения количества пассажиров

Условные обозначения к Рис. 20:

1	Отображение наименования устанавливаемого значения количества пассажиров	2	Отображение установленного значения количества пассажиров

4.8.1 Индикация установленного значения количества пассажиров

Устанавливаемое значение количества пассажиров салоне отображается в виде индикации числового диапазона, располагаемого справа от надписи PASSANGER COUNT.

PASSENGER COUNT 160-212	При максимальном расходе воздуха отображается диапазон 160-212.
PASSENGER COUNT 102-160	При среднем расходе отображается диапазон 102-160.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

PASSENGER COUNT 0-102	При низком расходе отображается диапазон 0-102.
PASSENGER COUNT NO DATA	При недостоверности информации.

4.9 Сигнализация

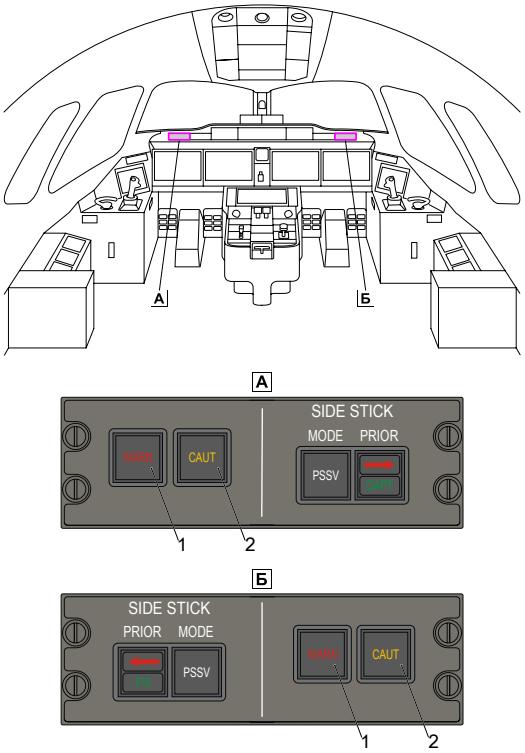


Рисунок 21 Центральный сигнальный огонь

Условные обозначения к Рис. 21:

1	Светосигнальный индикатор WARN	2	Светосигнальный индикатор CAUT

При возникновении отказов в работе СКВ:

- на кадре EWD появляются аварийные и предупреждающие сообщения в правом верхнем углу
- включаются два светосигнальных индикатора **WARN** или **CAUT**
- звучит речевое сообщение
- звучат удары колокола.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4.9.1 Сообщения EICAS

Таблица 1 Сообщения EICAS по системе кондиционирования воздуха

Текстовое сообщение на EWD CAS message	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
AIR L ENG BLEED FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ отбора от левого двигателя	Один удар колокола	2, 6, 7.1
AIR R ENG BLEED FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ отбора от правого двигателя	Один удар колокола	2, 6, 7.1
AIR L ENG BLEED LEAK	Предупреждающее (Caution)	Утечка в районе трубопроводов левой подсистемы отбора воздуха	Один удар колокола	2, 6, 7.1
AIR R ENG BLEED LEAK	Предупреждающее (Caution)	Утечка в районе трубопроводов правой подсистемы отбора воздуха	Один удар колокола	2, 6, 7.1
AIR APU BLEED NOT CLSD	Предупреждающее (Caution)	Заслонка отбора ВСУ не закрыта в автоматическом режиме	Один удар колокола	2, 6, 7.1
AIR APU BLEED CLSD	Предупреждающее (Caution)	Заслонка отбора ВСУ не открылась в автоматическом режиме для отбора на запуск двигателя	Один удар колокола	--
AIR ONE BLEED OFF	Предупреждающее (Caution)	Самолет попал в зону обледенения, с включеным отбором только от одного двигателя. Отбор от ВСУ отключен	Один удар колокола	0, 1, 2, 6, 7.1
AIR X-BLEED NOT OPEN	Предупреждающее (Caution)	Отказ клапана кольцевания	Один удар колокола	2, 7
PRESS VACUUM	Аварийное (Warning)	Отрицательный перепад давления в кабине	Речевое сообщение: "CABIN VACUUM" (два раза)	2, 7
PRESS DP HIGH	Предупреждающее (Caution)	Повышенный перепад давления в кабине	Один удар колокола	2, 6, 7.1

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Сообщения EICAS по системе кондиционирования воздуха

Текстовое сообщение на EWD CAS message	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
PRESS OVERPRESSURE	Аварийное **(Warning)**	Перенаддув. Перепад давления в кабине выше допустимого	Речевое сообщение: "CABIN OVERPRESSURE" (два раза)	2, 7
PRESS HI CAB ALT	Предупреждающее **(Caution)**	Повышенная высота в кабине H≥ 8000ft (2450 м)	Один удар колокола	2, 7
PRESS DEPRESS	Аварийное **(Warning)**	Разгерметизация. Превышение высоты в кабине H≥ 915ft (3000 м)	Речевое сообщение: "CABIN DEPRESS" (два раза)	2, 7
PRESS CAB ALT RATE	Предупреждающее **(Caution)**	Высокая скорость изменения высоты в кабине (на повышение или на снижение)	Один удар колокола	2, 7
PRESS FWD OFV FAULT	Предупреждающее **(Caution)**	Отказ автоматического режима управления выпускным клапаном OFV1	Один удар колокола	2, 7
PRESS AFT OFV FAULT	Предупреждающее **(Caution)**	Отказ автоматического режима управления выпускным клапаном OFV2	Один удар колокола	2, 7
PRESS LDG ELEV NOT SET	Предупреждающее **(Caution)**	Нет данных о высоте аэродрома посадки	Один удар колокола	0, 2, 8
PRESS CTRL ALT 6598FT	Предупреждающее **(Caution)**	Нет данных от системыизмерения воздушно-скоростных параметров (СИВСП)	Один удар колокола	2, 6, 7.1
PRESS LOW INFLOW	Предупреждающее **(Caution)**	Низкая подача воздуха от СКВ или утечка воздуха, приводящие к разгерметизации кабины	Один удар колокола	2, 6, 7.1
AIR AVNCS GND VLV OPEN	Предупреждающее **(Caution)**	Клапан наземной вентиляции РЭО не закрыт	Один удар колокола	2, 6, 7

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4.9.2 Фазы типового профиля полета

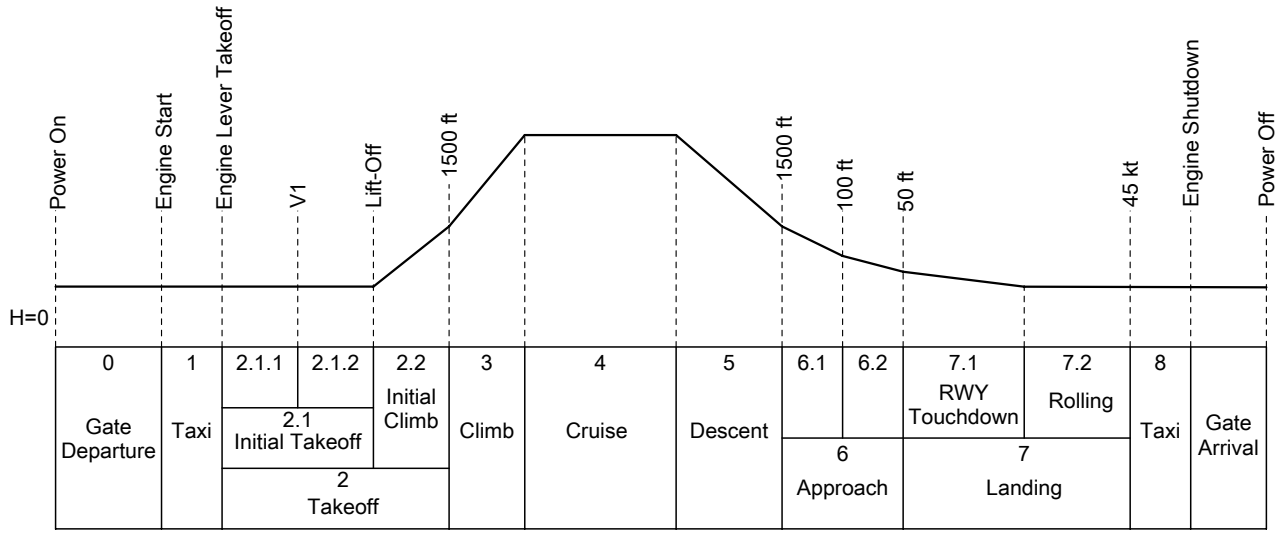


Рисунок 22 Фазы типового профиля полета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Система автоматического управления

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа ... 1
1 Назначение ... 3
2 Состав ... 5
3 Размещение ... 7
4 Взаимодействие с другими системами ... 7
5 Работа ... 9
5.1 Ограничения ... 13
5.2 Директорное управление (FD) ... 13
5.2.1 Директорный взлет ... 19
5.3 Автопилот (АП) ... 19
5.3.1 Режимы автопилота ... 21
5.3.2 Режим "Вертикальная скорость" ("VS") ... 23
5.4 Автомат тяги (A/T) ... 48
5.4.1 Режимы автомата тяги (A/T) ... 50
5.5 Режимы полета "AP/FD" ... 59
5.5.1 Режимы "AP/FD" в вертикальной плоскости ... 59
5.5.2 Режимы "AP/FD" в горизонтальной плоскости ... 60
5.5.3 Общие режимы "AP/FD" ... 60
6 Органы управления и индикации САУ ... 61
6.1 Пульт управления режимами САУ ... 63
6.1.1 Пульт управления САУ — левая часть ... 64
6.1.2 Пульт управления САУ — центральная часть ... 65
6.1.3 Пульт управления САУ — правая часть ... 67
6.2 Боковые ручки управления самолетом ... 69
6.3 Рычаги управления двигателями (РУД) ... 70
6.4 Индикация на комплексном пилотажном индикаторе (PFD) ... 71
6.4.1 На индикаторах КПИ (PFD) отображается следующая информация САУ : ... 71
6.4.2 При отображении параметров полета используется следующая цветовая кодировка: ... 73
6.4.3 Указатель режимов САУ (FMA) на командно-пилотажном индикаторе (PFD) и зоны управления и индикации пульта управления САУ (FCP) ... 79
6.4.4 Сигнализатор режима полета (FMA) ... 81
6.4.5 Индикация FD на комплексном пилотажном индикаторе (PFD) ... 85
6.4.6 Индикация воздушной скорости ... 86
6.4.7 Индикация высоты ... 89
6.4.8 Индикация вертикальной скорости ... 91
6.4.9 Индикация траектории в горизонтальной плоскости ... 93
6.4.10 Индикация вертикального профиля полета ... 94
6.5 Информация о состоянии вычислителей САУ ... 95
7 Сигнализация ... 95
7.1 Фазы типового профиля полета ... 103
7.2 Сообщения EICAS ... 103

Перечень таблиц

Страница

1 Оборудование, взаимодействующее с вычислителями САУ ... 8

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2 Ограничения САУ на маневрирование ... 11
3 Загрузка,создаваемая на УБРУ ... 12
4 Режимы работы АТ ... 50
5 Соответствие заданного положения РУД с индикацией на указателе режимов АТ ... 59
6 Символы воздушной скорости ... 88
7 Индикаторы воздушной скорости ... 88
8 Символы высоты ... 90
9 Индикаторы высоты ... 90
10 Индикаторы и значения вертикальной скорости ... 92
11 Символы значений заданного курса / путевого угла ... 94
12 Индикация заданного значения курса / путевого угла ... 94
13 Сообщения EICAS САУ на экране EWD ... 103
14 Сообщения EICAS САУ в кадре STATUS ... 104

Перечень иллюстраций

Страница

1 Приборы управления и индикации автоматического полета ... 6
2 Схема работы САУ ... 11
3 Управление и индикация директорного управления ... 14
4 Вариант директорной индикации на индикаторе пространственного положения КПИ - режим HDG и V/S ... 16
5 Вариант директорной индикации на индикаторе пространственного положения КПИ - режим "TRK-FPA" ... 18
6 Управление и индикация автопилота ... 20
7 Индикация на КПИ (PFD) и ПУ САУ при включении АП ... 22
8 Индикация на КПИ и ПУ САУ в режиме "VS"1 ... 24
9 Индикация на КПИ и ПУ САУ режима "FPA" ... 26
10 Индикация на КПИ и ПУ САУ в режимах "LNAV" и "VNAV" ... 28
11 Индикация заданной высоты на КПИ и ПУ САУ в режиме "Выход на заданный эшелон" ... 30
12 Индикация заданной высоты на КПИ и ПУ САУ в режиме "Выход на заданный эшелон" с автоматическим переходом в режим "Стабилизация высоты" ("ALT") ... 32
13 Индикация заданной высоты на КПИ и ПУ САУ в режиме "ALT", включенном автоматически ... 34
14 Индикация заданной высоты на КПИ и ПУ САУ в режиме "ALT", включенном вручную ... 36
15 Индикация на КПИ и ПУ САУ в режиме HDG ... 39
16 Индикация на КПИ и ПУ САУ в режиме TRK ... 41
17 Индикация параметров на КПИ и ПУ САУ в режимах "LNAV" и "VNAV" ... 43
18 Индикация на КПИ и ПУ САУ в режиме "Заход на посадку" ... 45
19 Индикация на КПИ и ПУ САУ в режиме "Курсовая зона" ... 47
20 Схема работы автомата тяги ... 48
21 Управление и индикация автомата тяги ... 51
22 Ручное управление скоростью с пульта САУ в режиме "SPEED" ... 53
23 Ручное управление скоростью с пульта САУ в режиме "MACH" ... 55

© ПАО "Корпорация "Иркут"

24 Автоматическое управление скоростью от системы самолетовождения 57
25 Внешний вид, расположение и зоны пульта управления САУ..... 62
26 Пульт управления САУ — левая часть..... 64
27 Пульт управления САУ — центральная часть..... 66
28 Пульт управления САУ — правая часть..... 67
29 Боковые ручки управления самолетом..... 69
30 Рычаги управления двигателями (РУД)..... 70
31 Индикация параметров и режимов САУ на командно-пилотажном индикаторе (PFD)..... 72
32 Индикация на КПИ и ПУ САУ предварительно установленных параметров САУ..... 74
33 Индикация на КПИ параметров САУ, заданных вручную..... 76
34 Индикация на КПИ параметров САУ, заданных автоматически..... 78
35 Соответствие зон на пульте управления САУ (FCP) и указателе режимов САУ (FMA) на PFD..... 80
36 Сигнализатор режима полета — первый столбец..... 82
37 Сигнализатор режима полета — второй столбец..... 83
38 Сигнализатор режима полета — третий столбец..... 84
39 Сигнализатор режима полета — четвертый столбец..... 85
40 Комплексный пилотажный индикатор..... 86
41 Шкала воздушной скорости..... 87
42 Шкала высоты..... 89
43 Шкала вертикальной скорости..... 91
44 Комплексный пилотажный индикатор — траектория в горизонтальной плоскости..... 93
45 Вертикальный профиль на комплексном пилотажном индикаторе (PFD)..... 94
46 Отображение информации о состоянии вычислителей САУ..... 95
47 Индикация информационных сообщений самолетных систем в кадрах EWD и STATUS 96
48 Индикация информационных сообщений самолетных систем в кадре EWD..... 98
49 Индикация информационных сообщений самолетных систем в кадрах STATUS..... 100
50 Различия в индикации информационных сообщений самолетных систем в кадрах EWD и STATUS..... 102
51 Фазы типового профиля полета..... 103

Описание для экипажа

ВНИМАНИЕ

На данном этапе испытаний на самолете МС-21-0001 не реализован режим системы автоматического управления (САУ)

1 Назначение

Система автоматического управления (САУ) является составной частью комплексной системы управления (КСУ) и предназначена для выполнения автоматического полета по заданному профилю, маршруту полета и на заданной скорости/числе Маха.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

На самолете МС-21 установлена цифровая система автоматического управления полетом (AFCS).

САУ совместно с взаимодействующим оборудованием обеспечивает выполнение следующих основных функций:

– **автоматическое** управление отклоняемыми поверхностями самолета в каналах тангажа (продольный канал) и крена (боковой канал) (функция автопилота **(АП)**)

– **директорное** управление (ДУ) в продольном и боковом каналах для выдерживания требуемой пространственной траектории движения по директорным стрелкам, отображаемым на индикаторах пилотов **(FD)**

– автоматическое управление тягой двигателей с целью управления прямой тягой **(AT).**

Данные функции САУ обеспечивает на всех этапах полета от взлета до посадки, включая пробег и уход на 2-й круг (за исключением функции АП на взлете).

Функции автоматического и директорного управления отклоняемыми поверхностями и автоматического управления тягой двигателей включают в себя:

– формирование управляющих сигналов для управления аэродинамическими отклоняемыми поверхностями самолета

– формирование сигналов на перемещение органов управления:

  • универсальными боковыми ручками управления самолетом (УБРУ)

  • рычагами управления тягой двигателей (БРУД)

– обеспечение экипажа информацией для директорного управления полетом

– передачу информации во взаимодействующие системы в процессе автоматического и директорного управления полетом и автоматического управления тягой двигателей

– предотвращение выхода самолета в автоматических режимах за установленные для данных режимов ограничения

– формирование и выдачу в КСЭИС, ИССКОР, БСТО информации о состоянии системы

– включение режимов САУ и введение с ПУ САУ заданных значений по высоте, приборной скорости/числу М, вертикальной скорости/углу наклона траектории, путевому углу/курсу

– автоматическое парирование "сдвига ветра" по сигналам от взаимодействующих систем

– формирование и выдачу сигналов для автоматической балансировки в каналах крена и курса (в режимах автоматического управления полетом).

Пульт управления системы автоматического управления (ПУ САУ) обеспечивает формирование команд управления для полного объема задач автоматического и директорного управления поверхностями и автоматического управления тягой двигателей.

ПУ САУ во взаимодействии с вычислителями САУ обеспечивает включение, отключение и индикацию режимов работы АР и АТ, а также индикацию задаваемых параметров полета и возможность их изменения при помощи задатчиков на лицевой панели.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2 Состав

Оборудованием, выполняющим функции САУ, является:

– вторые каналы модулей вычислительных левого блока управления (БУ) (три вычислителя САУ)

– приборы управления и индикации автоматического полета (САУ) показаны на (Рис. 1)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

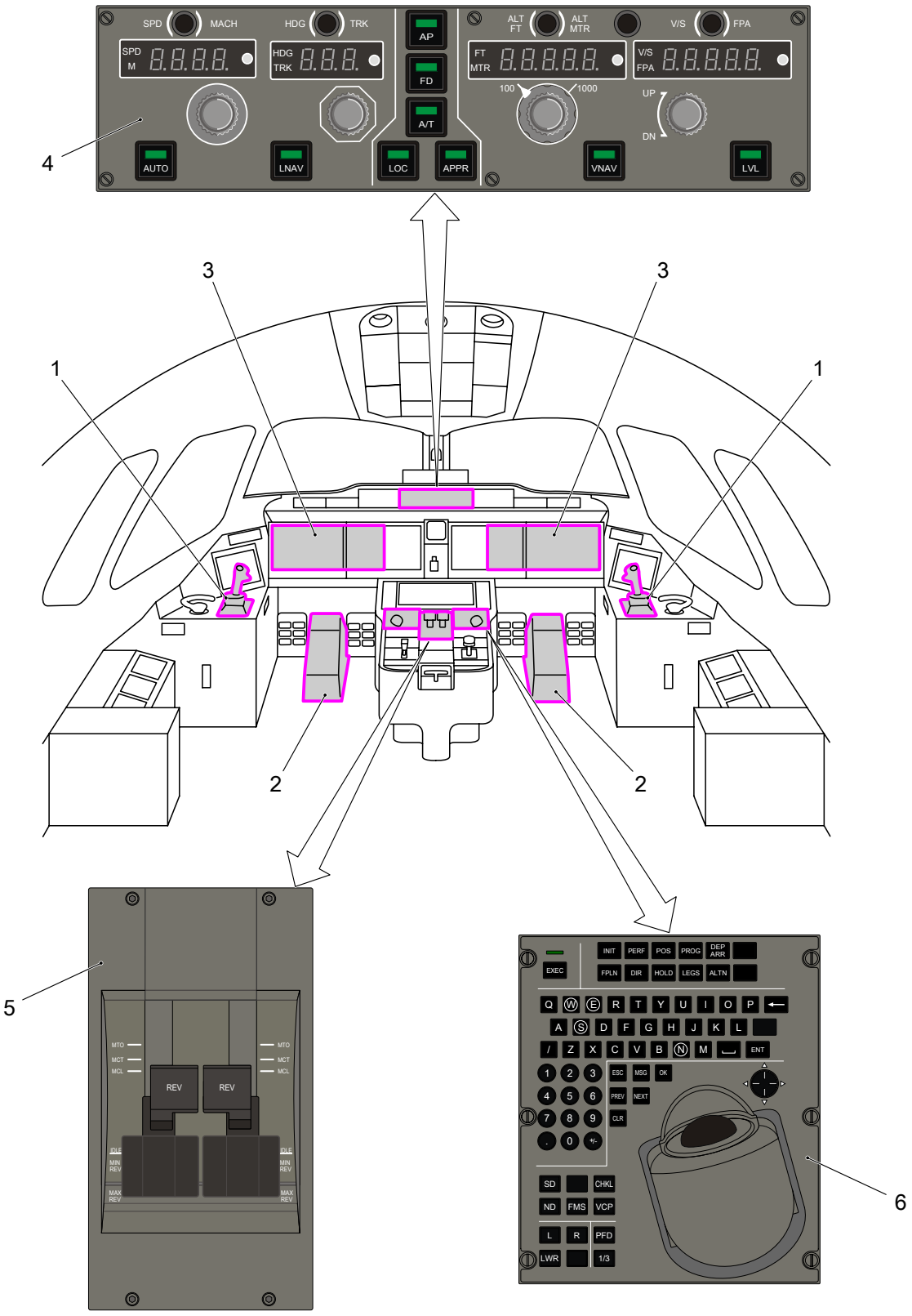


Рисунок 1 Приборы управления и индикации автоматического полета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 1:

1	УБРУ	4	Пульт управления САУ
2	ППУ - педальный пост управления	5	БРУД
3	МФИ (MDU) - 1,2,3,4	6	Пульт-трекбол ПТ-3 л,п

Формально это оборудование отнесено в состав информационно-вычислительного комплекса комплексной системы управления (ИВК КСУ).

Управляющие сигналы ИВК-КСУ-МС-21 обеспечивают отклонение аэродинамических поверхностей управления самолета при пилотировании в ручном, автоматическом и директорном режимах управления полетом.

В информационно-вычислительном комплексе **два блока управления** (БУ) - левый и правый, в которых расположена вычислительная часть ИВК.

Левый и правый блоки управления одинаковы. В каждый блок управления (БУ-2) входят модули управления приводами (МУП).

В каждом МУП предусмотрены канал управления и канал контроля.

Канал управления МУП осуществляет функцию управления перемещением аэродинамических поверхностей. Канал контроля контролирует работу канала управления и переводит систему в безопасный режим функционирования при возникновении и обнаружении отказа в работе системы.

Вычислители автоматического и директорного управления полетом и автоматическим управлением тягой двигателей выполнены в виде цифровых вычислителей, в вычислительном блоке КСУ.

Управляющая информация, поступающая от САУ (цели, команды, режимы), отображается на основном пилотажном дисплее КПИ (**PFD**), сигнализаторе режима полета (**FMA**) и навигационном индикаторе (**ND**).

3 Размещение

Вычислители автоматического и директорного управления полетом и автоматическим управлением тягой двигателей расположены в вычислительном блоке КСУ - левого борта, установленных в отсеке авионики.

Пульт управления САУ, PFD, ND - на лицевой панели приборной доски пилотов.

На синоптической странице КСУ (**FCS**) отображается информация о состоянии вычислителей САУ (Рис. 47). Информация отображается только на земле.

4 Взаимодействие с другими системами

Система автоматического управления (САУ) входит в состав комплексной системы управления (КСУ).

Функция САУ реализована в вычислителях САУ левого БУ. Для реализации функции САУ вычислители САУ взаимодействуют с оборудованием, указанным в (Таблица 1).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Оборудование, взаимодействующее с вычислителями САУ

Наименование	Шифр	Кол-во	Выполняемая функция
Модуль вычислительный (в части вычислителя СДУ) Flight Control Computer	МВ-9 МВ-10 МВ-11	3	Управление работой СДУ.
Модуль управления приводами Actuator Control Electronics	МУП-3 МУП-4	8	Управление работой приводов аэродинамических поверхностей
Пульт управления САУ Auto Flight Control Panel	ПУ-68	1	Включение/отключение АП/АТ/ДУ. Ручное управление режимами САУ.
УБРУ (кнопки AP OFF / SS PRIOR) Universal Side Stick Unit	УБРУ	2	Отключение АП.
Блок рычагов управления двигателями Throttle Quadrant Assembly	БРУД	1	Перемещение рычагов БРУД по сигналам АТ. Отключение АТ.
Блок электронного управления двигателем Engine Electronic Control unit	Блок ЭСУД	2	Формирование данных о положении РУД.
Блоки инерциальные (ИС) Inertial Reference Unit	Блок ИС	3	Формирование данных о положении и параметрах движения самолета.
Интегрированный навигационный приемник (ИНС) Integrated Navigation Receiver	Блок ИНС	2	Формирование сигналов отклонения по курсу и глиссаде
Приемник сигналов GPS/ГЛОНАСС GLONASS/GPS Receiver	Блок ГЛОНАСС	2	Формирование сигналов отклонения по курсу и глиссаде.
Центральные вычислители авионики (ФПОС) Core Processing and Input/Output Module	ЦВА №1В ЦВА №2В	2	Формирование управляющих сигналов нормальной перегрузки и угла отклонения элеронов при работе САУ в режимах LNAV и VNAV.
Центральные вычислители авионики (КСЭИС) Core Processing and Input/Output Module	ЦВА №1В ЦВА №2В	4	Формирование сигналов состояния САУ для индикации на дисплеях КПИ.
Комбинированный блок сбора полетных данных (ИССКОР) Enhanced Flight Data Monitoring Unit	Комбинированный блок сбора полётных данных	1	Сбор и сохранение данных о состоянии САУ.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Информацию о текущих высотно-скоростных параметрах полета, текущем местоположении и параметрах движения самолета система самолетовождения и система САУ получают от систем СИВСП, ИС, GPS и других систем.

5 Работа

ИВК, в состав которого входит САУ, управляет следующими приводами и механизмами отклонения аэродинамических поверхностей:

- четырьмя ЭГРП элеронов (по 2 привода на элерон)
- четырьмя ЭГРП двухсекционного руля высоты (РВ) (по 2 привода на секцию)
- тремя ЭГРП руля направления (РН)
- восемью ЭГРП многофункциональных интерцепторов (МФИ) (по 1 приводу на секцию, по 4 секции на каждом полукрыле)
- двумя ЭГРП воздушных тормозов (ВТ) по 1 приводу на секцию (по 1 секции на каждом полукрыле)
- двухканальным гидравлическим приводом закрылков (ЗК)
- двухканальным гидравлическим приводом предкрылков (ПК)
- двухканальным электрическим механизмом перестановки стабилизатора (МПС)

Пилоты, используя органы управления в кабине экипажа, осуществляют управление самолетом по тангажу, крену и рысканию.

Для реализации функций автоматического управления пилоты используют пульт управления **ПУ-68**.

Функция автопилота реализована в вычислителях САУ.

САУ совместно с взаимодействующим оборудованием обеспечивает выполнение **следующих функций**:

- автоматическое управление полетом
- автоматическое управление прямой тягой
- предотвращение выхода самолета в автоматических режимах за установленные для данных режимов ограничения
- обеспечение экипажа информацией для директорного управления полетом
- формирование и выдачу в КСЭИС, ИССКОР информации о состоянии системы
- обмен информацией с внешними системами
- введение с ПУ-68 заданных значений по высоте, приборной скорости/ числу М, вертикальной скорости/ углу наклона траектории, путевому углу/курсу
- управление самолетом в условиях "сдвига ветра" и автоматическое парирование сдвига ветра
- формирование и выдачу сигналов для автоматической балансировки в каналах крена и курса (в режимах автоматического управления).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Для реализации функций положения самолета САУ, во взаимодействии с другими системами самолета, обеспечивает, в ожидаемых условиях эксплуатации, функцию "защита диапазона" и выполнение следующих **режимов управления**:

- "вертикальная скорость"
- "угол наклона траектории"
- "стабилизация высоты"
- "выход на заданный эшелон"
- "ЗПУ/ЗК"
- "стабилизация скорости/Маха"
- "вертикальная навигация"
- "горизонтальная навигация"
- "заход на посадку"
- "курсовая зона"
- "директорный взлет"
- "уход на второй круг".

Перечисленные выше режимы предполагают автоматическое и директорное управление, за исключением режима "стабилизация скорости/Маха", который реализуется только автоматически через A/T.

Схема работы САУ показана на (Рис. 2)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

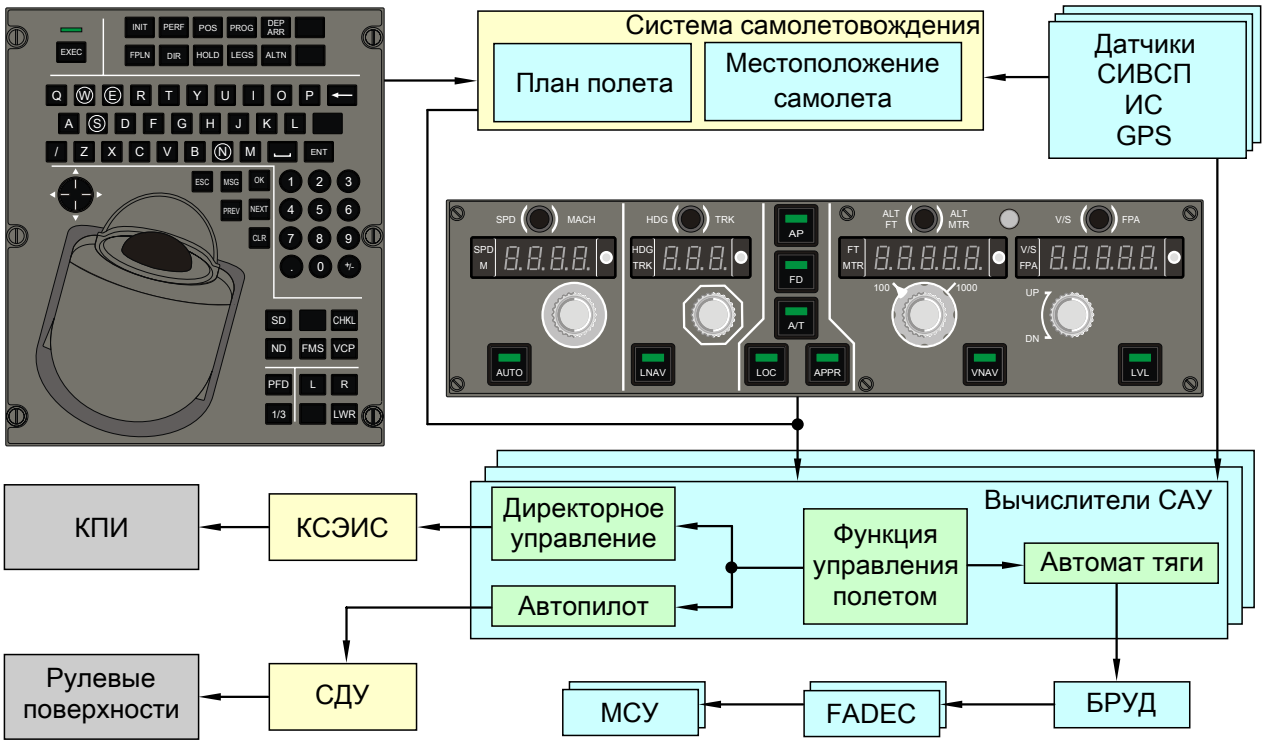


Рисунок 2 Схема работы САУ

При обработке текущих и заданных параметров полета вычислители САУ формируют командные сигналы нормальной перегрузки и угла отклонения элеронов. Законы автоматического управления, заложенные в вычислителях САУ, разработаны исходя из ограничений на маневрирование (Таблица 2).

Таблица 2 Ограничения САУ на маневрирование

Параметр	Значение
Нормальное ускорение в режиме «Уход на 2-й круг» / в других режимах не более, м/с²	3/2
Угловая скорость по крену и рысканию не более, (°/с)	6
Диапазон углов отклонения самолета, в котором САУ обеспечивает требования к точности управления:	
по тангажу	± 20°
по крену	± 35°
по рысканию	Без ограничений

Командные сигналы АП направляются в СДУ, которая управляет работой исполнительных приводов рулей.

Во время работы АП ручки УБРУ отклоняются по командам АП, а на ручках создается дополнительная загрузка (Таблица 3).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 3 Загрузка,создаваемая на УБРУ

Направление перемещения УБРУ	Усилие страгивания в режиме ручного управления, кг	Усилие страгивания в режиме автоматического управления, кг
На пикирование и кабрирование	0,6	5
По крену (влево для левой УБРУ и вправо для правой УБРУ)	0,6	5
По крену "внутрь" (вправо для левой УБРУ и влево для правой УБРУ)	0,35	2,88

САУ обеспечивает выполнение трех основных автоматических функций:

– директорного управления (**FD**)

– автопилота (**АП**)

– автомата тяги (**A/T**).

Автоматическое и директорное управление отклоняемыми поверхностями и автоматическое управление тягой двигателей реализуется только в основном режиме работы КСУ.

Обеспечена независимость программного обеспечения ручного и автоматического управления.

Автоматическое управление тягой двигателей осуществляется с помощью выдачи из САУ сигналов на перемещение рукояток РУД электроприводами, входящими в состав блока рычагов управления двигателями.

Включение автоматического управления отклоняемыми поверхностями по тангажу, крену и рысканию осуществляется кнопкой-табло **АР** на **ПУ САУ** (Рис. 7).

Отключение автоматического управления отклоняемыми поверхностями (**АР**) осуществляется:

– автоматически при:

  • при отказе задействованного оборудования (БУ, датчики БРЭО)

  • достижении летных ограничений

– вручную при:

  • нажатии на кнопку **AP OFF/SS PRIOR** на любой из двух УБРУ (Рис. 29)

  • повторным нажатии на кнопку-табло **АР** на **ПУ САУ** (Рис. 7)

  • пересиливании любой из двух **УБРУ**

  • пересиливании педального поста управления (**ППУ**).

Режимы автоматического управление отклоняемыми поверхностями, отключенные вручную остаются задействованными для режима **"FD"**, за исключением отказов затрагивающих одновременно АР и FD.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

5.1 Ограничения

Ограничения по использованию автопилота и автомата тяги:

– минимальная высота включения автопилота относительно поверхности измерения составляет **100 футов (30 метров)**

– минимальная высота отключения автопилота в режиме захода на посадку:

  • для III категории - **не отключается**

  • для II категории - **50 футов (15 метров)**

  • для I категории - **100 футов (30 метров)**

5.2 Директорное управление (FD)

Директорное управление – это функция САУ, состоящая в отображении на КПИ (PFD) и на индикаторе на лобовом стекле (опция) директорных планок тангажа и крена или указателей заданного и текущего угла наклона траектории в режимах автопилота **"FPA"** и **"TRK"** для отработки пилотом установленных режимов САУ.

Управление и индикация директорного управления показаны на (Рис. 3)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

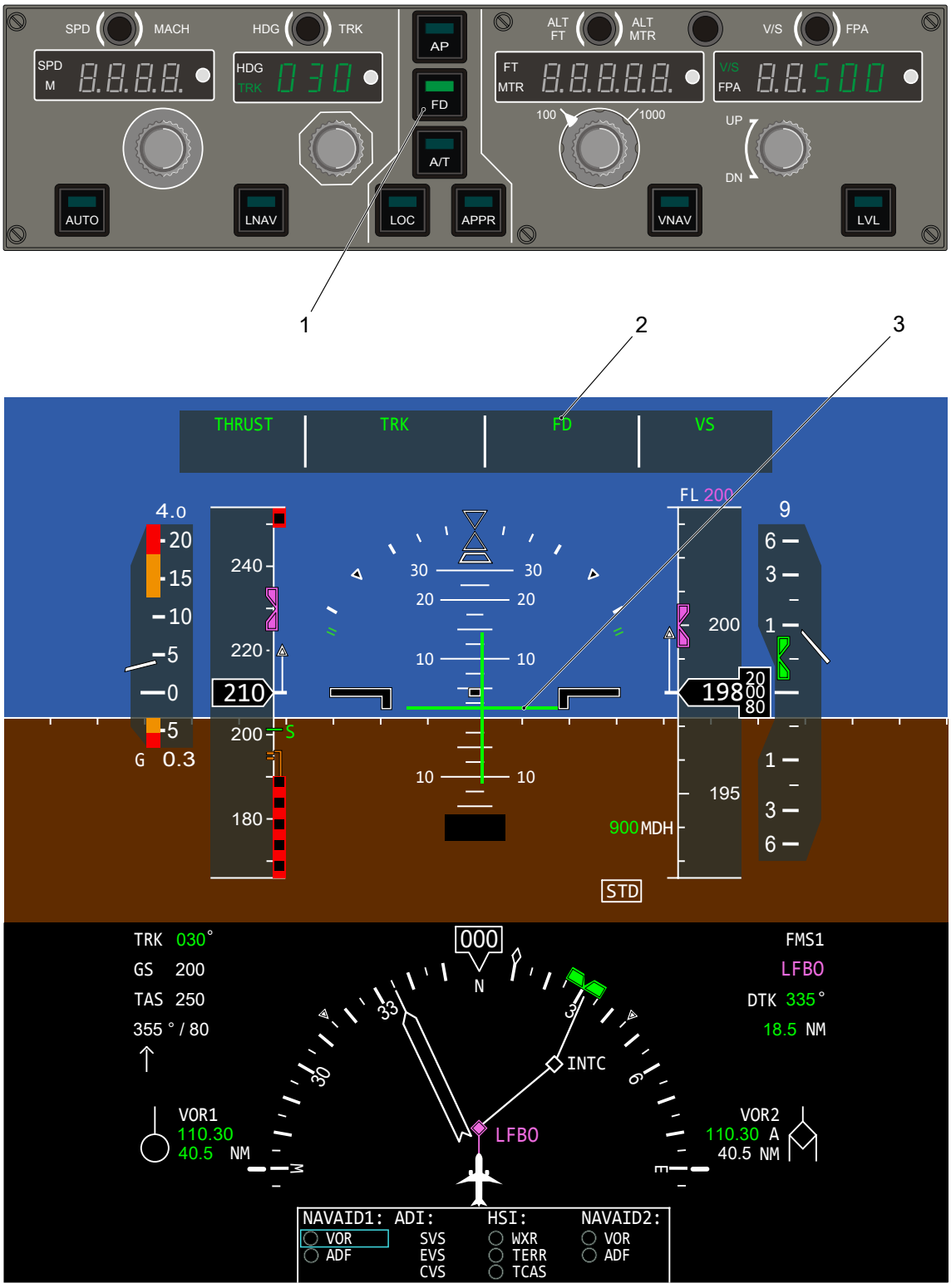


Рисунок 3 Управление и индикация директорного управления

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 3:

1	Кнопка-табло подключения FD	3	Директорные планки
2	Индикация подключения режима "FD"		

Директорное управление может работать во всех режимах работы АП. Кроме этого, без АП реализуется режим **"Директорный взлет"**.

Включение директорного управления (**FD**) осуществляется:

– нажатием на кнопку-табло **FD** на **ПУ САУ** (Рис. 27)

– автоматически при включении режима **"Уход на 2 круг".**

Выходные сигналы FD отображаются на основном пилотажном дисплее (**PFD**) обоих пилотов в виде директорных стрелок по тангажу и крену (Рис. 40). Отдельная директорная стрелка по каналу рысканья выдается для использования директорного управления на разбеге (режим **"Директорный взлет"**) и пробеге (режим **"Посадка"**).

Директорные стрелки и стрелка рыскания зеленого цвета.

Для **FD** предусмотрены два канала, но они не основаны на независимых источниках сигнала.

Выключение директорного управления выполняется нажатием кнопки-табло **FD** на **ПУ САУ** (Рис. 3).

Индикация работы директорного управления осуществляется:

– подсветкой кнопки-табло **FD** на ПУ САУ

– трафаретом **FD** в зоне индикатора режимов полета (FMA) на КПИ (PFD)

– директорными указателями на КПИ и ИЛС (опция).

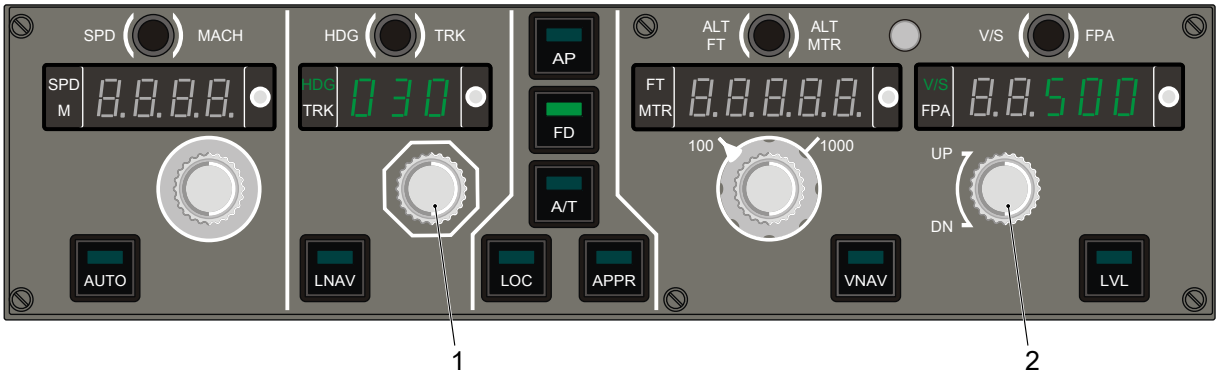
В зависимости от текущего режима АП директорными указателями могут быть:

– директорные планки тангажа и крена в режимах **"HDG"** и **"V/S"**

– директорный указатель заданного угла наклона траектории в режимах **"TRK"** и **"FPA"** (TBD).

Вариант директорной индикации на индикаторе пространственного положения КПИ показан на (Рис. 4) - режим HDG и V/S

© ПАО "Корпорация "Иркут"



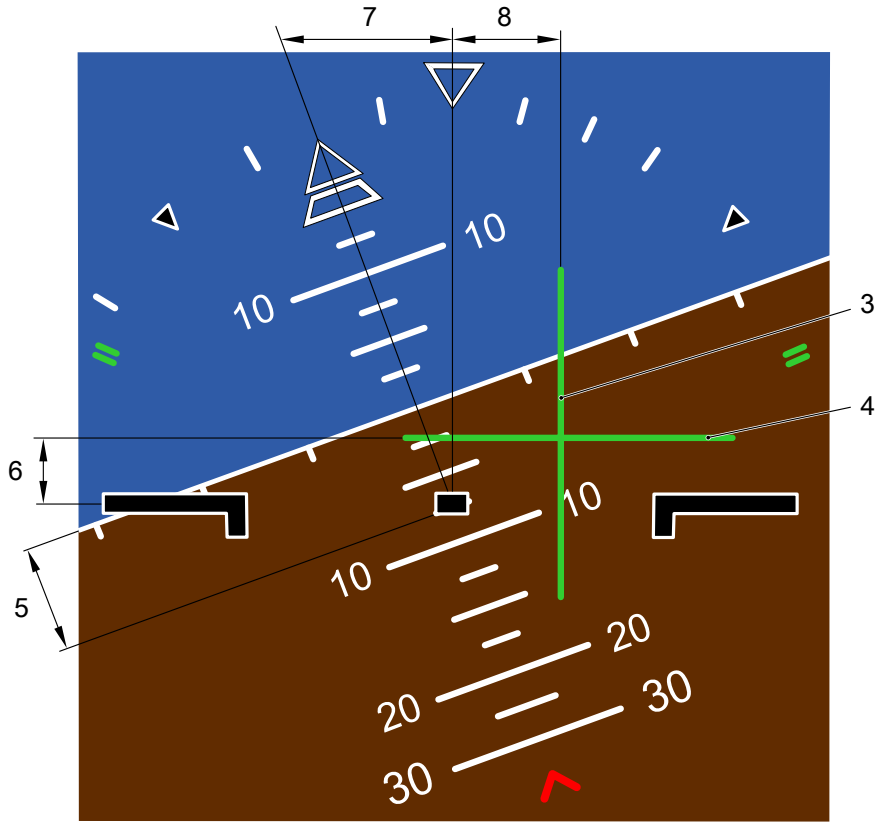


Рисунок 4 Вариант директорной индикации на индикаторе пространственного положения КПИ - режим HDG и V/S

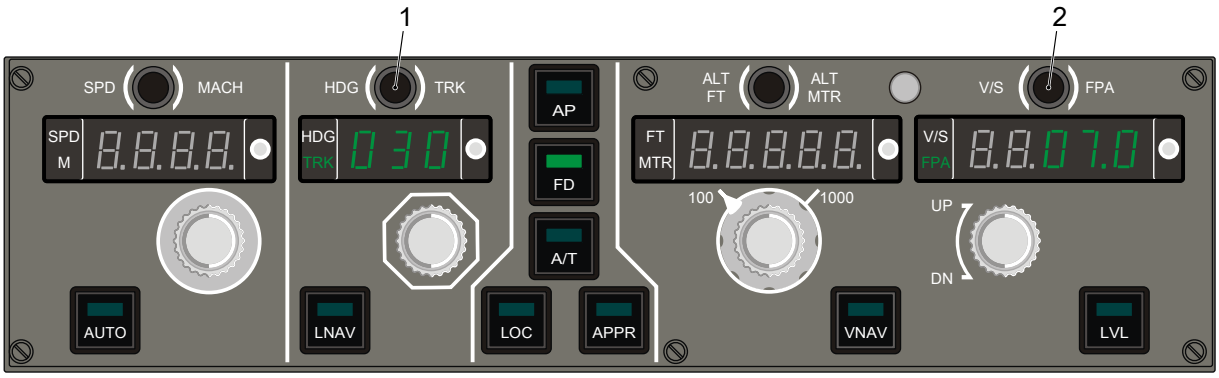
© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 4:

1	Задатчика значения курса/ путевого угла (**HDG-TRK**)	**5**	Текущий тангаж
2	Задатчик значения вертикальной скорости/ угла наклона траектории (**V/S-FPA**)	**6**	Рассогласование по тангажу
3	Директорная планка крена	**7**	Текущий крен
4	Директорная планка тангажа	**8**	Рассогласование по крену

Вариант директорной индикации на индикаторе пространственного положения КПИ показан на (Рис. 5) - режим "TRK-FPA"

© ПАО "Корпорация "Иркут"



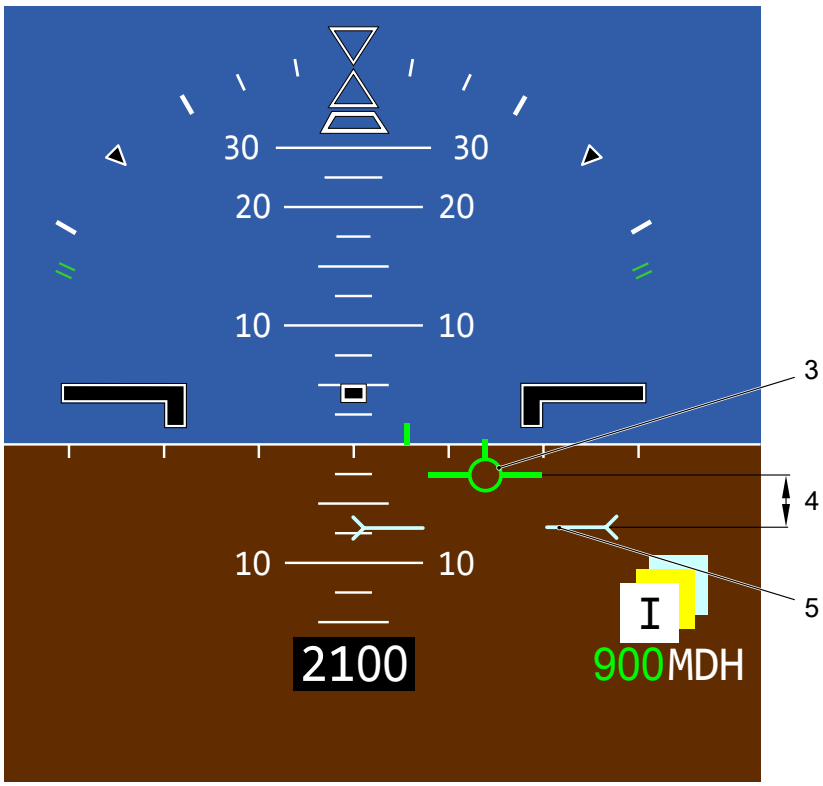


Рисунок 5 Вариант директорной индикации на индикаторе пространственного положения КПИ - режим "TRK-FPA"

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 5:

1	Кнопка переключения режимов заданного курса/путевого угла (**HDG-TRK**)	4	Рассогласование по углу наклона траектории
2	Кнопка переключения режимов заданной вертикальной скорости/ угла наклона траектории (**V/S-FPA**)	5	Директорная планка заданного угла наклона траектории
3	Указатель текущего вектора наклона траектории		

5.2.1 Директорный взлет

В режиме "Директорный взлет" обеспечивается директорное управление в продольном, боковом канале и автоматическое управление в канале тяги. Режим "Директорный взлет" выполняется с этапа разбега и начального набора высоты до момента включения другого режима АП.

Для включения режима необходимо:

– иметь сигналы обжатия шасси

– запущены оба двигателя

– механизация крыла во взлетном положении

– включить директорного управления (кнопкой-табло **FD** на ПУ САУ) (Рис. 27)

– выключить АП (кнопкой-табло **AP** на ПУ САУ) (Рис. 27), если АП был включен

– на БРУД нажать хотя бы одну кнопку **TO/GA** (Рис. 30).

При выполнении условий включения режима:

– на КПИ и ИЛС (опция) появляются директорные планки тангажа и крена, сигнализирующие о включении ДУ в продольном и боковом каналах

– автомат тяги включается в функцию **"THRUST"** с установкой рычагов БРУД в положение **"MTO"** ("Взлетный режим")

– при достижении высоты сброса тяги (**Thrust Reduction Altitude**) автомат тяги переходит в режим **"SPEED"** для выдерживания достигнутой скорости.

Отключение режима "Директорный взлет" выполняется повторным нажатием кнопки-табло **FD** на ПУ САУ (кнопка-табло **FD** не подсвечена).

5.3 Автопилот (АП)

Автопилот (АП) – это функция САУ, осуществляющая автоматическое управление рулями через СДУ для выполнения автоматического полета по заданному профилю и маршруту полета.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

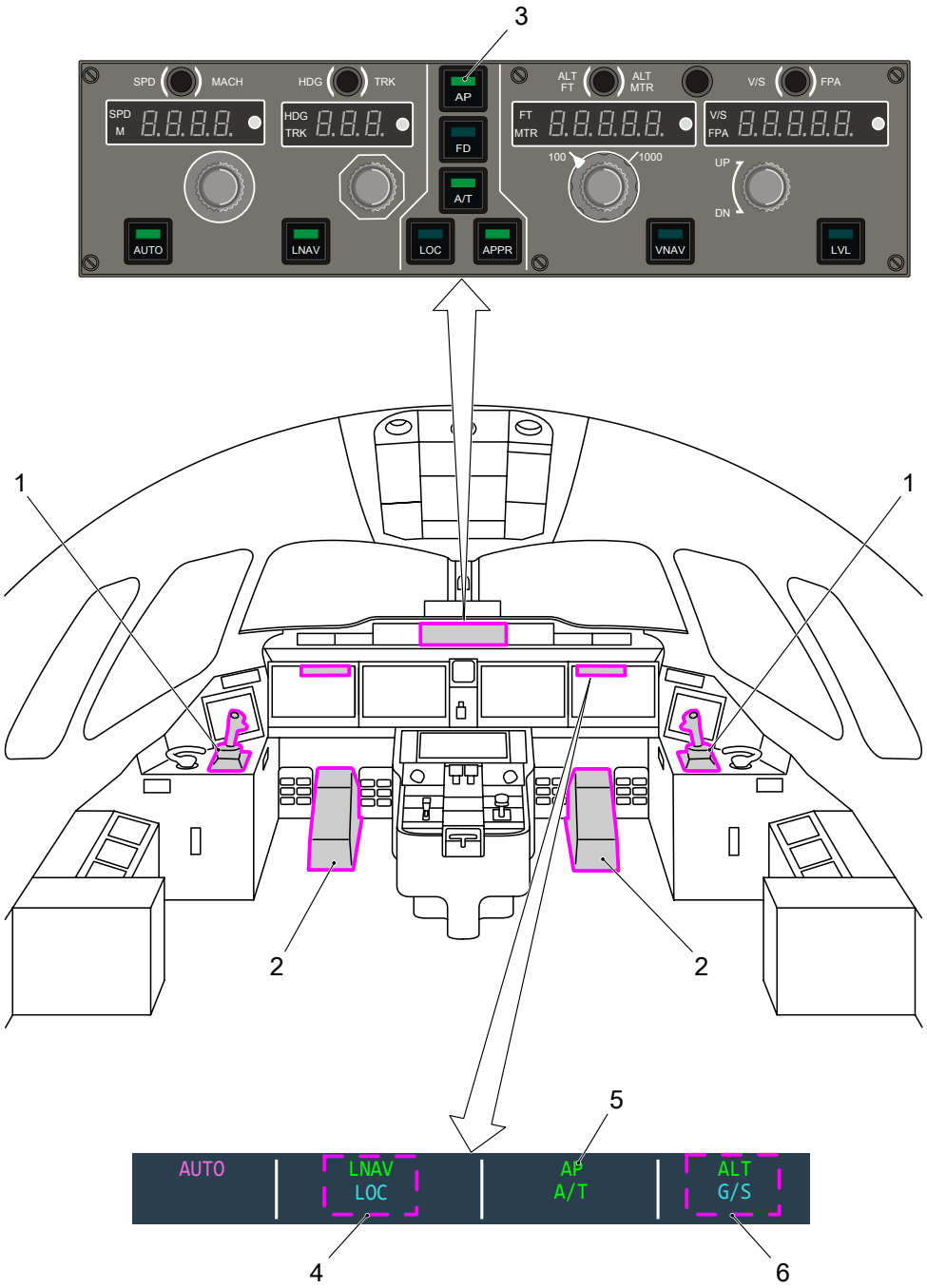


Рисунок 6 Управление и индикация автопилота

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 6:

1	УБРУ с кнопкой "**AP OFF /SS PRIOR**"	4	Зона боковых режимов автопилота (АР) на указателе режимов FMA
2	Посты педального управления	5	Индикация подключения АР на индикаторе режимов (FMA) PFD
3	Кнопка-табло подключения АР на пульте управления САУ (FCP)	6	Зона продольных режимов автопилота (АР) на индикаторе режимов FMA

АП направляет командные сигналы на вычислительные модули, что позволяет управлять полетом самолета в автоматическом режиме.

5.3.1 Режимы автопилота

АП имеет продольные (вертикальные) и боковые (горизонтальные) режимы управления.

Базовыми режимами АП являются **"HDG-VS"** :

– режим **"VS"** (базовый продольный режим)

– режим **"HDG"** (базовый боковой режим).

При включении АП начинает работу в базовых режимах **"HDG-VS"** (Рис. 7).

В продольном канале АП начинает выдерживать вертикальную скорость, зафиксированную в момент включения АП.

В боковом канале включается функция "Стабилизация текущего курса" режима "HDG", которая в зависимости от текущего крена работает следующим образом:

– если текущий крен более 5°, то выполняется уменьшение крена, фиксируется курс,

  достигнутый при прохождении крена равного 5°, и стабилизируется зафиксированный курс

– если крен менее 5°, то выполняется стабилизация курса, зафиксированного в момент включения АП.

Индикация на КПИ (PFD) и ПУ САУ при включении АП показана на (Рис. 7)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

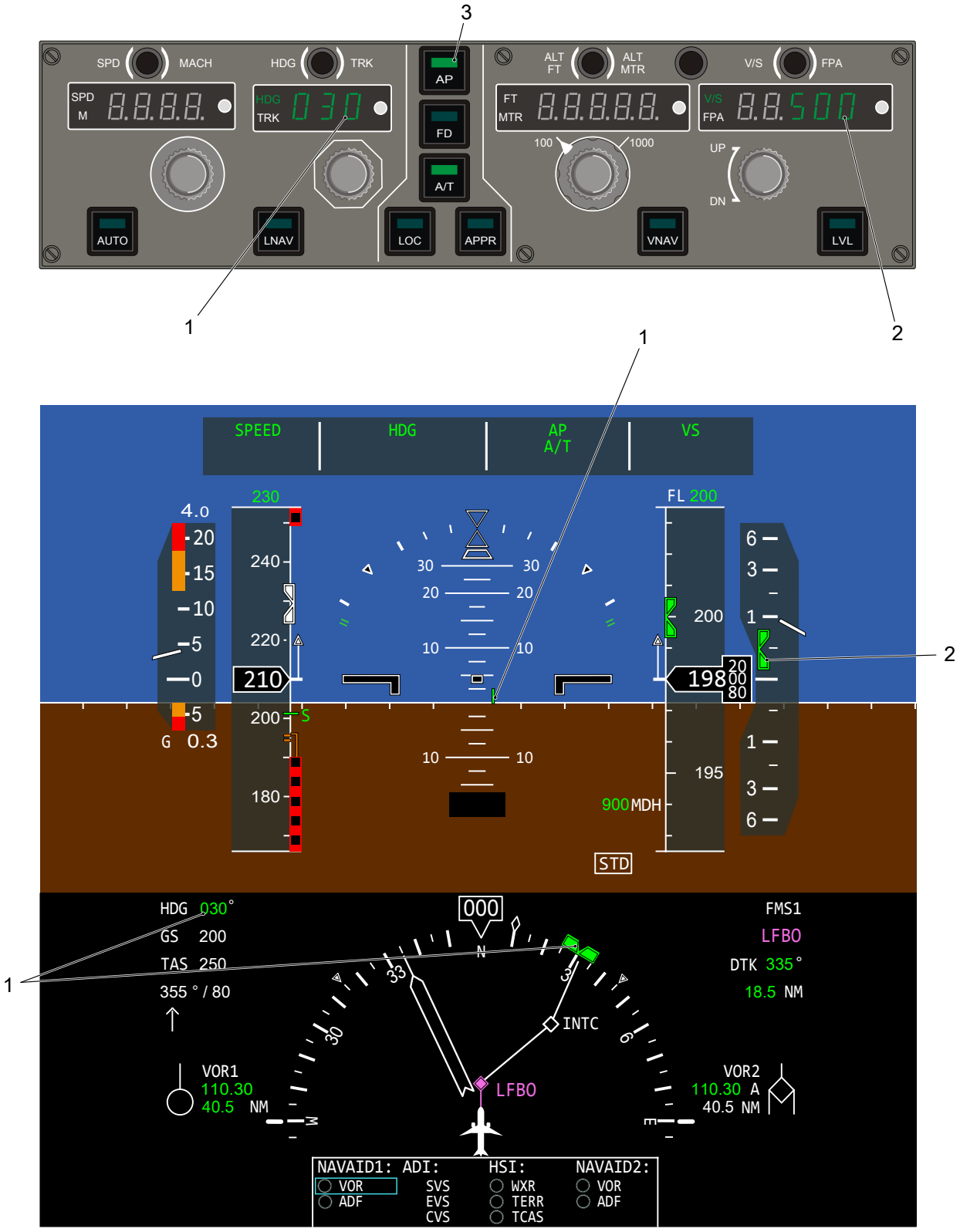


Рисунок 7 Индикация на КПИ (PFD) и ПУ САУ при включении АП

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 7:

1	Заданный курс (режим "HDG")	3	Кнопка-табло подключения и индикации АР
2	Заданная вертикальная скорость (режим "VS")		

5.3.2 Режим "Вертикальная скорость" ("VS")

Обеспечивает стабилизацию вертикальной скорости, заданной на ПУ САУ.

Режим **"VS"** включается:

– автоматически при включении АП

– при нажатии на кнопку **V/S–FPA** из включенного режима "FPA".

Установка заданной вертикальной скорости выполняется поворотом ручки задатчика вертикальной скорости/угла наклона траектории (**V/S–FPA**) на ПУ САУ.

Режим **"VS"** отключается:

– вручную при нажатии на кнопку **V/S–FPA** (включается режим "FPA")

– автоматически при включении любого другого продольного режима или при снижении **ниже 330 ft**.

Заданная вертикальная скорость отображается:

– в цифровом виде на индикаторе **V/S–FPA** на ПУ САУ

– в виде указателя на шкале вертикальной скорости КПИ.

Индикация на КПИ и ПУ САУ в режимах **"VS"** показана на (Рис. 8).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

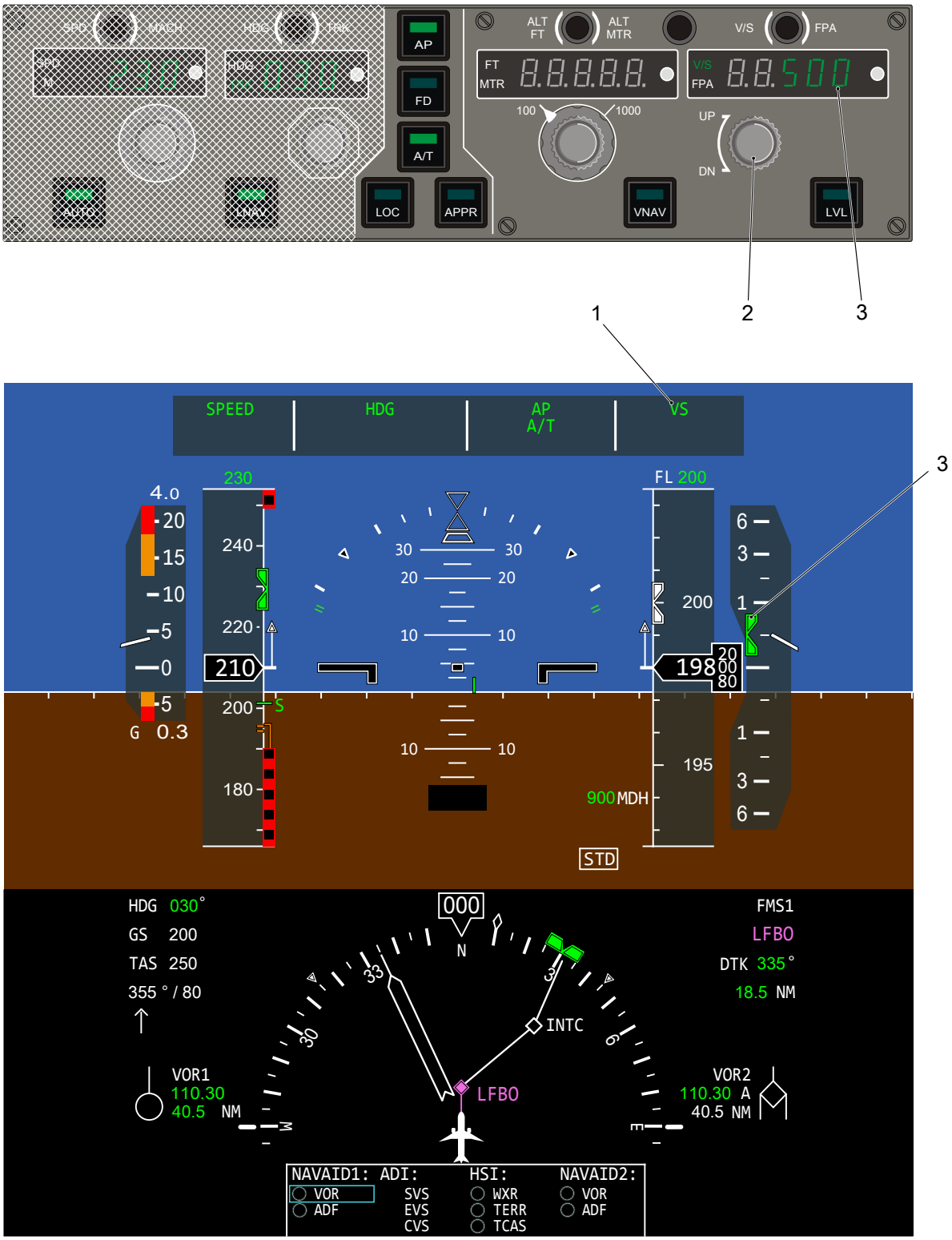


Рисунок 8 Индикация на КПИ и ПУ САУ в режиме "VS"1

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 8:

1	Индикация подключения вертикальных режимов (Режим "VS" - подключен)	3	Заданная вертикальная скорость
2	Ручка UP/DN - задатчик заданного значения вертикальной скорости - VS (угла наклона траектории - FPA)		

5.3.2.1 **Режим "Угол наклона траектории" ("FPA")**

Обеспечивает стабилизация угла наклона траектории, заданного с ПУ САУ. Режим **"FPA"** является парным дополнением режима **"VS"**.

Установка заданного угла наклона траектории выполняется поворотом ручки задатчика **V/S–FPA** на ПУ САУ. Режим **"FPA"** включается при нажатии на кнопку **V/S–FPA** из включенного режима **"VS"**.

Режим **"FPA"** отключается:

– вручную при повторном нажатии на кнопку **V/S–FPA** (включается парный режим **"V/S"**)

– автоматически при включении любого другого продольного режима.

Заданный угол наклона траектории отображается (Рис. 9):

– в цифровом виде на индикаторе **V/S–FPA** на ПУ САУ

– в виде указателя угла наклона траектории на КПИ.

Индикация на КПИ и ПУ САУ режима **"FPA"** показана на (Рис. 9)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

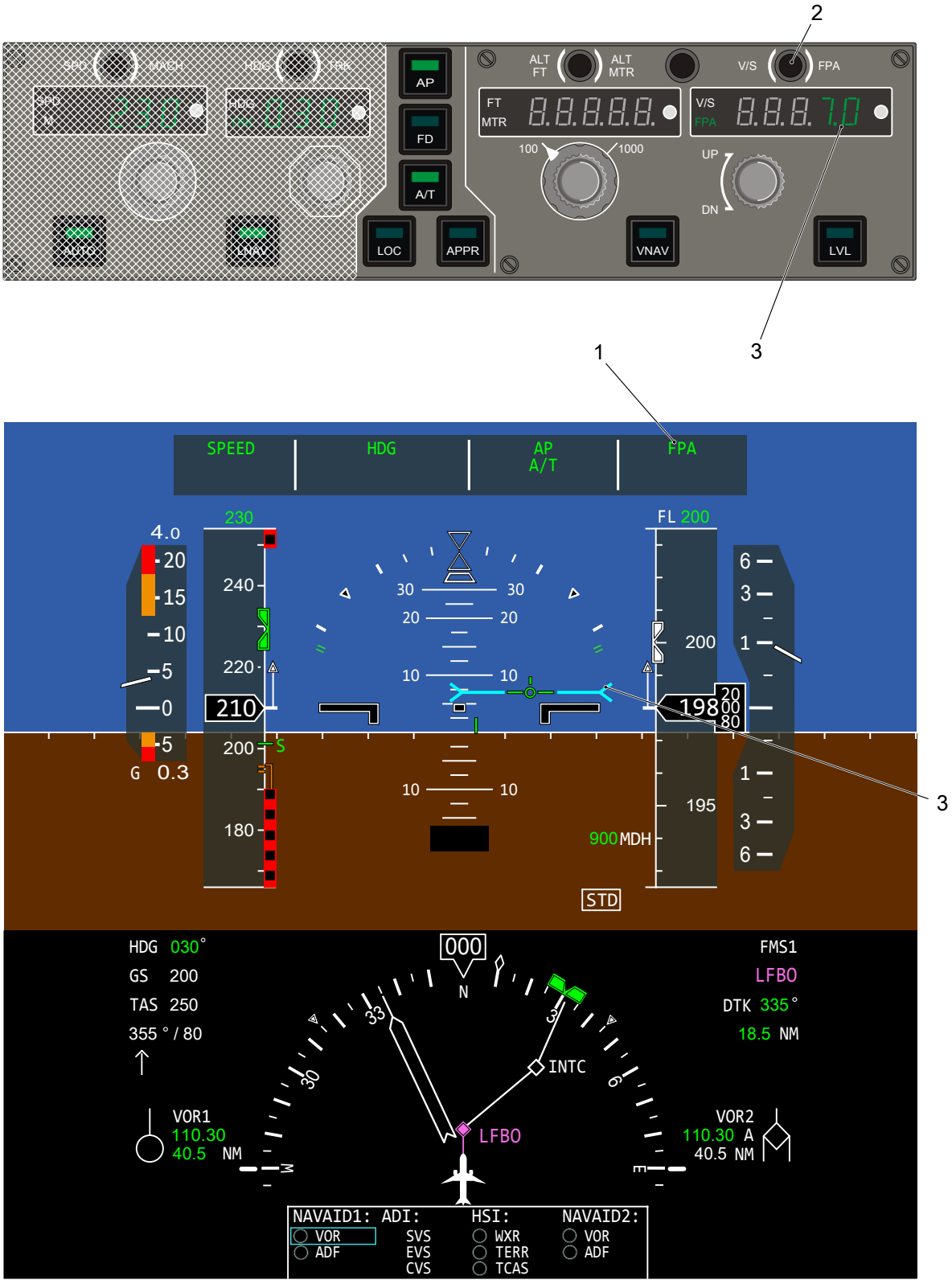


Рисунок 9 Индикация на КПИ и ПУ САУ режима "FPA"

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 9:

1	Индикация подключения вертикальных режимов (Режим "FPA" - подключен)	3	Заданный угол наклона траектории, установленный нижерасположенной ручкой UP/DN - задатчиком заданного значения угла наклона траектории - FPA (вертикальной скорости - VS)
2	Кнопка переключения режимов "V/S–FPA"		

5.3.2.2 **Режим "Вертикальная навигация" ("VNAV")**

Обеспечивает полет по вертикальному профилю, заданному системой самолетовождения.

Режим включается нажатием кнопки-табло **VNAV** на ПУ САУ при выполняющемся режиме **"LNAV"**. Режим **"VNAV"** отключается при включении другого продольного режима при нажатии на кнопку **V/S–FPA** или **ALT**.

Заданная высота отображается на индикаторе высоты КПИ.

Индикация параметров на КПИ и ПУ САУ в режимах **"LNAV"** и **"VNAV"** показана на (Рис. 10)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

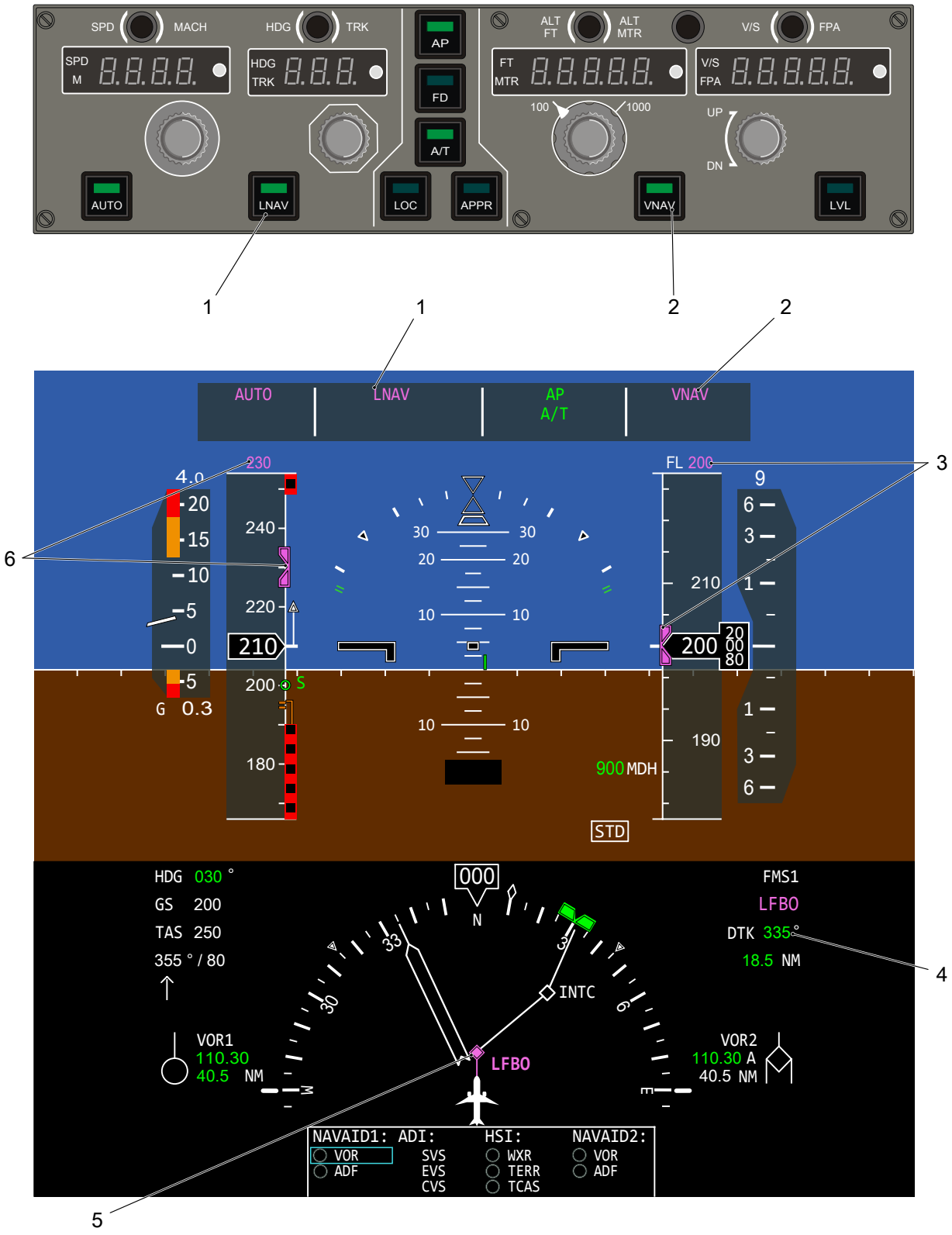


Рисунок 10 Индикация на КПИ и ПУ САУ в режимах "LNAV" и "VNAV"

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 10:

1	Кнопка-табло и индикация подключения режима "LNAV"	**4**	Заданный путевой угол
2	Кнопка-табло и индикация подключения режима "VNAV"	**5**	Заданный маршрут
3	Заданный эшелон	**6**	Заданная скорость

5.3.2.3 **Режим "Выход на заданный эшелон"**

Обеспечивает выход на заданную с ПУ САУ высоту эшелона с последующим автоматическим переходом в режим **"ALT"**.

Установка заданной высоты выполняется поворотом внутренней ручки Altitude задатчика высоты на ПУ САУ. Режим "Выход на заданный эшелон" включается нажатием кнопки **ALT** задатчика высоты на ПУ САУ (Рис. 11). Режим "Выход на заданный эшелон" включается, если текущая и заданная высоты отличаются более чем на **30 ft**.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

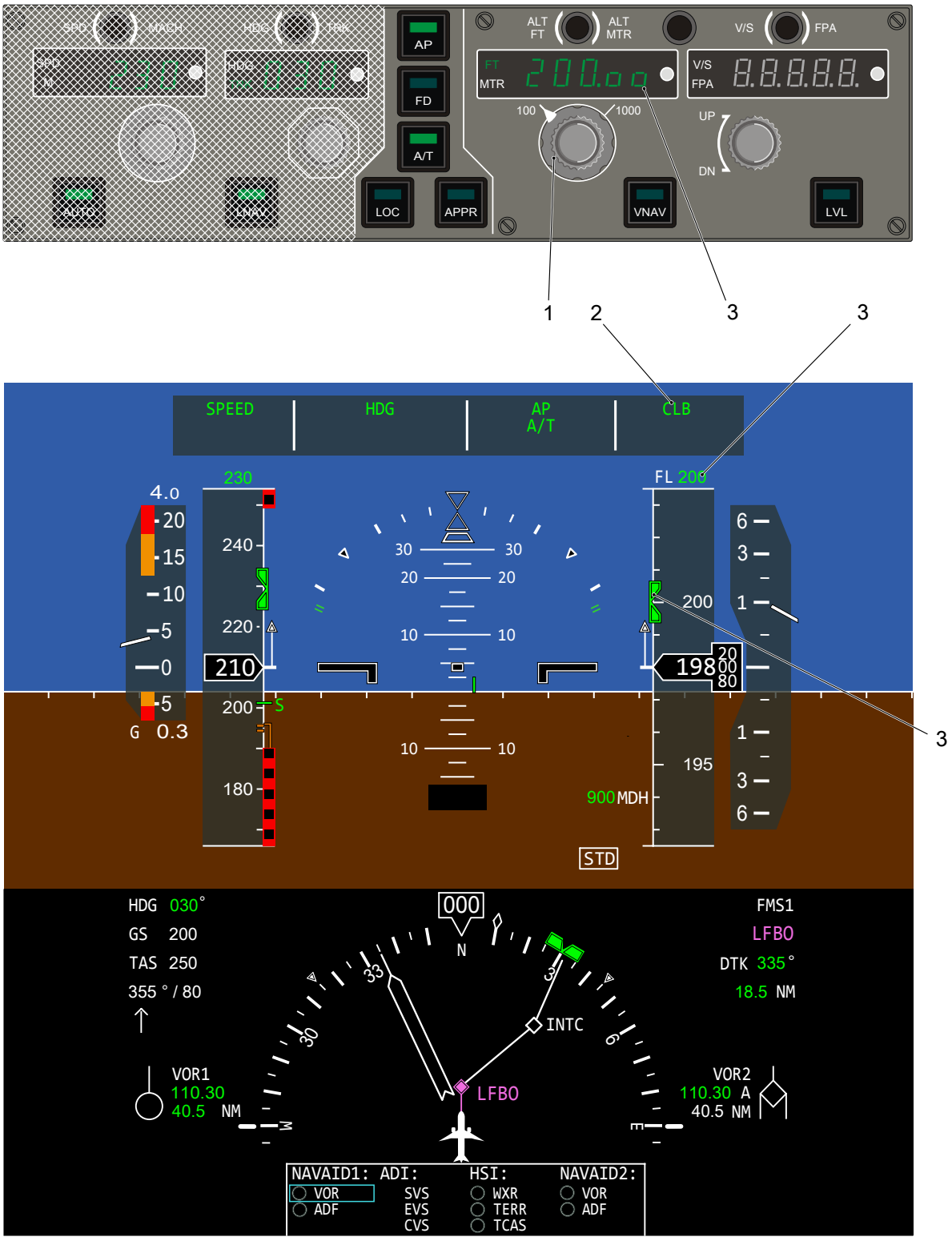


Рисунок 11 Индикация заданной высоты на КПИ и ПУ САУ в режиме "Выход на заданный эшелон"

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 11:

1	Внутренняя ручка Altitude - задатчик заданного эшелона (высоты)	3	Заданный эшелон (высота)
2	Индикация подключения вертикальных режимов (Режим "CLB" - подключен). Этап режима "Выход на заданный эшелон"		

Режим "Выход на заданный эшелон" состоит из трех этапов:

– этап **"Набор" ("CLB")** или **"Снижение" ("DES")** в зависимости от того, что выполняется: набор высоты или снижение

– этап **"Выход на заданную высоту" (ALT*),** на котором ВС переходит на более пологую траекторию набора/снижения

– этап **"Стабилизация высоты" ("ALT"),** во время которого при достижении заданной высоты (эшелона) включается режим "Стабилизации высоты" (**"ALT"**).

На этапе CLB/DES включается функция **"THRUST"** автомата тяги (при включенном АТ) с заданным положением РУД **"MCL"** при наборе высоты на обоих двигателях, **"MCT"** при наборе на одном двигателе, **"IDLE"** на снижении.

На этапе **"ALT*"** автомат тяги включается:

– в режим **"SPEED"**, если барометрическая высота меньше 8000 ft

– в режим **"MACH"**, если барометрическая высота больше 8000 ft.

Заданная высота в режиме "Выход на заданный эшелон" отображается (Рис. 11):

– в цифровом виде на индикаторе **ALT** на ПУ САУ

– в цифровом виде и в виде указателя высоты на индикаторе высоты КПИ.

5.3.2.4 **Режим "Стабилизация высоты" ("ALT")**

Обеспечивает стабилизацию заданной высоты полета.

Режим **"ALT"** включается:

– автоматически при включенном режиме "Выход на заданный эшелон" при достижении заданной высоты (эшелона) (Рис. 13)

– вручную при нажатии кнопки-табло **LVL** в момент достижения нулевой вертикальной скорости (Рис. 14)

Режим **"ALT"** отключается при включении любого другого продольного режима.

Заданная высота в режиме **"ALT"** отображается:

– в цифровом виде и в виде указателя высоты на индикаторе высоты КПИ

– в цифровом виде на индикаторе высоты на ПУ САУ при автоматическом включении режима **"ALT"** из режима **"Выход на заданный эшелон".**

Индикация заданной высоты на КПИ и ПУ САУ в режиме "Выход на заданный эшелон" с автоматическим переходом в режим "Стабилизация высоты" (**"ALT"**) показана на (Рис. 12)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

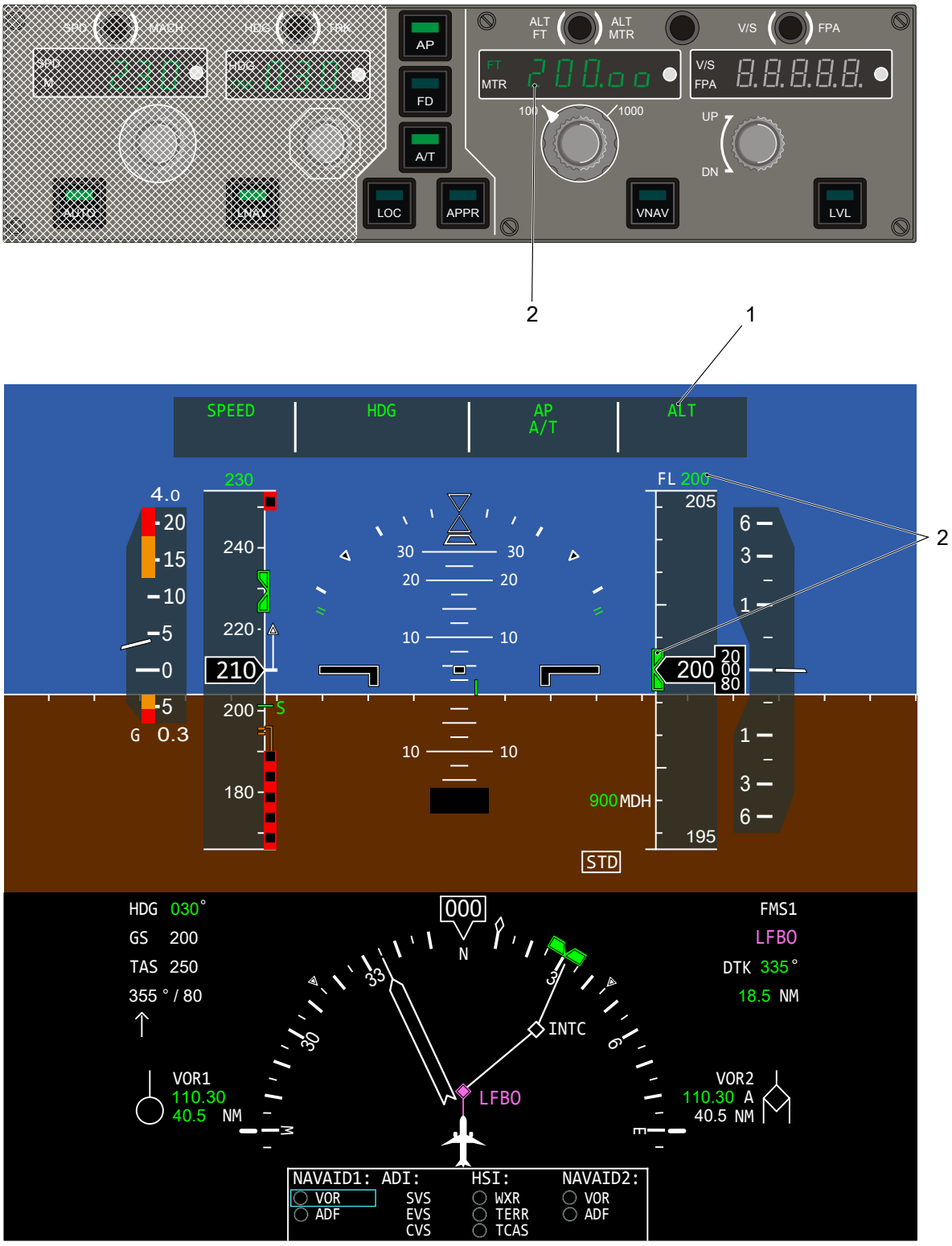


Рисунок 12 Индикация заданной высоты на КПИ и ПУ САУ в режиме "Выход на заданный эшелон" с автоматическим переходом в режим "Стабилизация высоты" ("ALT")

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 12:

1	Индикация подключения вертикальных режимов ("Режим "ALT" - подключен). Этап режима "Стабилизация высоты"	**2**	Заданная высота (эшелон)

Индикация заданной высоты на КПИ и ПУ САУ в режиме **"ALT"**, включенном автоматически показана на (Рис. 13)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

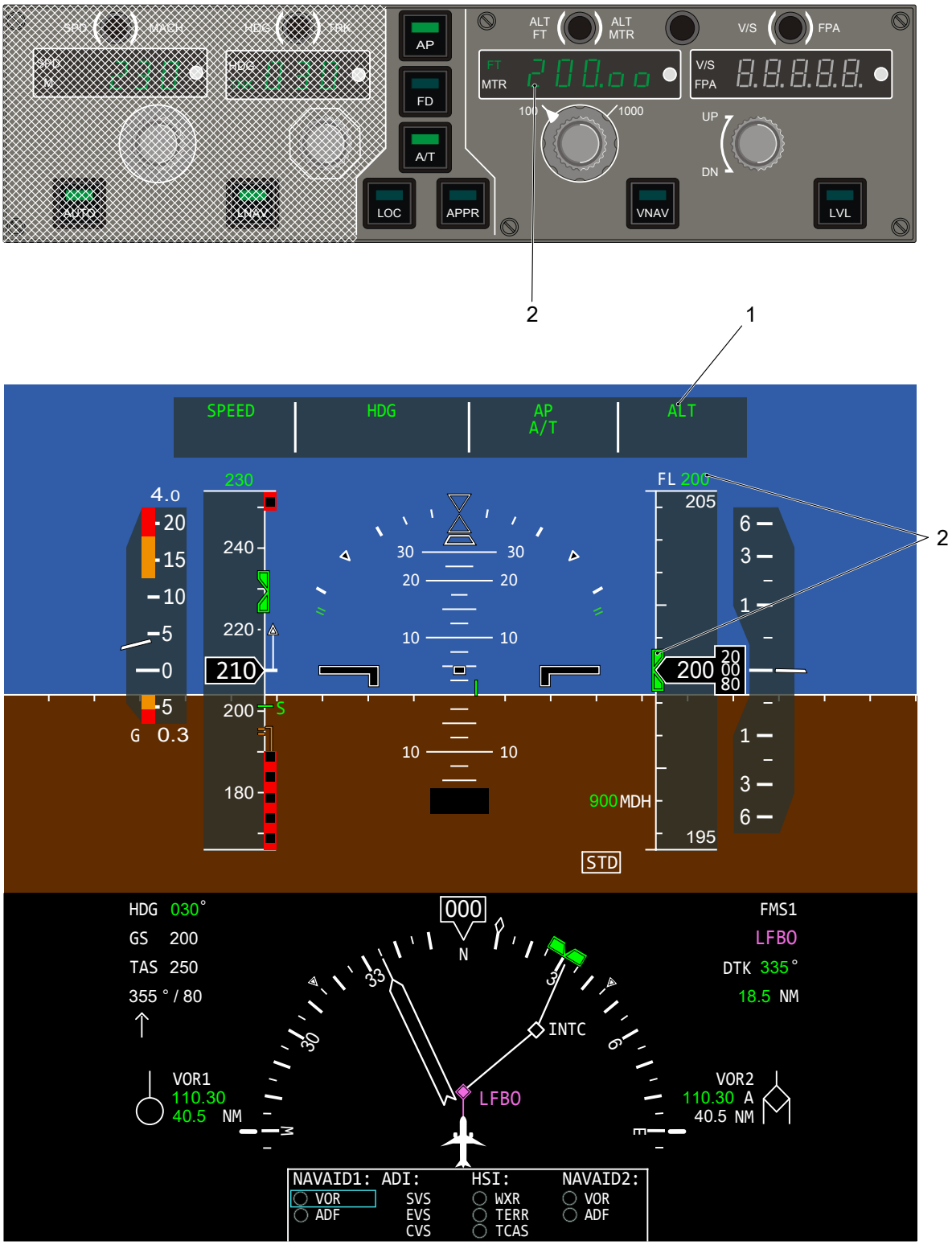


Рисунок 13 Индикация заданной высоты на КПИ и ПУ САУ в режиме "ALT", включенном автоматически

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 13:

1	Индикация подключения вертикальных режимов ("Режим "ALT" - подключен)	**2**	Заданная высота (эшелон)

Индикация заданной высоты на КПИ и ПУ САУ в режиме **"ALT"**, включенном вручную показана на (Рис. 14)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

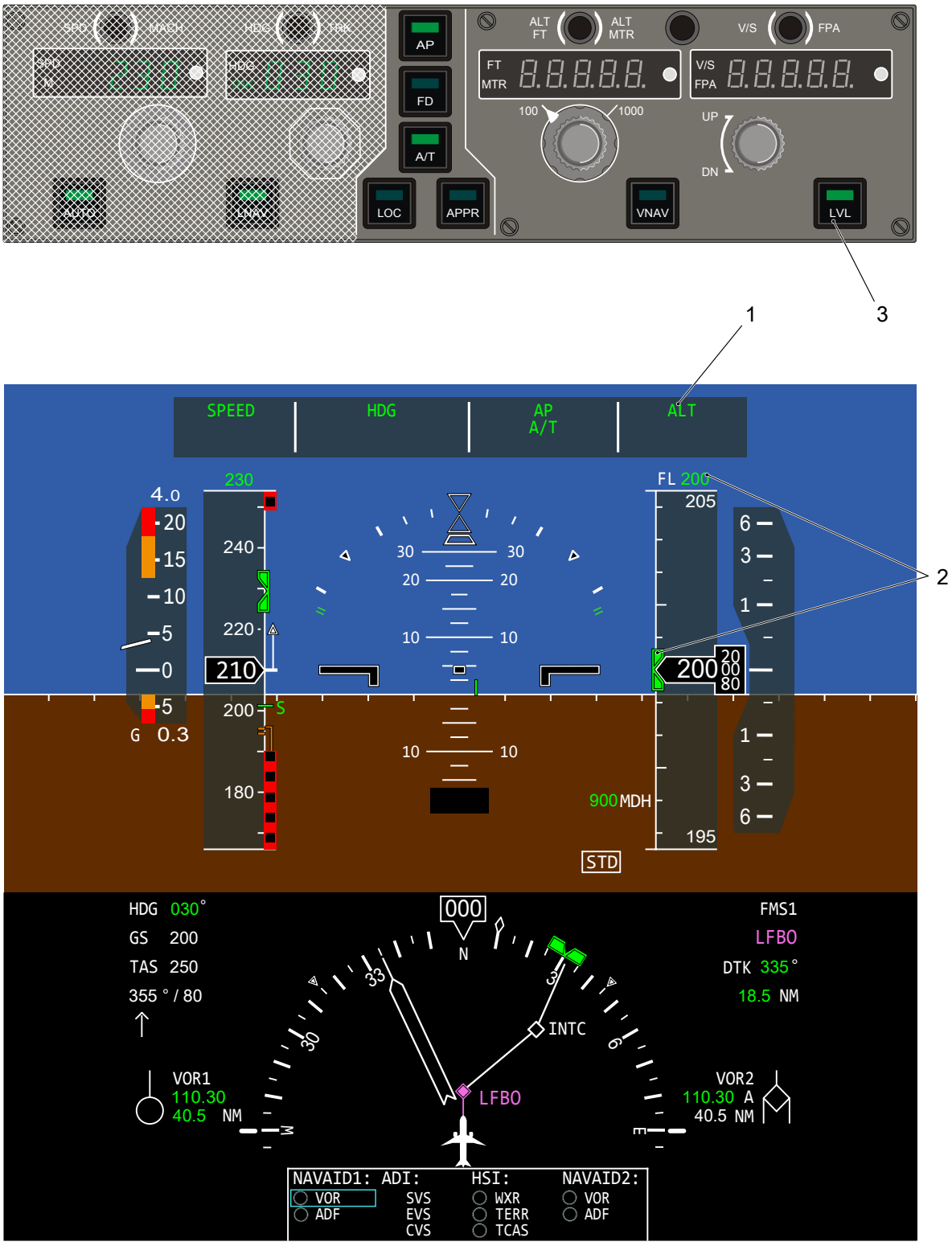


Рисунок 14 Индикация заданной высоты на КПИ и ПУ САУ в режиме "ALT", включенном вручную

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 14:

1	Индикация подключения вертикальных режимов ("Режим "ALT" - подключен)	3	Кнопка-табло подключения режима "LVL"
2	Заданная высота (эшелон)		

5.3.2.5 **Режим "Уход на второй круг" ("GA")**

Предназначен для прекращения захода на посадку и безопасного ухода от земли.

В режиме **"GA"** выполняется управления по всем трем каналам автоматического управления: продольном, боковом и канале тяги.

В продольном канале выполняется управление подобное управлению в режиме **"Выход на заданный эшелон"** с последующим автоматическим включением режима **"Стабилизация высоты"**. АП переводит самолет в набор высоты и выполняет выход на высоту ухода на второй круг (GO-AROUND ALTITUDE), установленную на ПУ САУ (в системе самолетовождения - TBD).

В боковом канале включается режим **"TRK"**, который выдерживает путевой угол равный посадочному курсу ВПП (TBD).

В канале тяги включается функция **"THRUST"** автомата тяги, который переводит двигатели на взлетный режим **"МТО"**. При выходе на высоту ухода на второй круг (GO-AROUND ALTITUDE) и включении режима "Стабилизация высоты" (**"ALT"**) автомат тяги переключается в режим "Стабилизация скорости" (**"SPEED"**).

Режим **"GA"** может быть включен при включенном режиме автопилота **"Заход на посадку"** и включенном автомате тяги.

Включение режима **"GA"** выполняется вручную:

– нажатием кнопки **TO/GA** хотя бы на одном РУД (Рис. 30)

– Переводом РУД во взлетное положение **"МТО"**.

Режим **"GA" отключается**:

– автоматически при достижении высоты ухода на второй круг (GO-AROUND ALTITUDE) установленной пилотом или в системе самолетовождения (TBD) и автоматическом включении режима стабилизации высоты **"ALT"**

– вручную при отключении автоматического и директорного управления.

5.3.2.6 **Режим "Заданный курс" ("HDG")**

Обеспечивает выход на курс и стабилизацию курса, заданного с ПУ САУ.

Установка заданного курса выполняется поворотом ручки управления **HDG/TRK** задатчика курса (HDG)/путевого угла (TRK).

Режим **"HDG"** включается:

– автоматически при включении АП

– вручную при нажатии на кнопку **HDG-TRK** при работе режима **"TRK"**.

Режим **"HDG"** отключается:

– вручную при нажатии на кнопку **HDG-TRK** (включается парный режим **"TRK"**)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– автоматически при включении любого другого бокового режима.

Заданный курс отображается:

– на индикаторе **HDG-TRK** на ПУ САУ в цифровом виде

– на индикаторе горизонтальной обстановки КПИ в цифровом виде и в виде индексов заданного курса.

Индикация на КПИ и ПУ САУ в режиме **"HDG"** показана на (Рис. 15)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

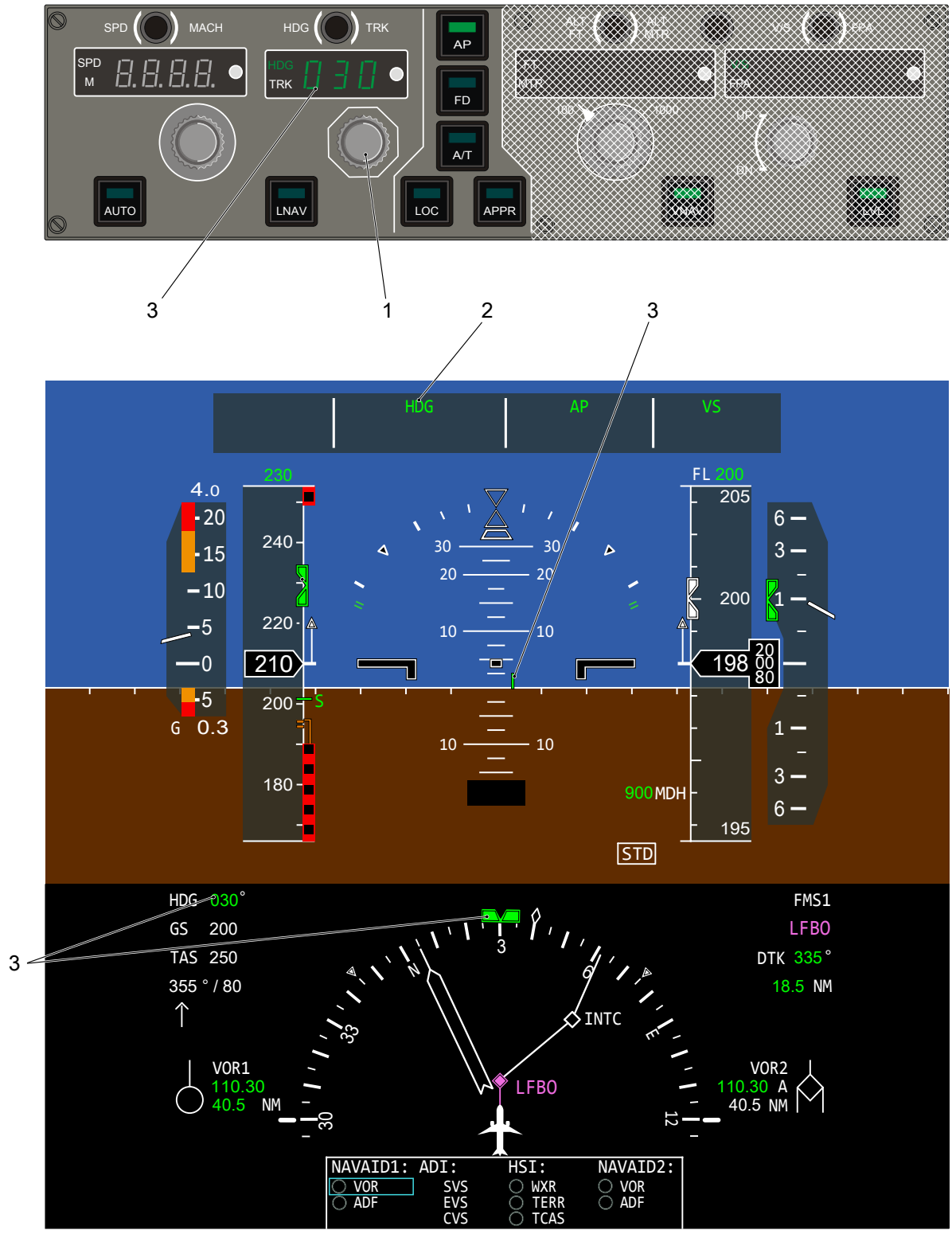


Рисунок 15 Индикация на КПИ и ПУ САУ в режиме HDG

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 15:

1	Ручка управления HDG/TRK - задатчика курса (HDG)/путевого угла (TRK)	3	Заданный курс (HDG)
2	Индикация подключения горизонтальных режимов (Режим "HDG" - подключен)		

5.3.2.7 **Режим "Заданный путевой угол" ("TRK")**

Обеспечивает выход на путевой угол и стабилизацию путевого угла, заданного с ПУ САУ. Режим **"TRK"** является парным дополнением режима **"HDG"**.

Установка заданного путевого угла выполняется поворотом ручки управления HDG/TRK задатчика курса (HDG) / путевого угла (TRK). Режим **"TRK"** включается при нажатии на кнопку **HDG-TRK** при работе режима **"HDG"**.

Режим **"TRK"** отключается:

– вручную при повторном нажатии на кнопку **HDG-TRK** (включается парный режим **"HDG"**)

– автоматически при включении любого другого бокового режима.

Заданный путевой угол отображается (Рис. 16):

– на индикаторе **HDG-TRK** на ПУ САУ в цифровом виде

– на индикаторе горизонтальной обстановки КПИ в цифровом виде и в виде индексов заданного путевого угла.

Индикация на КПИ и ПУ САУ в режиме **"TRK"** показана на (Рис. 16)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

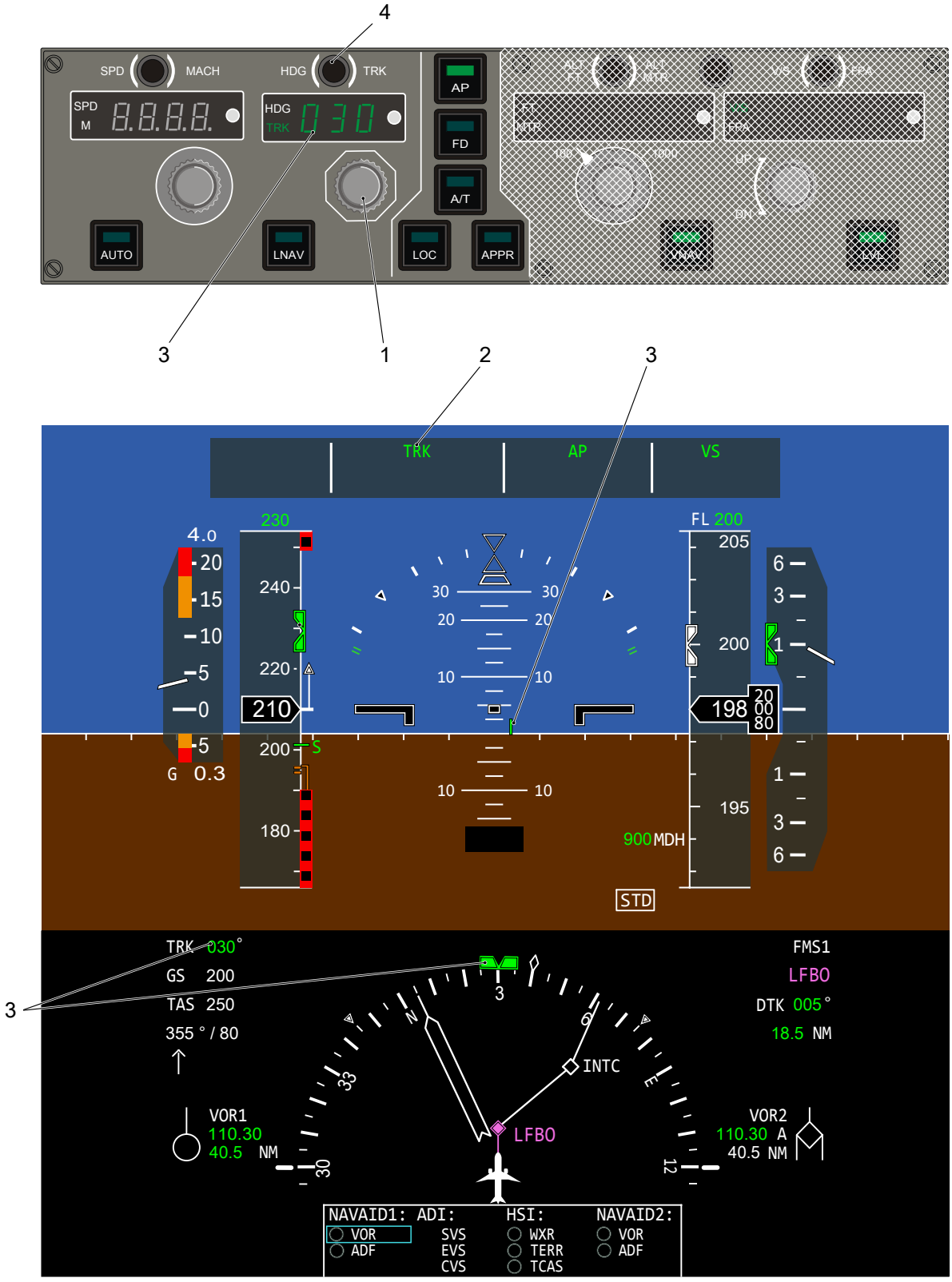


Рисунок 16 Индикация на КПИ и ПУ САУ в режиме TRK

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 16:

1	Ручка управления HDG/TRK - задатчика курса (HDG)/путевого угла (TRK)	3	Заданный путевой угол (TRK)
2	Индикация подключения горизонтальных режимов (Режим "TRK" - подключен)	4	Кнопка HDG/TRK - переключения режимов заданного курса/ путевого угла

5.3.2.8 **Режим "Горизонтальная навигация" ("LNAV")**

Обеспечивает полет по траектории, заданной системой самолетовождения.

Включение режима **"LNAV"** выполняется путем нажатия кнопки-табло **LNAV** на ПУ САУ. Отключение режима **"LNAV"** выполняется при включении другого бокового режима при нажатии на ручку управления **HDG-TRK**.

Заданный маршрут и заданный путевой угол отображаются на КПИ.

Индикация параметров на КПИ и ПУ САУ в режимах **"LNAV"** и **"VNAV"** показана на (Рис. 17)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

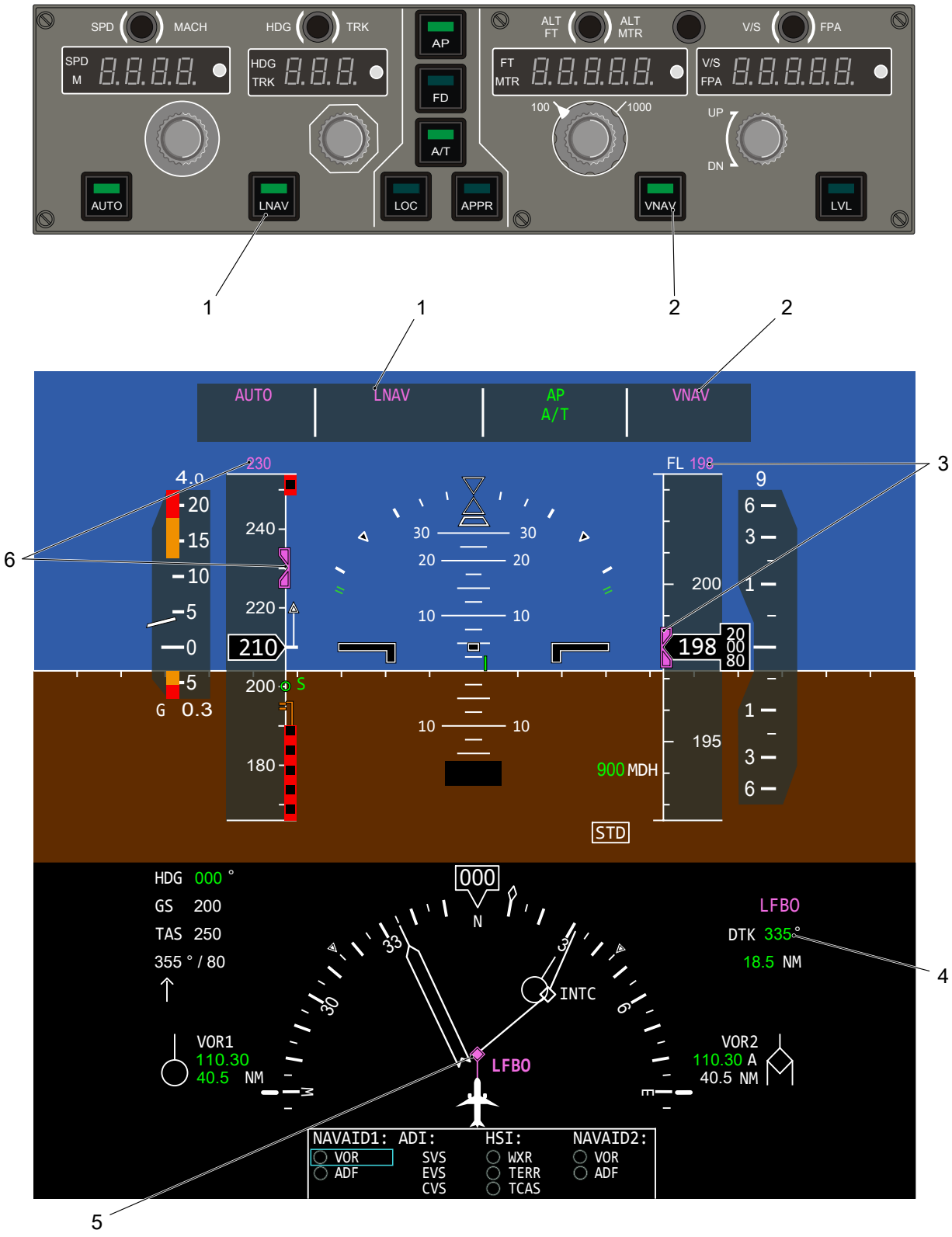


Рисунок 17 Индикация параметров на КПИ и ПУ САУ в режимах "LNAV" и "VNAV"

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 17:

1	Кнопка-табло и индикация подключения режима "LNAV"	4	Заданный путевой угол
2	Кнопка-табло и индикация подключения режима "VNAV"	5	Заданный маршрут
3	Заданный эшелон	6	Заданная скорость

5.3.2.9 **Режим "Заход на посадку"**

Обеспечивает заход на посадку по приборам по I, II и IIIA категориям и опционально по IIIB категории.

В режиме "Заход на посадку" выполняется управления по всем трем каналам автоматического управления: продольном, боковом и канале тяги.

Режим "Заход на посадку" состоит из следующих этапов:

В продольном канале:

– глиссада (этап "Выход на глиссаду" (**"GS*"**), этап "Стабилизация глиссады" (**"GS"**))

– выравнивание (**"FLARE"**)

– опускание ПОШ (**"D-ROT"**).

В боковом канале:

– курсовая зона (этап "Выход на курсовую зону" (**"LOC*"**), этап "Стабилизация курсовой зоны (**"LOC"**))

– доворот (**"ALIGN"**)

– пробег (**"ROLL OUT"**).

В канале тяги:

– "Сброс газа" (**"RETARD"**).

Включение/отключение режима "Заход на посадку" выполняется нажатием кнопки-табло **APPR** на ПУ САУ.

Во время работы режима "Заход на посадку" на индикаторе КПИ отображается отклонение самолета по глиссаде и курсу.

При достижении высоты сброса газа (установленной в системе самолетовождения) включается функция "Сброс газа" (**"RETARD"**) автомата тяги (при включенном АТ).

Индикация на КПИ и ПУ САУ в режиме **"Заход на посадку"** показана на (Рис. 18)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

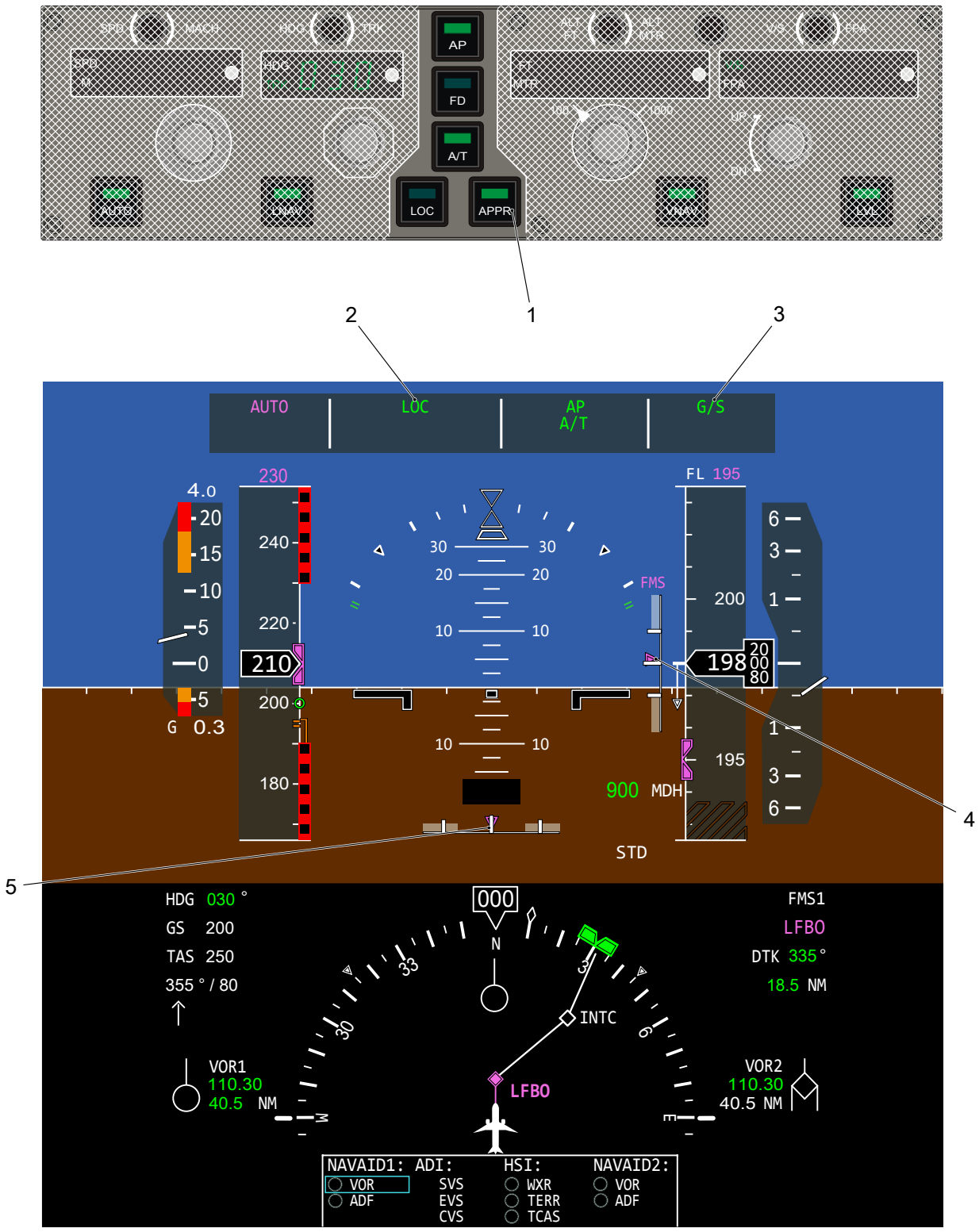


Рисунок 18 Индикация на КПИ и ПУ САУ в режиме "Заход на посадку"

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 18:

1	Кнопка-табло подключения и индикации подключения режима "APPR" ("Заход на посадку")	4	Шкала с индексом отклонения по вертикали
2	Индикация подключения горизонтальных режимов (Режим "Курсовая зона" ("LOC") - подключен)	5	Шкала с индексом отклонения по горизонтали
3	Индикация подключения режимов захода на посадку (Режим "Глиссада" ("G/S") - подключен)		

5.3.2.10 **Режим "Курсовая зона" ("LOC").**

Обеспечивает заход на посадку по приборам только по курсовым радиомаякам (в отличии от режима "Заход на посадку", обеспечивающего заход на посадку, как по курсовым, так и по глиссадным радиомаякам).

Режим **"LOC"** включает следующие этапы:

– выход на курсовую зону (**"LOC*"**)

– стабилизация курсовой зоны (**"LOC"**).

Режим включается/отключается при нажатии на кнопку-табло **LOC** на ПУ САУ.

Во время работы режима **"LOC"** на индикаторе КПИ отображается отклонение самолета от посадочного курса.

Индикация на КПИ и ПУ САУ в режиме **"Курсовая зона"** показана на (Рис. 19)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

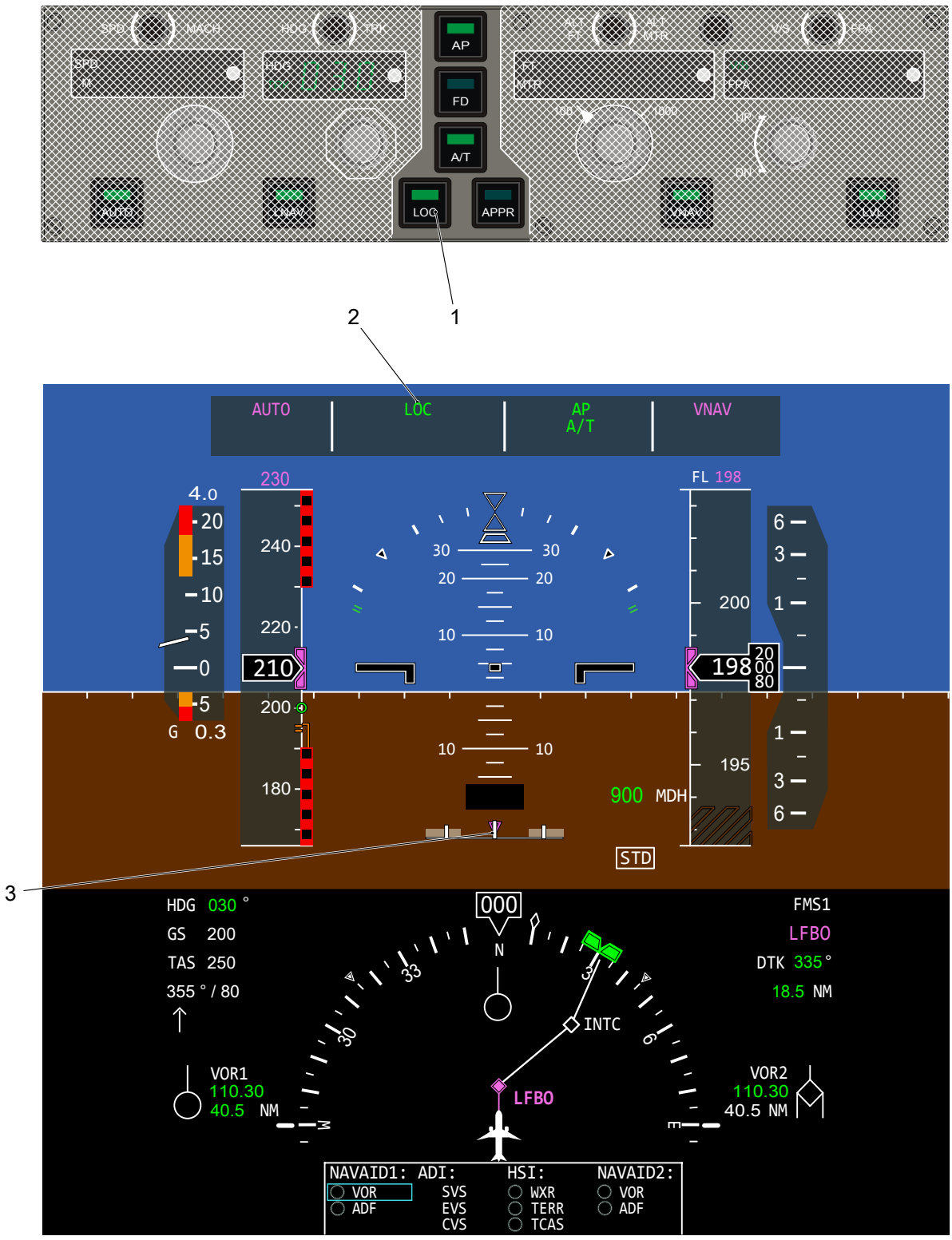


Рисунок 19 Индикация на КПИ и ПУ САУ в режиме "Курсовая зона"

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 19:

1	Кнопка-табло подключения и индикации подключения режима "LOC" ("Курсовая зона")	3	Шкала с индексом отклонения по горизонтали
2	Индикация подключения горизонтальных режимов (Режим "Курсовая зона" ("LOC") - подключен)		

5.4 Автомат тяги (A/T)

Автомат тяги (АТ) – это функция САУ, состоящая в автоматическом управлении прямой тягой маршевых силовых установок.

Управление работой двигателей с помощью АТ осуществляется посредством автоматического перемещения рычагов РУД. Перемещение рычагов РУД выполняется с помощью сервоприводов в секторе прямой тяги от положения **"IDLE"** до положения **"MTO"**. При этом скорость перемещения рычагов РУД сервоприводами может быть установлена в пределах ωруд от ± 0,25 °/сек до ± 15 °/сек.

Функция автомата тяги реализована в вычислителях САУ (Рис. 20). Управление АТ осуществляется с ПУ САУ или от системы самолетовождения в зависимости от установленного режима САУ.

Схема работы автомата тяги показана на (Рис. 20)

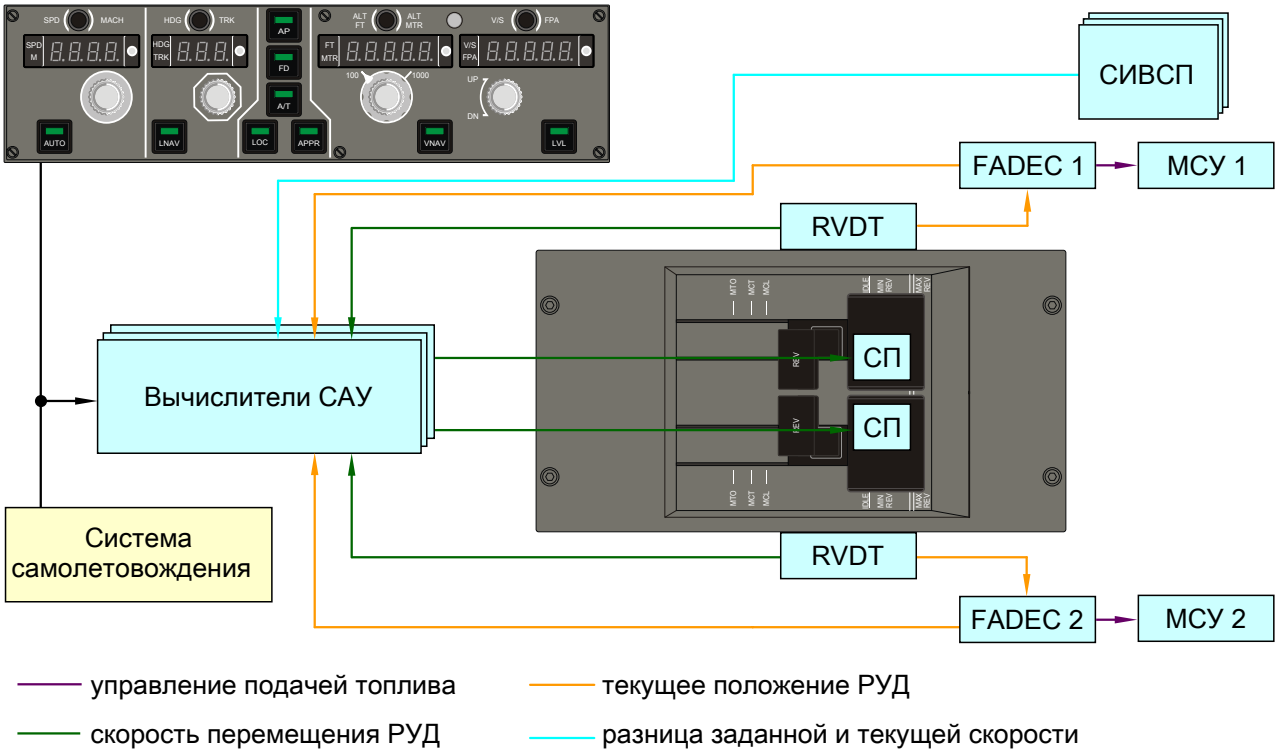


Рисунок 20 Схема работы автомата тяги

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Вычислители САУ формируют заданное значение положения РУД первого и второго двигателей на основе следующих данных:

– разницы заданной и текущей Vпр/М

– скорости изменения Vпр.

– угла наклона траектории

– положения закрылков.

При сравнении заданного значения положения РУД (αруд_зад) и текущего положения РУД первого и второго двигателей (αруд1_тек, αруд2_тек) формируются командные сигналы угловой скорости перемещения каждого рычага РУД (ωруд1зад, ωруд2зад). Сформированные командные сигналы скорости перемещения РУД из вычислителей САУ направляются в сервоприводы (СП) РУД. Сервоприводы РУД отрабатывают командные сигналы, перемещая рычаги РУД.

Дальнейшее прохождение сигналов управления тягой двигателей идет по тем же цепям, что и при ручном управлении. Положение рычагов РУД (αруд1_тек, αруд2_тек) определяется с помощью датчиков положения РУД (RVDT). Сигналы положения рычагов РУД направляются в FADEC двигателей, которые управляют подачей топлива в двигатель (Gт).

Для замыкания контура автоматического управления АТ используются следующие сигналы обратной связи:

– сигналы скорости перемещения РУД (ωруд), поступающие в ИВК с электронного модуля БРУД

– сигналы положения РУД (αруд), поступающие из FADEC двигателей

– сигналы скорости Vпр/М, поступающие от СИВСП.

A/T передает на компьютеры системы управления двигателем командные сигналы с целью обеспечения автоматического управления тягой двигателя.

Во время работы A/T управление тягой осуществляется посредством управляющих команд, направляемых от САУ на блок управления рычагами тяги двигателей (БРУД) (Рис. 20).

Автоматическое управление тягой двигателей осуществляется раздельно, как для левого, так и для правого двигателей.

A/T **включается**:

– при нажатии летным экипажем кнопки-табло **A/T** на пульте управления САУ

– на земле и при посадке — при нажатии летным экипажем на кнопку **TO/GA** на любом из РУД (THR LEVER) (Рис. 30)

– автоматически, если активируется функция защиты по углу атаки (**"AFLOOR"**).

Отключение АТ обоих двигателей осуществляется:

– при нажатии летным экипажем кнопки-табло **A/T** на пульте управления САУ, если он был включен

– при нажатии летным экипажем кнопки **A/T DISC** на любом из РУД (THR LEVER)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– если летный экипаж берет на себя управление (пересиливание) обоими РУД (THR LEVER)

– если обнаруживается состояние отказа в системе автоматического управления тягой двигателей.

Отключение АТ одного из двигателей осуществляется при перемещении (пересиливании) соответствующего РУД.

5.4.1 Режимы автомата тяги (A/T)

"SPD" - стабилизация приборной скорости, выбранной в поле SPD

"MACH" - стабилизация числа Маха, выбранного в поле M

"AUTO" - выдерживание расчетного значения скорости/числа Маха

"THRUST" - поддерживается значение тяги двигателя (автоматический режим)

"RETARD" - режим снижения тяги на этапе посадки (рычаги управления тягой должны быть убраны в положение "IDLE")

AFLOOR - режим **"A/T"** активируется автоматически и обеспечивает максимальное значение тяги ("МТО") по достижении условий "AFLOOR".

Режимы АТ выполняются как автономно так и в зависимости от выбранного режима работы **"AP"/"FD"**:

Режимы АТ приведены в (Таблица 4)

Таблица 4 Режимы работы АТ

Режим "АП/FD"	Режим "A/T"
V/S, FPA, ALT, ALT*	SPD/MACH
DES, CLB, TO, GA	THRUST
APPR	SPD
Выравнивание (FLARE) Опускание ПОШ (D-ROT)	RETARD

Режимы АТ включаются на любой скорости в пределах нормального эксплуатационного диапазона и ограничены максимальной и минимальной скоростями, вычисленными САУ и предельной величиной тяги, рассчитанной цифровой системой управления двигателями (FADEC).

Режим **"A/T"** устанавливается активным продольным режимом АП или продольным каналом совместного режима АП. Если не активен ни один из продольных режимов АП, то АТ работает в базовом режиме **"SPEED/MACH"**, за исключением случая выхода скорости за границы допустимого диапазона, при котором включается функция защиты по скорости **"AFLOOR"**.

Управление и индикация автомата тяги показаны на (Рис. 21)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

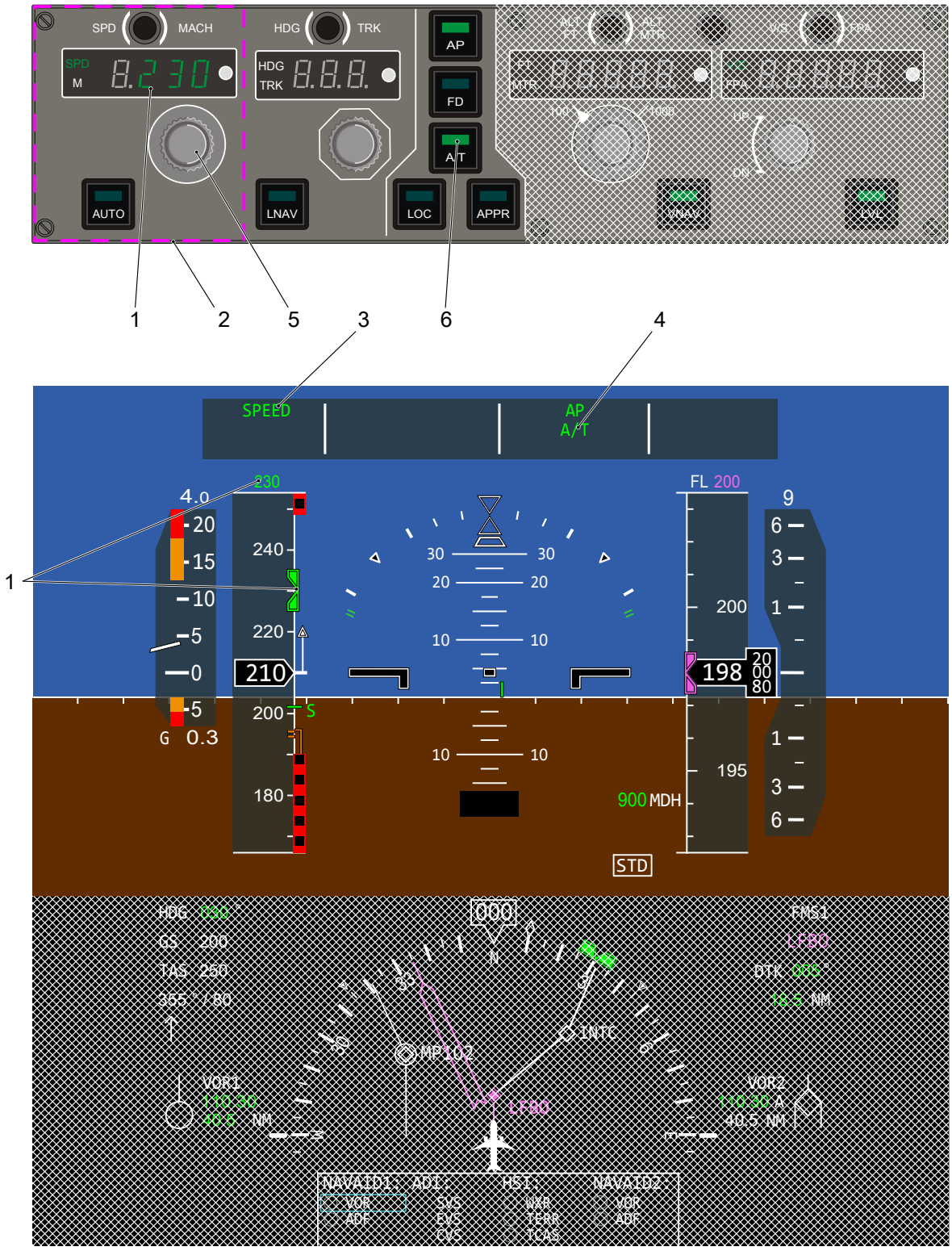


Рисунок 21 Управление и индикация автомата тяги

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 21:

1	Заданная скорость	4	Индикация подключения режимов управления (автомат тяги (AT) - подключен)
2	Зона управления скоростью на ПУ САУ (FCP)	5	Ручка управления SPD/ MACH (установка и подключение установленного значения заданной скорости/числа Маха)
3	Индикация подключения скоростных режимов на индикаторе режимов САУ (FMA) на PFD (Режим "SPEED" - подключен)	6	Кнопка-табло подключения A/T

Выбор режима AT (управление скоростью или управление тягой) определяется способом управления скоростью в активном режиме АП. Если в активном режиме автопилота управление скоростью осуществляется через продольный канал, то AT включается в функцию управления тягой **"THRUST"**. В других случаях AT включается в режим управления скоростью **"SPEED/MACH"**.

При выключенном автопилоте AT включается в **базовом** режиме **"SPEED/MACH"**.

5.4.1.1 **Режим "Стабилизация скорости / числа Маха" ("SPEED/MACH")**

Обеспечивает стабилизацию приборной скорости (Vпр)/числа Маха (M) путем изменения режима работы двигателей (РРД).

Включение режима **"SPEED/MACH"** выполняется:

- при включении AT кнопкой-табло **A/T** на ПУ САУ.
- автоматически (при включенном AT) при включении продольных режимов автопилота "VNAV", "ALT*", "ALT", а также при включении продольного канала совместного режима "Заход на посадку" (этапы "GS*" и "GS") и продольного канала совместного режима "TO".

Ручное управление скоростью с пульта САУ в режиме **"SPEED"** показано на (Рис. 22)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

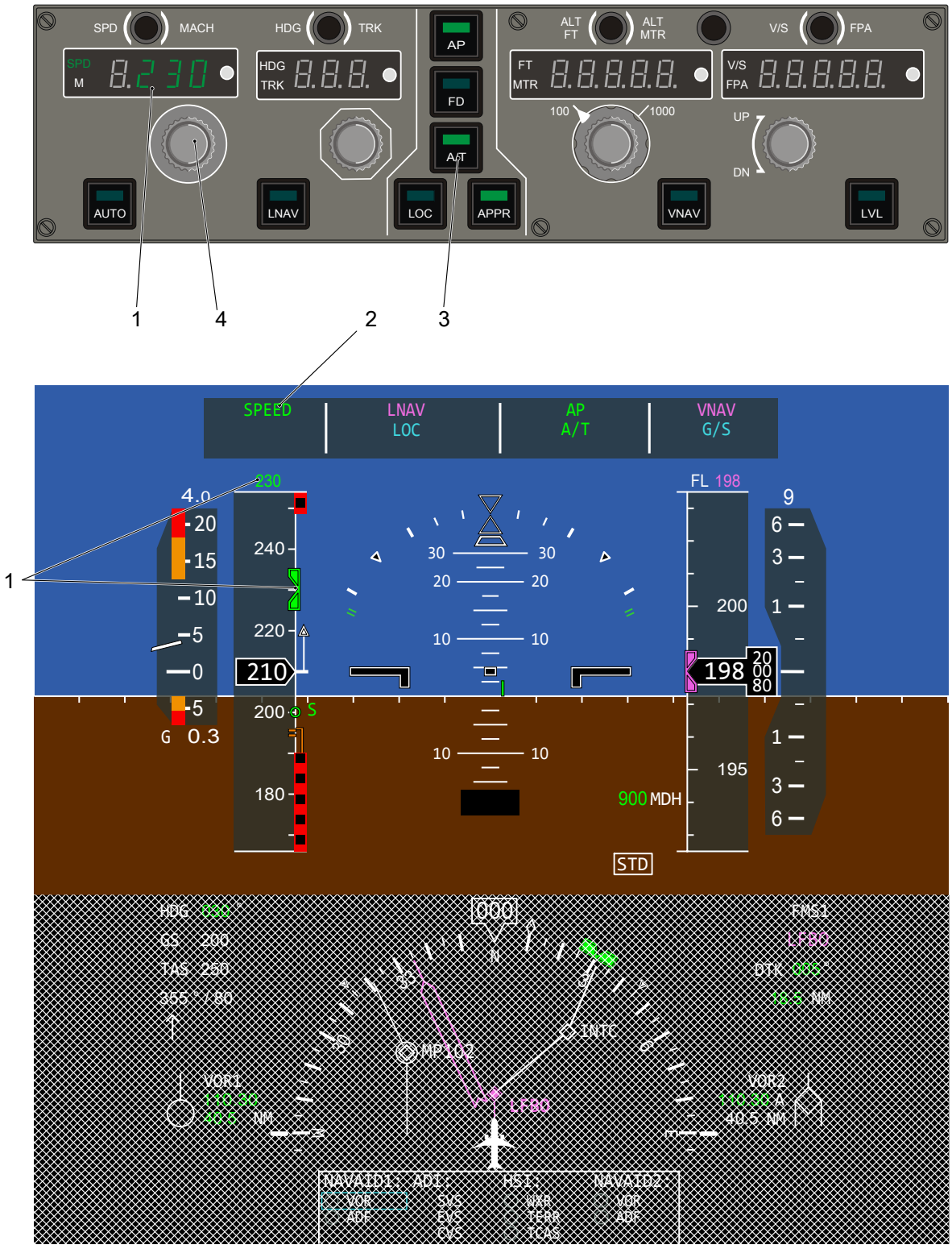


Рисунок 22 Ручное управление скоростью с пульта САУ в режиме "SPEED"

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 22:

1	Заданная скорость	1	Кнопка-табло подключения A/T
1	Индикация подключения скоростных режимов на индикаторе режимов САУ (FMA) на PFD (Режим "SPEED" - подключен)	1	Ручка управления SPD/ MACH (установка и подключение установленного значения заданной скорости/числа Маха)

Ручное управление скоростью с пульта САУ в режиме **"MACH"** показано на (Рис. 23)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

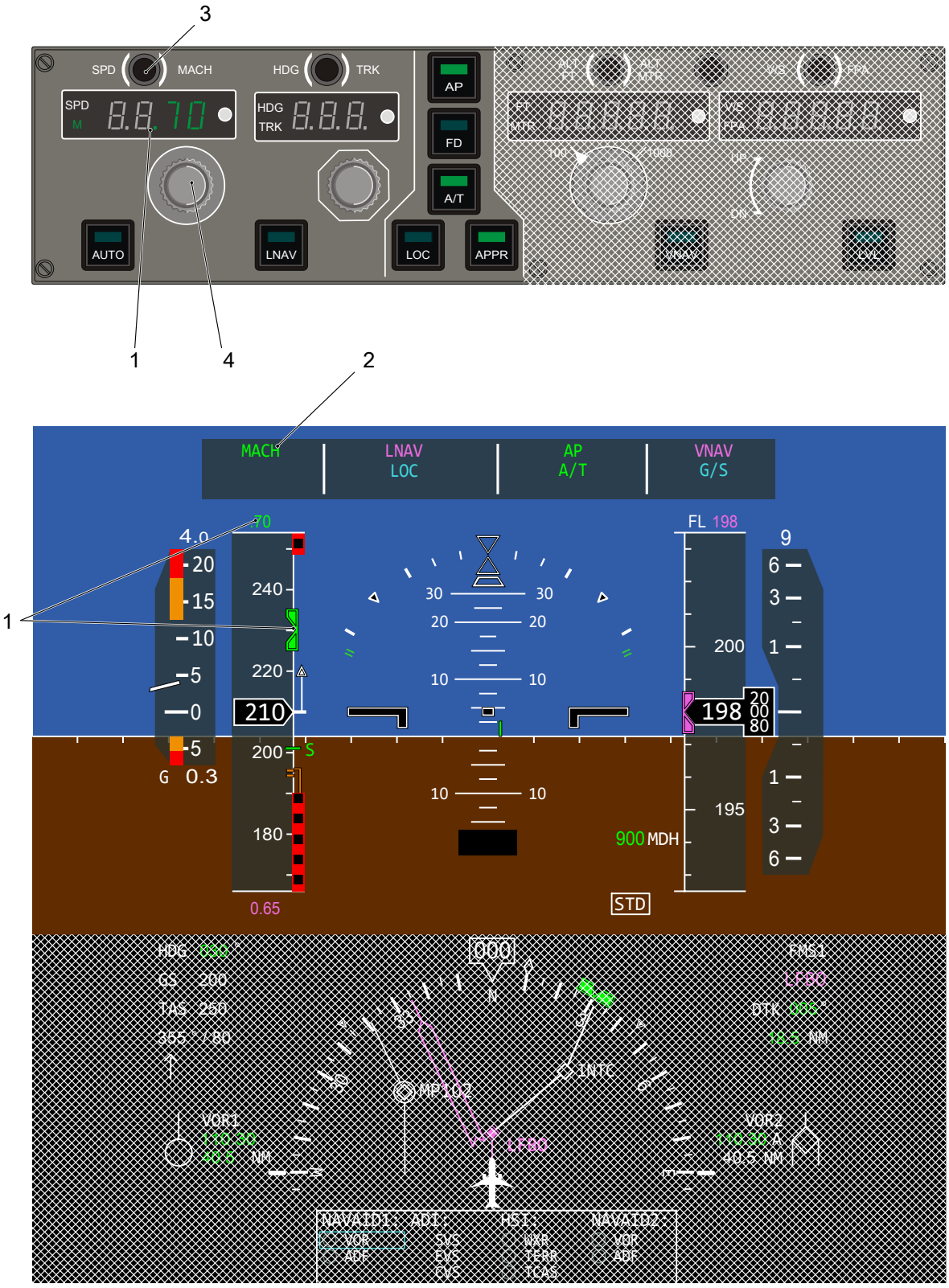


Рисунок 23 Ручное управление скоростью с пульта САУ в режиме "MACH"

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 23:

1	Заданное число Маха ("M")	3	Кнопка SPD/ MACH (переключение между настройками скорости или числа Маха)
2	Индикация подключения скоростных режимов на индикаторе режимов САУ (FMA) на PFD (Режим "MACH" - подключен)	4	Ручка управления SPD/ MACH (установка и подключение установленного значения заданной скорости/числа Маха)

Переключение между **"SPD"** и **"MACH"** осуществляется:

– автоматически при пересечении высоты **H=8000м**

– вручную кнопкой SPD/ MACH на ПУ САУ.

При включении АТ начинает работу со стабилизации скорости, зафиксированной в момент нажатия. При включении АТ на высоте полета **менее 8000м** включается режим **"SPEED"**, на высоте полета **более 8000м** – режим **"MACH"**.

При ручной установке скорости поворотом ручки управления **SPD/MACH** - заданная скорость

контролируется по цифровому индикатору **SPD/M**. Заданная скорость выставляется:

– в режиме "SPEED" – в узлах

– в режиме "MACH" – в числе Маха.

Автоматическое управление скоростью от системы самолетовождения показано на (Рис. 24)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

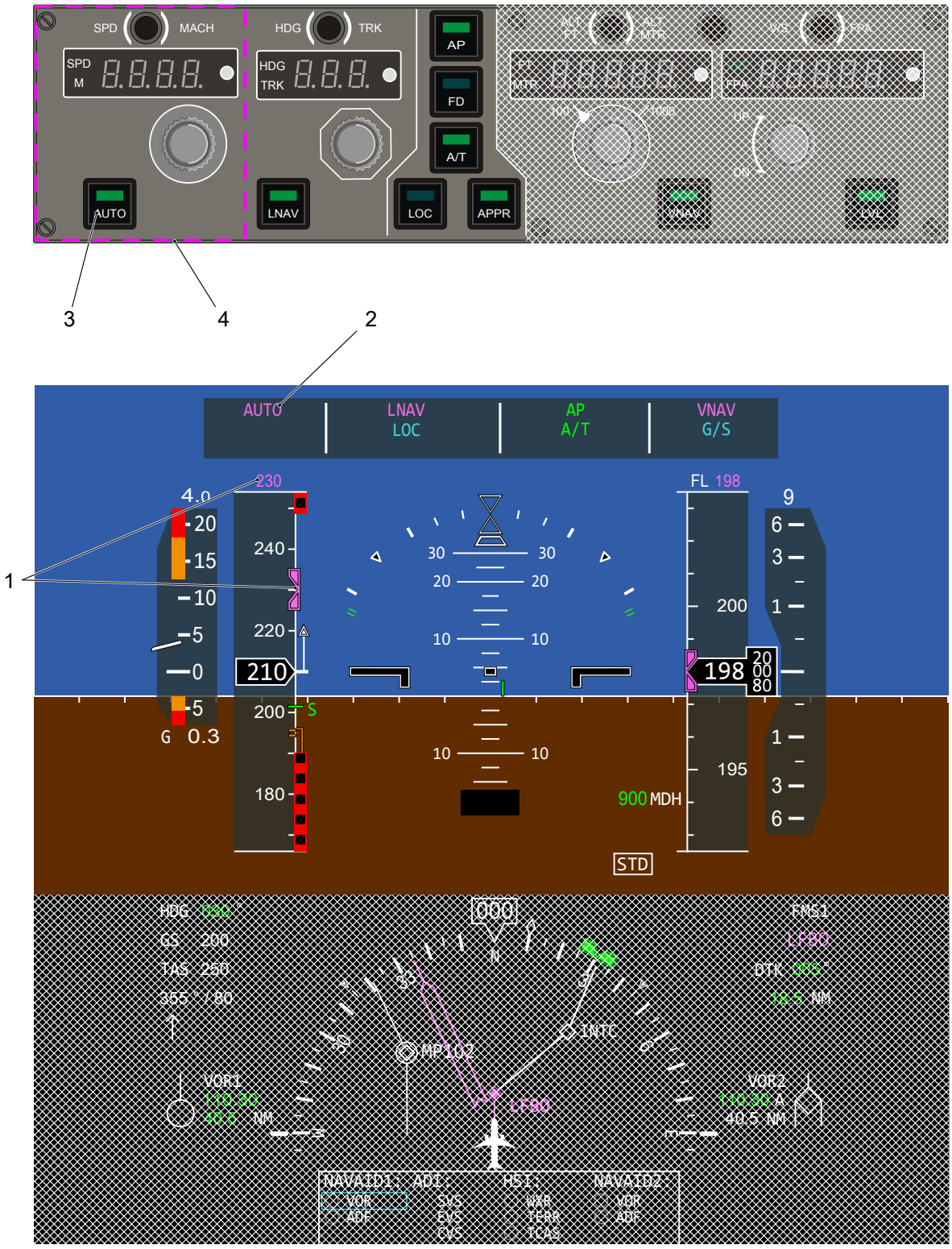


Рисунок 24 Автоматическое управление скоростью от системы самолетовождения

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 24:

1	Заданная скорость (число М) от системы самолетовождения	3	Кнопка-табло **AUTO** - подключения режима автоматического управление скоростью от системы самолетовождения («Скорость от "ВСС").
2	Индикация подключения скоростных режимов на индикаторе режимов САУ (FMA) на PFD (Режим "AUTO" - подключен)	4	Зона управления скоростью

5.4.1.2 **Режим Автоматическое управление скоростью от системы самолетовождения ("Скорость от ВСС").**

Включается при нажатии на ПУ САУ кнопки-табло **AUTO**.

Отключение производится нажатием на ручку управления SPD/ MACH.

Отключение режима **"SPEED/MACH"** выполняется:

– вручную
  - путем отключения АТ (нажатием кнопки-табло **A/T** на ПУ САУ) (Рис. 27)
  - кнопкой **A/T DISC** на РУД (Рис. 30)
  - пересиливанием РУД.
– автоматически при включении функции **"THRUST"** автомата тяги.

5.4.1.3 **Режим "Заданная тяга" ("THRUST")**

Предназначен для задания положения РУД (режима работы двигателей), исходя из потребностей по тяге для выполнения текущего режима АП. При этом управление скоростью осуществляется посредством изменения угла наклона траектории (при ручном управлении посредством отклонения УБРУ по тангажу, при автоматическом управлении – с помощью управляющего воздействия продольного режима АП).

В функции **"THRUST"** установка РУД предусмотрена в четырех фиксированных положениях:

1. "МТО" – максимальный взлетный режим (угол установки РУД αруд - 55°)

2. "МСТ" – режим максимальной продолжительной тяги (αруд - 47°)

3. "MCL" – режим набора высоты (αруд - 41°)

4. "IDLE" – малый газ (αруд - 5°).

Включение функции **"THRUST"** происходит автоматически при включении режимов **"АР"** и **"FD"**, указанных в (Таблица 4).

Функция **"THRUST"** отключается при включении режима **"SPEED/MACH"**.

5.4.1.4 **Режим"Защита диапазона по скорости"**

Предназначен для предупреждения выхода самолета за границы допустимой скорости.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

При подходе к нижней границе допустимой скорости (по сигналу **"AFLOOR"** системы предупреждения сваливания SWS):

– включается АТ, если не был включен

– АТ переводит двигатели на "Взлетный режим"- **"МТО"**.

При подходе к верхней границе допустимой скорости (при включенном АТ) АТ удерживает двигатели на режиме "Малого газа" (**"IDLE"**).

Таблица 5 Соответствие заданного положения РУД с индикацией на указателе режимов АТ

Режим "AP"/"FD"	Индикация на указателе режимов АТ	Заданное положение РУД
"Набор" ("CLB")	"THRUST"	"MCT"- при работающем одном двигателе "MCL"- при работающих обоих двигателях.
"Снижение" ("DES")	"THRUST"	"IDLE"
"Уход на второй круг" ("GA")	"THRUST"	"МТО"
"Директорный взлет" ("ТО")	"THRUST"	"МТО" или режиму пониженной тяги "Flex/Derate"
"Выравнивание" ("FLARE") "Опускание ПОШ" ("D-ROT")	"RETARD"	"IDLE"

5.5 Режимы полета "AP/FD"

Режимы полета отображаются на PFD на FMA (Рис. 31).

5.5.1 Режимы "AP/FD" в вертикальной плоскости

– **"FPA"** - стабилизация угла наклона траектории выбранная в поле FPA

– **"V/S**" - стабилизация вертикальная скорость, выбранная в поле V/S

– **"LVL"** - стабилизация высота/эшелон полета

– **"ALT**" - выход на заданный эшелон

– **"CLB"** - режим набора высоты

– **"DES**" - режим снижения

– **"VNAV"** - выдерживание заданной вертикальной траектории навигации по сигналам от системы самолетовождения (включая этап захода на посадку)

– **"G/S**" - отслеживается глиссадный луч (заход на посадку)

– **"FLARE"** - перед касанием шасси самолета земли активируется режим выравнивания

– **"D-ROT**" - коррекция вращения самолета при посадке

– **"FDD"** - ограничение выхода на максимальную и минимальную приборную скорости – функция защиты диапазона (ФЗД).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

5.5.2 Режимы "AP/FD" в горизонтальной плоскости

– **"HDG"** - стабилизация курса, выбранного в поле HDG

– **"TRK"** - стабилизация линии пути, выбранной в поле TRK

– **"TO TRK"** - режим выдерживания курса взлета

– **"LOC"** - управление только по сигналам курсового радиомаяка (заход на посадку)

– **"ALIGN"** - выполняется синхронизация перед посадкой курса самолета с осью взлетно-посадочной полосы

– **"ROLLOUT"** - выдерживание оси взлетно-посадочной полосы в процессе пробега

– **"LNAV"** - выдерживается заданная траектория навигации в горизонтальной плоскости

по сигналам от системы самолетовождения (ВСС), включая этап захода на посадку.

5.5.3 Общие режимы "AP/FD"

– **"TO" -** режим взлета выполняется только в директорном режиме "FD" (АП выключен) вдоль продольной и поперечной осей. Обеспечивается автоматическое регулирование тяги

режим "TO" активируется (подключается) в следующих случаях:

- переключатель TO/GA нажат на одном или на двух РУД
- РУД перемещаются в положение "МТО" или "МСТ"

– **"GA" -** режим ухода на второй круг, обеспечивает подачу команд АР и FD вдоль продольной и поперечной осей. Режим "Уход на 2 круг" выполняется только из режима "Заход на посадку"

режим "GA" активируется (подключается) в следующих случаях:

- переключатель TO/GA нажат на одном или на двух РУД
- РУД перемещаются в положение "МТО" ("TO/GA")

  режим "Уход на 2 круг" выполняется только из режима "Заход на посадку"

  при выполнении режима "Уход на 2 круг" обеспечивается:

- стабилизация курса полосы, вычисленного на этапе стабилизации курсовой зоны
- стабилизация вертикальной скорости (в наборе высоты)
- стабилизация тяги в положении "МТО"

  включение режима "Уход на 2 круг" сопровождается перемещением РУД в положение "МТО"

– **"APPR" -** режим захода на посадку, обеспечивает подачу команд АП и FD вдоль продольной и поперечной осей. Автоматическое управление тягой обеспечивается до начала снижения тяги ("RETARD").

Режим захода на посадку приводится в готовность при нажатии летным экипажем кнопки-табло **APPR**.

Режим захода на посадку может активироваться автоматически под управлением ВСС.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Данный режим обеспечивает заход на посадку по маякам ILS или по сигналам ГЛОНАСС/GPS.

Этапы режима заход на посадку ("APPR"):

– выход в курсовую зон

– "LOC" - стабилизация курсовой зоны

– выход в глиссадную зону (выход в глиссадную зону может быть выше или ниже ее, но только если произведен выход в курсовую зону)

– "G/S" - стабилизация глиссадной зоны

– "Доворот"

– "FLARE" - выравнивание

– "RETARD" - сброс газа

– "ROLLOUT" - выдерживание направления на пробеге вдоль осевой линии ВПП.

6 Органы управления и индикации САУ

Приборы управления и индикации автоматического полета показаны на (Рис. 1)

В зависимости от установленного режима САУ управление может осуществляться **вручную** с ПУ САУ (Рис. 25) или **автоматически** системой самолетовождения.

С пульта управления САУ осуществляется **ручное** управление заданными параметрами полета (выставка заданной высоты, скорости полета и т.д.).

ПУ САУ условно делится на пять зон (Рис. 25):

© ПАО "Корпорация "Иркут"

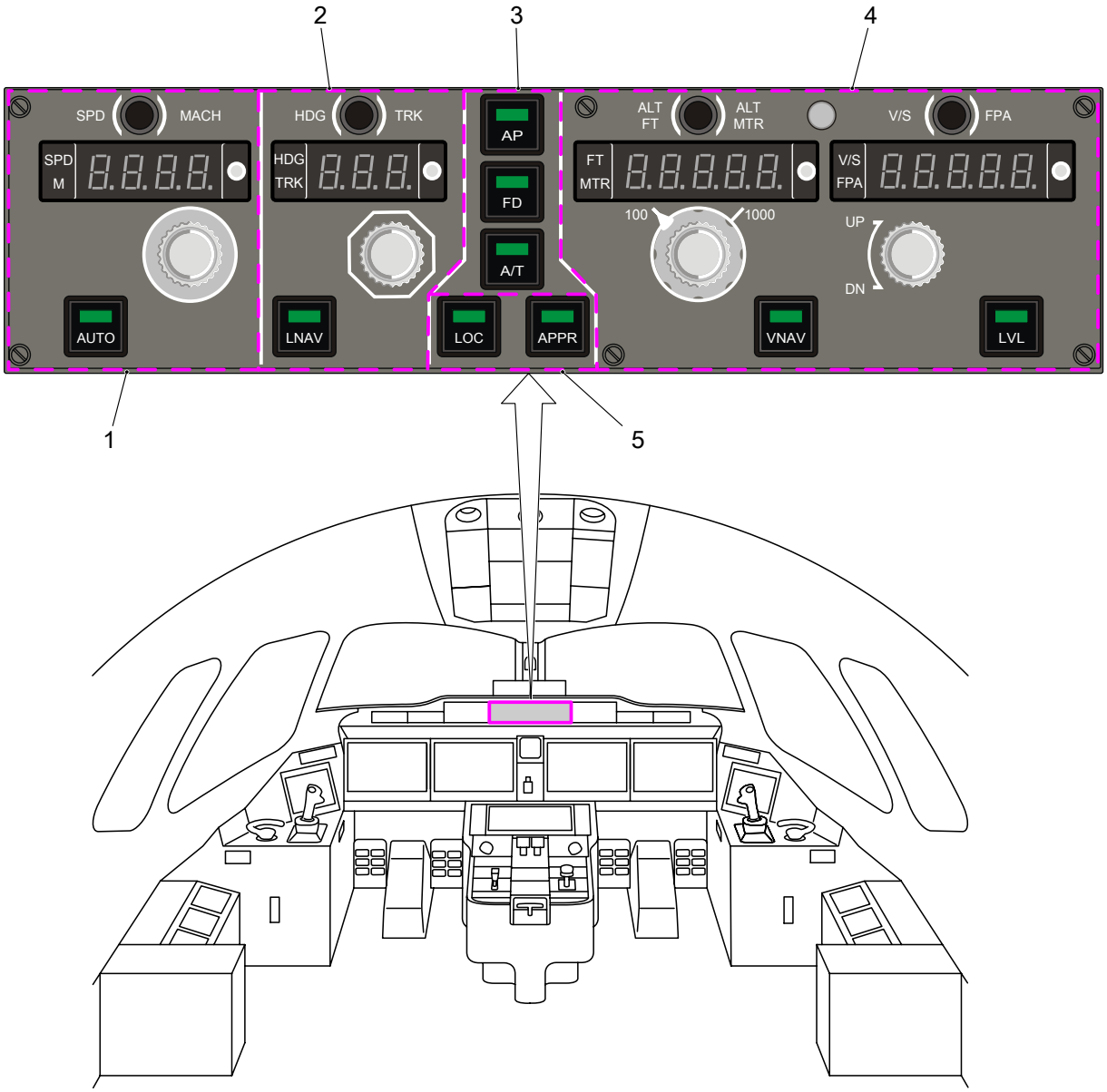


Рисунок 25 Внешний вид, расположение и зоны пульта управления САУ

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 25:

1	Зона управления скоростью/ числом М ("SPEED/MACH")	**4**	Зона управления вертикальными режимами ("VNAV")
2	Зона управления горизонтальными режимами ("LNAV")	**5**	Зона управления режимами захода на посадку ("LOC", "APPR")
3	Зона управления АП, ДУ и АТ ("AP", "FD", "A/T")		

Система самолетовождения формирует заданные параметры полета **автоматически** по заданному экипажем плану полета. Экипаж управляет планом полета (вводит, выбирает и корректирует план полета) с помощью пультов-трекболов **ПТ-3Л (П)** (Рис. 1 (поз.3)).

Таким образом, с пультов **ПТ-3Л (П)** производится долговременное взаимодействие между экипажем и САУ (выбор и изменение плана всего полета). С пульта управления САУ производится кратковременное взаимодействие (например, неотложное изменение высоты полета).

Информация о работе САУ выводится на следующие индикаторы (Рис. 1):

– командно-пилотажные индикаторы - КПИ (PFD) (поз.6)

– синоптическую страницу КСУ (поз.8)

– цифровые индикаторы и кнопки-табло ПУ САУ (поз.1).

Включение САУ выполняется с помощью кнопок-табло **AP**/**FD**/**A/T** на ПУ САУ (поз.1/2/3 соответственно) (Рис. 27).

САУ может быть **включено**:

– на земле для диагностики САУ при наличии сигнала "Шасси обжато" и выключенных МСУ

– в полете на барометрической высоте **более 100 ft AGL**.

Выключение САУ штатно выполняется с помощью :

– кнопок-табло **AP**/**FD**/**A/T** на ПУ САУ (поз.1/2/3 соответственно) (Рис. 27)

– кнопок **AP OFF/SS PRIOR** на УБРУ (Рис. 29)

– кнопок **A/T DISC** на рычагах БРУД (Рис. 30).

Нештатно САУ может быть выключено:

– вручную пересиливанием УБРУ, ППУ, рычагов БРУД

– автоматически при отказе задействованного оборудования (БУ, датчиков БРЭО).

В каждом канале управления САУ (боковом, продольном или канале тяги) одновременно возможно подключение не более одного режима или этапа режима в фазе "Выполняется".

6.1 Пульт управления режимами САУ

Пульт управления системы автоматического управления (ПУ САУ) обеспечивает формирование команд управления для автоматического и директорного управления рулевыми поверхностями и автоматического управления тягой двигателей.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ПУ САУ структурно построен по схеме двухканального резервирования с дублированием основных функциональных устройств.

ПУ САУ во взаимодействии с вычислителями САУ обеспечивает включение, отключение и индикацию режимов работы АР и АТ, а также индикацию задаваемых параметров полета и возможность их изменения при помощи задатчиков на лицевой панели.

ПУ САУ установлен на козырьке приборной доски в кабине экипажа.

6.1.1 Пульт управления САУ — левая часть

Пульт управления САУ (левая часть) показан на (Рис. 26)



Рисунок 26 Пульт управления САУ — левая часть

Условные обозначения к Рис. 26:

1	Индикация заданного значения скорости/числа Маха	7	Индикация заданного значение курса/путевого угла
2	Выбор индикации заданного значения скорости или числа Маха	8	Выбор индикации заданного значения курса или путевого угла
3	Кнопка **Speed/Mach** (переключение между настройками скорости или числа Маха)	9	Кнопка **HDG/TRK** (переключение между заданными значениями курса или путевого угла)
4	Кружок белого цвета: – подсвечивается - автопилот (АП) выдерживает значения	10	Кружок белого цвета: – подсвечивается - АП выдерживает значения курса/ путевого угла,

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 26:

	скорости/числа Маха, расчитанных в вычислительной системе самолетовождения (ВСС)		рассчитанных в ВСС
	– не подсвечивается - АП выдерживает значения скорости/числа Маха, выбранные летным экипажем		– не подсвечивается - АП выдерживает значения курса/ путевого угла, выбранных летным экипажем.
5	Кнопка-табло **AUTO** подключения режима выдерживания скорости/ числа Маха, расчитанных в вычислительной системе самолетовождения (ВСС):	**11**	Кнопка-табло **"LNAV"**:
	– полоса зеленого цвета подсвечивается - режим подключен		– полоса зеленого цвета подсвечивается - подключен режим "LNAV"
	– полоса зеленого цвета не подсвечивается - режим отключен		– полоса зеленого цвета не подсвечивается - отключен режим "LNAV".
6	Ручка управления **SPD/ MACH**:	**12**	Ручка управления **HDG/TRK**:
	– ручка - установка заданного значения скорости/числа Маха		– ручка - установка заданного значения курса/ путевого угла
	– нажатие - подключение установленного значения скорости/числа Маха.		– нажатие - подключение установленного значения курса/ путевого угла самолета.

6.1.2 Пульт управления САУ — центральная часть

Пульт управления САУ (центральная часть) показан на (Рис. 27)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

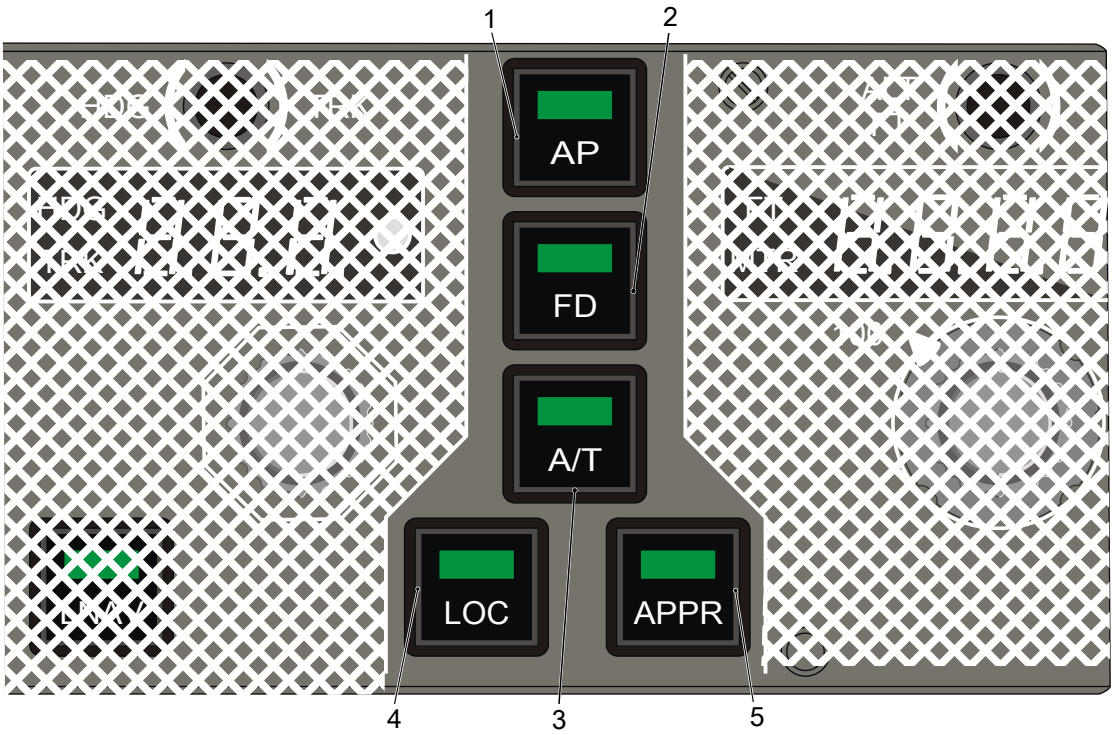


Рисунок 27 Пульт управления САУ — центральная часть

Условные обозначения к Рис. 27:

1 Кнопка-табло **AP**:

- полоса зеленого цвета подсвечивается - автопилот подключен
- полоса зеленого цвета не подсвечивается - автопилот отключен

2 Кнопка-табло **FD**:

- полоса зеленого цвета подсвечивается - FD подключены, отображаются на PFD
- полоса зеленого цвета не подсвечивается -

4 Кнопка-табло **LOC**:

- полоса зеленого цвета подсвечивается - режим "LOC" активирован/ подключен
- полоса зеленого цвета не подсвечивается - режим "LOC" деактивирован/ отключен

5 Кнопка-табло **APPR**:

- полоса зеленого цвета подсвечивается - режим захода на посадку активирован/ подключен
- полоса зеленого цвета не подсвечивается -

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 27:

	FD отключены, убраны с PFD	режим захода на посадку деактивирован/ отключен

3 Кнопка-табло **A/T**:

– полоса зеленого цвета подсвечивается - A/T подключен

– полоса зеленого цвета не подсвечивается - A/T отключен

6.1.3 Пульт управления САУ — правая часть

Пульт управления САУ (правая часть) показан на (Рис. 28)



Рисунок 28 Пульт управления САУ — правая часть

Условные обозначения к Рис. 28:

1	Индикация заданного значение высоты (FT/MTR)	**8**	Индикация заданного значение **VS/FPA.**
2	Выбор индикации заданного значения высоты в FT или MTR	**9**	Выбор индикации заданного значения VS или FPA

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 28:

3 Кнопка **ALT** - переключает выбор индикации в метрах (MTR) или в футах (FT)

4 Кружок белого цвета:

- подсвечивается - АП выдерживает высоты, рассчитанные в БСС
- не подсвечивается - АП выдерживает значение высоты, выбранное летным экипажем

5 Наружная ручка **ALT**:

- "100" - приращение высоты осуществляется с значением кратным 100 футов или метров
- "1000" - приращение высоты осуществляется с значением кратным 1000 футов или метров

6 Внутренняя ручка **ALT**:

- ручка - установка заданного значения высоты
- нажатие - подключение установленного значения высоты

7 Кнопка-табло режима **"VNAV"**:

- полоса зеленого цвета

10 Кнопка **VS/FPA** (переключает выбор индикации между VS или FPA)

11 Кружок белого цвета:

- подсвечивается - АП выдерживает значение VS/FPA, рассчитанное в БСС
- не подсвечивается - АП выдерживает значение VS/FPA, выбранное летным экипажем

12 Ручка **UP**/**DN** (VS/FPA):

- ручка - установка заданного значения VS/FPA
- нажатие - подключение установленного значения VS/FPA

13 Кнопка-табло **LVL**:

- полоса зеленого цвета подсвечивается - подключен режим "Стабилизация высоты"
- полоса зеленого цвета не подсвечивается - отключен режим "Стабилизация высоты"

14 **Фотодатчик** - изменение уровня свечения индикаторов в зависимости от освещенности в кабине

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 28:

подсвечивается - подключен режим "VNAV"

– полоса зеленого цвета не подсвечивается - отключен режим "VNAV"

6.2 Боковые ручки управления самолетом

У КВС и второго пилота имеются боковые ручки управления самолетом, установленные на соответствующих боковых консолях, для осуществления ручного управления самолетом.

Боковые ручки управления самолетом показаны на (Рис. 29)

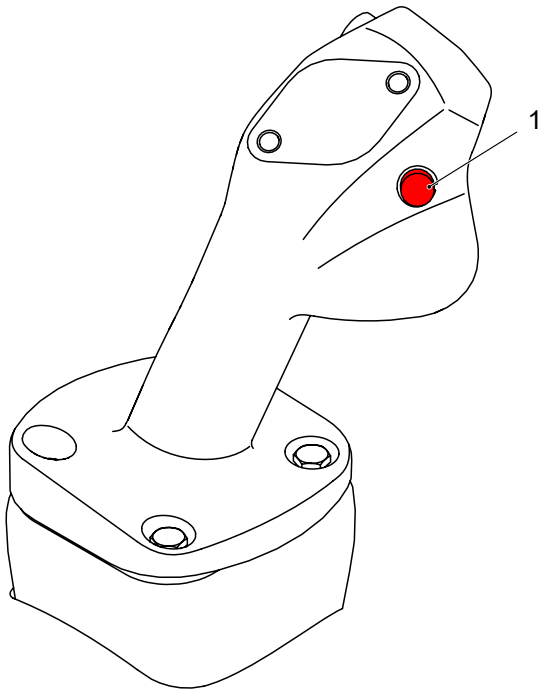


Рисунок 29 Боковые ручки управления самолетом

Условные обозначения к Рис. 29:

1 Переключатель красного цвета **AP OFF/SS PRIOR** :

– первое нажатие - отключение АП. Отключение может быть выполнено с каждой из двух боковых ручек

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 29:

управления самолетом

– второе нажатие - сброс предупреждения **"AP OFF"**.

6.3 Рычаги управления двигателями (РУД)

Рычаги управления двигателями (РУД) показаны на (Рис. 30)

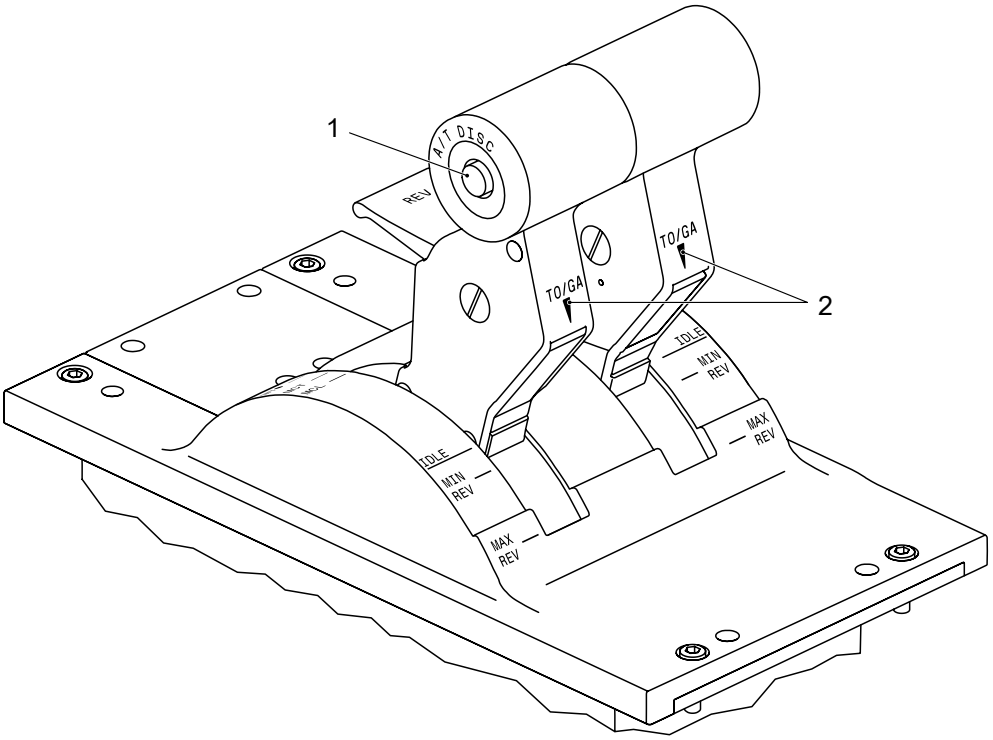


Рисунок 30 Рычаги управления двигателями (РУД)

Условные обозначения к Рис. 30:

1 Кнопка **A/T DISC**:

– нажатие - отключение A/T.

2 Переключатели **TO/GA**:

– нажатие - подключение режима **"TO"** или **"GA"** (может подключаться с помощью переключателя расположенного на любом из РУД (THR LEVER).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

6.4 Индикация на комплексном пилотажном индикаторе (PFD)

6.4.1 На индикаторах КПИ (PFD) отображается следующая информация САУ :

– установленные/подготовленные режимы САУ на указателе режимов САУ

– директорная планка угла наклона траектории на режимах автопилота "TRK" и "FPA" или директорные планки тангажа и крена на других режимах АП

– заданные высотно-скоростные, траекторные и навигационные параметры полета.

Индикация параметров и режимов САУ на командно-пилотажном индикаторе (PFD) показана на (Рис. 31)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

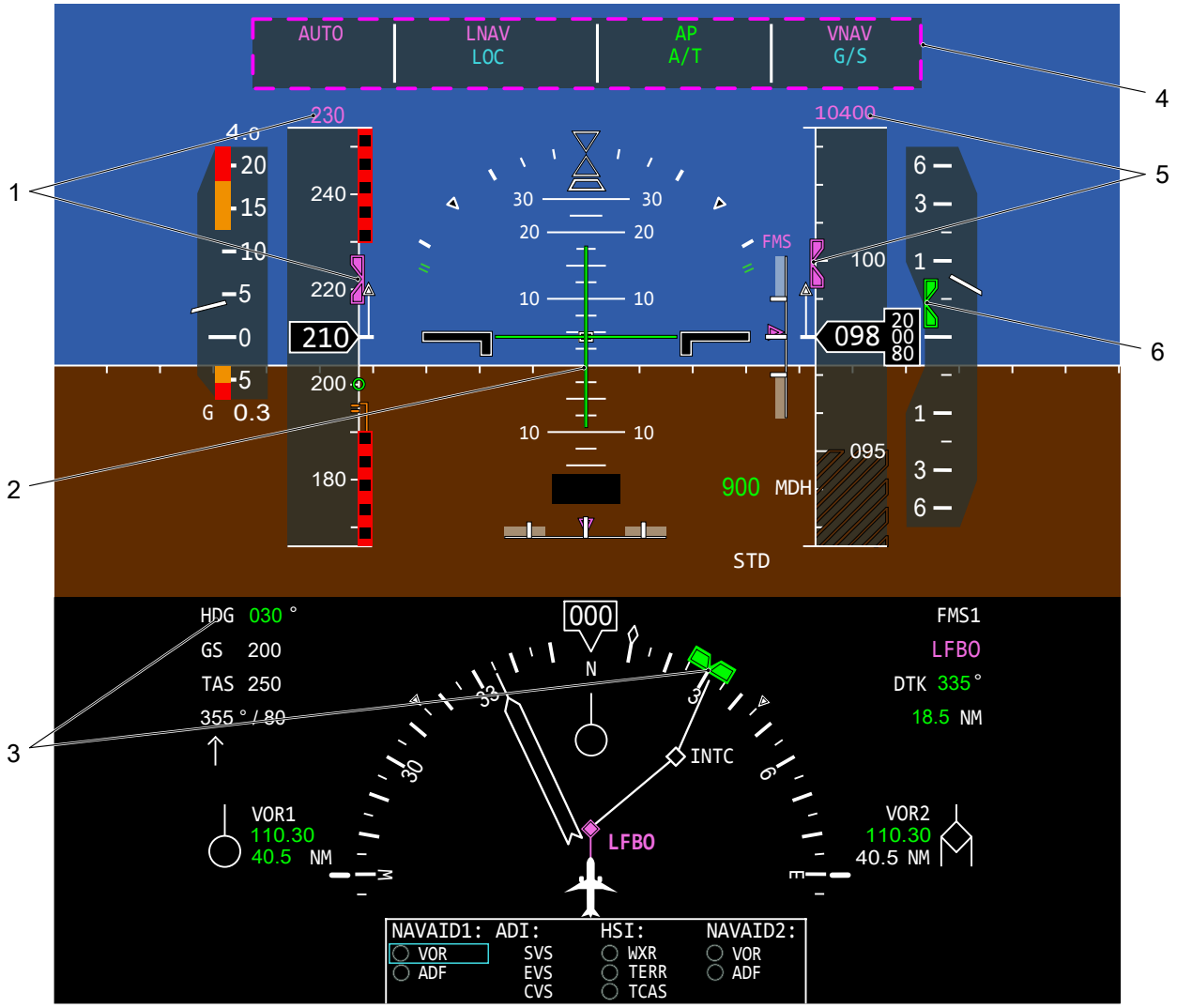


Рисунок 31 Индикация параметров и режимов САУ на командно-пилотажном индикаторе (PFD)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 31:

1	Заданная скорость/число M	**4**	Индикатор режимов САУ (FMA) на КПИ (PFD)
2	Директорные планки крена и тангажа	**5**	Заданная высота/эшелон
3	Заданный курс/путевой угол	**6**	Заданная вертикальная скорость

6.4.2 При отображении параметров полета используется следующая цветовая кодировка:

6.4.2.1 **Белым цветом** отображаются предварительно установленные (вручную с ПУ САУ) параметры.

Индикация на КПИ и ПУ САУ **предварительно установленных** параметров САУ показана на (Рис. 32)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

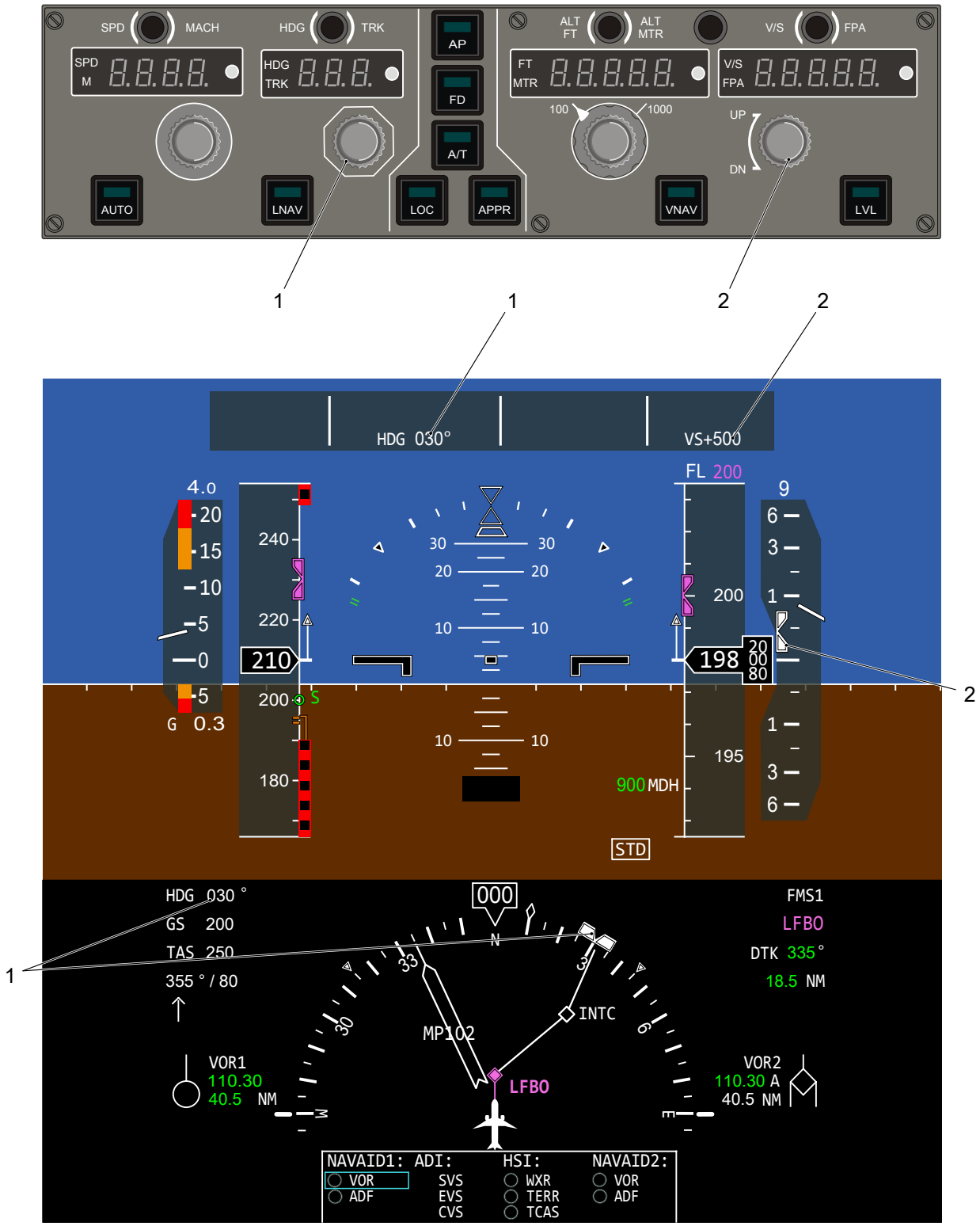


Рисунок 32 Индикация на КПИ и ПУ САУ предварительно установленных параметров САУ

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 32:

1	Предварительная установка курса/путевого угла (АП в режиме "HDG")	**2**	Предварительная установка вертикальной скорости (АП в режиме "VS")

6.4.2.2 **Зеленым цветом** – заданные **вручную** (с ПУ САУ) параметры.

Индикация на КПИ параметров САУ, заданных **вручную** показана на (Рис. 33)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

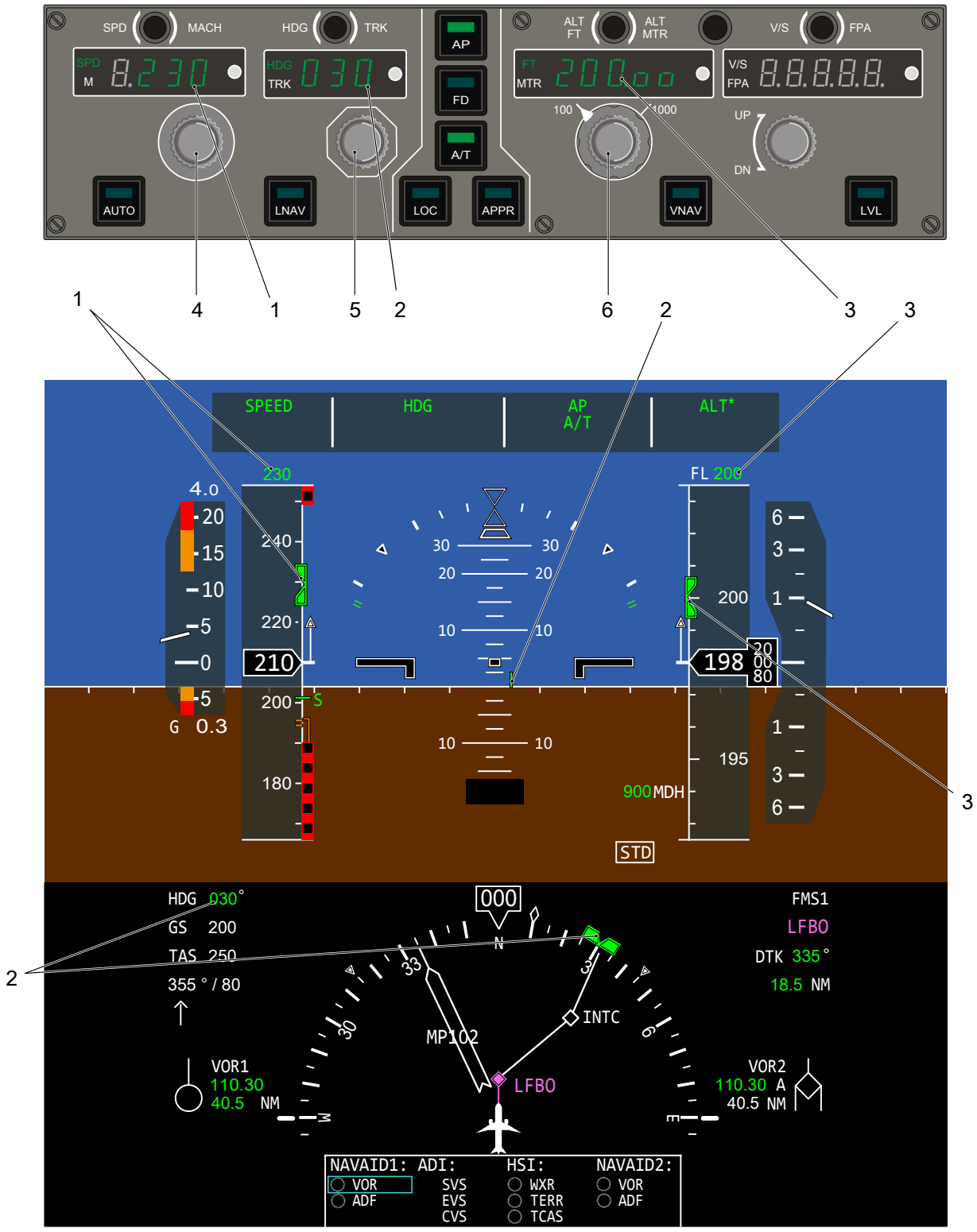


Рисунок 33 Индикация на КПИ параметров САУ, заданных вручную

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 33:

1	Заданное значение скорости/ числа Маха	**4**	Ручка управления SPD/ MACH (установка и подключение заданного значения скорости/ числа Маха)
2	Заданное значение курса / путевого угла	**5**	Ручка управления HDG/TRK (установка и подключение установленного значения курса / путевого угла)
3	Заданное значение высоты (FT/ MTR)	**6**	Внутренняя ручка ALT (установка и подключение установленного значения высоты в FT/MTR)

6.4.2.3 **Малиновым** (**маджента) цветом** – параметры, заданные системой самолетовождения автоматически (кроме заданного системой самолетовождения путевого угла, который отображается зеленым цветом).

Индикация на КПИ параметров САУ, заданных **автоматически** показана на (Рис. 34)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

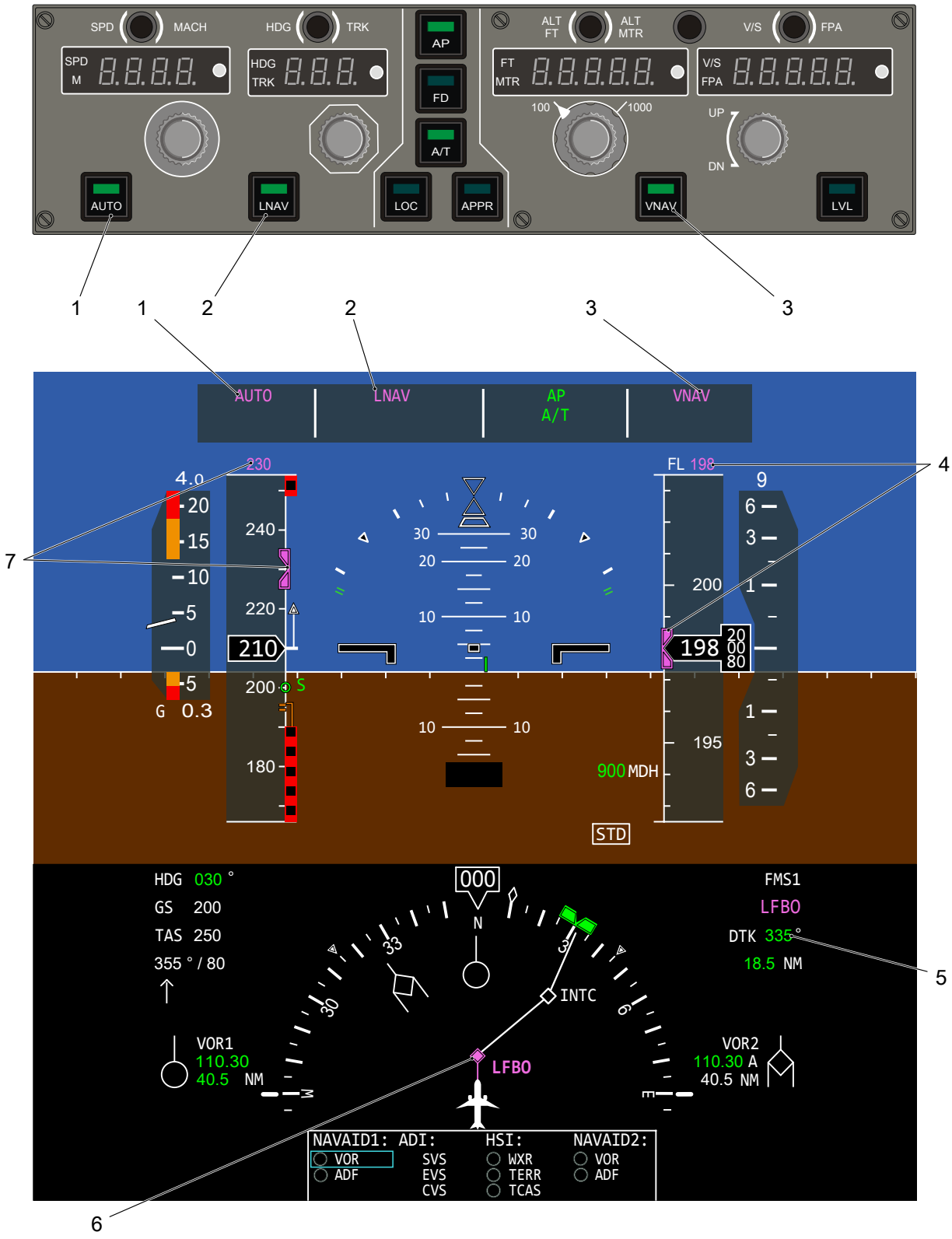


Рисунок 34 Индикация на КПИ параметров САУ, заданных автоматически

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 34:

1	Кнопка-табло подключения АТ в режим "AUTO"	**5**	Заданный путевой угол
2	Кнопка-табло подключения АП в режим "LNAV"	**6**	Заданный маршрут
3	Кнопка-табло подключения АП в режим "VNAV"	**7**	Заданная скорость/число М
4	Заданная высота/эшелон		

6.4.3 Указатель режимов САУ (FMA) на командно-пилотажном индикаторе (PFD) и зоны управления и индикации пульта управления САУ (FCP)

Указатель режимов САУ (**FMA**) индицируется в верхней части КПИ (PFD). Указатель режимов САУ имеет четыре столбца и две строки.

Зоны указателя режимов САУ (**FMA**) соответствуют зонам ПУ САУ.

Соответствие зон на пульте управления САУ и указателе режимов САУ (**FMA**) показаны на (Рис. 35)

Столбцы соответствуют следующим зонам:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

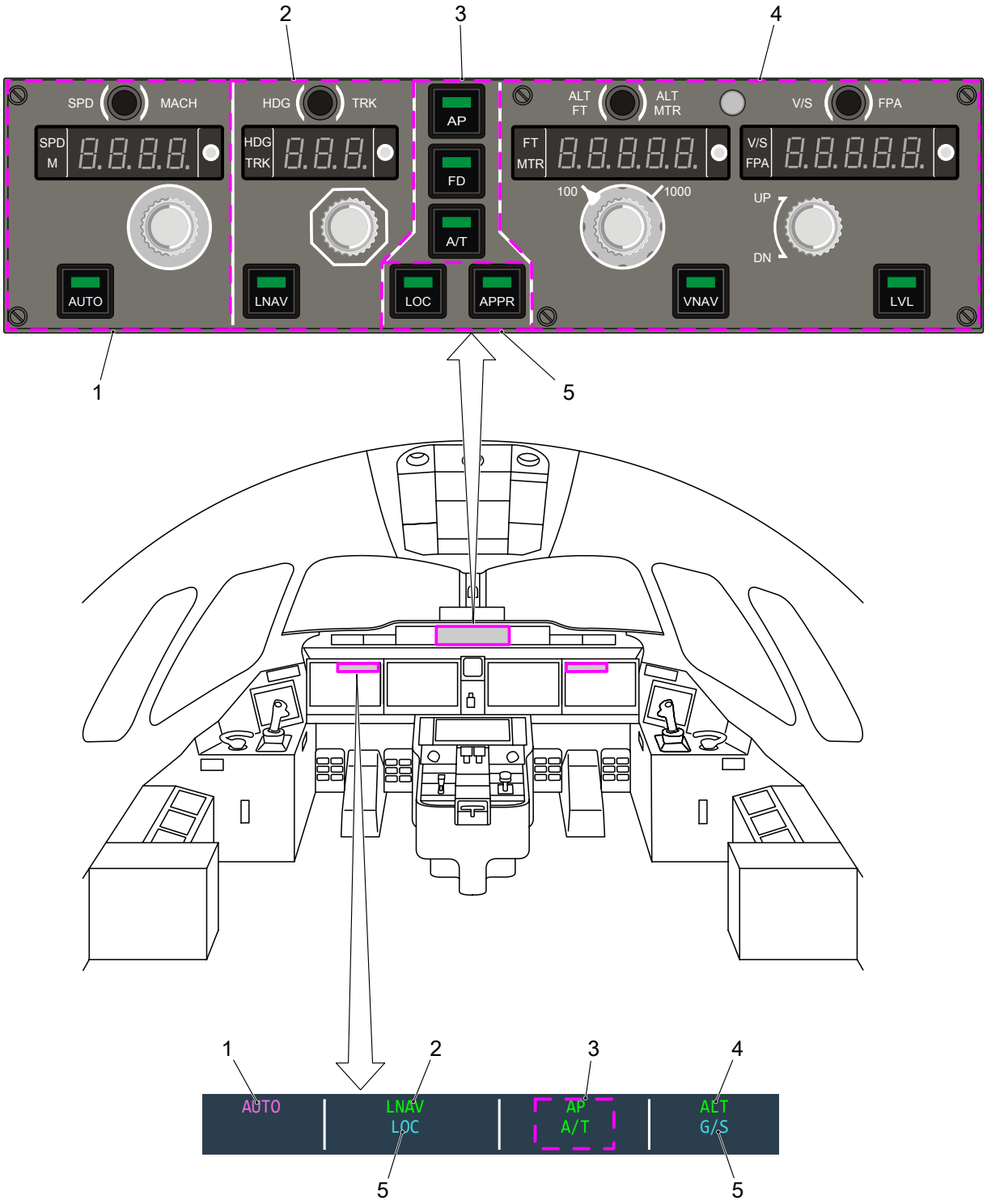


Рисунок 35 Соответствие зон на пульте управления САУ (FCP) и указателе режимов САУ (FMA) на PFD

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 35:

1 Зона скоростных режимов (режимы AT) - индикации и управление скоростью, числом M:

- в первой строке индицируются включенные режимы
- во второй строке – подготовленные режимы.

1 Зона индикации и управления горизонтальными режимами:

- в первой строке индицируются включенные режимы
- во второй строке – подготовленные режимы.

1 Зона индикации и подключения режимов управления АП, ДУ и АТ ("AP", "FD", "A/T"):

- отображается статус AP, FD и A/T(подключены/ не подключены)
- категория захода на посадку (APP1, APP2, APP3).

1 Зона индикации и управления вертикальными режимами:

- в первой строке индицируются включенные режимы
- во второй строке – подготовленные режимы.

1 Управление режимами захода на посадку ("APPR", "LOC").

6.4.4 Сигнализатор режима полета (FMA)

6.4.4.1 Зона управления тягой на FMA (первый столбец).

Сигнализатор режима полета (первый столбец) показан на (Рис. 36)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

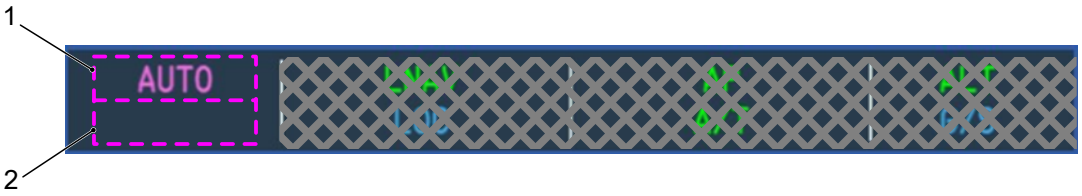


Рисунок 36 Сигнализатор режима полета — первый столбец

Условные обозначения к Рис. 36:

1	Индикация активного режима автомата тяги (AT): – зеленого цвета - **"SPEED"**, **"MACH"**, **"THRUST"**, **"RETARD"** – цвета маджента - **"AUTO"** – красного цвета - **"AFLOOR"** (TBD)	2	Зона готовности режима автомата тяги (AT)

6.4.4.2 Зона активного режима автоматических функций в горизонтальной плоскости на FMA (второй столбец).

Сигнализатор режима полета (второй столбец) показан на (Рис. 37)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

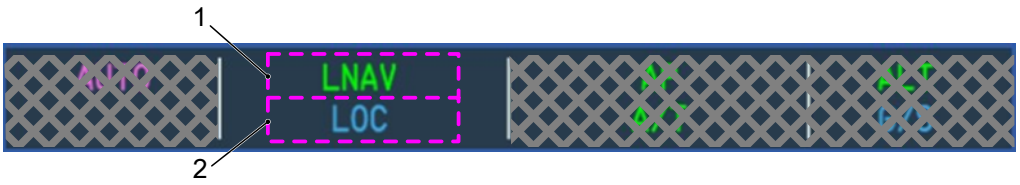


Рисунок 37 Сигнализатор режима полета — второй столбец

Условные обозначения к Рис. 37:

1	Индикация **активного** режима навигации в горизонтальной плоскости: – зеленого цвета - **"HDG"**, **"TRK"**, **"TO TRK"**, **"LOC"**, **"LOC*"** **"ALIGN"**, **"ROLLOUT"** – цвета маджента - **"LNAV"**	2	Индикация **готовности** режима навигации в горизонтальной плоскости: – синего цвета - **"LOC"**, **"LOC*"** – белого цвета - **"HDG"**, **"TRK"** с соответствующими значениями (в ходе предварительного выбора)

6.4.4.3 Зона активного режима автоматических функций на FMA (третий столбец)

Сигнализатор режима полета (третий столбец) показан на (Рис. 38)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

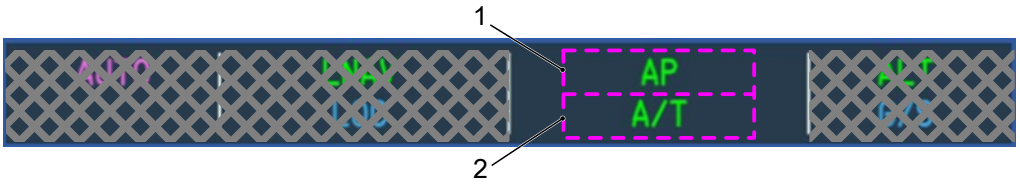


Рисунок 38 Сигнализатор режима полета — третий столбец

Условные обозначения к Рис. 38:

1 Индикация подключения **АП**/**FD**:

– зеленого цвета:

- АП - **"AP"** и **"FD"** подключены
- FD - **"FD"** подключены

– индикация отсутствует - **"AP"** и **"FD"** не подключены

2 Индикация подключения **A/T**:

– зеленого цвета - **"A/T"** подключен

– индикация отсутствует - **"A/T"** не подключен

6.4.4.4 Зона активного режима автоматических функций в вертикальной плоскости на FMA (четвертый столбец)

Сигнализатор режима полета (четвертый столбец) показан на (Рис. 39)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

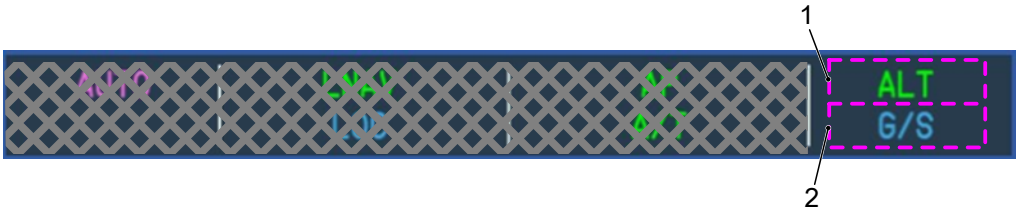


Рисунок 39 Сигнализатор режима полета — четвертый столбец

Условные обозначения к Рис. 39:

1	Индикация **активного** режима навигации в вертикальной плоскости: – зеленого цвета - **"VS"**, **"FPA"**, **"CLB"**, **"DES"**, **"LVL"**, **"ALT"**, **"ALT*"**, **"G/S"**, **"G/S*"**, **"FLARE"**, **"D-ROT"** – цвета маджента - **"VNAV"**	2	Индикация **готовности** режима навигации в вертикальной плоскости: – синего цвета - **"G/S"**, **"G/S*"** – белого цвета - **"VS"**, **"FPA"**, **"ALT"** с соответствующими значениями (в ходе предварительного выбора).

6.4.5 Индикация FD на комплексном пилотажном индикаторе (PFD)

Индикация FD на комплексном пилотажном индикаторе показана на (Рис. 40)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

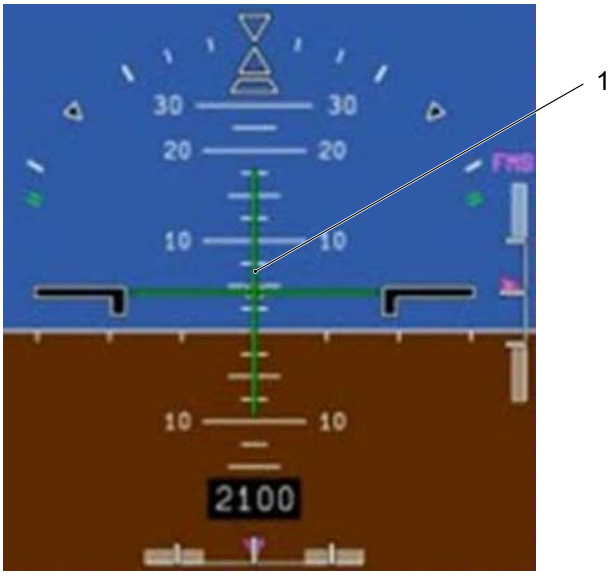


Рисунок 40 Комплексный пилотажный индикатор

Условные обозначения к Рис. 40:

1 Директорные планки

6.4.6 Индикация воздушной скорости

На шкале воздушной скорости отображаются индикатор и значения воздушной скорости.

Шкала воздушной скорости показана на (Рис. 41)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

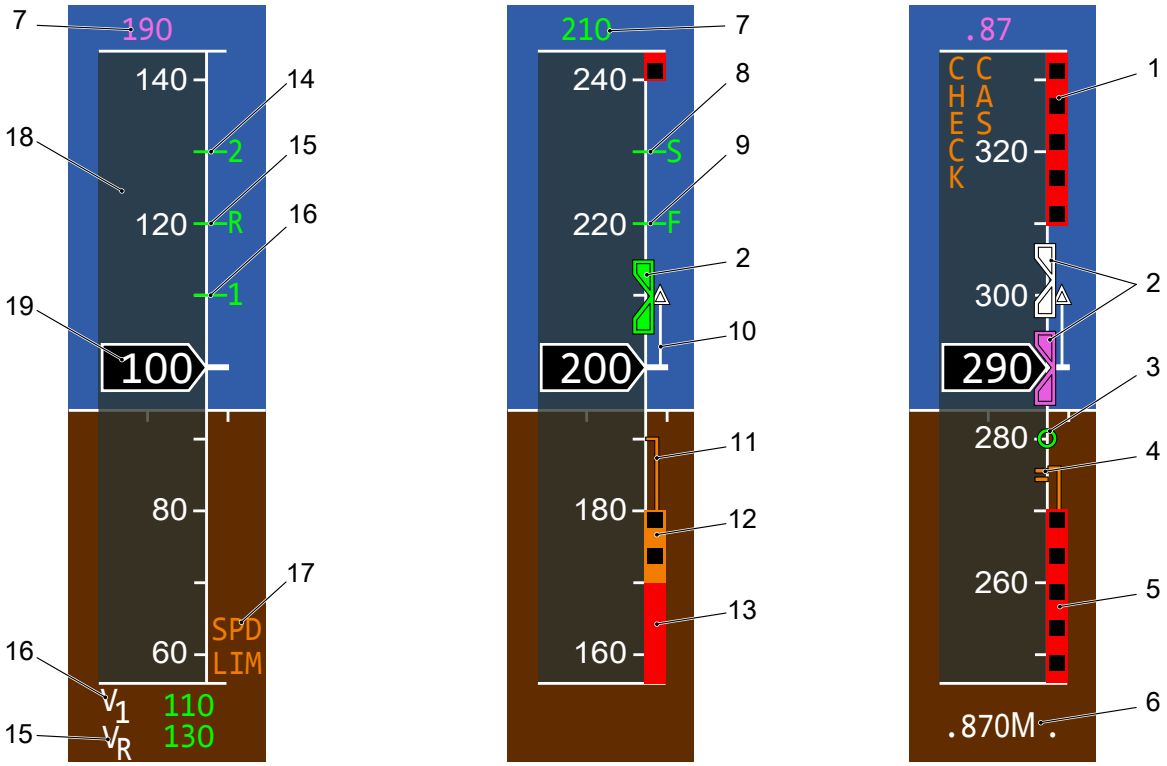


Рисунок 41 Шкала воздушной скорости

Условные обозначения к Рис. 41:

1	Зона максимальной скорости	**11**	Шкала VLS
2	Индикация заданной скорости	**12**	Скорость отключения автопилота V_AOA_AP_OFF
3	Индекс (GREEN DOT) показывает скорость соответствующую наивысшему качеству самолёта, когда один или два двигателя отказали. Оптимальная скорость полета на одном двигателе Vo	**13**	Минимально достижимая скорость VAOA_LIMIT
4	Максимальная скорость выпуска закрылков в следующее положение (VFE NEXT)	**14**	Индикация безопасной скорости взлета (V2)
5	Скорость сваливания Vcas_sw	**15**	Индикация скорости отрыва носовой опоры (VR)
6	Индикация числа M	**16**	Индикация скорости принятия решения (V1)
7	Индикация заданной скорости	**17**	Индикация отказа SWS. Предупреждающая надпись «SPD LIM» индицируется в случае, когда отсутствуют данные о значениях характерных скоростей Предупреждение в виде вертикальной надписи

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 41:

			«CHECK CAS» янтарного цвета индицируется в верхней левой части шкалы воздушной скорости, если обнаружена разница по скорости между СВС, выбранными для индикации у КВС и ВП
8	Минимальная скорость уборки предкрылков VS	**18**	Шкала воздушной скорости
9	Минимальная скорость уборки закрылков VF	**19**	Индикация цифрового значения текущей скорости
10	Вектор изменения скорости		

6.4.6.1 Значение воздушной скорости (отображаются над шкалой воздушной скорости)

Таблица 6 Символы воздушной скорости

Символ	Описание
	Зеленого цвета - скорость выбрана вручную с пульта управления САУ. Зеленого цвета - число М выбрано вручную с пульта управления САУ
	Цвета маджента - скорость рассчитана ВСС. Цвета маджента - число М рассчитано ВСС.
	Информация недостоверна.

6.4.6.2 Индикатор значения воздушной скорости (отображаются на шкале воздушной скорости)

Таблица 7 Индикаторы воздушной скорости

Символ	Описание
	Зеленого цвета - скорость выбрана вручную с пульта управления САУ.
	Цвета маджента - скорость рассчитана ВСС.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 7 Индикаторы воздушной скорости

Символ	Описание
	Белым цветом - скорость, предварительно введенная экипажем вручную.

6.4.7 Индикация высоты

На шкале высоты отображаются индикатор и значения высоты.

Шкала высоты показана на (Рис. 42)

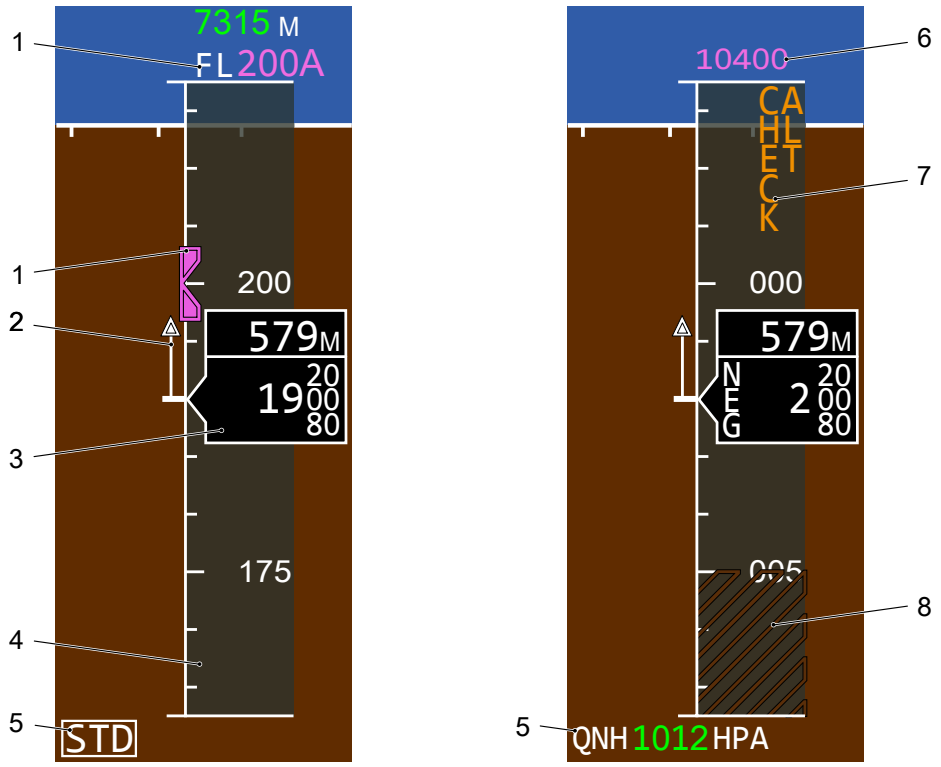


Рисунок 42 Шкала высоты

Условные обозначения к Рис. 42:

1	Индикация заданной высоты/эшелона	**5**	Цифровая индикация установленного барометрического давления
2	Вектор изменения высоты. Вектор изменения высоты указывает на значение высоты, которое самолет достигнет через 10 секунд при текущем значении вертикальной скорости	**6**	Индикация высоты/эшелона, вычисляемой FMS
3	Индикация цифрового значения текущей высоты.	**7**	Индикация предупреждения о рассогласовании данных по высоте. Надпись «CHECK ALT» предупреждает экипаж о

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 42:

	Рамка обрамления перекрашивается с белого на янтарный цвет, если: – самолет находится ниже высоты MDA/MDH на посадке – при отклонении от заданной высоты на 200 футов		расхождении данных по высоте, обнаруженном между данными, используемыми КВС и ВП
4	Шкала высоты	8	Индикация абсолютной высоты ВПП аэродрома вылета/посадки

6.4.7.1 Значение высоты (отображаются над шкалой высоты)

Таблица 8 Символы высоты

Символ	Описание
	Зеленого цвета - высота выбрана вручную с пульта управления САУ (футы).
	Зеленого цвета - высота выбрана вручную с пульта управления САУ (эшелон полета).
	Зеленого цвета - высота выбрана вручную с пульта управления САУ (метры).
	Цвета маджента - высота рассчитана ВСС (футы).

6.4.7.2 Индикатор значения высоты (отображаются на шкале высоты)

Таблица 9 Индикаторы высоты

Символ	Описание
	Зеленого цвета - высота выбрана вручную с пульта управления САУ.
	Цвета маджента - высота рассчитана ВСС.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

6.4.8 Индикация вертикальной скорости

Шкала вертикальной скорости показана на (Рис. 43)

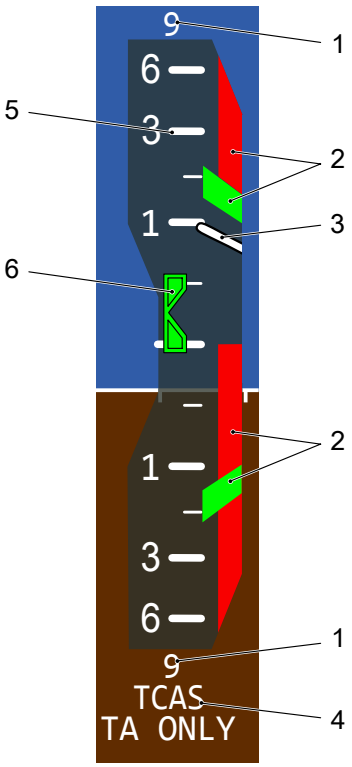


Рисунок 43 Шкала вертикальной скорости

Условные обозначения к Рис. 43:

1 Индикация цифрового значения текущей вертикальной скорости. Цифровое значение показывает текущую вертикальную скорость в сотнях футов в минуту (fpm)

Значение вертикальной скорости индицируется над шкалой - при наборе высоты или под шкалой при снижении . Шаг индикации 100 футов/мин, диапазон индикации от ± 200 футов/мин до ± 9900 футов/мин.

4 Индикация режима работы TCAS:

– зона зеленого цвета на шкале показывает рекомендованное TCAS значение вертикальной скорости для выполнения маневра набора высоты или снижения

– зона красного цвета на шкале показывает значения вертикальной скорости, которые запрещены для выполнения маневрирования

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 43:

2 Индикация ограничений вертикальной скорости от TCAS

3 Индикация текущего значения на шкале вертикальной скорости:

- в верхней части шкалы - набора
- в нижней части шкалы - снижения

5 Шкала вертикальной скорости. Шкала нелинейна, функционально разделена на 5 частей:

- 1ая часть: от минус 6000 фут/мин до минус 3000 фут/мин
- 2ая часть: от минус 3000 фут/мин до минус 1000 фут/мин
- 3ья часть: от минус 1000 фут/мин до 1000 фут/мин
- 4ая часть: от 1000 фут/мин до 3000 фут/мин
- 5ая часть: от 3000 фут/мин до 6000 фут/мин

Толстая белая линия в центре шкалы показывает нулевое значение вертикальной скорости

6 Индекс заданной вертикальной скорости

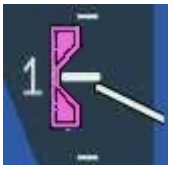
Индикаторы и значения вертикальной скорости:

Таблица 10 Индикаторы и значения вертикальной скорости

Символ	Описание
	Зеленого цвета - вертикальная скорость выбрана вручную с пульта управления САУ.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 10 Индикаторы и значения вертикальной скорости

Символ	Описание
	Цвета маджента - вертикальная скорость рассчитана ВСС.
	Белого цвета - вертикальная скорость в ходе предварительного выбора летным экипажем.

6.4.9 Индикация траектории в горизонтальной плоскости

Комплексный пилотажный индикатор — траектория в горизонтальной плоскости показан на (Рис. 44)

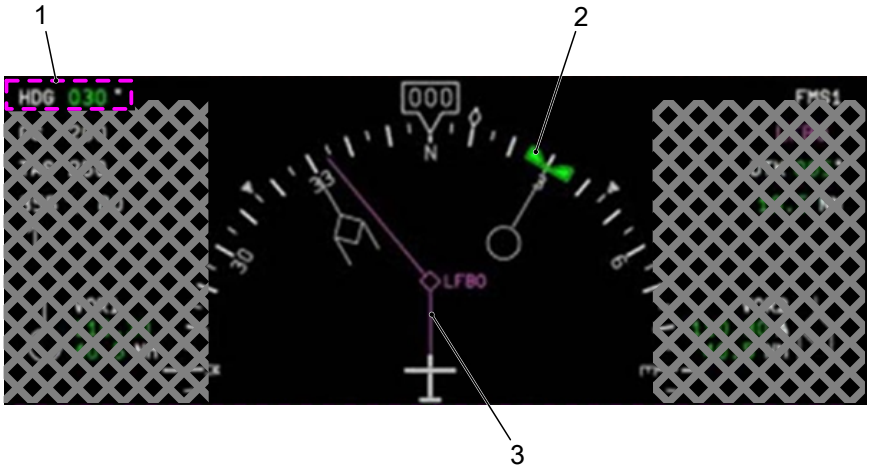


Рисунок 44 Комплексный пилотажный индикатор — траектория в горизонтальной плоскости

Условные обозначения к Рис. 44:

1	Цифровое значение заданного курса / путевого угла (Таблица 11)	**3**	Маршрут, рассчитанный ВСС
2	Символ заданного значения курса / путевого угла (Таблица 12)		

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 11 Символы значений заданного курса / путевого угла

Символ	Описание
	Зеленого цвета - значение курса/путевого угла выбрано вручную с пульта управления САУ.
	Информация недостоверна.

Таблица 12 Индикация заданного значения курса / путевого угла

Символ	Описание
	Зеленого цвета - значение курса/путевого угла выбрано вручную с пульта управления САУ.

6.4.10 Индикация вертикального профиля полета

Вертикальный профиль на комплексном пилотажном индикаторе (PFD) показан на (Рис. 45)

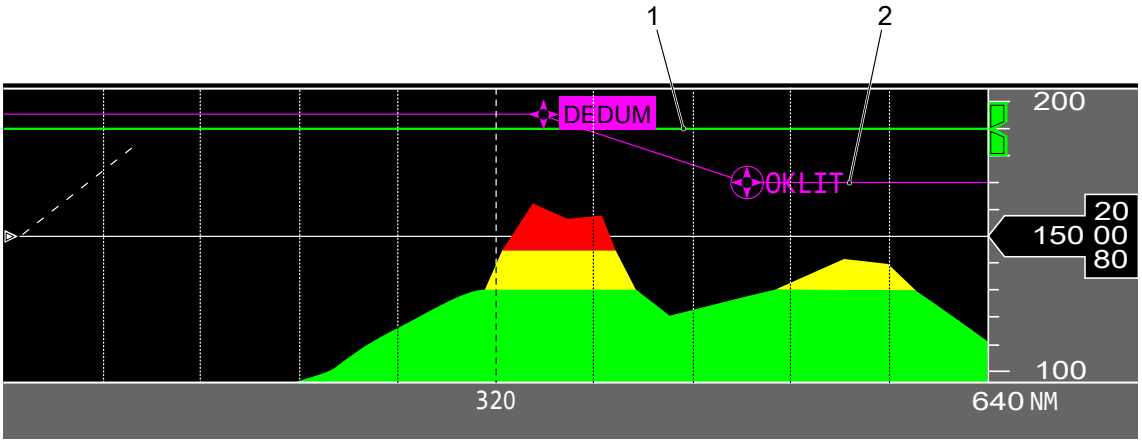


Рисунок 45 Вертикальный профиль на комплексном пилотажном индикаторе (PFD)

Условные обозначения к Рис. 45:

1	Высота выбрана вручную с пульта управления САУ	2	Вертикальный профиль полета, рассчитанный ВСС

© ПАО "Корпорация "Иркут"

6.5 Информация о состоянии вычислителей САУ

На синоптической странице КСУ (**FCS**) отображается информация о состоянии вычислителей САУ (Рис. 46). Информация отображается только на земле.

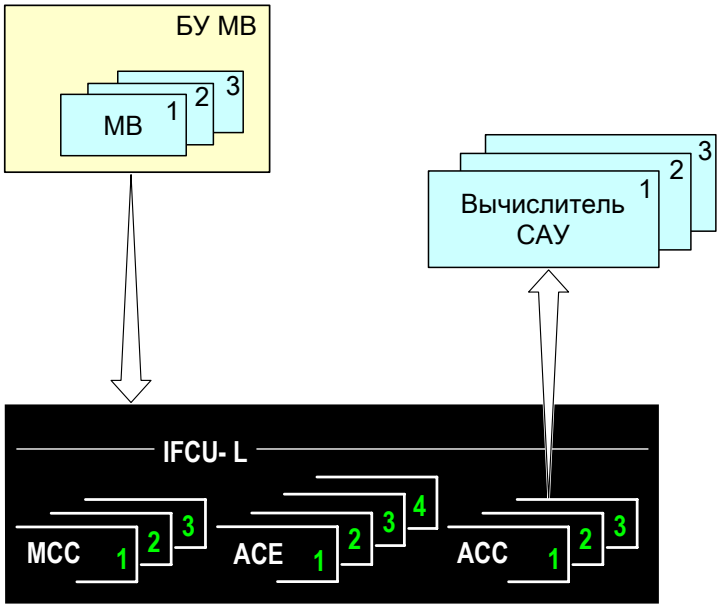


Рисунок 46 Отображение информации о состоянии вычислителей САУ

7 Сигнализация

Информация о событиях САУ (как и любой другой самолетной системы) отображаются системой EICAS в кадрах **EWD** и **STATUS** Рис. 47.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

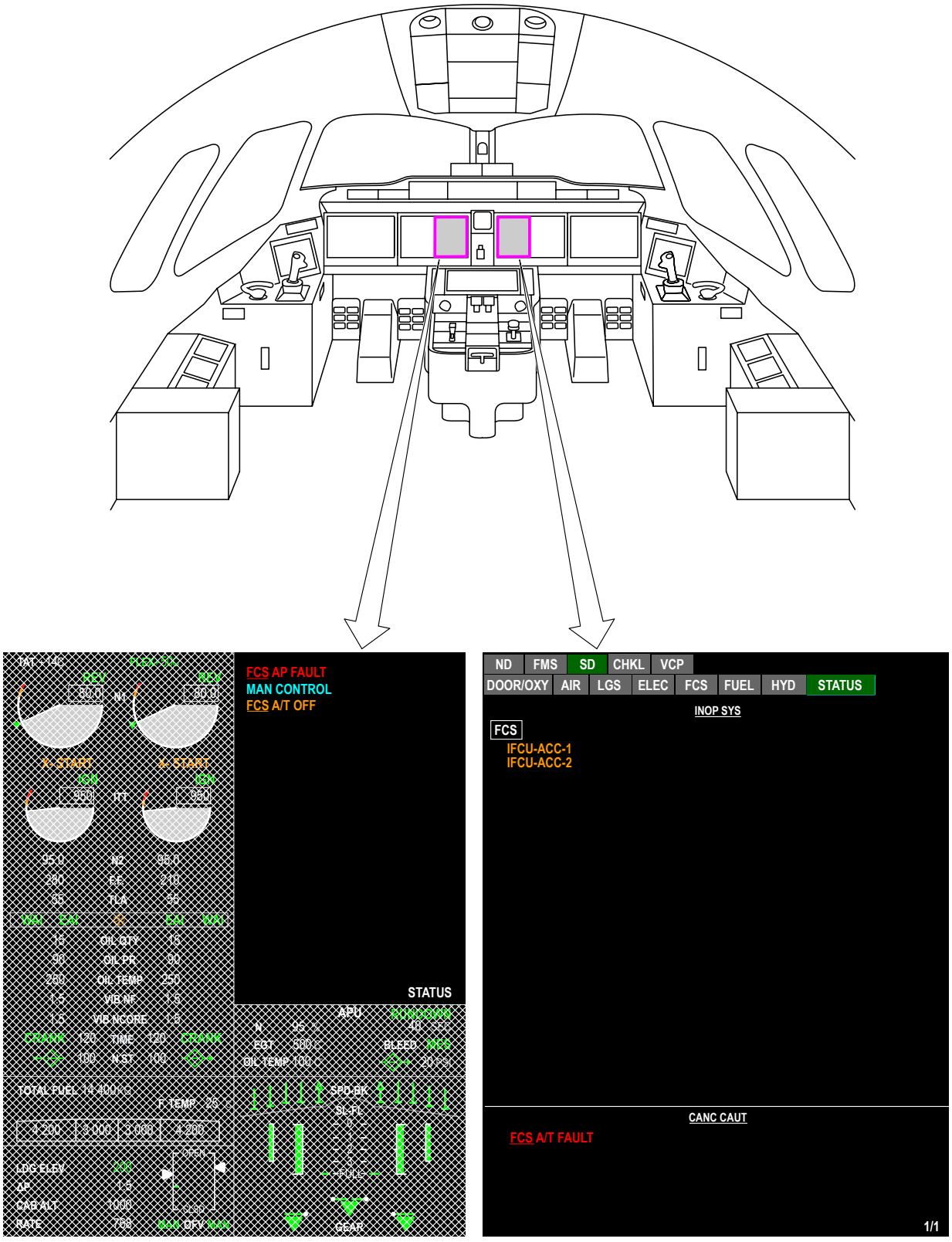


Рисунок 47 Индикация информационных сообщений самолетных систем в кадрах EWD и STATUS

© ПАО "Корпорация "Иркут"

В кадр **EWD** выводятся информационные сообщения САУ.

Индикация информационных сообщений самолетных систем в кадре **EWD** показана на (Рис. 48)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

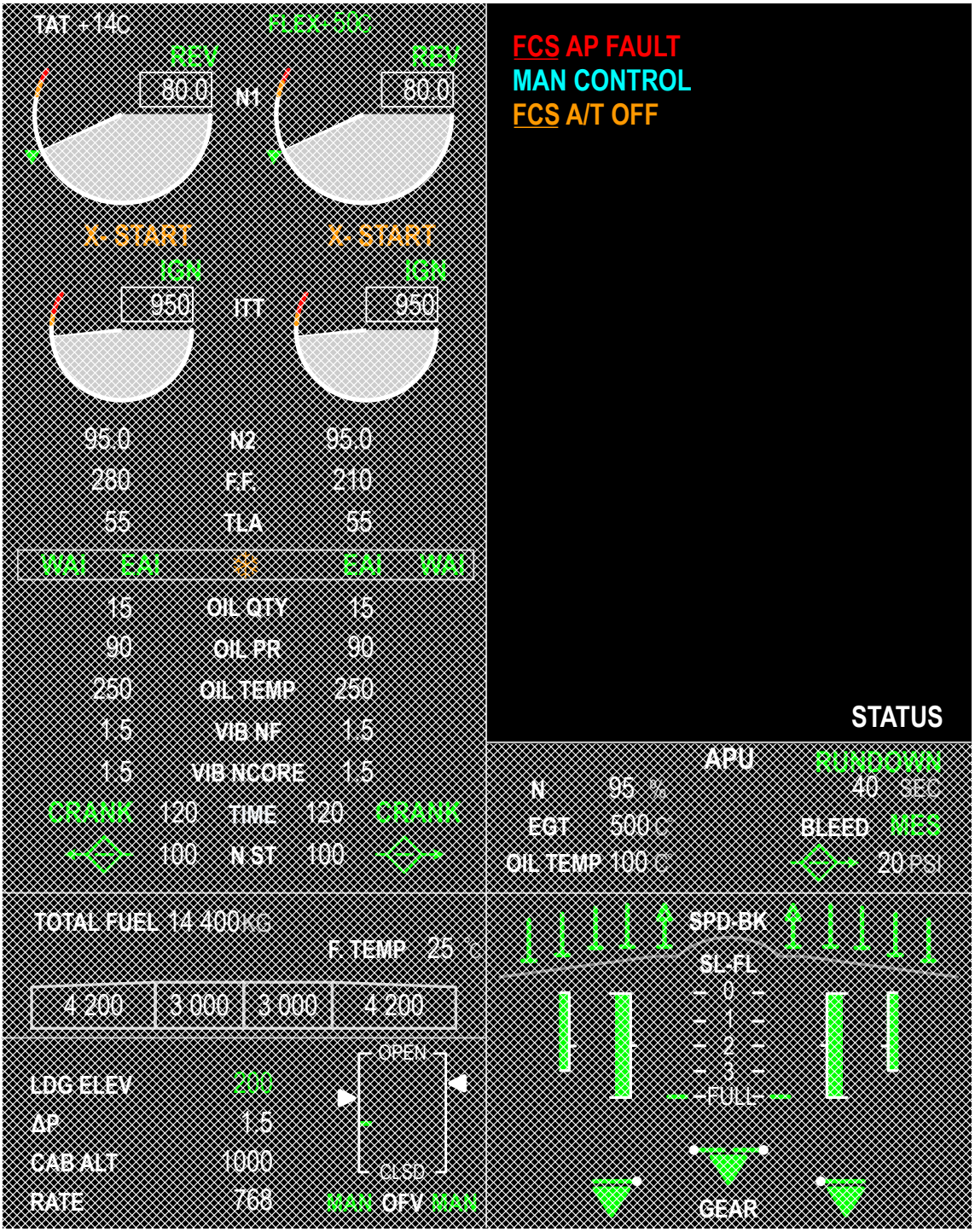


Рисунок 48 Индикация информационных сообщений самолетных систем в кадре EWD

© ПАО "Корпорация "Иркут"

В кадр **STATUS** выводится перечень неисправного оборудования САУ (Рис. 49).

Индикация информационных сообщений самолетных систем в кадре **STATUS** показана на (Рис. 49)

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Рисунок 49 Индикация информационных сообщений самолетных систем в кадрах STATUS

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Различия в индикации информационных сообщений самолетных систем в кадрах EWD и STATUS заключаются в том, что в кадре STATUS отображаются отказавшие системы и их составные части, а в кадре EWD, кроме того, рекомендации экипажу по устранению этих отказов.

Различия в индикации информационных сообщений самолетных систем в кадрах EWD и STATUS показана на (Рис. 50)

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Рисунок 50 Различия в индикации информационных сообщений самолетных систем в кадрах EWD и STATUS

© ПАО "Корпорация "Иркут"

7.1 Фазы типового профиля полета

Фазы типового профиля полета показаны на (Рис. 51)

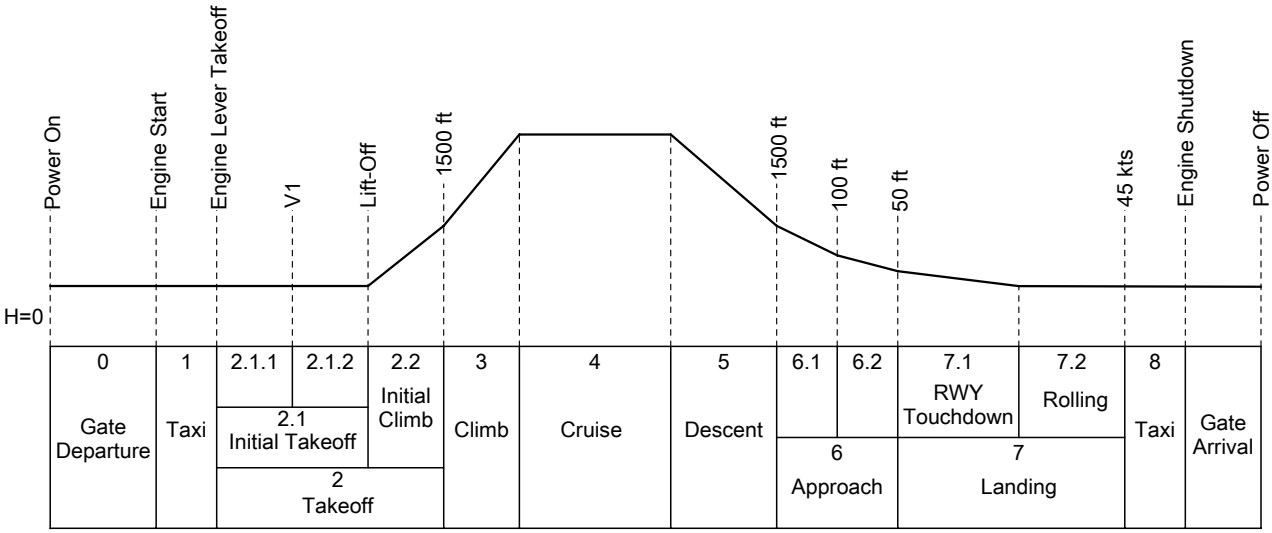


Рисунок 51 Фазы типового профиля полета

7.2 Сообщения EICAS

Сообщения EICAS, перечисленные в (Таблица 13), могут отображаться на экране EWD (Рис. 48).

Таблица 13 Сообщения EICAS САУ на экране EWD

Сообщение системы CAS на EWD	Категория	Состояние	Звуковой сигнал	Исключаемые фазы полета
FCS AP OFF	Аварийный (**Warning**)	Отключение АП от кнопки на УБРУ, на ПУ САУ или пересиливанием УБРУ	Кавалерийская атака	НЕТ
FCS AP FAULT	Аварийный (**Warning**)	Отказ автопилота	Речевое сообщение: "AUTO PILOT FAULT" (два раза)	2

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 13 Сообщения EICAS САУ на экране EWD

Сообщение системы CAS на EWD	Категория	Состояние	Звуковой сигнал	Исключаемые фазы полета
FCS A/T OFF	Предупреждающий (Caution)	Отключение АТ от кнопки AT DISC на РУД, A/T на ПУ САУ или пересиливанием РУД.	Один удар колокола	НЕТ
FCS LEFT (RIGHT) A/T OFF	Предупреждающий (Advisory)	Отключение АТ левого (правого) двигателя из-за пересиливания левого (правого) РУД.	Один удар колокола	НЕТ
FCS LEFT (RIGHT) A/T FAULT	Предупреждающий (Caution)	Отказ автомата тяги левого (правого) двигателя или полный отказ FADEC левого (правого) двигателя при включенном АТ	Один удар колокола	НЕТ
FCS A/T FAULT	Предупреждающий (Caution)	Отказ автомата тяги	Один удар колокола	НЕТ
FCS MAIN MODE FAULT	Предупреждающий (Caution)	Отказ основного режима управления	Речевое сообщение: «MAIN MODE FAULT» два раза	НЕТ
FCS PROT FAULT	Предупреждающий (Caution)	Отказ ограничения по углу атаки и скольжения, защиты по минимальной и максимальной скорости, защиты по перегрузке	Один удар колокола	Нет

Сообщения EICAS, перечисленные в (Таблица 14), могут отображаться в кадре STATUS (Рис. 50).

Таблица 14 Сообщения EICAS САУ в кадре STATUS

Группа	Сообщение	Категория	Описание ситуации
FCS	IFCU - 1 (2) (3)	Предупреждающий (Caution)	Отказ1 (2)(3) канала вычислителя САУ
FCS	A/P MODE CHANGED	Предупреждающий (Caution)	Вынужденное изменение режима автопилота

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Оборудование радиосвязное

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа ... 1
1 Оборудование радиосвязное ... 3
1.1 Назначение ... 3
1.2 Состав ... 4
2 Радиостанции связные ... 4
2.1 Назначение ... 4
2.2 Состав ... 4
2.3 Расположение ... 5
2.4 Органы управления ... 8
2.4.1 Многофункциональный пульт управления (MCU) ... 8
2.4.2 Пульт управления связью (CCP) ... 9
2.5 Радиостанции КВ связи ... 11
2.5.1 Назначение ... 11
2.5.2 Состав КВ связи ... 12
2.5.3 Расположение ... 12
2.5.4 Работа ... 12
2.6 Радиостанции УКВ связи ... 21
2.6.1 Назначение ... 21
2.6.2 Состав ... 21
2.6.3 Расположение ... 21
2.6.4 Работа ... 21
2.7 Система спутниковой связи ... 31
2.7.1 Назначение ... 31
2.7.2 Состав ... 31
2.7.3 Работа ... 31
3 Средства передачи данных и автоматического вызова ... 35
3.1 Система обмена данными ... 35
3.1.1 Назначение ... 35
3.1.2 Состав ... 35
3.1.3 Взаимодействие ... 35
3.1.4 Работа ... 35
3.2 Радиомаяк аварийный ... 44
3.2.1 Назначение ... 44
3.2.2 Состав ... 44
3.2.3 Расположение ... 44
3.2.4 Работа ... 46
4 Средства оповещения пассажиров ... 48
4.1 Назначение ... 48
4.2 Расположение ... 48
4.3 Органы управления ... 50
4.3.1 Органы управления громкоговорящего оповещения пассажирского салона ... 50
4.3.2 Выключатели NO PED и SEAT BELTS ... 51
5 Аппаратура внутренней связи ... 51
5.1 Назначение ... 51
5.2 Состав ... 51
5.3 Расположение ... 51
5.4 Работа ... 52

© ПАО "Корпорация "Иркут"

5.4.1 Связь между членами экипажа и бортпроводниками ... 52
5.4.2 Связь между членами экипажа и наземным персоналом ... 52
5.4.3 Голосовые сообщения для пассажиров ... 52
5.4.4 Терминал бортпроводника ... 52
5.4.5 Панели подключения гарнитуры наземного персонала ... 54
5.4.6 Горн вызова наземного персонала ... 55
6 Система речевых сообщений и голосовых команд ... 55
6.1 Назначение ... 55
6.2 Состав ... 55
6.3 Расположение ... 56
6.4 Работа ... 56
6.4.1 Панель подключения гарнитуры экипажа ... 56
6.4.2 Гарнитура экипажа ... 57
6.4.3 Ручной микрофон ... 58
6.4.4 Пульт управления связью (CCP) ... 59
6.4.5 Громкоговоритель ... 62
7 Защита от статического электричества ... 62
7.1 Назначение ... 62
7.2 Состав ... 62
7.3 Расположение ... 62
8 Средства аудио- и видеонаблюдения ... 63
8.1 Назначение ... 63
8.2 Состав ... 64
8.3 Расположение ... 64
8.3.1 Зональные микрофоны ... 64
8.3.2 Зональная видеокамера ... 66
8.4 Работа ... 68
9 Средства комплексной автоматической подстройки ... 68
9.1 Назначение ... 68
9.2 Состав ... 68
9.3 Расположение ... 68
9.4 Взаимодействие ... 68
9.5 Работа ... 69
9.6 Индикация оборудования радиосвязного на EWD ... 69

Перечень таблиц

Страница

1 Атрибуты срочности ... 37
2 Атрибуты аварийного оповещения ... 37
3 Атрибуты ответа ... 37
4 Перечень сообщений оборудования радиосвязного на кадре EWD ... 69

Перечень иллюстраций

Страница

1 Расположение пультов MCU и CCP ... 6
2 Центральный пульт ... 7
3 Многофункциональный пульт управления (MCU) ... 8
4 Пульт управления связью (CCP) ... 10
5 Расположение антенны КВ связи ... 12
6 Органы управления радиостанциями КВ связи ... 13

© ПАО "Корпорация "Иркут"

7 Формат HF ... 14
8 Сообщение SELECT HF ... 15
9 Формат HF MEMO ... 16
10 Формат HF MENU ... 17
11 Настройка КВ радиостанции с помощью VCP ... 18
12 Пример индикации радиостанций КВ связи на синоптической странице ... 20
13 Расположение антенн УКВ связи ... 21
14 Органы управления радиостанциями УКВ связи ... 22
15 Формат VHF ... 23
16 Органы настройки УКВ радиостанций ... 24
17 Сообщение SELECT VHF ... 25
18 Формат VHF MEMO ... 26
19 Формат VHF MENU ... 27
20 Настройка УКВ радиостанции при помощи VCP ... 28
21 Пример индикации радиостанции УКВ связи на синоптической странице ... 30
22 Органы управления радиостанцией системы спутниковой связи (SATCOM) ... 31
23 Органы управления SAT на MCU ... 32
24 Пример индикации спутниковой связи на синоптической странице ... 34
25 Органы управления системой передачи данных ... 41
26 Пример индикации системы передачи данных на синоптической странице ... 43
27 Расположение антенны радиомаяка аварийного ... 44
28 Расположение панели управления ELT ... 45
29 Панель управления аварийным радиомаяком ELT ... 46
30 Расположение выключателей NO PED и SEAT BELTS ... 49
31 Органы управления громкоговорящего оповещения пассажирского салона ... 50
32 Расположение разъемов подключения гарнитуры наземного персонала ... 52
33 Терминал бортпроводника ... 53
34 Панель подключения гарнитуры наземного персонала ... 54
35 Горн вызова наземного персонала ... 55
36 Расположение системы речевых сообщений и голосовых команд ... 56
37 Панель для подключения гарнитуры и ручного микрофона ... 57
38 Гарнитура экипажа ... 58
39 Ручной микрофон ... 59
40 Пульт управления связью ... 60
41 Размещение разрядников электрических ... 63
42 Расположение зональных микрофонов ... 65
43 Расположение зональной видеокамеры ... 67

Описание для экипажа

1 Оборудование радиосвязное

1.1 Назначение

Оборудование радиосвязное предназначено для:

– двухсторонней связи с наземными радиостанциями и другими ВС

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– связи между всеми членами летного экипажа и оповещение пассажиров

– централизованного управления звуковыми сигналами от различных радионавигационных и радиосвязных средств БРЭО, системы предупреждения экипажа, системы предупреждения внешних угроз

– функции селективного вызова речевой связи (SELCAL) в метровом (МВ) и декаметровом (ДКМВ) диапазонах

– организации и ведения автоматического и автоматизированного обмена данными по линии «борт-земля-борт» по каналам авиационной цифровой связи

– автоматического обмена информацией «пилот-дистечер» (CPDLC)

– широкополосной спутниковой связи (опция)

– передачи сигналов на частотах 121,5 и 406 МГц с функцией передачи координат места аварии и для привода поисково-спасательных средств

– связи с наземным персоналом

– ведения документирования на ВС, в том числе на ударостойкие носители.

1.2 Состав

Оборудование радиосвязное состоит из:

– радиостанций связных

– средств передачи данных и автоматического вызова

– средств оповещения пассажиров

– аппаратуры внутренней связи

– системы речевых сообщений и голосовых команд

– защиты от статического электричества

– средств аудио- и видеонаблюдения

– средств комплексной автоматической подстройки.

2 Радиостанции связные

2.1 Назначение

Радиостанции связные предназначены для:

– двухсторонней радиосвязи с другими самолетами и с диспетчерами наземных служб УВД (Управление воздушным движением)

– обмена данными по линии «борт-земля-борт» по каналам авиационной цифровой связи УКВ, КВ диапазона и спутникового канала.

2.2 Состав

Радиостанции связные состоят из:

– радиостанций КВ связи

– радиостанций УКВ связи

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– системы спутниковой связи (опция).

2.3 Расположение

Многофункциональные пульты управления (MCU) находятся на центральном пульте [1] Рис. 1.

Пульты управления связью (CCP) находятся на центральном пульте и на стойке проверяющего [2] Рис. 1.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

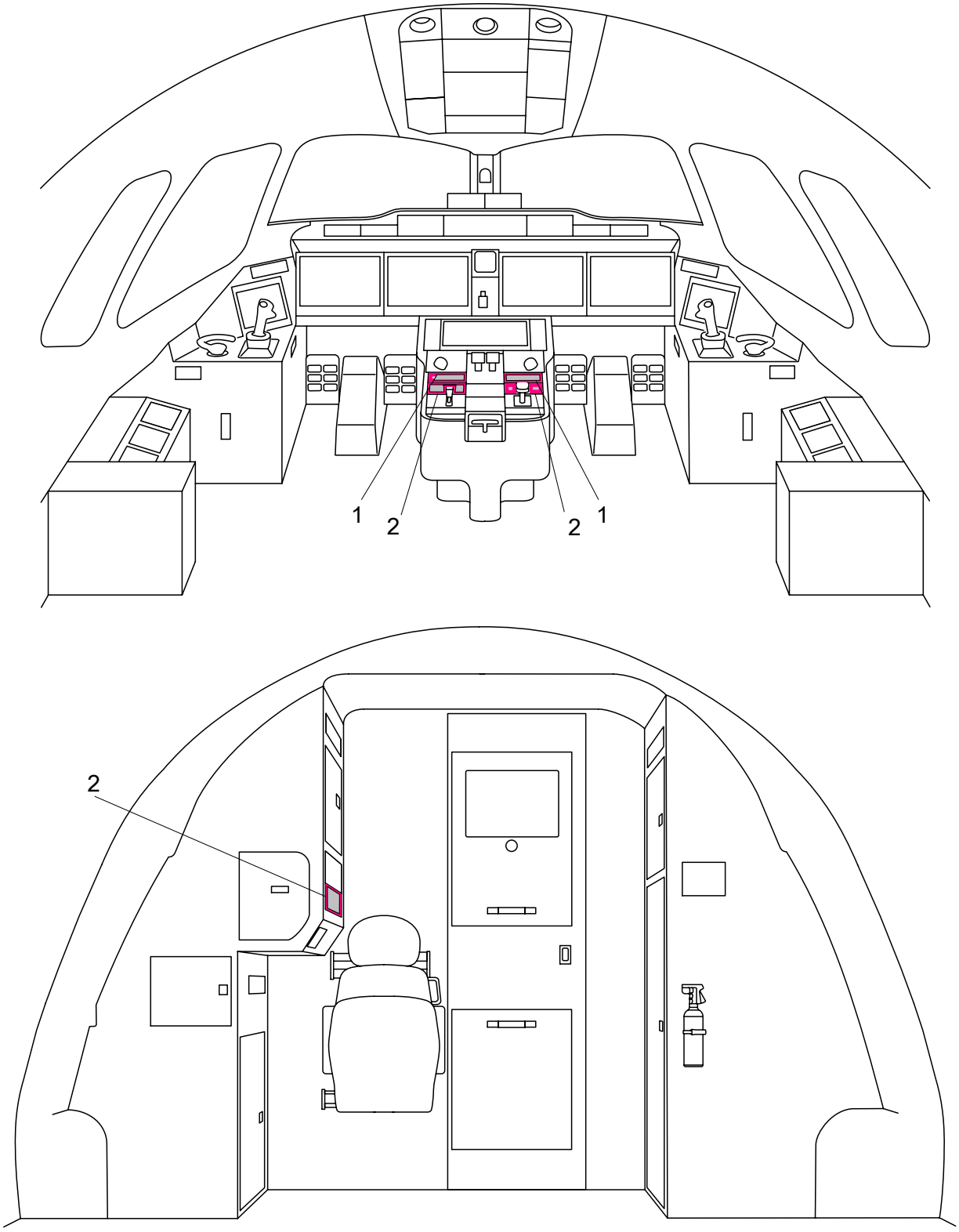


Рисунок 1 Расположение пультов MCU и CCP

© ПАО "Корпорация "Иркут"

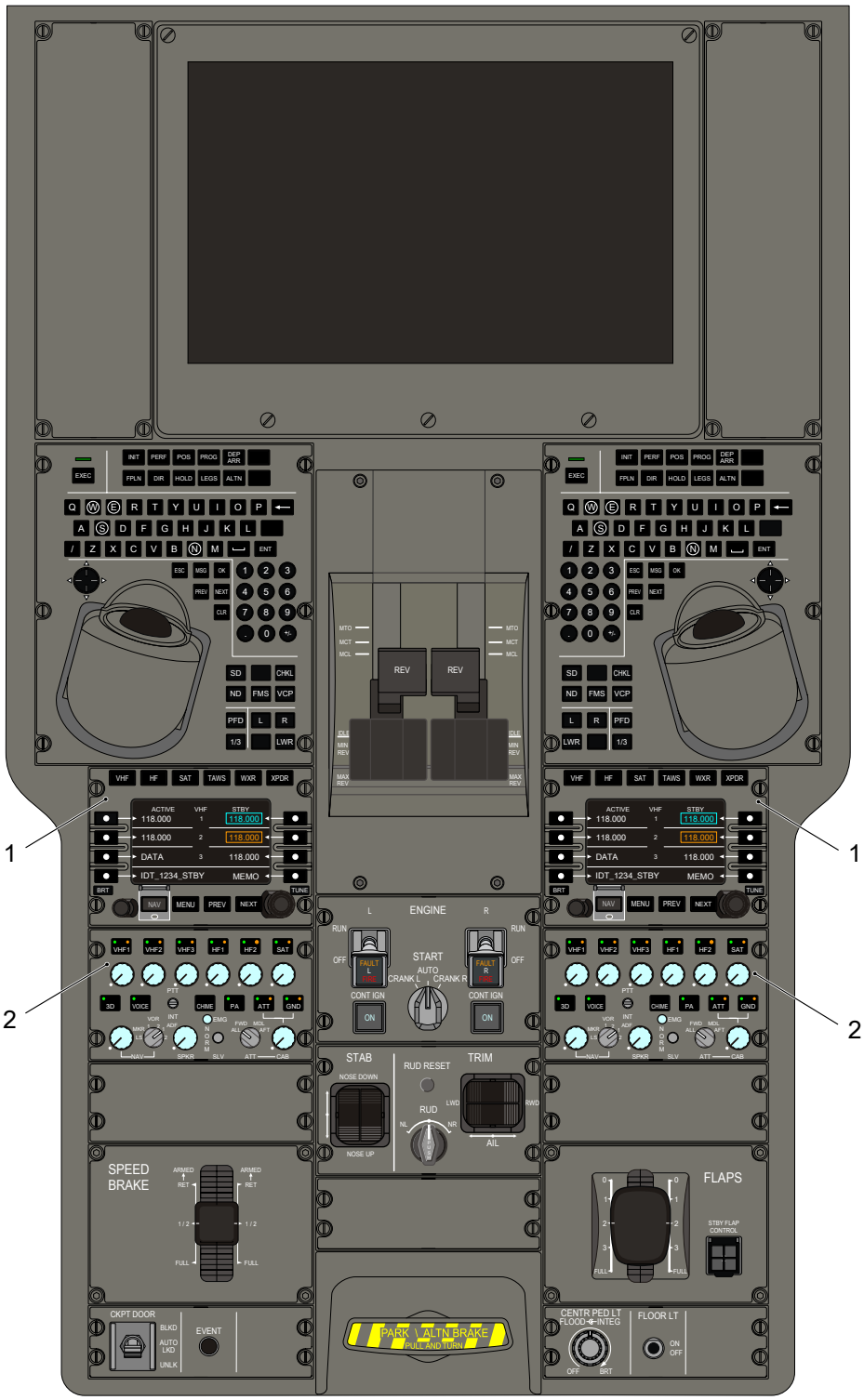


Рисунок 2 Центральный пульт

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 2:

1	Многофункциональный пульт управления (MCU)	2	Пульт управления связью (CCP).

2.4 Органы управления

2.4.1 Многофункциональный пульт управления (MCU)

В системе УКВ связи обеспечена возможность ручной настройки радиостанции. С помощью MCU можно выполнить ручную настройку радиостанций Рис. 3.



Рисунок 3 Многофункциональный пульт управления (MCU)

Органы управления MCU:

- кнопка **VHF** [1] Рис. 3 предназначена для вызова на экран пульта, форматов настройки УКВ радиостанций
- кнопка **HF** [2] Рис. 3 предназначена для вызова на экран пульта, форматов настройки КВ радиостанций
- кнопка **SAT** [3] Рис. 3 предназначена для вызова на экран пульта, форматов режимов работы системы спутниковой связи SATCOM
- кнопка **TAWS** [4] Рис. 3 предназначена для вызова на экран пульта, форматов режимов работы системы предупреждения о приближении к земле
- кнопка **WXR** [5] Рис. 3 предназначена для вызова на экран пульта, форматов выбора режимов работы метеолокатора
- кнопка **XPDR** [6] Рис. 3 предназначена для вызова на экран пульта, форматов выбора режимов работы ответчика УВД

© ПАО "Корпорация "Иркут"

- ручка **BRT** [16] Рис. 3 предназначена для включения пульта и регулировки яркости изображения на экране пульта
- кнопка **NAV** [15] Рис. 3 предназначена для вызова на экран пульта, форматов настройки радиотехнических систем навигации и посадки. Кнопка NAV находится под защитным прозрачным колпачком, для ее нажатия колпачок необходимо открыть
- кнопка **MENU** [14] Рис. 3 предназначена для вызова на экран пульта, форматов меню
- кнопка **PREV** [13] Рис. 3 предназначена для вызова на экран пульта предыдущей страницы формата
- кнопка **NEXT** [12] Рис. 3 предназначена для вызова на экран пульта очередной страницы формата
- двухуровневая кремальера **TUNE** [11] Рис. 3 предназначена для настройки частот связи и радиотехнического оборудования
- кнопки выбора строки 1L [20] Рис. 3 2L [19] Рис. 3 3L [18] Рис. 3 4L [17] Рис. 3 и 1R [7] Рис. 3 2R [8] Рис. 3 3R [9] Рис. 3 4R [10] Рис. 3, находятся по периметру экрана указателя, являются многофункциональными. Их значение определяет надпись, которая отображается на экране рядом с ними.

2.4.2 Пульт управления связью (CCP)

CCP является основным интерфейсом системы внутренней связи с летным экипажем и позволяет управлять коммутацией следующих источников:

- радиостанции (VHF1, VHF2, VHF3, HF1, HF2, SATCOM) [1] Рис. 4
- потенциометры [2] Рис. 4
- система громкоговорящего оповещения и интерком (3D, VOICE, CHIME, PA, ATT, GND) [3] Рис. 4
- навигационные средства: ADF1, ADF2, VOR1, VOR2, MKR, LS: (ILS1, ILS2, VDB GLS1, VDB GLS2, VDB GLONASS1, VDB GLONASS2) [4] Рис. 4.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

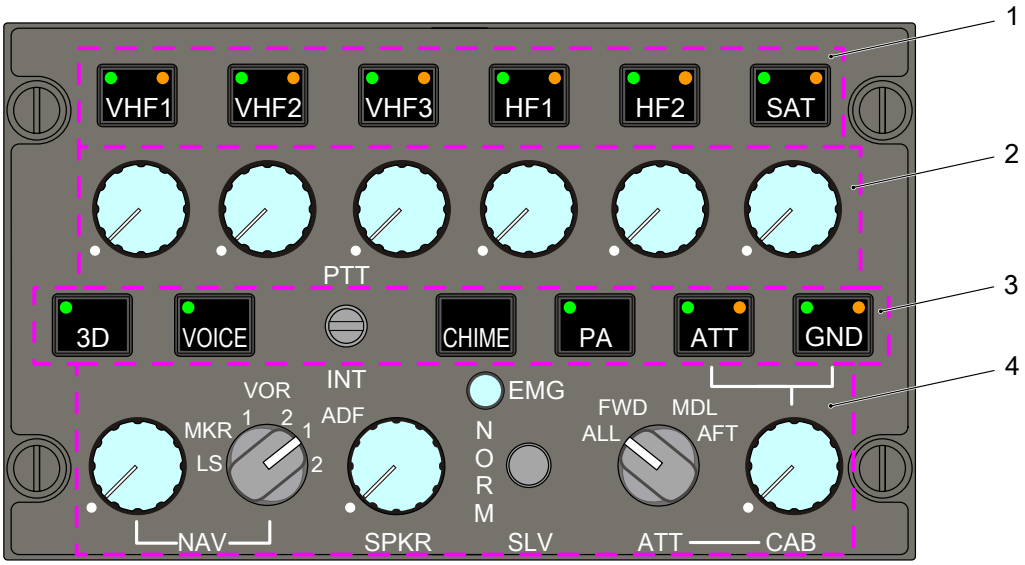


Рисунок 4 Пульт управления связью (ССР)

2.4.2.1 Верхний ряд органов управления

Верхний ряд органов управления [1] Рис. 4 состоит из шести кнопок черного цвета без фиксации с гравировкой белого цвета с подсветом для активации радиостанций на передачу.

На каждой кнопке два светодиода: в левом верхнем поле – зеленого цвета, в правом верхнем поле – желтого цвета. Зеленый светодиод светится постоянно во время выбора соответствующего канала и в проблесковом режиме во время передачи по этому каналу. Желтый светодиод светится в проблесковом режиме во время поступлении сигнала вызова. Для кнопок VHF1,VHF2, VHF3, HF1, HF2 сигнал поступает от системы SELCAL, а для кнопки SAT по каналу SATCOM.

Входящий вызов по каналам SELCAL и SATCOM дублируется соответствующим текстовым сообщением на EWD и звуковым одиночным сигналом " Удар колокола". Сброс индикации пришедшего вызова по этим каналам осуществляется выбором соответствующей кнопки на передачу и однократным нажатием любого PTT.

После нажатия, любой кнопки, из верхнего ряда активируется соответствующая радиостанция на передачу и прием. Светодиод зеленого цвета кнопки начинает светится. Повторное нажатие на эту же кнопку деактивирует выбранный режим передачи у соответствующего канала.

Активация любого другого канала из этого ряда на передачу деактивирует функцию передачи на уже выбранной радиостанции (зеленый светодиод на кнопке ранее выбранного источника гаснет и загорается на кнопке нового выбранного канала).

Во время работы на передачу (нажатии на тангенту на ручке управления самолетом или кнопки передачи на выносном микрофоне или тангенты PTT пульте СР) по

© ПАО "Корпорация "Иркут"

соответствующему выбранному каналу светодиод зеленого цвета на выбранной кнопке светится в проблесковом режиме.

2.4.2.2 Второй ряд органов управления

Второй ряд органов управления [2] Рис. 4 состоит из шести потенциометров с диапазоном регулировки 120°. Потенциометры предназначены для регулировки громкости радиостанций, органы управления которых находятся в первом ряду.

Выбор на прослушивание любого канала выполняется поднятием верхней части соответствующего потенциометра. В это время верхняя часть потенциометра подсвечивается белым цветом. Чтобы отключить режим прослушивания, необходимо нажать на верхнюю часть потенциометра, произойдет отключение режима прослушивание и снимется его подсветка.

Количество одновременно выбранных на прослушивание каналов и их комбинация не ограничены.

Громкость прослушивания соответствующего канала определяется положением потенциометром. Вращение потенциометра по часовой стрелке громкость увеличивается, против - уменьшается.

2.4.2.3 Третий ряд органов управления

Третий ряд органов управления [3] Рис. 4 содержит кнопки черного цвета без фиксации с гравировкой белого цвета: 3D, VOICE, CHIME, PA, ATT, GND с подсветом и трехпозиционный переключатель PTT/INT.

2.4.2.4 Четвертый ряд органов управления

Четвертый ряд органов управления [4] Рис. 4 содержит переключатели и потенциометры: NAV, SPKP, SLV-NORM-EMG, ATT-CAB.

2.5 Радиостанции КВ связи

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

НЕ ИСПОЛЬЗУЙТЕ СИСТЕМУ КВ СВЯЗИ НА ПЕРЕДАЧУ ВО ВРЕМЯ ЗАПРАВКИ/ СЛИВА ТОПЛИВА. РАБОТА СИСТЕМЫ КВ СВЯЗИ НА ПЕРЕДАЧУ ВО ВРЕМЯ РАБОТ С ТОПЛИВОМ МОЖЕТ ВЫЗВАТЬ НЕИСПРАВНОСТЬ ИЛИ СТАТЬ ПРИЧИНОЙ ПОЖАРА.

ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТ УБЕДИТЕСЬ В ТОМ, ЧТО ВБЛИЗИ САМОЛЕТА НЕТ ОБСЛУЖИВАЮЩЕГО ПЕРСОНАЛА. НАХОЖДЕНИЕ ЧЕЛОВЕКА ВБЛИЗИ САМОЛЕТА ПРИ РАБОТЕ СИСТЕМЫ КВ СВЯЗИ НА ПЕРЕДАЧУ НЕДОПУСТИМО.

Примечание

На самолете установлена одна радиостанция КВ связи.

Управление ВЧ-системой связи выполняется с пульта управления связью (CCP) и многофункционального пульта управления (MCU).

2.5.1 Назначение

Радиостанция КВ связи обеспечивает двухстороннюю связь экипажа самолета с диспетчерскими службами УВД и двухсторонний обмен цифровыми данными по линии БОРТ-ЗЕМЛЯ-БОРТ при полетах над труднодоступными и малонаселенными районами, а также над большими водными пространствами в случаях, когда связь через

© ПАО "Корпорация "Иркут"

радиостанцию УКВ не обеспечивается или обеспечивается не постоянно. Система КВ связи предназначена для:

– симплексной телефонной связи в ДКМВ (Декаметровые волны)

– передаче данных HFDL (High Frequency Data Link)

– звукового сообщения на внешний декодер SELCAL в режиме голосовой связи.

2.5.2 Состав КВ связи

2.5.2.1 Базовый состав

– приемопередатчик КВ связи - HFS-2200

– согласующее устройство КВ связи - CPL-920D

– рама для установки согласующего устройства КВ связи - 790S-7A

– антенна ДКМВ [1] Рис. 5.

2.5.2.2 Опционный состав

– приемопередатчик КВ связи - HFS-2200

– согласующее устройство КВ связи - CPL-920D

2.5.3 Расположение

Антенна КВ связи находится в передней части вертикального оперения.

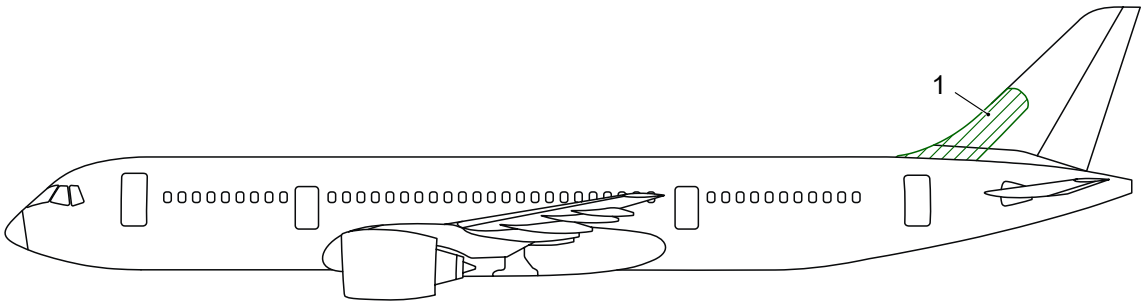


Рисунок 5 Расположение антенны КВ связи

2.5.4 Работа

© ПАО "Корпорация "Иркут"

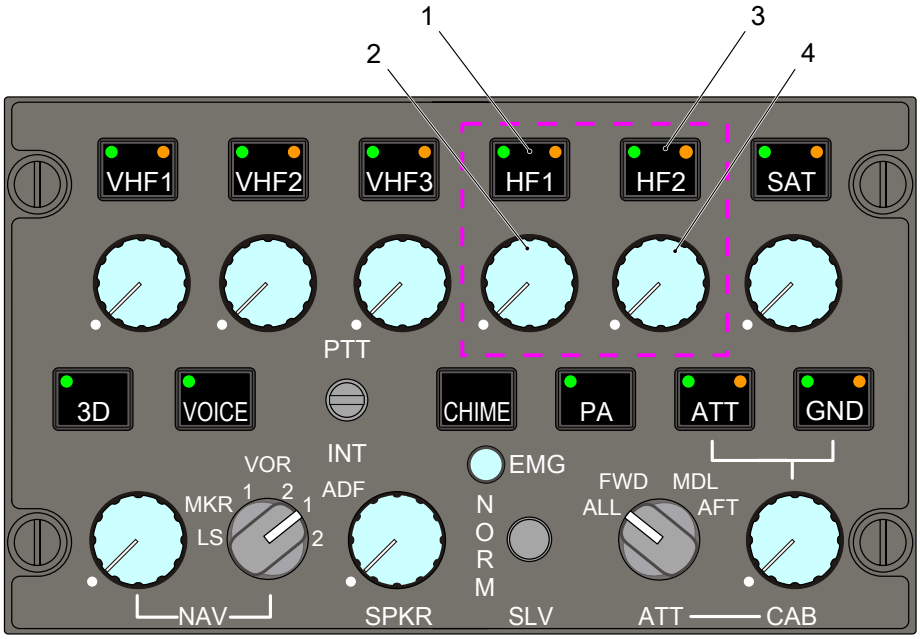


Рисунок 6 Органы управления радиостанциями КВ связи

Для осуществления голосовой связи с наземной диспетчерской службой в первую очередь необходимо выбрать радиостанцию КВ1 [1] Рис. 6 или КВ2 [3] Рис. 6 (при наличии опционного состава) с помощью пульта ССР Рис. 6. Связь осуществляется путем однократного нажатия кнопки HF1 или HF2 на пульте ССР соответственно. В это время в левом верхнем поле кнопки начнет светиться сигнализатор зеленого цвета.

Передача голосовых сообщений осуществляется с помощью системы внутренней связи. Для передачи голосового сообщения через микрофон гарнитуры экипажа (НР) необходимо удерживать в нажатом положении одну из кнопок PTT, находятся на УБРУ, или удерживать в верхнем положении переключатель PTT/INT пульта ССР. Во время передачи голосовых сообщений сигнализатор зеленого цвета кнопки начинает мигать.

Повторное нажатие на ту же кнопку отменяет выбор радиостанции и прерывает передачу голосовых сообщений. Зеленый сигнализатор гаснет. Нажатие любой другой кнопки из верхнего ряда пульта ССР также отменяет выбор ранее выбранной радиостанции.

Во время приема КВ аппаратурой речевых сигналов с земли, могут быть также с SELCAL (Selective calling) кодировкой аудиосигнала.

Под кнопками HF1 и HF2 на пульте ССР располагаются рукоятки потенциометров [2] Рис. 6, [4] Рис. 6, предназначенные для выбора регулировки громкости прослушивания. Во время поворота рукоятки потенциометра по часовой стрелке громкость увеличивается, против — уменьшается.

2.5.4.1 Настройка КВ радиостанции с помощью MCU

Формат HF на MCU соответствует настройки КВ радиостанций Рис. 7.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Он гарантирует:

– оперативное задание частот настройки КВ радиостанций в диапазоне частот от 2,0 до 30 МГц

– функцию обмена текущих и предустановленных частот настройки для КВ радиостанций HF1 и HF2 (при наличии опционного состава)

– переход на форматы настройки КВ радиостанций

– настройку режимов работы радиостанции

– идентификацию воздушного судна кнопка IDT.

Нажатие кнопки HF пульта MCU вызывает на его экран страницу настройки КВ радиостанций Рис. 7.

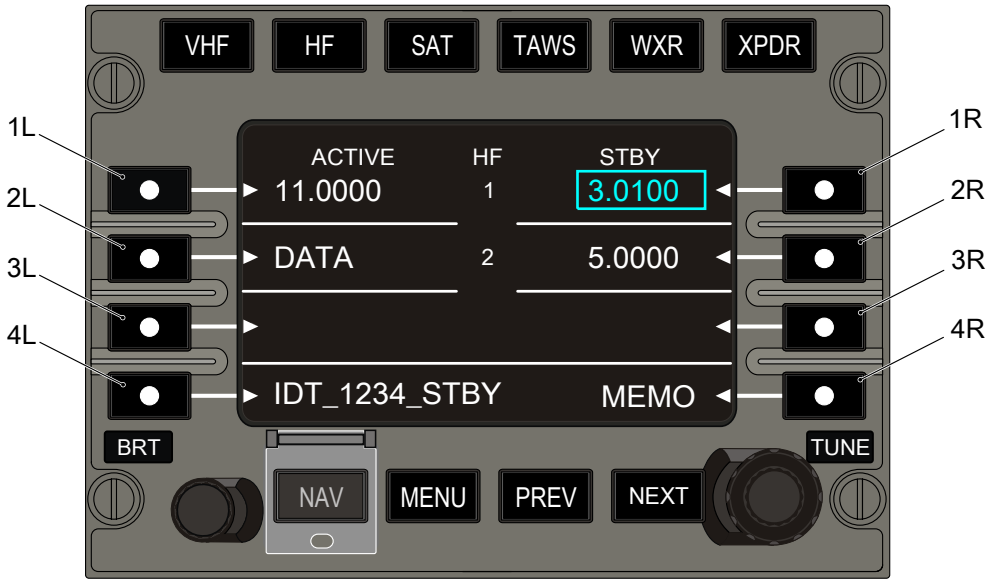


Рисунок 7 Формат HF

В центре первой строки отображается заголовок формата HF. Заголовок ACTIVE для значений текущих частот радиостанции. Заголовок STBY для значений резервных частот или частот на которые можно настроить.

Выбор радиостанции для настройки ее резервной частоты осуществляется кнопками выбора строки правого ряда MCU. Нажатие кнопки 1R [1R] Рис. 7 выбирает радиостанцию КВ1, 2R — КВ2 [2R] Рис. 7. Значение STBY указанной радиостанции отображается голубым цветом и выделяется голубой рамкой.

Ввод значения STBY указанной радиостанции осуществляется вращением кремальер рукоятки TUNE. Вращение кремальеры по часовой стрелке увеличивает значение частоты, против — уменьшает. Во время вращения внешней кремальеры значение STBY меняется с шагом 1 МГц. Во время вращения внутренней кремальеры шаг изменения частоты зависит от скорости вращения кремальеры. Во время быстрого (не менее пол-оборота в

© ПАО "Корпорация "Иркут"

секунду) вращения шаг изменения равен 10 кГц, медленном (менее пол-оборота в секунду) — 0,1 кГц. В случае превышении границы диапазона значение STBY перескакивает на противоположную границу диапазона (после 30,0 МГц отображается 2,0 МГц и наоборот).

Повторное нажатие кнопок 1R [1L] Рис. 7 или 2R [2L] Рис. 7 подтверждает введенное значение STBY. Введенное значение STBY записывается в память приемопередатчика. Значения STBY в голубой рамке снимается, значение отображается белым цветом. Нажатии кнопки 1L или 2L (для КВ1 или КВ2 соответственно) значения STBY и ACTIVE меняются местами.

Во время вращения кремальеры рукоятки TUNE без предварительного выбора радиостанции (без нажатия кнопок 1R или 2R) в нижнем левом поле экрана MCU отображается сообщение **SELECT HF** Рис. 8.



Рисунок 8 Сообщение SELECT HF

Кнопка (MEMO) [4R] Рис. 7 предназначена для настройки радиостанции на предустановленное значение частоты. Настройка осуществляется следующим образом: Рис. 7

Нажать одну из кнопок HF1 [1R] Рис. 7 или HF2 (при наличии опционного оборудования) [2R] Рис. 7.

Резервная частота STBY выделится голубым прямоугольником и перекрашивается в голубой цвет.

Нажмите кнопку (MEMO) [4R] Рис. 7 выполните переход в формат HF MEMO.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

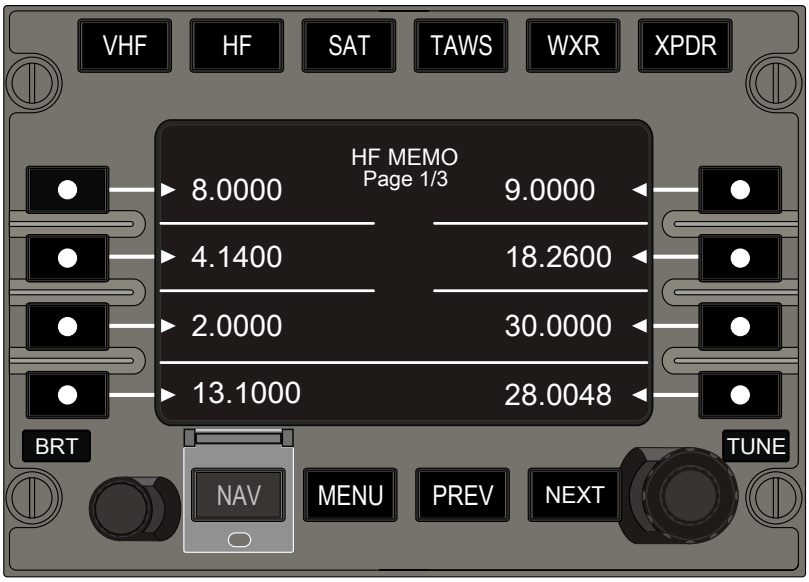


Рисунок 9 Формат HF MEMO

Произвести выбор предустановленной частоты, нажатием одной из кнопок (1L-4L или 1R-4R). Происходит возврат в формат HF, в это время выбранная предустановленная частота переходит в поле STBY выбранной радиостанции.

Во время ввода текущих и резервных частот, они сохраняются на первой странице меню HF MEMO, удаляя при этом крайние предустановленные частоты на последней странице меню HF MEMO.

Кнопками PREV и NEXT осуществляем переход по страницам формата HF MEMO. Выход с формата HF MEMO осуществляется путем нажатия одной из кнопок верхнего ряда VHF, HF, SAT, TAWS, WXR, XPDR.

Предустановленными частотами являются последние 24 используемые частоты.

Нажатие кнопки MENU вызывает на экран MCU страницу HF MENU Рис. 10, с помощью которой выполняется выбор режима работы КВ радиостанций.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

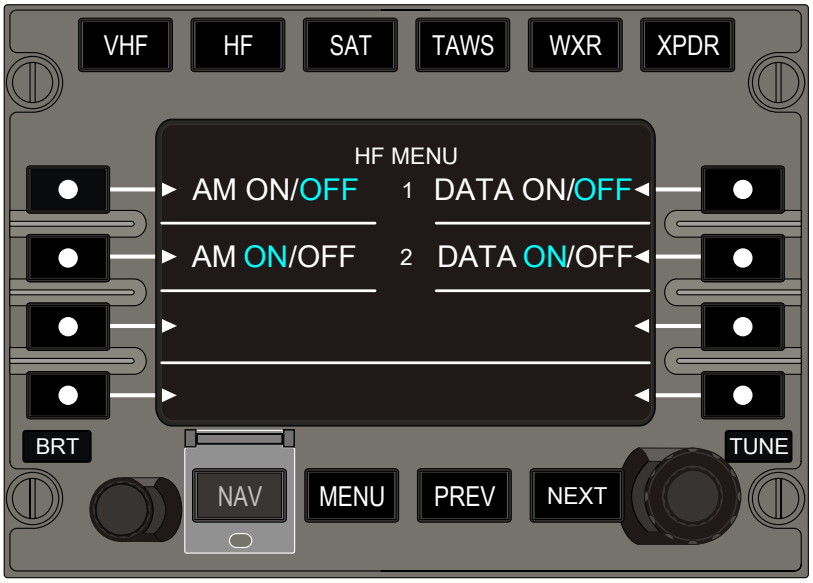


Рисунок 10 Формат HF MENU

Нажатие кнопок 1R или 2R переключает режим работы радиостанции КВ1 или КВ2 соответственно. Режим DATA разрешает использовать указанную радиостанцию для передачи данных, напротив надписи DATA отображается надпись голубого цвета «ON» и белого цвета «OFF». В обычном режиме передача данных через радиостанцию запрещена, напротив надписи DATA отображается надпись белого цвета «ON» и голубого цвета «OFF».

Выход со страницы HF MENU осуществляется повторным нажатием кнопки MENU или любой из кнопок верхнего ряда пульта MCU. В случае выбора режима DATA в поле STBY соответствующей радиостанции отображается надпись DATA.

Режим DATA также можно установить со страницы HF. Для этого необходимо удерживать в нажатом положении кнопку 1R или 2R более 3 с, при этом в столбце STBY соответствующей радиостанции отображается надпись DATA белого цвета.

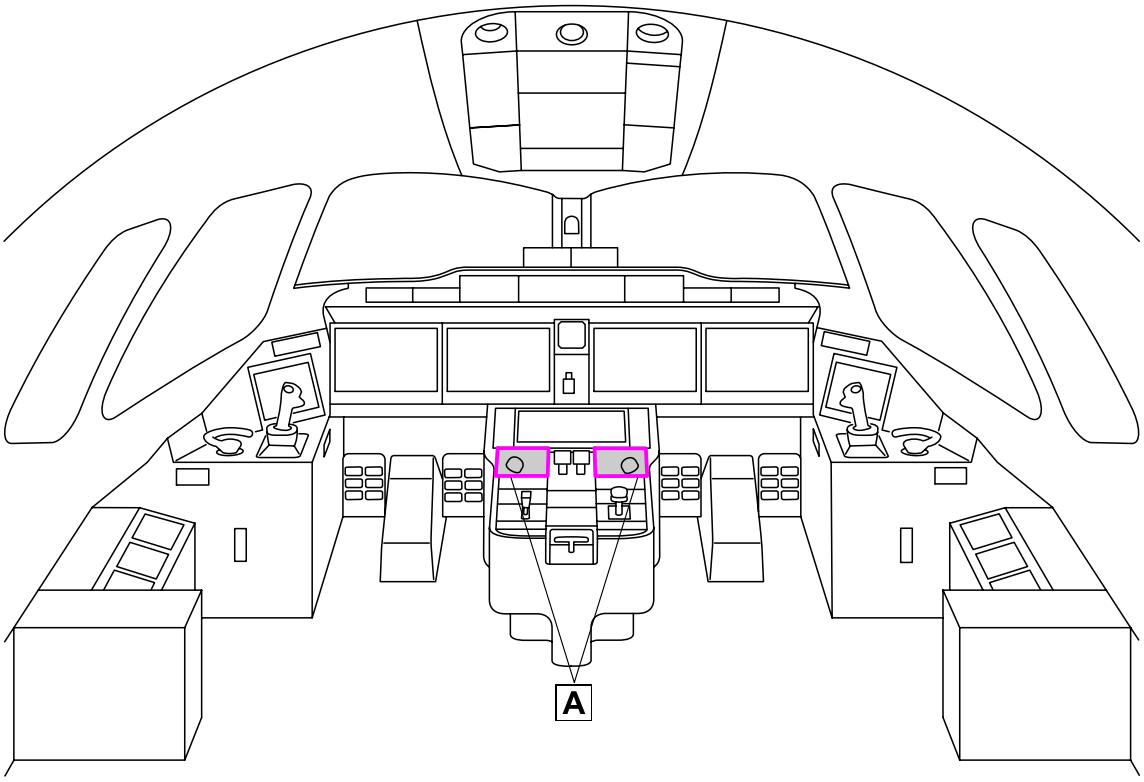
Нажатие кнопок 1L или 2L (для КВ1 или КВ2 соответственно) включает режим DATA. В это время надпись DATA отображается в столбце ACTIVE, а текущая частота ACTIVE отображается в поле STBY.

2.5.4.2 Настройка КВ радиостанции с помощью VCP

Нажатие кнопки VCP [1] Рис. 11 на клавиатуре пультов-трекболов (далее в тексте — ПТ-3) вызывает на экран MDU-2, MDU-3 или MDU-5 мнемокадр VCP.

На вкладке STAT мнемокадра VCP отображаются текущие частоты радиостанций, доступных для экипажа. В строке состояния КВ радиостанции (HF) отображаются: частота приема RX и передачи TX, кнопка выбора заданной частоты <==>, значение заданной частоты, кнопка выбора ручного режима ввода частоты MANUAL.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



A

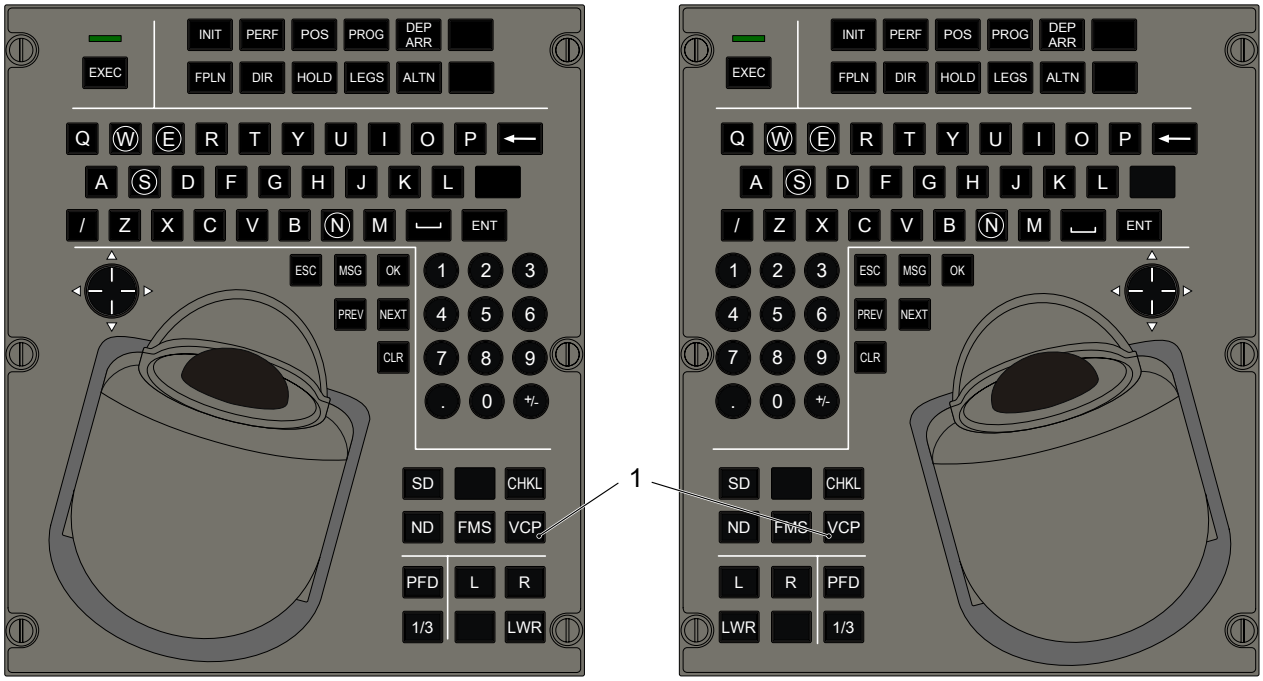


Рисунок 11 Настройка КВ радиостанции с помощью VCP

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2.5.4.3 Индикация

Во время поступлении сигнала селективного вызова SELCAL в правом верхнем углу кнопки HF1 или HF2 пульта ССР начинает мигать индикатор желтого цвета. Одновременно с этим на мнемокадре EWD Рис. 12 появляется текстовое сообщение **SELCALL**. Прием вызова осуществляется нажатием кнопки HF1 или HF2.

Индикация отказа компонентов системы КВ связи осуществляется при помощи центральных сигнальных огней ЦСО желтого цвета, расположенных на панелях сигнализации командира ВС и второго пилота, однократного удара колокола, а также при помощи предупредительных CAS-сообщений янтарного цвета отображаемых на мнемокадре EWD.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

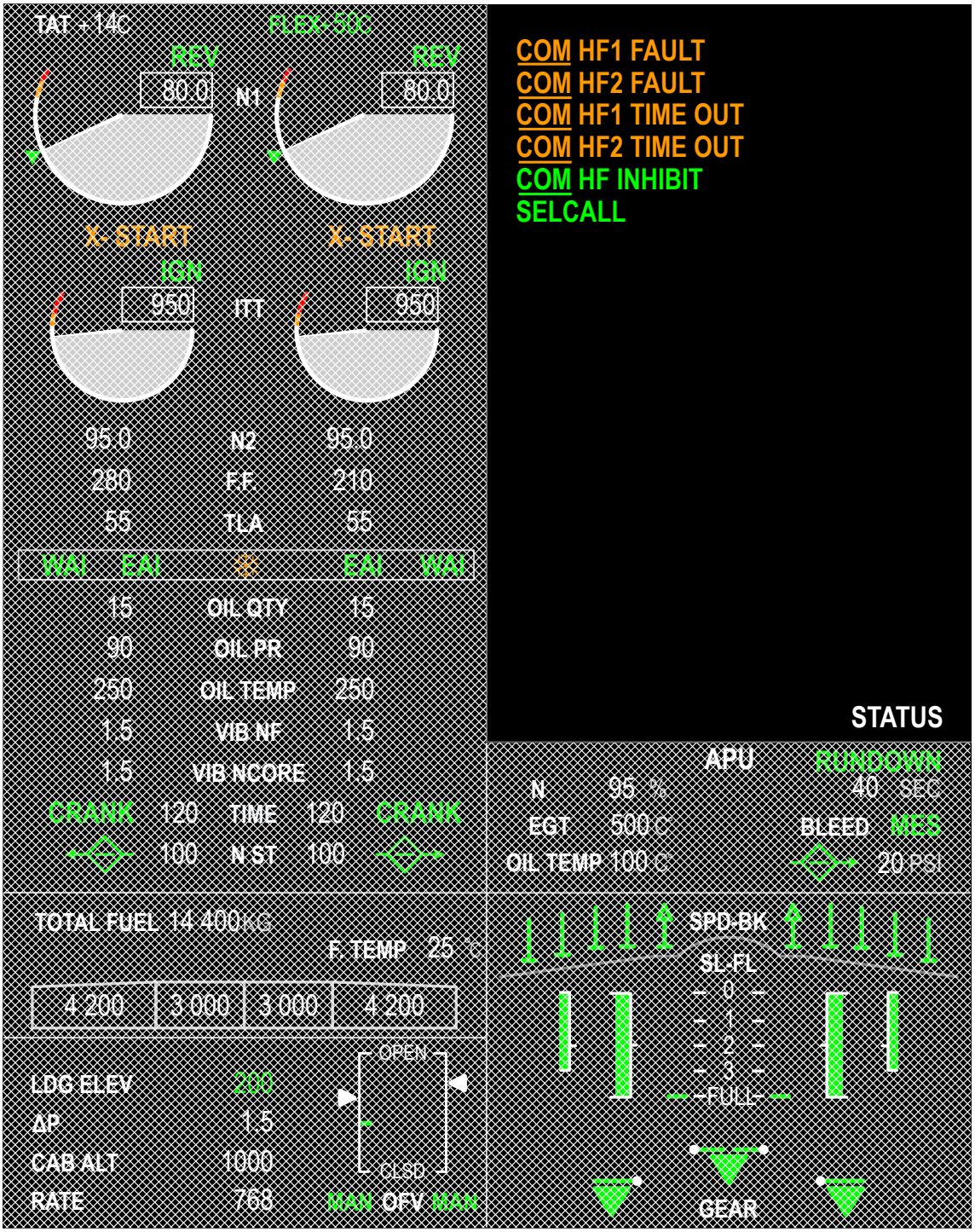


Рисунок 12 Пример индикации радиостанций КВ связи на синоптической странице

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2.6 Радиостанции УКВ связи

2.6.1 Назначение

Приемопередатчик УКВ связи обеспечивает в пределах дальности действия оперативную двухстороннюю связь между наземными диспетчерскими службами и членами экипажа. Приемопередатчик может работать в режиме приема/передачи речи или цифровых данных.

Приемопередатчик выполняет следующие функции:

– двухканальной одновременной и независимой симплексной голосовой радиосвязи (третья УКВ радиостанция работает в режиме приема/передачи данных, при необходимости может быть переключена в режим голосовой радиосвязи)

– одноканальной передачи данных

– работы в режимах:

  • голосовая радиосвязь

  • передача данных

  • звуковой выход на внешний декодер избирательного вызова (SELCAL).

2.6.2 Состав

Радиостанции УКВ связи состоят из:

– приемопередатчиков УКВ связи - VHFA-2100

– антенн УКВ связи - VHFA-2100.

Самолет оборудован тремя независимыми идентичными радиостанциями УКВ связи: VHF1, VHF2 и VHF3.

2.6.3 Расположение

Каждая УВЧ-система связи имеет в своем составе приемопередатчик, установленный в отсеке авионики, и антенну на фюзеляже Рис. 13.

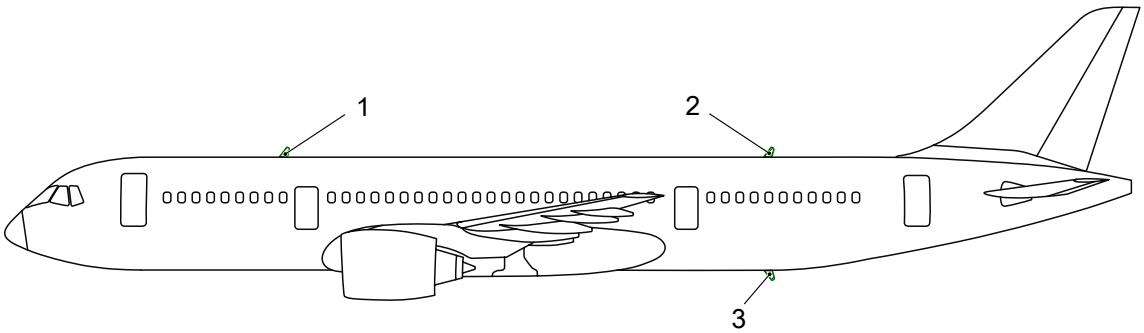


Рисунок 13 Расположение антенн УКВ связи

Условные обозначения к Рис. 13:

1	Антенна VHF1	**3**	Антенна VHF2
2	Антенна VHF3		

2.6.4 Работа

© ПАО "Корпорация "Иркут"

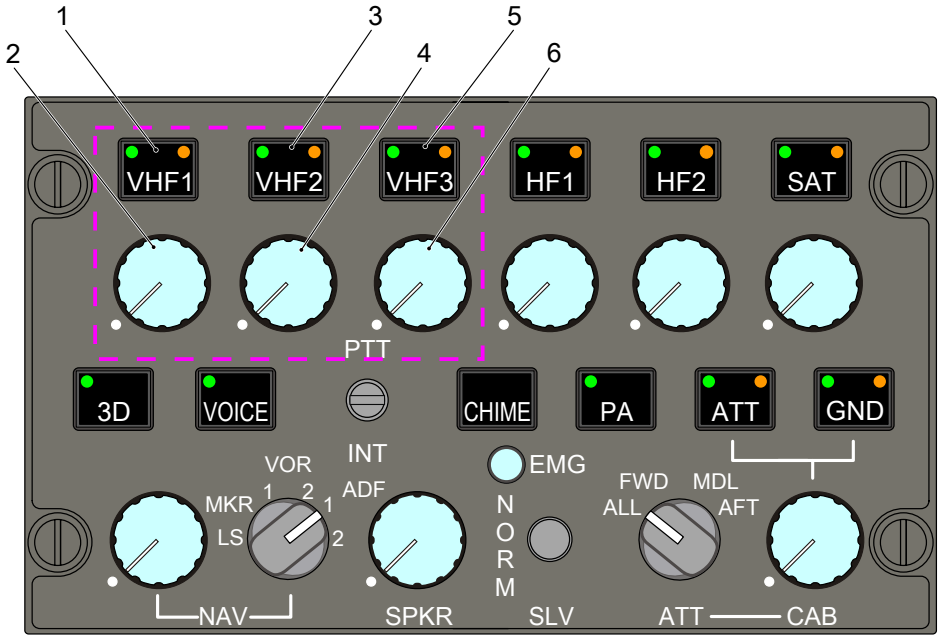


Рисунок 14 Органы управления радиостанциями УКВ связи

Условные обозначения к Рис. 14:

1	Кнопка VHF1	**4**	Потенциометр VHF2
2	Потенциометр VHF1	**5**	Кнопка VHF3
3	Кнопка VHF2	**6**	Потенциометр VHF3

Выбор радиостанции УКВ1, УКВ2 или УКВ3 для передачи голосовых сообщений осуществляется однократным нажатием кнопки VHF1, VHF2 или VHF3 пульта ССР Рис. 14 соответственно, в это время загорается индикатор зеленого цвета, расположенный в левом верхнем поле кнопки.

Передача голосовых сообщений осуществляется с помощью системы внутренней связи. Для передачи голосового сообщения через микрофон гарнитуры экипажа (НР) необходимо удерживать в нажатом положении одну из кнопок PTT, расположенных на БРУС или удерживать в верхнем положении переключатель PTT/INT пульта ССР. Во время передаче голосовых сообщений индикатор зеленого цвета кнопки начинает мигать.

Повторное нажатие на эту же кнопку отменяет выбор радиостанции и прерывает передачу голосовых сообщений. При этом зеленый индикатор гаснет. Нажатие любой другой кнопки из верхнего ряда пульта ССР также отменяет выбор радиостанции.

Под кнопками VHF1, VHF2 и VHF3 на пульте ССР располагаются рукоятки потенциометров. Потенциометры предназначенны для выбора прослушивания соответствующей радиостанции и регулировки громкости прослушивания. Во время поворота рукоятки потенциометра по часовой стрелке громкость увеличивается, против — уменьшается.

Выбор радиостанции для прослушивания осуществляется однократным поднятием на рукоятку соответствующего потенциометра. В это время рукоятка потенциометра

© ПАО "Корпорация "Иркут"

подсвечивается белым цветом. Повторное нажатие на рукоятку потенциометра отменяет прослушивание радиостанции. В это время подсветка рукоятки потенциометра гаснет.

2.6.4.1 Настройка УКВ радиостанции с помощью MCU

Настройка режима работы и частоты УКВ радиостанций осуществляется с помощью MCU и/или виртуального пульта управления радиосредствами навигации и связи (далее в тексте — VCP).

Настройка УКВ радиостанций осуществляется в диапазоне от 118,0 до 136,0 МГц с шагом 100 кГц.

Нажатие кнопки VHF пульта MCU вызывает на его экран страницу настройки УКВ радиостанций Рис. 15.

В центре верхней строки экрана MCU отображается заголовок страницы настройки радиостанций VHF1, VHF2, VHF3 Рис. 15. По краям отображаются названия столбцов ACTIVE и STBY. В столбце ACTIVE отображаются значения текущих частот радиостанций УКВ1, УКВ2 и УКВ3. В столбце STBY отображаются значения резервных частот или частот, которые можно настроить.



Рисунок 15 Формат VHF

Страница VHF является стартовой страницей и отображается во время включения пульта MCU.

Выбор радиостанции для настройки ее резервной частоты осуществляется кнопками выбора строки правого ряда MCU. Нажатие кнопки 1R выбирает радиостанцию УКВ1 [1R] Рис. 16, 2R — УКВ2 [2R] Рис. 16, 3R — УКВ3 [3R] Рис. 16. В это время значение STBY указанной радиостанции отображается голубым цветом и выделяется голубой рамкой.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Рисунок 16 Органы настройки УКВ радиостанций

Ввод значения STBY указанной радиостанции осуществляется вращением кремальер рукоятки TUNE. Вращение кремальер по часовой стрелке увеличивает значение, против — уменьшает. Во время вращения внешней кремальеры значение STBY меняется с шагом 1 МГц. Во время вращения внутренней кремальеры шаг изменения частоты зависит от скорости вращения кремальеры. При быстром (не менее пол-оборота в секунду) вращении шаг изменения равен 100 кГц, при медленном (менее пол-оборота в секунду) — 8,33 кГц. В случае превышении границы диапазона значение STBY перескакивает на противоположную границу диапазона (после 136,0 МГц отображается 118,0 МГц и наоборот).

Повторное нажатие кнопок 1R, 2R или 3R подтверждает введенное значение STBY. В это время введенное значение STBY записывается в память приемопередатчика. Значения STBY отображается желтым цветом и выделяется желтой рамкой.

После нажатия кнопки 1L, 2L или 3L (для УКВ1, УКВ2 или УКВ3 соответственно) значения STBY и ACTIVE меняются местами, в это время значение STBY отображается белым цветом без рамки.

Во время вращения кремальер рукоятки TUNE Рис. 16 без предварительного выбора радиостанции (без нажатия кнопок 1R – 3R) в нижнем левом поле экрана MCU отображается сообщение **SELECT VHF** Рис. 17.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Рисунок 17 Сообщение SELECT VHF

MCU позволяет выбирать значение STBY из ранее сохраненных в памяти приемопередатчика. Нажатие кнопки 4R (поле с надписью MEMO) вызывает на экран MCU страницу сохраненных частот УКВ радиостанций VHF MEMO Рис. 18. В памяти приемопередатчика сохраняется до 24 значений ранее используемых частот. Навигация по странице VHF MEMO осуществляется кнопками PREV и NEXT. Выбор значения частоты осуществляется кнопками 1L–4L и 1R–4R. В это время происходит переход на страницу VHF, а выбранное значение отображается в поле STBY выбранной радиостанции.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

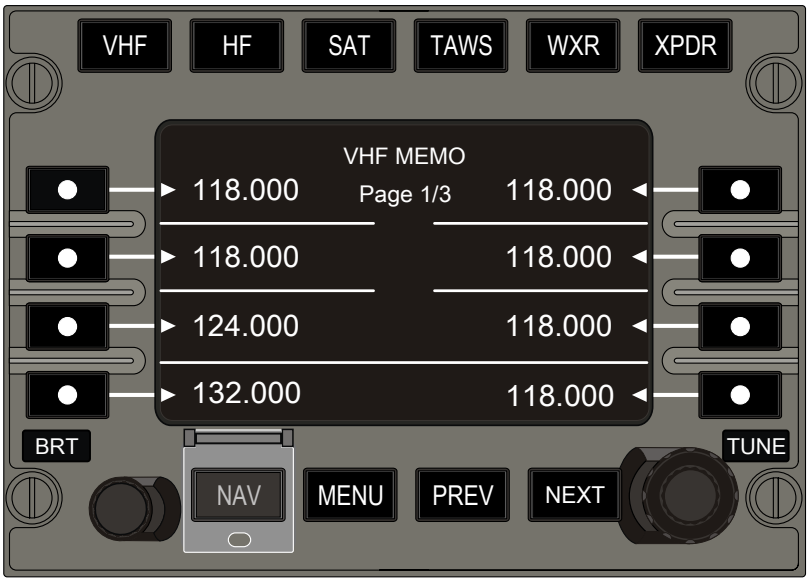


Рисунок 18 Формат VHF MEMO

Выход со страницы VHF MEMO осуществляется нажатием любой из кнопок верхнего ряда пульта MCU.

Нажатие кнопки MENU вызывает на экран MCU страницу VHF MENU Рис. 19, с помощью которой выполняется выбор режима работы радиостанции VHF3.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

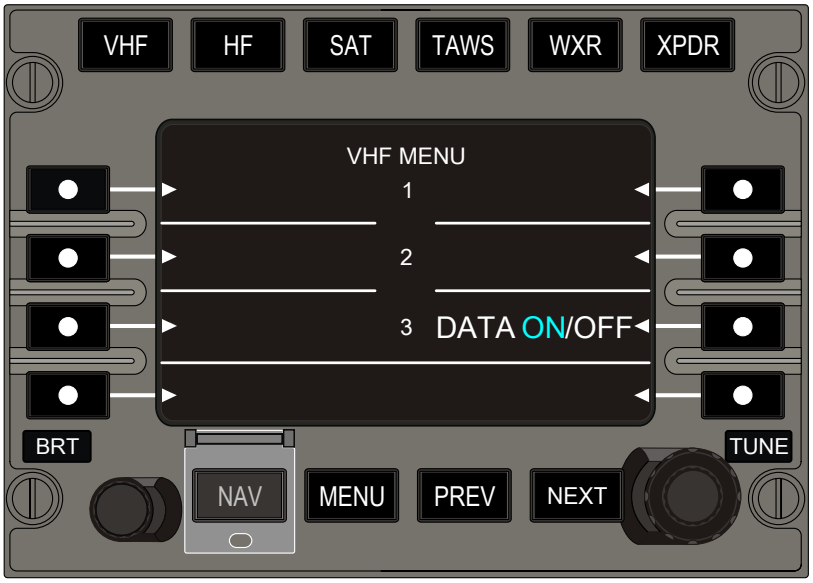


Рисунок 19 Формат VHF MENU

Нажатие кнопки 3R переключает режим работы радиостанции VHF3. В режиме DATA разрешена передачи данных через радиостанцию, при этом напротив надписи DATA отображается надпись голубого цвета «ON» и белого цвета «OFF». В обычном режиме передача данных через радиостанцию запрещена. При этом напротив надписи DATA отображается надпись белого цвета «ON» и голубого цвета «OFF».

Выход со страницы VHF MENU выполняется повторным нажатием кнопки MENU или любой из кнопок верхнего ряда пульта MCU. В случае выбора режима DATA в поле STBY соответствующей радиостанции отображается надпись DATA.

Режим DATA также можно установить со страницы VHF. Для этого необходимо удерживать в нажатом положении кнопку 3R более 3 с, при этом в столбце STBY в строке 3 отображается надпись DATA белого цвета.

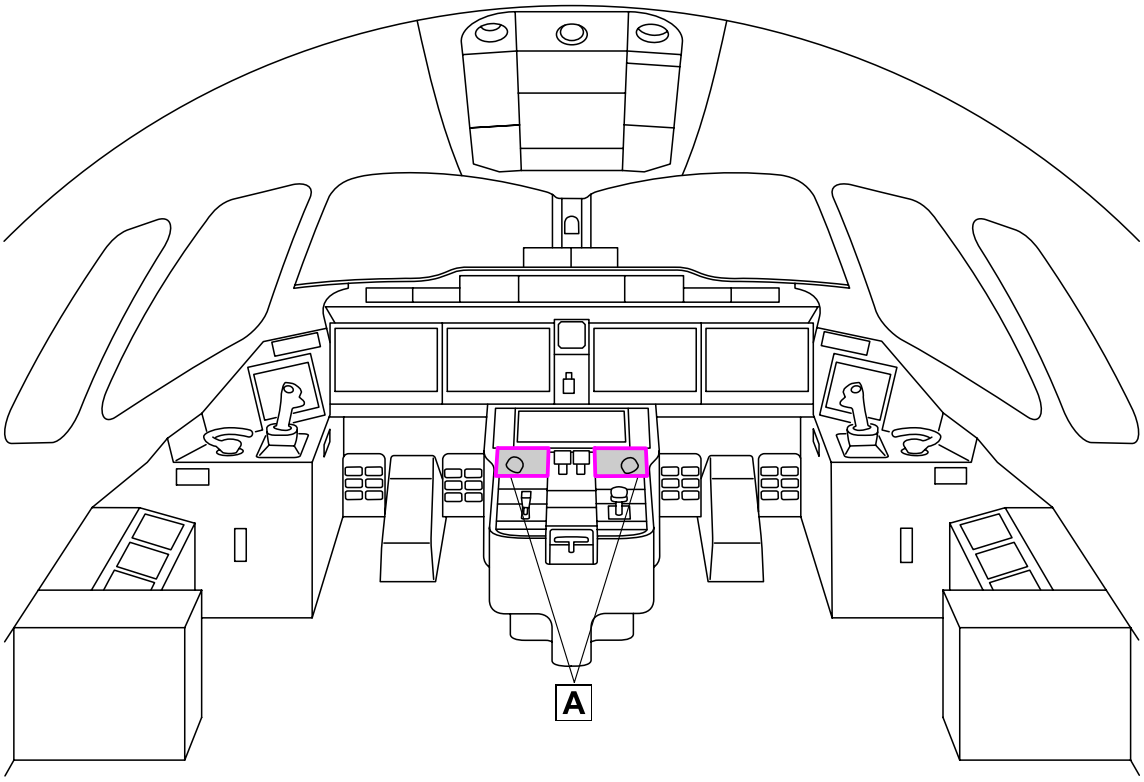
Нажатие кнопки 3L включает режим DATA. При этом надпись DATA отображается в столбце ACTIVE в строке 3, а текущая частота ACTIVE отображается в поле STBY.

2.6.4.2 Настройка УКВ радиостанции с помощью VCP

Нажатие кнопки VCP [1] Рис. 20 на клавиатуре пультов-трекболов (далее в тексте — КССР) вызывает на экран многофункционального индикатора (MDU-2, MDU-3 или MDU-5 в зависимости от конфигурации) мнемокадр VCP.

На вкладке STAT мнемокадра VCP отображаются текущие частоты радиостанций, доступных для экипажа. В строке состояния УКВ радиостанции (VHF1, VHF2 или VHF3) отображаются: частота приема RX и передачи TX, кнопка выбора заданной частоты <==>, значение заданной частоты, кнопка выбора ручного режима ввода частоты MANUAL.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



A

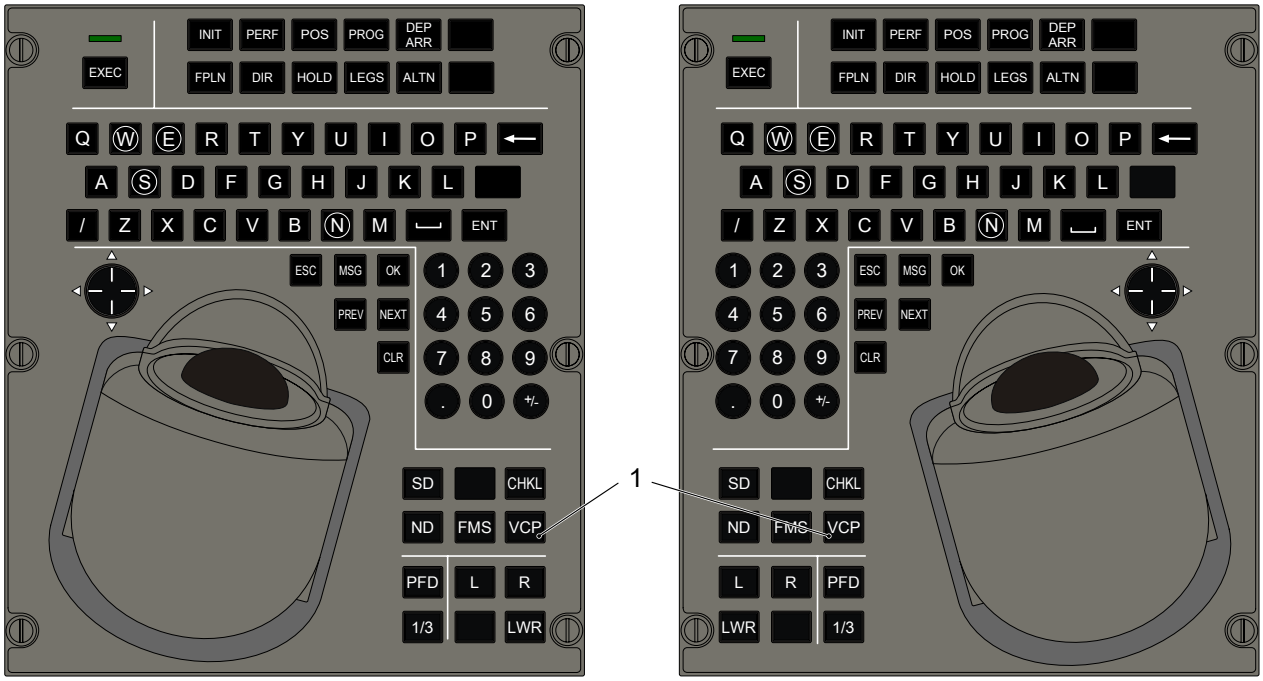


Рисунок 20 Настройка УКВ радиостанции при помощи VCP

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2.6.4.3 Индикация

При поступлении сигнала селективного вызова SELCAL в правом верхнем поле кнопок VHF1, VHF2 или VHF3 пультов ССР мигает индикатор желтого цвета. Одновременно с этим на мнемокадре EWD Рис. 21 отображается сообщение **SELCALL**. Прием вызова выполняется нажатием кнопки VHF1, VHF2 или VHF3.

Индикация отказа компонентов системы КВ связи выполняется при помощи центральных сигнальных огней ЦСО янтарного цвета, расположенных на панелях сигнализации КВС и второго пилота, однократного удара колокола, а также при помощи предупредительных CAS-сообщений янтарного цвета отображаемых на мнемокадре EWD.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

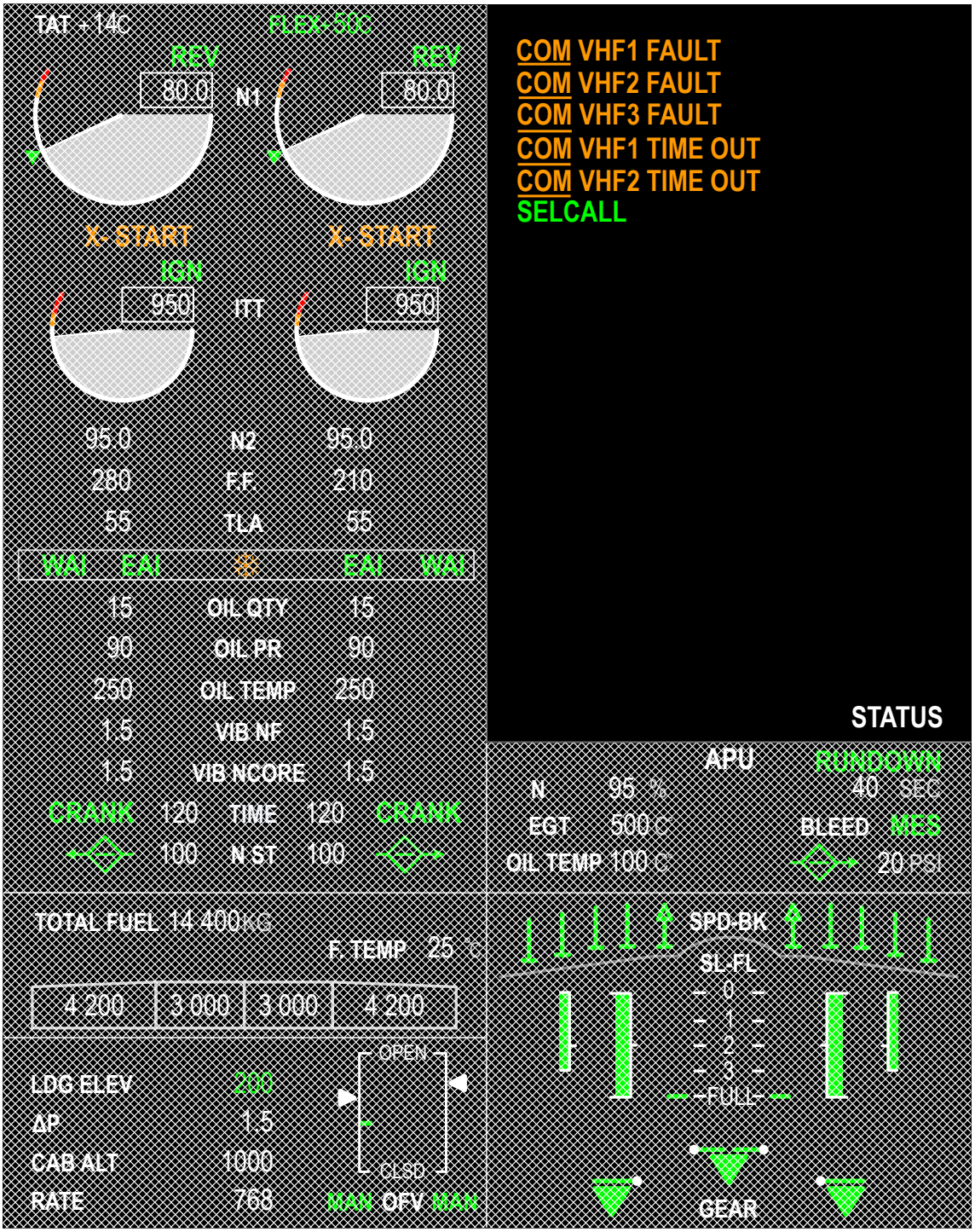


Рисунок 21 Пример индикации радиостанции УКВ связи на синоптической странице

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2.7 Система спутниковой связи

Примечание

Радиостанция системы спутниковой связи (SATCOM) на самолете не устанавлена.

2.7.1 Назначение

Система спутниковой связи (ССС) предназначена для обеспечения широкополосной спутниковой связи через три канала, поддерживающих любую требуемую комбинацию функций передачи речи и данных Inmarsat Classic Aero, Swift64 и SwiftBroadband.

2.7.2 Состав

Радиостанция системы спутниковой связи (SATCOM) состоит из:

– блока спутниковых данных SDU

– антенно разветвляющего устройства (диплексера)/усилителя с низким уровнем помех DLNA

– кофигурационного модуля - APM

– антенны с высоким коэффициентом усиления - HGA.

2.7.3 Работа

Управление радиостанцией системы спутниковой связи (SATCOM) Рис. 22 выполняется при помощи пультов управления связью (ССР).



Рисунок 22 Органы управления радиостанцией системы спутниковой связи (SATCOM)

При нажатии кнопку SAT [1] Рис. 22 выбирается радиостанция ССС для передачи через нее сообщений. При этом в левом верхнем поле кнопки загорается индикатор зеленого цвета. Передача сообщений производится при удержании в нажатом положении одной из кнопок PTT, расположенных на бортовых РУС и на ручных микрофонах НМ. При этом индикатор

© ПАО "Корпорация "Иркут"

зеленого цвета мигает. Повторное нажатие на ту же кнопку отменяет выбор радиостанции. При этом зеленый индикатор гаснет. Нажатие любой другой кнопки из верхнего ряда пульта ССР также отменяет выбор спутниковой радиостанции.

Под кнопкой SAT на пульте ССР располагается рукоятка потенциометра [2] Рис. 22, предназначенного для выбора прослушивания радиостанции системы спутниковой связи и регулировки громкости прослушивания. При повороте рукоятки потенциометра по часовой стрелке громкость увеличивается, против — уменьшается.

Выбор радиостанции для прослушивания выполняется однократным поднятием рукоятки потенциометра. При этом рукоятка потенциометра подсвечивается белым цветом. Повторное нажатие на рукоятку потенциометра отменяет выбор радиостанции. При этом подсветка рукоятки потенциометра гаснет.

2.7.3.1 Органы управления

Настройка частоты радиостанции спутниковой связи выполняется с помощью многофункциональных пультов управления MCU Рис. 23.

Нажатие на кнопку SAT пульта MCU [1] Рис. 23 вызывает на экран пульта MCU страницу настройки радиостанции спутниковой связи. Навигация осуществляется кнопками MENU [2] Рис. 23, PREV [3] Рис. 23 и NEXT [4] Рис. 23. Настройка частоты радиостанции спутниковой связи выполняется путем вращением рукоятки TUNE.

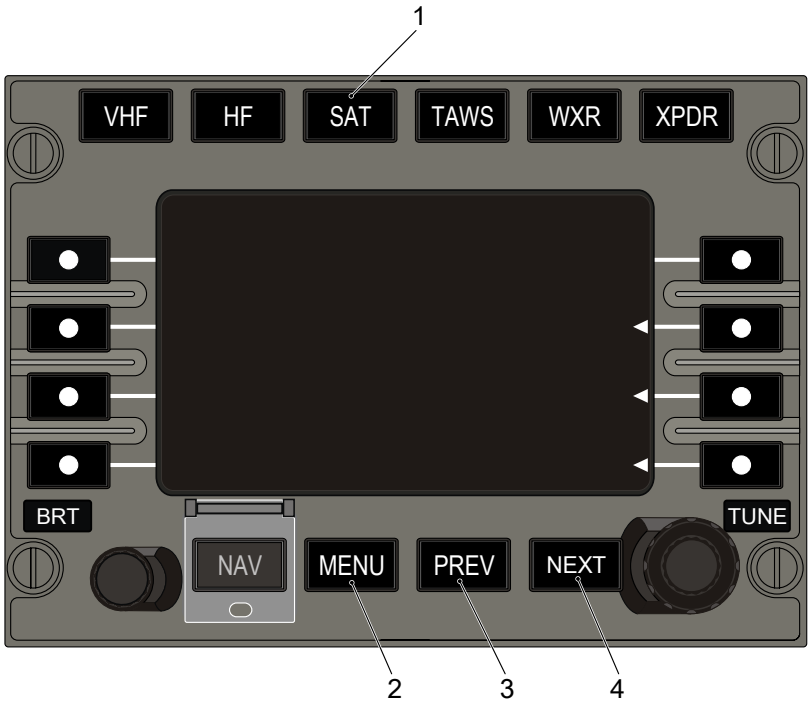


Рисунок 23 Органы управления SAT на MCU

2.7.3.2 Индикация

Во время поступлении сигнала селективного вызова SELCAL в правом верхнем поле кнопки SAT мигает индикатор желтого цвета. Одновременно с этим на мнемокадре EWD Рис. 24, постоянно отображаемом на MDU-2 и MDU-3, появляется текстовое сообщение **SATCOM**

© ПАО "Корпорация "Иркут"

CALL зеленого цвета и звучит одиночный удар колокола. Прием вызова осуществляется нажатием кнопки SAT.

Индикация отказа спутниковой связи выполняется при помощи центральных сигнальных огней ЦСО желтого цвета, расположенных на панелях сигнализации КВС и второго пилота переднего пульта, однократного предупредительного голосового сообщения, а также при помощи предупредительных CAS-сообщений янтарного цвета отображаемых на мнемокадре EWD

© ПАО "Корпорация "Иркут"

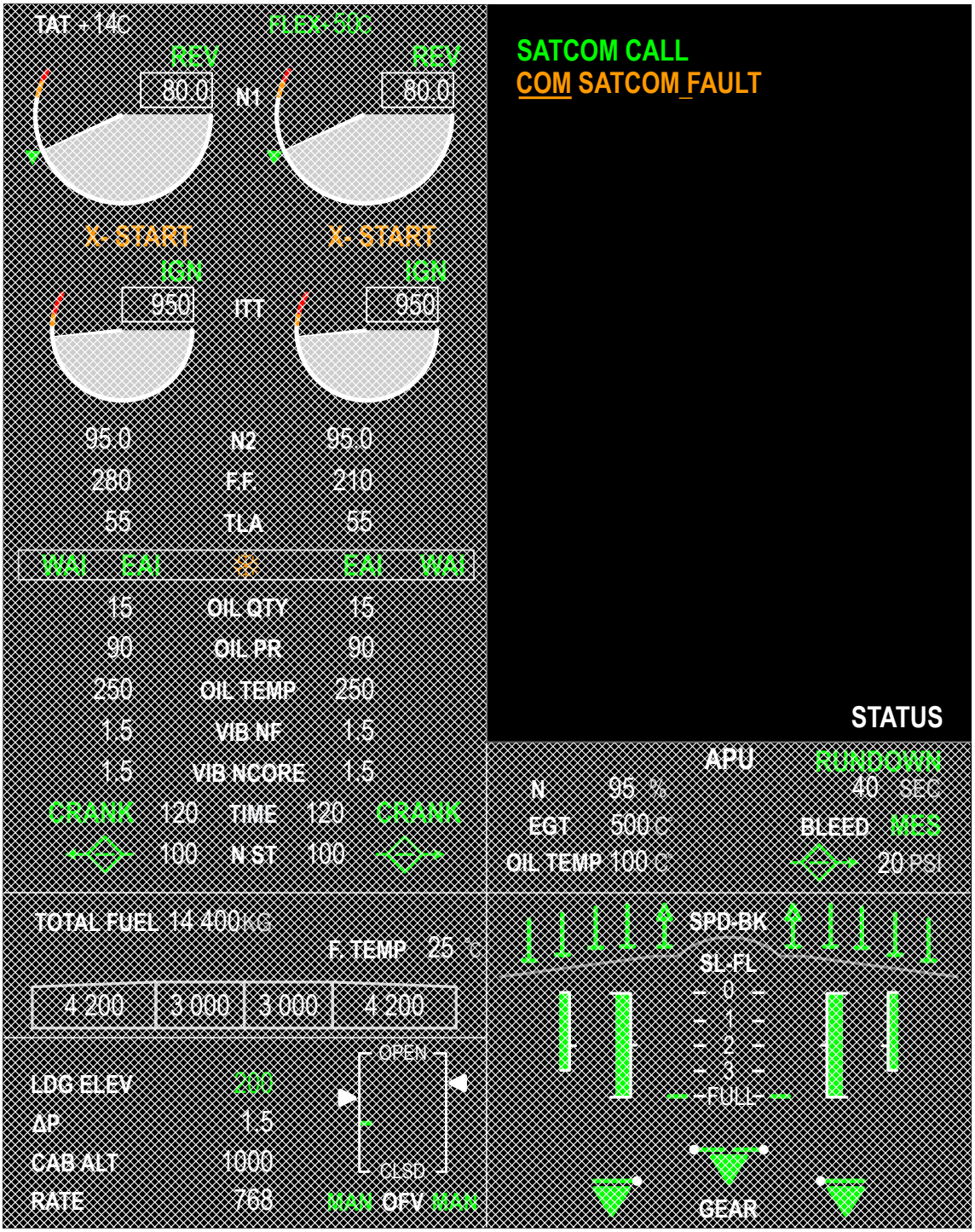


Рисунок 24 Пример индикации спутниковой связи на синоптической странице

© ПАО "Корпорация "Иркут"

3 Средства передачи данных и автоматического вызова

3.1 Система обмена данными

3.1.1 Назначение

Система обмена данными (ACARS) предназначена для двухсторонней передачи цифровых данных между самолетом и наземными станциями УВД или диспетчерской службой авиакомпании через КВ, УКВ или спутниковую связь. ACARS с помощью коротких сообщений информирует наземные службы авиакомпаний об этапе полета и состоянии бортового оборудования.

ACARS выполняет следующие функции:

– прием и передача цифровых данных между самолетом и наземными станциями посредством КВ, УКВ или спутниковой связи в автоматическом и ручном режимах

– маршрутизация данных с сопрягаемыми бортовыми системами

– управление КВ и УКВ радиостанциями для передачи данных

– передача данных в бортовой регистратор полетной информации

– вывод текстовых сообщений, полученных от наземных станций УВД, на бортовой принтер в автоматическом и ручном режиме

– автоматическое формирование и передача отчетов при изменении фазы полета (OOOI) для обеспечения диспетчерского и логистического обслуживания авиакомпании

– сигнализация экипажу о поступившем сообщении или запросе с земли

– обеспечение экипажа цифровым каналом связи «пилот-диспетчер» CPDLC.

3.1.2 Состав

Система обмена данными состоит из:

– блока управления системы обмена данными (Mark II CMU)

– модуля конфигурации системы обмена данными (APM).

3.1.3 Взаимодействие

ACARS через блок CMU взаимодействует с ИВС, бортовым принтером, системой внутренней связи, системами КВ, УКВ и спутниковой связи, а также получает команды СУОСО.

3.1.4 Работа

Сообщения отправляются и принимаются в ручном или автоматическом режиме, по запросу или периодически через установленный интервал времени через радиостанции УКВ3 или КВ. ACARS имеет возможность печати на бортовом принтере выбранных сообщений и просмотра сообщений на MFD (Multi-Function Display).

ACARS взаимодействует со следующими наземными службами:

– авиационный оперативный контроль (AOC)

– авиационная административная связь (AAC)

– обслуживание воздушного движения (ATS)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– управление воздушным движением (ATC).

AOC используется авиакомпанией для управления началом, продолжением, изменением или прекращением полета в интересах обеспечения безопасности, регулярности и эффективности полетов. AOC использует данные о местоположении самолета, изменении плана полета, профиле ветра по плану полета, техническом состоянии бортового оборудования.

ATS включает в себя:

– службу автоматической передачи информации в районе аэропорта ATIS

– разрешения на вылет и на полет через океан

– сообщения системы пилотирования

– информирование экипажа о погоде в зоне прибытия самолета TWIP

– другие приложения, например, разрешение на руление ATC управляет воздушным движением.

ACARS обеспечивает непрерывность функционирования цифровых каналов радиосвязи за счет взаимодействия с системами КВ, УКВ и спутниковой связи. В ACARS предусмотрена возможность выбора цифрового канала радиосвязи вручную экипажем с помощью многофункциональных пультов управления (MCU).

ACARS выполняет ранжирование сообщений по их приоритетности. Сообщения с высоким приоритетом, включая критичные ко времени передачи сообщения, передаются раньше сообщений с более низким приоритетом.

ACARS передает сообщения в автоматическом и ручном режимах. При этом параллельно обеспечивается голосовая связь.

Загрузка программного обеспечения ACARS осуществляется на борту самолета без прерывания нормальной эксплуатации самолета.

3.1.4.1 Приложение связь «диспечер-пилот»

Приложение связь «диспечер-пилот» (CPDLC) представляет собой средство интерактивного обмена формализованными текстовыми сообщениями между диспетчером службы организации воздушного движения и экипажем самолета. CPDLC включает набор элементов сообщений разрешения /оповещения/ запроса, которые соответствуют речевой фразеологии, используемой в процедурах службы управления воздушным движением (УВД). Стандартная номенклатура сообщений унифицируется службой УВД. Технология CPDLC уменьшает вероятность передачи ошибочных сообщений и снижает нагрузку на экипаж.

CPDLC использует имеющиеся каналы передачи данных — VDL-2, HFDL и каналы широкополосной спутниковой связи Inmarsat для обеспечения связи «диспечер-пилот».

CPDLC обеспечивает три фазы соединения: установление, сопровождение, завершение. Сеанс связи CPDLC включает задание адреса, выбор и задание параметров соответствующего сообщения из отображаемого меню, выбор получателя.

Диспетчер УВД имеет возможность передавать экипажу самолета команды назначения высоты, ограничения по пересечению, бокового отклонения, изменения и разрешения маршрута, назначения скорости, назначения частот, а также запросов различной информации. CPDLC также позволяет передавать разрешения (в том числе ожидаемые),

© ПАО "Корпорация "Иркут"

запросы, донесения, сообщения произвольного содержания и соответствующей информации УВД, а также объявлять/отменять аварийную ситуацию.

Экипаж самолета имеет возможность отвечать на полученные сообщения, запрашивать разрешения и информацию, сообщать информацию, объявлять/отменять срочность сообщения или обмениваться сообщениями в произвольном формате.

Обмен сообщениями строится в форме диалога. Сообщение состоит из заголовка и от одного до пяти элементов.

Заголовок сообщения ВОЗДУХ-ЗЕМЛЯ состоит из номера идентификации сообщения, номера ссылки сообщения (если используется), отметки времени и индикатора запроса логического подтверждения.

Номер идентификации сообщения, используемый бортовой системой, отличается в данный момент времени от любого другого номера идентификации сообщения, используемого этим самолетом для данной наземной системы. Номера идентификации сообщений назначаются в порядке очередности.

Атрибуты сообщения определяют ряд требований по обработке сообщения для пользователя, принимающего это сообщение. Каждое сообщение должно иметь три атрибута: срочность, аварийное оповещение и ответ. При анализе сообщения необходимо учитывать его атрибуты. Атрибут срочности определяет очередность отображения принимаемых сообщений конечному пользователю.

Таблица 1 Атрибуты срочности

Тип атрибута	Описание атрибута	Приоритет атрибута
D	бедствие	1
U	срочный	2
N	нормальный	3
L	низкий	4

Атрибут аварийного оповещения ALRT определяет тип аварийного оповещения конечного пользователя, требуемый при приеме сообщения.

Таблица 2 Атрибуты аварийного оповещения

Тип атрибута	Описание атрибута	Приоритет атрибута
H	высокий	1
M	средний	2
L	низкий	3

Атрибут ответа RESP определяет, требуется ли ответ на данное сообщение или нет.

Таблица 3 Атрибуты ответа

Тип ответа	Требуется ли ответ	Разрешенные варианты ответа	Приоритет атрибута
сообщение «земля – воздух»			

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 3 Атрибуты ответа

Тип ответа	Требуется ли ответ	Разрешенные варианты ответа	Приоритет атрибута
W/U	да	ВАС ПОНЯЛ ВЫПОЛНЯЮ НЕ МОГУ ЖДИТЕ БУДЬТЕ НА ПРИЕМЕ ЛОГИЧЕСКОЕ ПОДТВЕРЖДЕНИЕ (только если требуется) ОШИБКА (если необходимо)	1
A/N	да	ПОДТВЕРЖДАЮ НЕТ, НЕ РАЗРЕШАЮ ЖДИТЕ БУДЬТЕ НА ПРИЕМЕ ЛОГИЧЕСКОЕ ПОДТВЕРЖДЕНИЕ (если требуется) ОШИБКА (если необходимо)	2
R	да	ВАС ПОНЯЛ НЕ МОГУ ЖДИТЕ БУДЬТЕ НА ПРИЕМЕ ЛОГИЧЕСКОЕ ПОДТВЕРЖДЕНИЕ (если требуется) ОШИБКА (если необходимо)	3
Y	да	Любой ответ ЛОГИЧЕСКОЕ ПОДТВЕРЖДЕНИЕ (если требуется)	4
N	нет, если не требуется логическое подтверждение	ЛОГИЧЕСКОЕ ПОДТВЕРЖДЕНИЕ (если требуется) ОШИБКА (если необходимо и только, когда запрашивается логическое подтверждение)	5
сообщение «воздух – земля»			
Y	да	Любой ответ ЛОГИЧЕСКОЕ ПОДТВЕРЖДЕНИЕ (если требуется)	1
N	нет, если не требуется логическое подтверждение	ЛОГИЧЕСКОЕ ПОДТВЕРЖДЕНИЕ (если требуется) ОШИБКА (если необходимо и только, когда запрашивается логическое подтверждение)	2

Примечание

Ответ, включающий атрибут ОШИБКА, разрешен всегда.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Любой ответ (т.е. сообщение, содержащее номер ссылки сообщения) имеет приоритеты атрибута срочности и аварийного оповещения не меньшие, чем у сообщения, к которому оно относится. При этом CPDLC помещает сообщения с наивысшим приоритетом срочности в начало очереди.

При приеме сообщения, требующего ответ, экипаж самолета может выполнить следующие действия:

– передать любые разрешенные варианты ответа

– передать только одно сообщение «закрытие диалога».

Вариант ответа ЛОГИЧЕСКОЕ ПОДТВЕРЖДЕНИЕ представляет собой подтверждение о том, что сообщение было успешно принято и является приемлемым для его отображения, если это необходимо. Ответ ЛОГИЧЕСКОЕ ПОДТВЕРЖДЕНИЕ не может использоваться в качестве замены любого из требуемых вариантов эксплуатационных ответов. Элемент ответа ЛОГИЧЕСКОЕ ПОДТВЕРЖДЕНИЕ не объединяется в сообщении с любыми другими элементами ответа. Ответ ЛОГИЧЕСКОЕ ПОДТВЕРЖДЕНИЕ, если оно запрашивается, имеет приоритет передачи по отношению к любому другому ответу, за исключением ответа, содержащего элемент ОШИБКА.

CPDLC формирует, передает и принимает сообщения в порядке их очередности. Принимаемые сообщения отображаются на MDU-5 и/или распечатываются на бортовом принтере.

Аварийное оповещение экипажа о приеме текстовых сообщений может блокироваться при выполнении взлета, захода на посадку и при посадке.

Каждое текстовое сообщение, принимаемое ACARS, сопровождается звуковой и визуальной сигнализацией:

– сигнализация об отказе или потере связи используемых каналов

– сигнализация о достижении каналом связи предела пропускной способности.

Во время критических фаз полета, например, взлет и посадка, звуковая сигнализация входящих сообщений блокируется.

Наряду с текстовыми сообщениями отображается индикация:

– поставщиков обслуживания воздушного движения

– приложений и подсетей

– статуса каждого сообщения (подтверждено/не подтверждено)

– времени отправки сообщения

– открытых сообщений, ожидающих ответа или подтверждения от летного экипажа.

Индикация текстовых сообщений использует цветовое кодирование:

– уведомительные сообщения отображаются зеленым цветом

– синим цветом отображаются дополнительные данные, обычно заключенные в квадратные скобки и служащие для напоминания. Например, [PRINT] — распечатайте на бортовом принтере или [SEND] — передать

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– янтарным цветом отображаются сообщения в квадратных скобках, требующие выполнения каких-либо действий

– белым цветом отображается текущий номер страницы меню/количество страниц информации, наименование страницы или параметра, которые располагаются выше зоны, где отображается содержание страницы или сам параметр.

3.1.4.2 Органы управления

Управление системой передачи данных (ACARS) выполняется с помощью пультов-трекболов (ПТ-3) Рис. 25.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

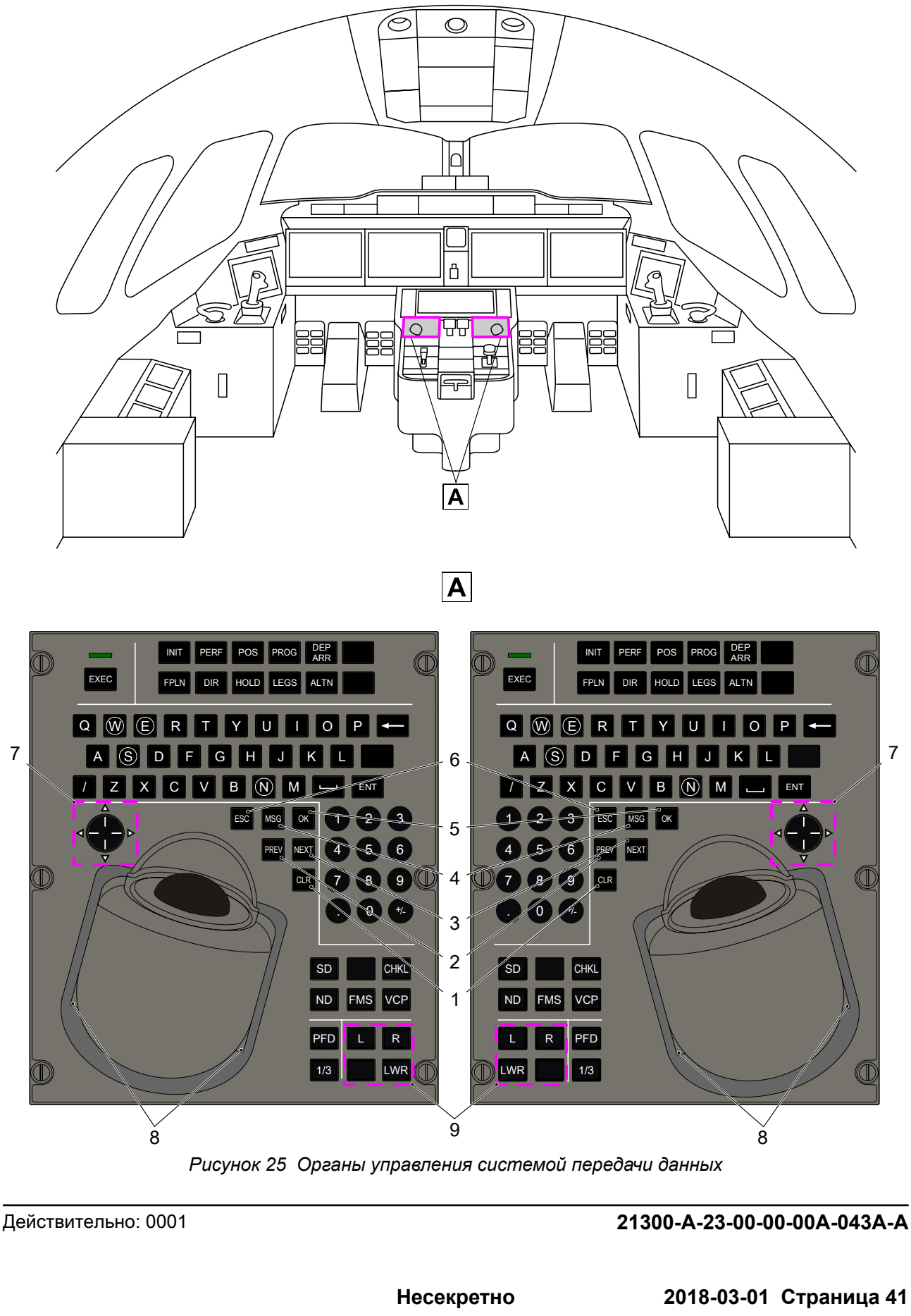


Рисунок 25 Органы управления системой передачи данных

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 25:

1	кнопка «CLR» сброса текстовых сообщений с EWD	**6**	кнопка «ESC» сброса информации
2	кнопка «PREV» для просмотра предыдущей страницы	**7**	джойстик управления фокусом выбора меню
3	кнопка «NEXT» для просмотра последующей страницы	**8**	боковые кнопки «OK» на ПТ-3Л(П) для подтвержения выборанной информации
4	кнопка «MSG»	**9**	кнопки «активирования» рабочих полей МФИ
5	кнопка «OK» для подтвержения выборанной информации		

Нажатие кнопки MSG [4] Рис. 25 пульта ПТ-3 вызывает на экран MDU-5 мнемокадр EWD, на котором отображаются текстовые сообщения ACARS. Навигация между текстовыми сообщениями осуществляется кнопками PREV [2] Рис. 25, NEXT [3] Рис. 25, OK [5] Рис. 25 и ESC [6] Рис. 25. Сообщения удаляются нажатием на кнопку CLR.

Ввод текстовых сообщений осуществляется с клавиатуры пульта ПТ-3.

3.1.4.3 Индикация

Во время поступления входящего текстового сообщения на мнемокадре EWD Рис. 26 отображается **ACARS MSG**. Сообщение снимается после прочтения экипажем или по прошествии 20 с.

Индикация отказа компонентов ACARS осуществляется с помощью центральных сигнальных огней ЦСО желтого цвета, которые находятся на панелях сигнализации КВС и второго пилота, однократного удара колокола, а также с помощью предупредительных CAS-сообщений янтарного цвета отображаемых на мнемокадре EWD.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

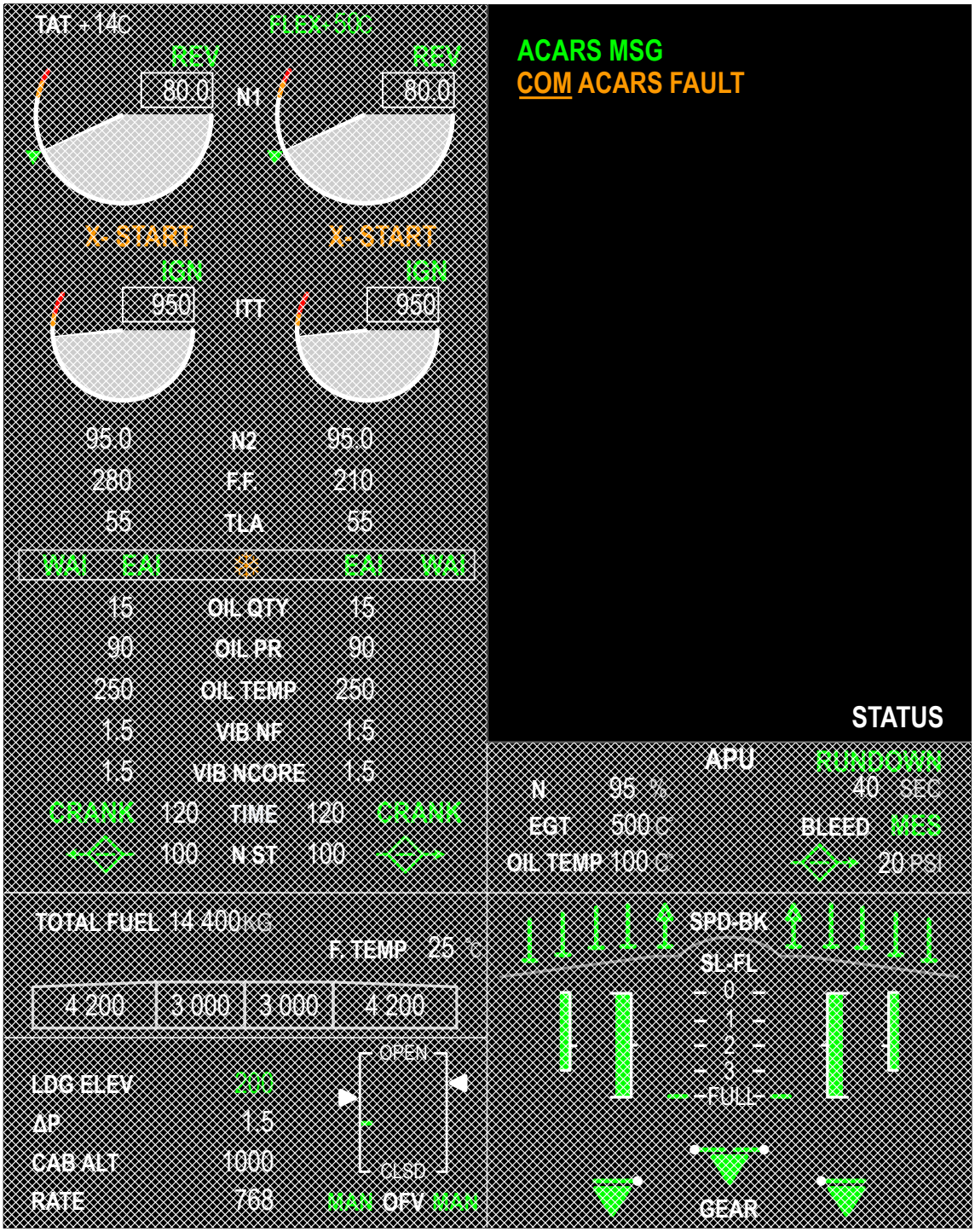


Рисунок 26 Пример индикации системы передачи данных на синоптической странице

© ПАО "Корпорация "Иркут"

3.2 Радиомаяк аварийный

3.2.1 Назначение

Радиомаяк аварийный (далее - АРМ) предназначен для оповещения соответствующих служб о появлении на ВС аварийной ситуации в автоматическом или ручном режиме. Получением ими идентификационной информации и определением координат ВС, а также привода к месту аварии подразделений поисково-спасательных служб.

АРМ выполняет следующие функции:

– формирование и передачу через систему КОСПАС-САРСАТ аварийных сигналов на частоте 406,037 МГц, включающих текущие координаты самолета, а также идентификационную информацию, для организации поиска и спасания

– формирование и излучение радиосигналов на частоте 121,5 МГц для привода к месту аварии подразделений поисково-спасательных служб.

3.2.2 Состав

Радиомаяка аварийный состоит из:

– передатчика (Блока Н)

– антенны АНТ-406ВА [1] Рис. 27

– панели управления аварийным радиомаяком ELT Рис. 28

– пульта дистанционного управления ПДУ-406.

3.2.3 Расположение

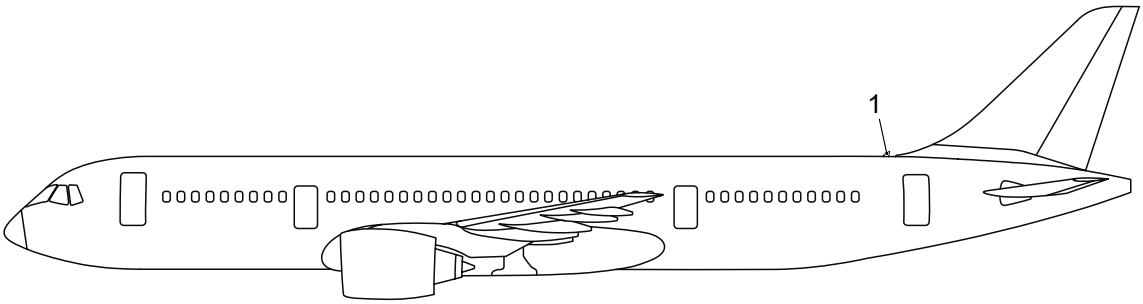
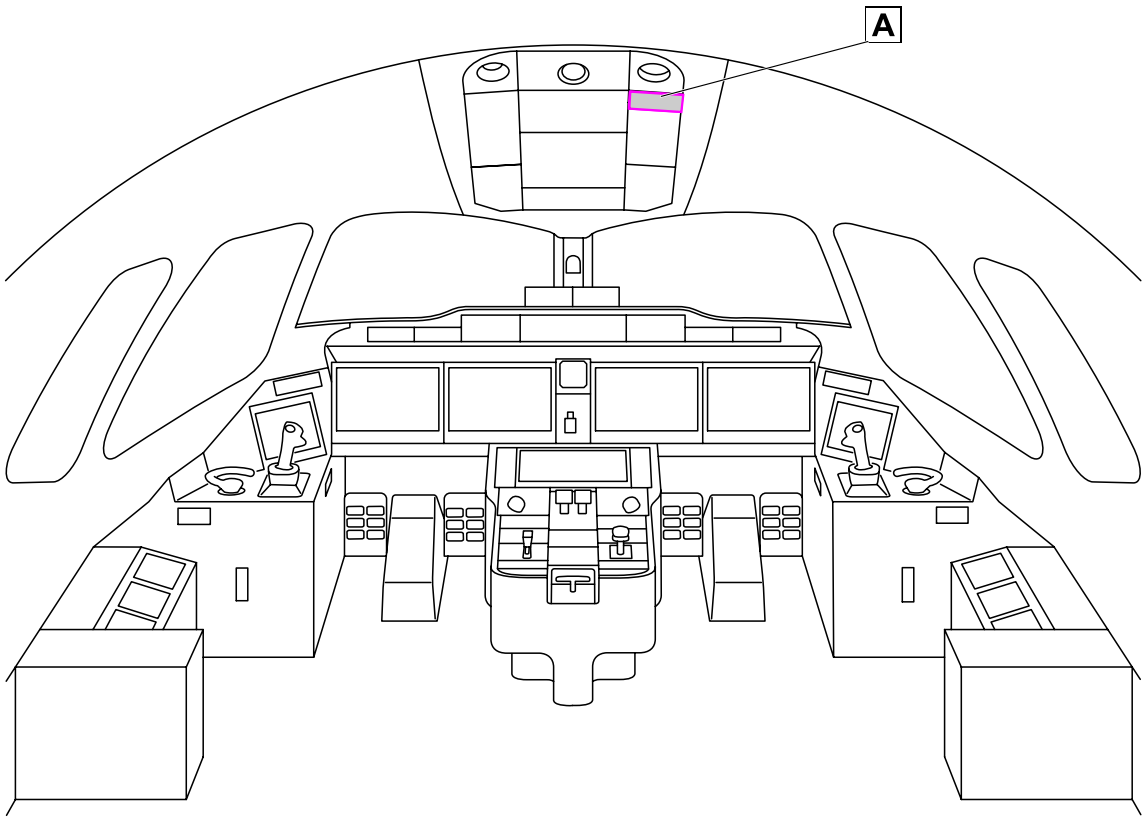


Рисунок 27 Расположение антенны радиомаяка аварийного

© ПАО "Корпорация "Иркут"



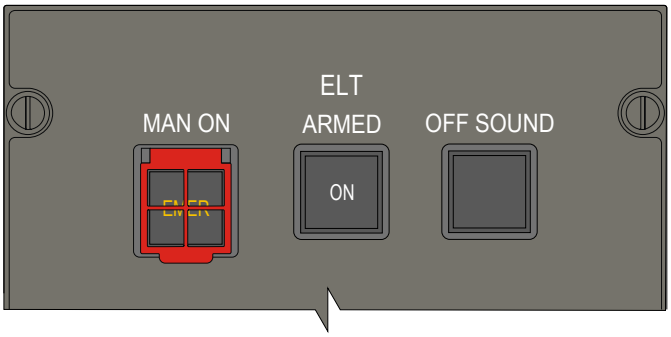


Рисунок 28 Расположение панели управления ELT

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Пульт ПДУ-406 находится за кабиной экипажа в верхней части фюзеляжа под потолочной панелью.

3.2.4 Работа

АРМ работает в следующих режимах:

– режим ВСК (встроенная система контроля)

– дежурный режим

– режим АВАРИЯ.

Во время подачи напряжения АРМ автоматически переходит в режиме ВСК. Длительность работы в режиме ВСК не превышает 2 с.

По завершении режима ВСК АРМ автоматически переходит в дежурный режим, а на панели управления ELT КПП подсвечивается сигнализатор ON кнопки ARMED. В дежурном режиме АРМ находится постоянно.

Режим АВАРИЯ включается автоматически во время превышения перегрузки значения 6 g или вручную нажатием кнопки MAN ON на панели управления ELT. В режиме АВАРИЯ срабатывает звуковая и световая сигнализации, которая сопровождается в течение всего времени работоспособности режима. Звуковая сигнализация может быть отключена нажатием кнопки OFF SOUND на панели управления ELT.

ПДУ получает информацию о координатах самолета от интегрированного навигационного приемника. Передача координат местоположения ВС информируется сразу после их поступления. Во время потери информации о координатах местоположения самолета, АРМ в течение 4 часов сообщает значения последних полученных координат местоположения самолета. Спустя 4 часа работы без обновления информации, значения координат местоположения ВС получают значение «по умолчанию». Во время ошибочного включения режима АВАРИЯ существует возможность его выключения посредством нажатия кнопки ARMED на панели управления ELT КПП. В это время происходит включение режима ВСК в дежурном режиме.

3.2.4.1 Органы управления

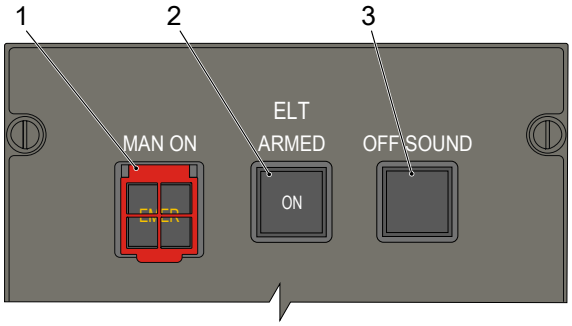
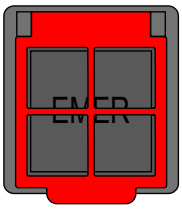


Рисунок 29 Панель управления аварийным радиомаяком ELT

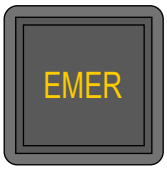
– Кнопка MAN ON (без арретира), с защитной скобой, [1] Рис. 29 предназначена для включения аварийного радиомаяка ELT.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Исходное состояние.

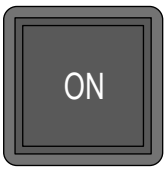
Система работает в режиме ARMED.



Включение аварийного радиомаяка ELT.

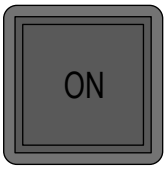
Чтобы включить аварийный радиомаяк ELT, необходимо откинуть защитный колпачок кнопки MAN ON и нажать на нее. После чего начинает гореть поле EMER янтарного цвета в мигающем режиме длительностью 50 сек, длительность отключенного состояния светосигнализатора 0,5 сек, звучит сигнал аварийного оповещения экипажа.

– Кнопка ARMED (без арретира) [2] Рис. 29 предназначена для индикации включения режима ARMED и для сброса аварийного включения.



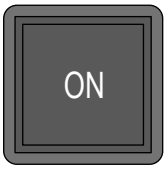
Исходное состояние.

Поле ON белое.



Срабатывание или включение радиомаяка ELT в режим EMER.

После срабатывания радиомаяка ELT в режим EMER поле ON кнопки ARMED гаснет.

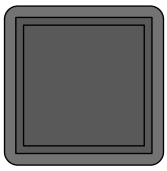


Снятие аварии с радиомаяка ELT.

Чтобы отключить аварийный режим EMER радиомаяка ELT, необходимо нажать ON на кнопке ARMED. После чего начинать гореть поле ON, белого цвета.

– Кнопка OFF SOUND (без арретира) [3] Рис. 29 предназначена для отключения звука аварийного предупреждения от ELT.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Отключение звуковой сигнализации OFF SOUND

Чтобы отключить звуковую сигнализацию, нажмите кнопку OFF SOUND.

– Выдача сигналов MAN ON, ARMED и OFF SOUND дублируются выдачей одноименного сигнала цифровым кодом по шине общесамолетного оборудования на регистрацию и индикацию.

4 Средства оповещения пассажиров

4.1 Назначение

Примечание

Средства оповещения пассажиров на самолете не устанавлены.

Блок управления системы оповещения (ATTU) предоставляет возможность выдавать уведомления для пассажиров.

Система ATTU гарантирует:

– выдачу уведомлений для пассажиров с терминала летного экипажа (кнопки CHIME и кнопки PA)

– выдачу уведомлений для пассажиров с терминалов бортпроводников (требует подтверждения)

– работу мультимедийной системы для пассажиров

– выдачу предварительно записанных объявлений

– выдачу речевых и визуальных уведомлений о вызовах от пассажиров и летного экипажа

– выдачу речевых и визуальных уведомлений и предупреждений: "SEAT BELTS" (ПРИСТЕГНУТЬ РЕМНИ БЕЗОПАСНОСТИ) и "NO PED" (НЕ ПОЛЬЗОВАТЬСЯ ПОРТАТИВНЫМИ ЭЛЕКТРОННЫМИ УСТРОЙСТВАМИ).

4.2 Расположение

© ПАО "Корпорация "Иркут"

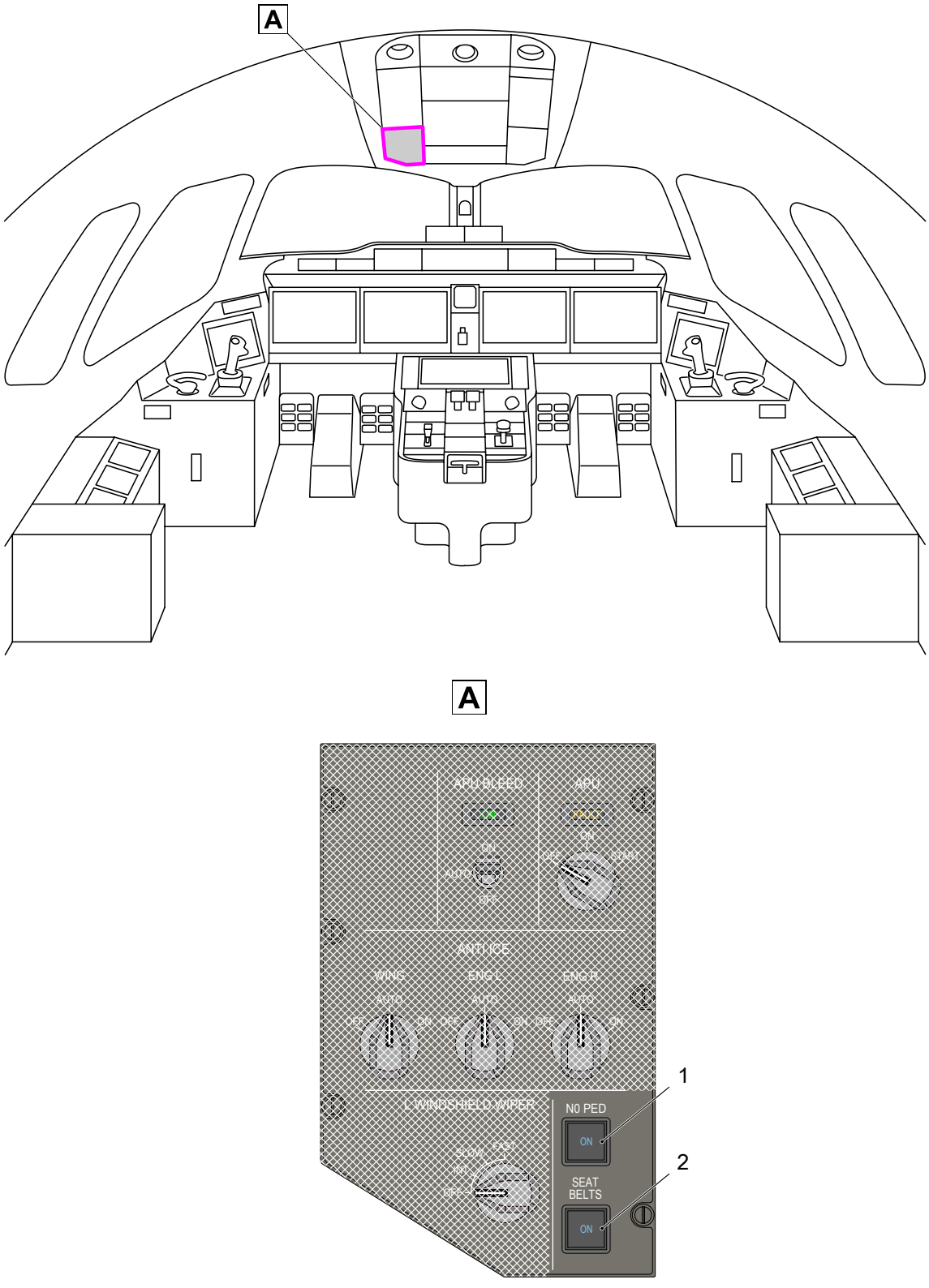


Рисунок 30 Расположение выключателей NO PED и SEAT BELTS

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 30:

1	Кнопка-лампа NO PED	2	Кнопка-лампа SEAT BELTS

4.3 Органы управления

4.3.1 Органы управления громкоговорящего оповещения пассажирского салона

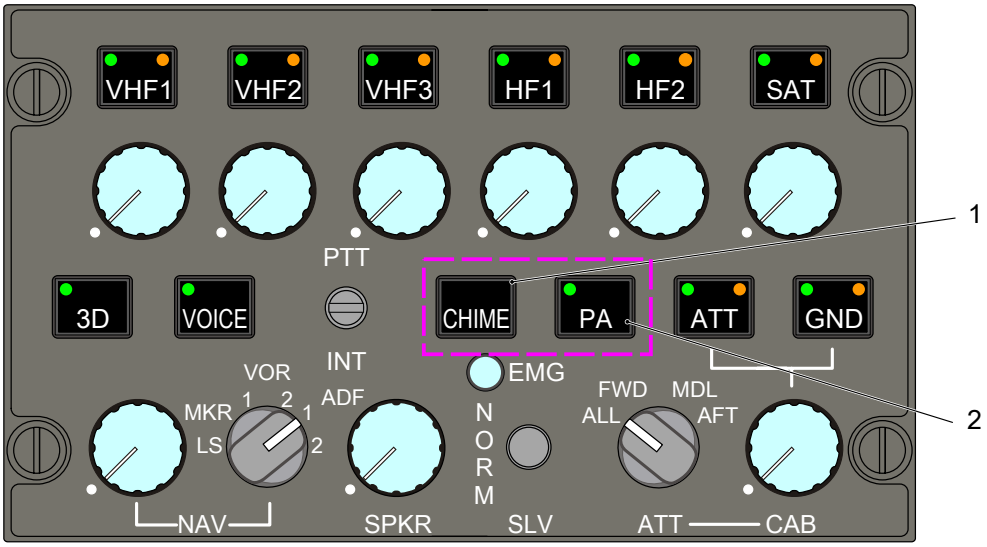


Рисунок 31 Органы управления громкоговорящего оповещения пассажирского салона

Условные обозначения к Рис. 31:

1	кнопка CHIME активации сигнала «та-да»	2	кнопка PA активации громкоговорящего оповещения

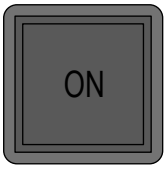
– Нажатие кнопки **CHIME** [1] Рис. 31 активирует генерацию двухтонального сигнала типа «та - да». Сигнал звучит в пассажирской кабине и кабине экипажа. Сигнал может использоваться для дополнительного привлечения внимания пассажиров, например, перед сообщением для пассажиров.

– Нажатие и удержания кнопки **PA** [2] Рис. 31 активируется канал громкоговорящего оповещения пассажирского салона. Во время активации кнопки светится светодиод зеленого цвета, который находится в левом вернем поле этой кнопки. Чтобы включить режим громкоговорящего оповещения, пилот должен нажать и удерживать эту кнопку на все время передачи.

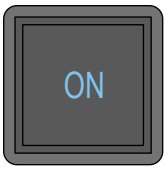
© ПАО "Корпорация "Иркут"

4.3.2 Выключатели NO PED и SEAT BELTS

4.3.2.1 Кнопка-лампа NO PED

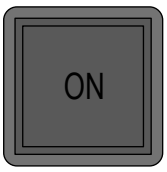


В исходном состоянии кнопка-лампа NO PED [1] Рис. 30 не нажата, сигнальное поле кнопки-лампы ON темное.

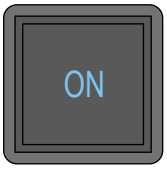


Во время нажатия кнопки-лампы NO PED подается сигнал в пассажирские сервисные панели салона пассажиров, который запрещает использование портативных электронных приборами пассажирам. На кнопки-лампы NO PED светится светосигнализация голубым цветом ON.

4.3.2.2 Кнопка-лампа SEAT BELTS



В исходном состоянии кнопка-лампа SEAT BELTS [2] Рис. 30 не нажата, сигнальное поле кнопки-лампы ON темное.



Во время нажатии кнопки-лампы SEAT BELTS подается сигнал к пассажирским сервисных панелях в салон пассажиров. Он сообщает пассажирам о необходимости занять свое место и пристегнуть ремни безопасности. На кнопки-лампы SEAT BELTS светится светосигнализация голубым цветом ON.

5 Аппаратура внутренней связи

5.1 Назначение

Аппаратура внутренней связи предназначена для обеспечения телефонной связи на ВС.

Переговорные устройства в кабине экипажа не входят в состав аппаратуры внутренней связи.

5.2 Состав

Аппаратура внутренней связи состоит из:

- терминалов бортпроводников
- панелей подключения гарнитуры наземного персонала GCJP (Ground Crew Jack Panel) Рис. 32
- горна вызова наземного персонала.

5.3 Расположение

© ПАО "Корпорация "Иркут"

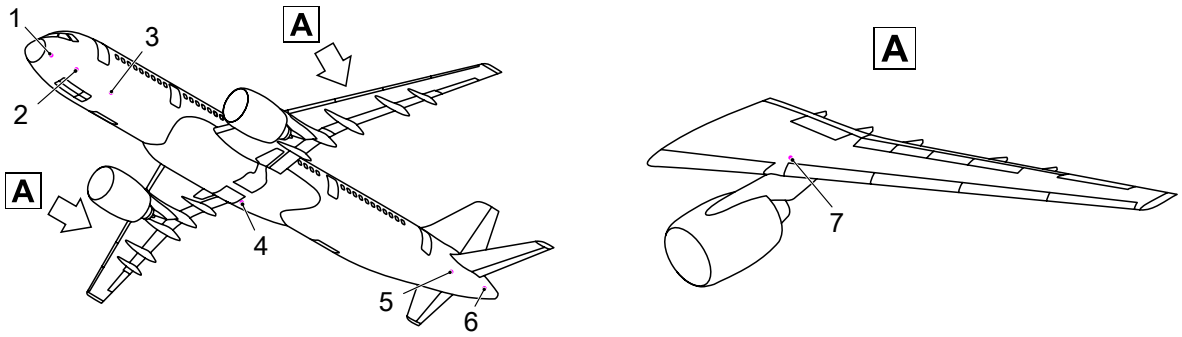


Рисунок 32 Расположение разъемов подключения гарнитуры наземного персонала

Условные обозначения к Рис. 32:

1	Сервисная панель переднего отсека авионики	5	Сервисная панель багажного отсека
2	Сервисная панель передней опоры шасси	6	Сервисная панель в зоне ВСУ
7	Сервисная панель заднего отсека авионики	7	Сервисная панель двигателя
5	Сервисная панель управления внешнего питания (EPCP)		

5.4 Работа

Аппаратура внутренней связи позволяет выполнять следующие виды связи:

- между членами экипажа и бортпроводниками
- между членами экипажа и наземным персоналом
- голосовые сообщения для пассажиров.

5.4.1 Связь между членами экипажа и бортпроводниками

Связь между членами экипажа и бортпроводниками происходит посредством выбора соответствующего канала внутренней связи и терминала бортпроводника на пульте CCP. Во время активации вызова с терминала бортпроводника на пульте CCP загорается индикатор желтого цвета, расположенный в правом верхнем поле кнопки**ATT**.

5.4.2 Связь между членами экипажа и наземным персоналом

Связь между членами экипажа и наземным персоналом осуществляется выбором соответствующего канала внутренней связи на пульте CCP. Во время активации вызова с панели GCJP на пульте CCP загорается индикатор желтого цвета, расположенный в правом верхнем поле кнопки **GND**.

5.4.3 Голосовые сообщения для пассажиров

Голосовых сообщений для пассажиров членами экипажа осуществляется с помощью пульта CCP. Бортпроводники для голосовых сообщений используют соответствующую функцию терминала бортпроводника. Голосовые сообщений производятся через громкоговорители, установленные в пассажирском салоне.

5.4.4 Терминал бортпроводника

Примечание

Терминалы бортпроводников на самолете не устанавливаются.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

5.4.4.1 Назначение

Терминал бортпроводника Рис. 33 предназначен для обеспечения связью бортпроводника с летным экипажем, экстренной связью бортпроводника с летным экипажем, связью бортпроводника друг с другом и оповещение пассажирской кабины бортпроводниками.

5.4.4.2 Состав

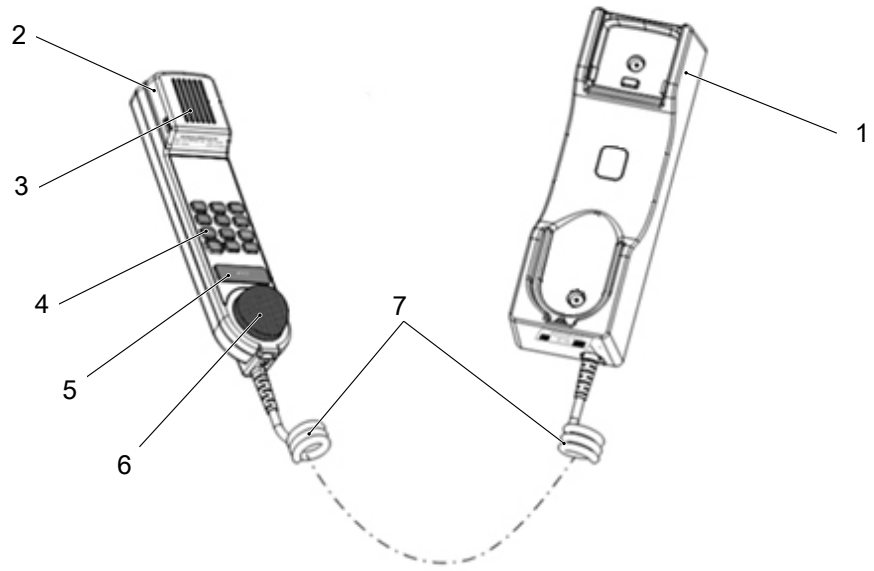


Рисунок 33 Терминал бортпроводника

Условные обозначения к Рис. 33:

1	Опорный кронштейн	**5**	Кнопка-тангента (PTT)
2	Телефонная гарнитура	**6**	Микрофон
3	Наушник	**7**	Микротелефонный шнур
4	Кнопки циферблата		

5.4.4.3 Расположение

Терминалы бортпроводника располагаются в пассажирском салоне.

5.4.4.4 Работа

Активация функций терминала бортпроводника возможна посредством функциональных кнопок, расположенных на трубке:

– кнопка PTT (нажми, чтобы говорить) - позволяет экипажу связываться друг с другом

– кнопка PA - позволяет бортпроводнику сделать объявление для пассажиров, нажав расположенную на трубке кнопку PTT.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Функция PA не имеет приоритета в сети внутренней связи. Однако установлен следующий приоритет (в порядке убывания приоритета): экипаж, передний бортпроводник, задний бортпроводник.

5.4.5 Панели подключения гарнитуры наземного персонала

Примечание

На самолет установлено 3 панели GCJP.

5.4.5.1 Назначение

Панель подключения гарнитуры наземного персонала GCJP (Ground Crew Jack Panel) предназначена для установления связи между членами экипажа и наземным персоналом, работающим снаружи ВС.

5.4.5.2 Состав

В состав GCJP входят:

– разъем MECH INT для подключения гарнитуры наземного персонала [1] Рис. 34

– кнопка вызова экипажа CALL CREW [2] Рис. 34.

5.4.5.3 Работа

При нахождении самолета на земле панели GCJP позволяют:

– установить связь между членами экипажа и наземным персоналом, работающим снаружи самолета. GCJP подключена к сети внутренней связи

– осуществить вызов снаружи самолета в кабину. Для вызова кабины на лицевой панели GCJP имеется кнопка CALL CREW.

Для связи с наземным персоналом экипажу необходимо нажать кнопку GND расположенную на пульте CPP. Нажатие кнопки GND активирует дуплексный интерком с наземным персоналом, при этом подсвечивается светодиод зеленого цвета в левом верхнем углу кнопки. Повторное нажатие на эту кнопку деактивирует интерком. При осуществлении вызова кабины летного экипажа наземным персоналом светодиод желтого цвета, расположенный в правом верхнем углу кнопки горит в проблесковом режиме. При этом звучит одиночный удар колокола.

5.4.5.4 Органы управления

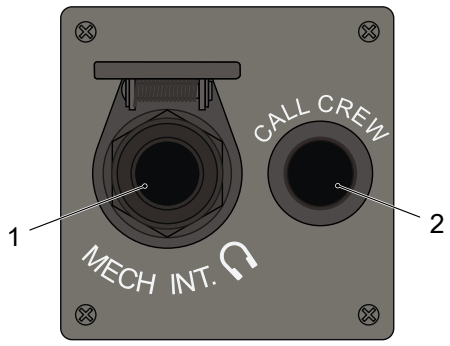


Рисунок 34 Панель подключения гарнитуры наземного персонала

Условные обозначения к Рис. 34:

1	разъем MECH INT	**2**	кнопка вызова экипажа CALL CREW

© ПАО "Корпорация "Иркут"

5.4.6 Горн вызова наземного персонала

*** Для S/N 0001*

Примечание

Горн вызова наземного персонала на самолете не устанавливается.

*** окончание применимости*

5.4.6.1 Назначение

Горн вызова наземного персонала Рис. 35 предназначен для предупреждения/оповещения наземного обслуживающего персонала из кабины пилотов.

5.4.6.2 Состав

В состав горна вызова наземного персонала входят: (TBD)

5.4.6.3 Работа

Активация горна осуществляется с пульта управления связью (CPP) в кабине экипажа. Нажатие и удержание более 2-х секунд кнопки GND активирует горн вызова наземного персонала (зеленый светодиод горит в проблесковом режиме). Сброс вызова из кабины – повторное нажатие пилотом кнопки GND. Сброс вызова с земли – нажатие на кнопку Call на любом пульте подключения гарнитуры наземного экипажа.

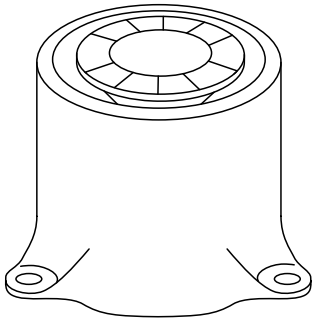


Рисунок 35 Горн вызова наземного персонала

6 Система речевых сообщений и голосовых команд

6.1 Назначение

Система речевых сообщений и голосовых команд предназначена для централизованного управления звуковыми сигналами от различных радионавигационных и радиосвязных средств БРЭО (Бортовое радиоэлектронное оборудование), системы предупреждения экипажа, системы предупреждения внешних угроз, а также управления внутренней связью между членами экипажа.

6.2 Состав

Система речевых сообщений и голосовых команд состоит из:

- панелей подключения гарнитур экипажа
- гарнитур экипажа
- ручных микрофонов
- пультов управления связью

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– громкоговорителей.

6.3 Расположение

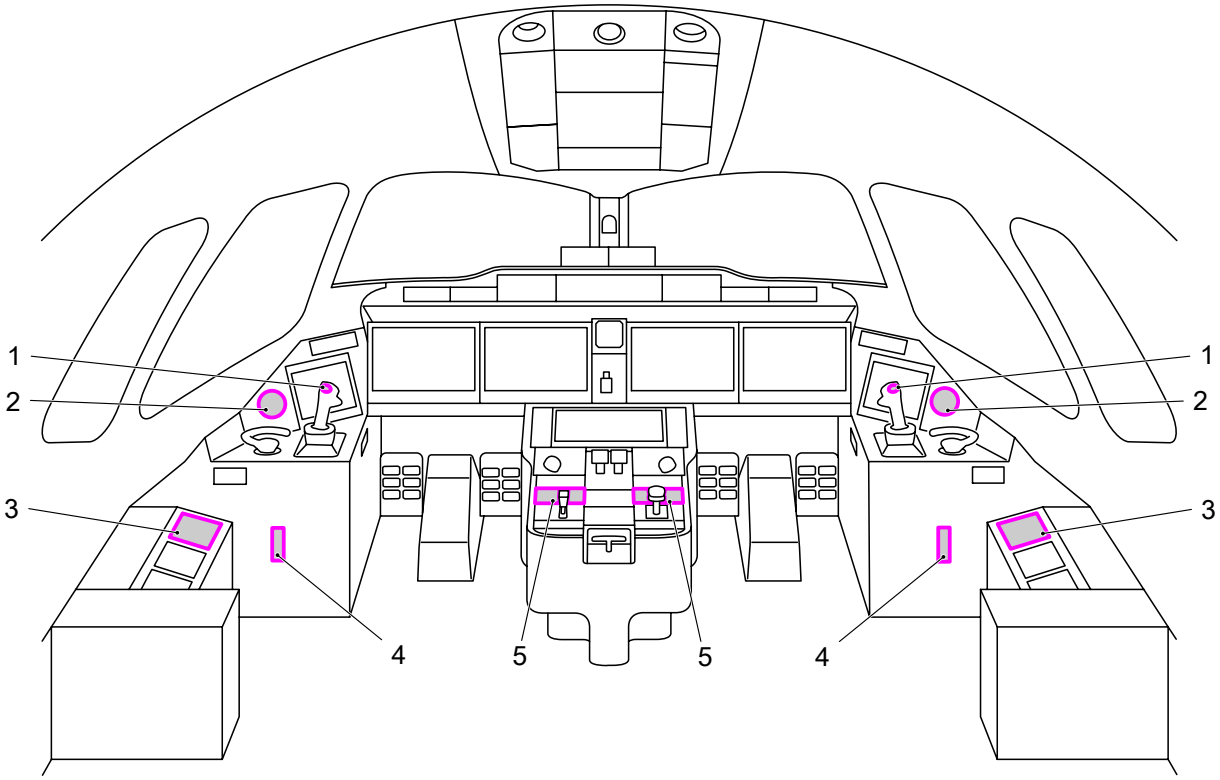


Рисунок 36 Расположение системы речевых сообщений и голосовых команд

Условные обозначения к Рис. 36:

1	PTT на БРУ	4	Панель подключения гарнитуры экипажа
2	Громкоговоритель	5	Пульт управления связью
3	Микрофон кислородной маски		

6.4 Работа

ССР (пульт управления связью) позволяет выполнять выбор аудиоканала. Панель подключения гарнитуры экипажа обеспечивают подключение гарнитуры экипажа и ручного микрофона к пульту ССР. Громкоговорители кабины экипажа, ручные микрофоны и авиагарнитуры членов экипажа совместно с аппаратурой внутренней связи, радиостанциями и средствами оповещения пассажиров обеспечивают внутреннюю и внешнюю связь в условиях окружающего акустического шума.

6.4.1 Панель подключения гарнитуры экипажа

6.4.1.1 Назначение

Панель подключения гарнитуры экипажа Рис. 37 обеспечивает подключение гарнитуры экипажа и ручного микрофона к пульту управления связью ССР.

6.4.1.2 Расположение

Панели подключения гарнитуры экипажа расположены в кабине экипажа на левом и правом боковом пульте и на стойке проверяющего.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

6.4.1.3 Органы управления

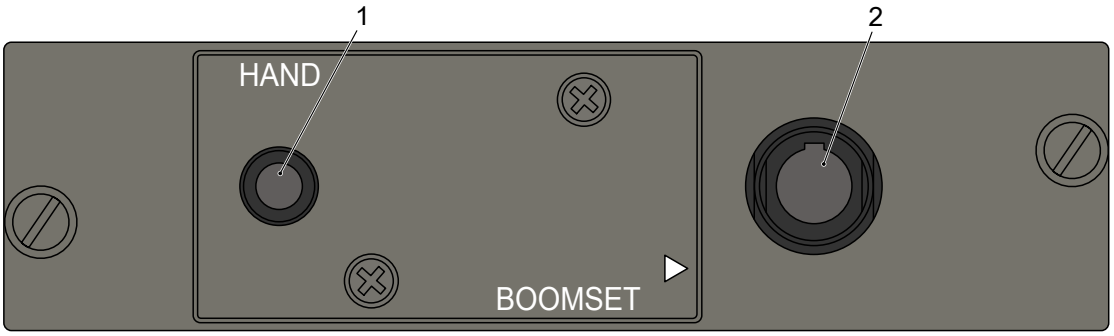


Рисунок 37 Панель для подключения гарнитуры и ручного микрофона

Условные обозначения к Рис. 37:

1	Гнездо HAND (подключение ручного микрофона)	**2**	Гнездо подключения гарнитуры экипажа

6.4.2 Гарнитура экипажа

6.4.2.1 Назначение

Гарнитура экипажа предназначена для восприятия и передачи звуковых сигналов.

6.4.2.2 Состав

Гарнитура экипажа состоит из:

- модуля наушников
- модуля микрофона
- модуля батареи / модуля заполнителя
- соединителя гарнитуры экипажа.

6.4.2.3 Расположение

Гарнитуры экипажа расположены в кабине экипажа.

6.4.2.4 Работа

Гарнитура экипажа подключается к панели подключения гарнитуры и служит для обеспечения внутренней связи между членами экипажа, внешней связи (со службами наземного обеспечения и контроля), а также для оповещения пассажиров. На гарнитуре экипажа расположен переключатель ANR [2] Рис. 38, который применяется для уменьшения уровня окружающего шума в наушниках. Данная функция будет активна, если установлен модуль батареи [3] Рис. 38. Уровень громкости в наушниках регулируется с помощью ССР отдельно для каждого канала связи.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

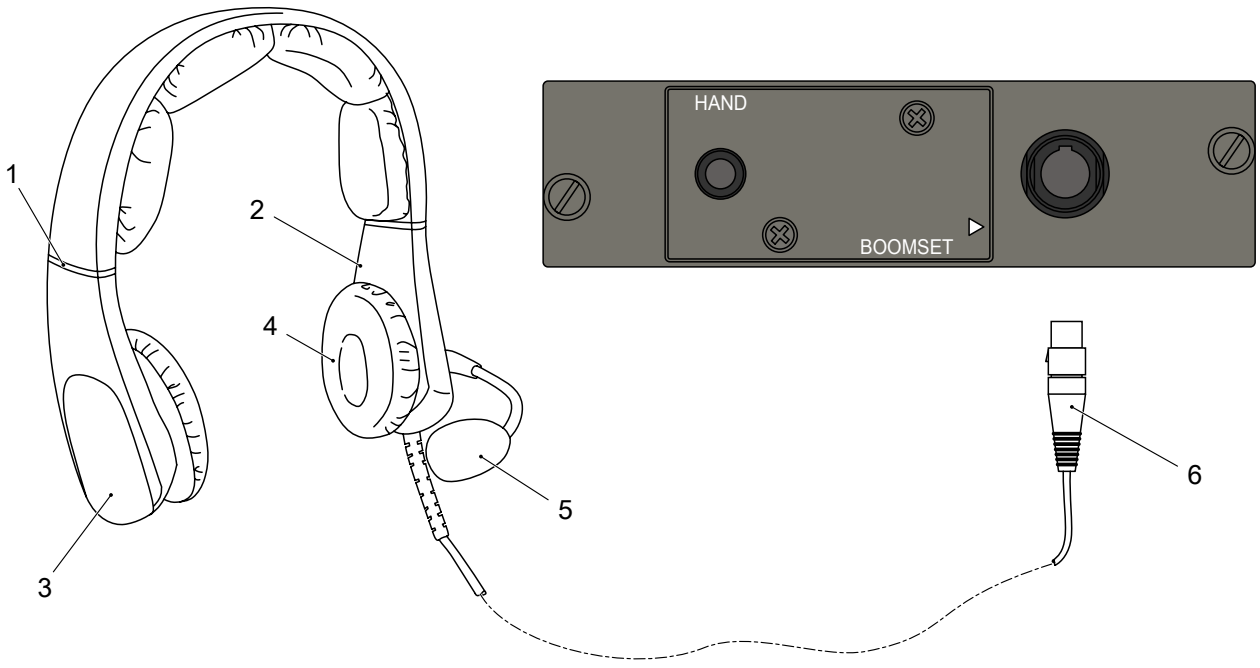


Рисунок 38 Гарнитура экипажа

Условные обозначения к Рис. 38:

1	Ползунок регулировки наушника	**4**	Амбушюр
2	ANR переключатель	**5**	Микрофон
3	Модуль батарей/модуль фильтра	**6**	Соединитель гарнитуры экипажа

6.4.3 Ручной микрофон

6.4.3.1 Назначение

Ручной микрофон служит для передачи голосовых сигналов членами экипажа.

6.4.3.2 Состав

Ручной микрофон состоит из:

– микрофона Рис. 39

– усилителя

– электрического соединителя.

На ручном микрофоне установлена кнопка PTT (Push to Talk) - [1] Рис. 39 для активации микрофона.

6.4.3.3 Расположение

Ручные микрофоны расположены в кабине экипажа с левой и правой стороны на боковых пультах.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

6.4.3.4 Работа

Активация микрофона осуществляется путем нажатия и удержания во время передачи голосового сигнала кнопки PTT.

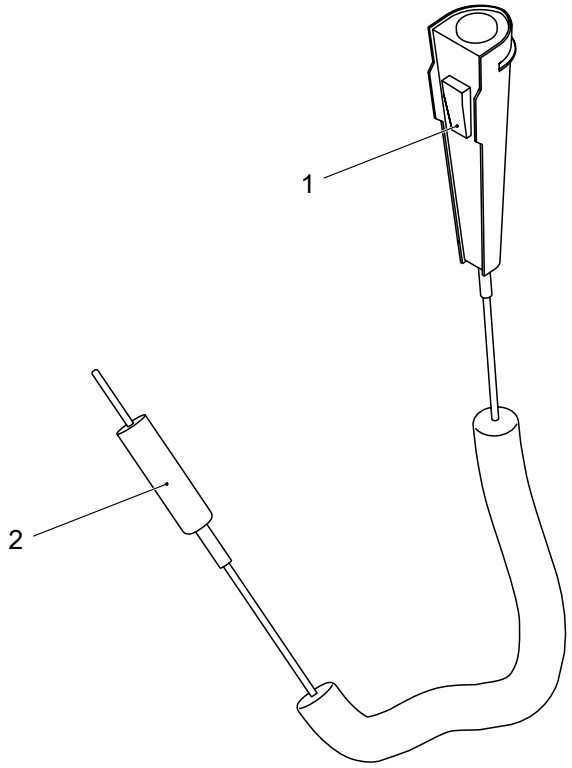


Рисунок 39 Ручной микрофон

Условные обозначения к Рис. 39:

1	Кнопка PTT	**2**	Электрический соединитель

6.4.4 Пульт управления связью (CCP)

6.4.4.1 Назначение

CCP предназначен для:

- выбора аудиоканала (VHF1, VHF2, VHF3, HF1, HF2, SAT)
- выбора канала внутренней связи [1] Рис. 40 (связь с экипажем, с бортпроводниками, с пассажирами, с наземным персоналом)
- выбора каналов и звука радионавигации [2] Рис. 40.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

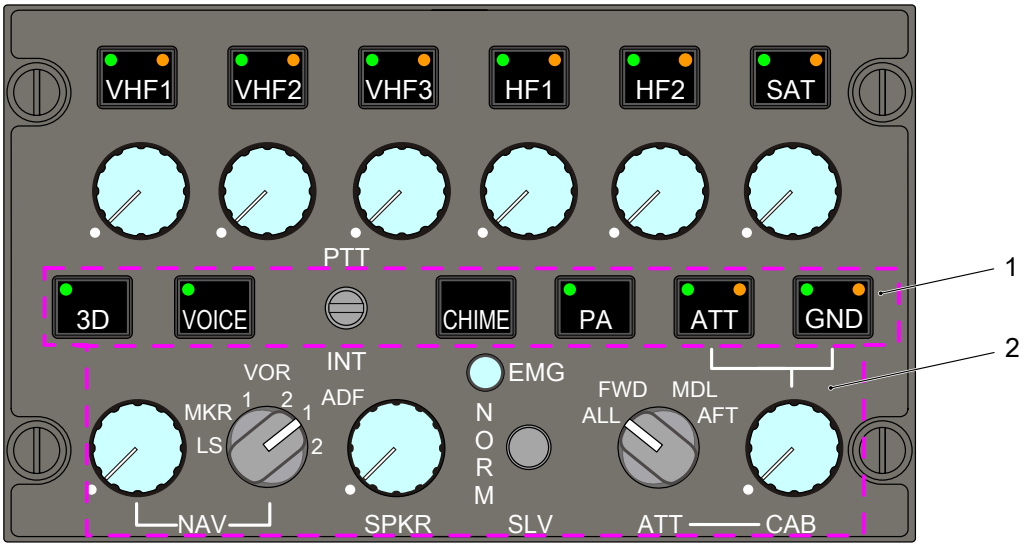


Рисунок 40 Пульт управления связью

6.4.4.2 Работа

Пульт CCP обеспечивает прием сигналов от системы RMS и индикацию пилотам о выборе канала аудиосвязи. Вычислитель пульта CCP преобразует сигналы органов управления в дискретные сигналы осуществляющие выбор канала аудиосвязи и его режим работы.

6.4.4.3 Третий ряд органов управления

Третий ряд органов управления [1] Рис. 40 содержит кнопки черного цвета без фиксации с гравировкой белого цвета: 3D, VOICE, CHIME, PA, ATT, GND с подсветом и трехпозиционный переключатель PTT/INT.

– Режим 3D

  Нажатие кнопки **3D** активирует звуковой эффект 3D в стереогарнитуре соответствующего канала. При этом обеспечивается пространственное разделение звуковой информации, воспроизводимой от различных источников. При активации режима горит светодиод зеленого цвета, расположенный в левом верхнем углу этой кнопки.

  По умолчанию режим 3D не активен.

– Режим VOICE

  Нажатие кнопки **VOICE** активирует фильтр, позволяющий ослабить DTMF сигнал позывных навигационного радиосредства для прослушивания голосовой информации. При активированном фильтре горит светодиод зеленого цвета, расположенный в левом верхнем углу этой кнопки.

  По умолчанию режим VOICE не активен.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– Переключатель PTT/INT

  Трехпозиционный переключатель серебристого цвета **PTT/INT** имеет три положения:

  - среднее положение — стабильное положение. Активация передачи осуществляется тангентой, расположенной на БРУ или ручном микрофоне
  - INT (INTERCOM) – нижнее стабильное положение, используется для активации интеркома между членами летного экипажа в дуплексном режиме
  - PTT – нестабильное верхнее положение. Используется для обеспечения летного экипажа симплексной связью по каналу, выбранному ранее на передачу. Передача происходит при перемещении и удержании переключателя в положении PTT. При отпускании переключателя он возвращается в среднее положение.

– Кнопка CHIME

  Нажатие кнопки **CHIME** активирует генерацию двухтонального сигнала типа «та - да». Сигнал звучит в пассажирской кабине и кабине экипажа. Сигнал может использоваться для дополнительного привлечения внимания пассажиров, например, перед сообщением для пассажиров.

– Кнопка PA

  Нажатие кнопки **PA** активирует канал громкоговорящего оповещения пассажирского салона. При активной кнопке горит светодиод зеленого цвета, расположенный в левом верхнем углу этой кнопки. Для выполнения громкоговорящего оповещения пилот должен нажать и удерживать эту кнопку на все время передачи.

– Кнопка ATT

  Нажатие кнопки **ATT** активирует дуплексный канал связи с бортпроводниками. При этом горит постоянно светодиод зеленого цвета в левом верхнем углу этой кнопки. Адрес вызова задается положением соответствующего переключателя. При осуществлении вызова кабины летного экипажа бортпроводником светодиод желтого цвета, расположенный в правом верхнем углу кнопки горит в проблесковом режиме. При этом звучит одиночный удар колокола. Для начала разговора пилоту необходимо однократно нажать на эту кнопку. При этом желтый светодиод кнопки гаснет, и загорается зеленый. Для окончания разговора пилоту необходимо однократно нажать на кнопку повторно. Разговор так же прервется и зеленый светодиод кнопки гаснет, если бортпроводник уложит трубку на базу со своей стороны.

– Кнопка GND

  Нажатие кнопки **GND** активирует дуплексный интерком с наземным персоналом, при этом подсвечивается светодиод зеленого цвета в левом верхнем углу кнопки. Повторное нажатие на эту кнопку деактивирует интерком. При осуществлении вызова кабины летного экипажа наземным персоналом светодиод желтого цвета, расположенный в правом верхнем углу кнопки горит в проблесковом режиме. При этом звучит одиночный удар колокола.

  Нажатие и удержание более 2-х секунд кнопки GND активирует горн вызова наземного экипажа (зеленый светодиод горит в проблесковом режиме). Сброс вызова из кабины – повторное нажатие пилотом кнопки GND. Сброс вызова с земли – нажатие на кнопку CALL на любом пульте подключения гарнитуры наземного экипажа.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

6.4.4.4 Четвертый ряд органов управления

Четвертый ряд органов управления [2] Рис. 40 содержит переключатели и потенциометры: NAV, SPKR, SLV-NORM-EMG, ATT-CAB.

– Переключатель навигационных средств

  Переключатель навигационных средств на шесть положений с ручкой управления черного цвета коммутирует на прослушивание один из следующих средств навигации: LS, MKR, VOR1, VOR2, ADF1, ADF2.

  При этом прослушивание выбранного навигационного средства осуществляется при вытаскивании потенциометра NAV аналогично потенциометрам второго ряда. При этом верхняя часть потенциометра подсвечивается белым цветом. Нажатие вытащенного потенциометра деактивирует прослушивание. Громкость прослушивания задается этим потенциометром для всех 6 радиосредств.

– Потенциометр SPKR

  Вытаскивание потенциометра SPKR активирует трансляцию выбранных на прослушивание каналов в громкоговорители кабины экипажа, при этом верхняя часть потенциометра подсвечивается белым цветом. Регулировка громкости осуществляется аналогично потенциометрам второго ряда. При выходе на передачу по любому из каналов величина громкости громкоговорителей уменьшается на время передачи. Звуковые и речевые сообщения от системы оповещения экипажа, TCAS, EGPWS коммутации и регулировке не подлежат.

6.4.5 Громкоговоритель

Громкоговоритель [1] Рис. 36 предназначен для прослушивания сообщений в кабине экипажа.

При поступлении входных сигналов от систем связи и навигации, от системы защиты от внешних угроз и от комплексной системы электронной индикации и сигнализации КСЭИС (Комплексная система электронной индикации и сигнализации) происходит их усиление и преобразование в звуковые волны.

7 Защита от статического электричества

7.1 Назначение

Защита от статического электричества предназначена для снижения уровня радиопомех, вызванных разрядами статического электричества. Статическое электричество накапливается на элементах конструкции самолета во время полета и может повлиять на качество радиосвязи и навигации.

7.2 Состав

Защита от статического электричества состоит из:

– разрядников электростатических (2-14SCY)

– разрядников электростатических (2-16SCY).

7.3 Расположение

На самолете установлены два типа разрядников электростатических. Один тип разрядников устанавливается на заднюю кромку крыла, а второй тип устанавливается на законцовку крыла. Через основание разрядника обеспечивается снятие электростатического разряда с элементов конструкции самолета. Статическое

© ПАО "Корпорация "Иркут"

электричество накапливается на концах проводов, выходящих из стержня разрядника. Во время полета статический разряд разряжается в атмосферу.

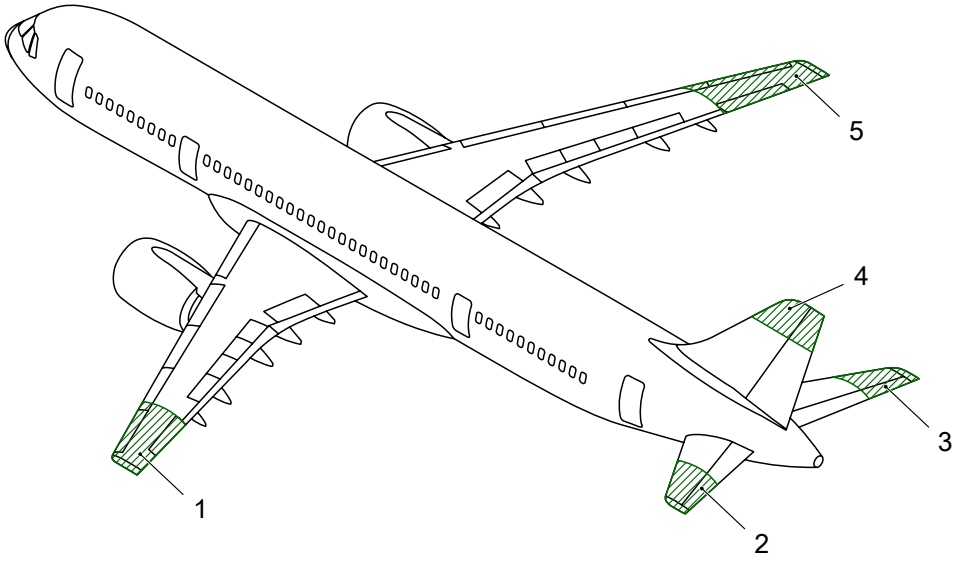


Рисунок 41 Размещение разрядников электрических

Условные обозначения к Рис. 41:

1	Расположение разрядников на левой консоли крыла	**4**	Расположение разрядников на киле
2	Расположение разрядников на стабилизаторе слева	**5**	Расположение разрядников на правой консоли крыла.
3	Расположение разрядников на стабилизаторе справа		

8 Средства аудио- и видеонаблюдения

8.1 Назначение

Средства аудио- и видеонаблюдения предназначены для наблюдения членами экипажа за пространством в салоне самолета с целью принятия адекватных мер при возникновении нештатной ситуации.

Аудио- и видеонаблюдение в кабине экипажа предназначено для:

– записи звуковой (шумовой) обстановки в кабине экипажа

– обеспечения регистрации видеоинформации о действиях экипажа с органами управления на пьедестале и комплексном потолочном пульте

– обеспечения регистрации видеоинформации об общей обстановке в кабине экипажа.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

8.2 Состав

Средства аудио и видеонаблюдения состоит из:

– микрофонов зональных

– видеокамеры зональной.

8.3 Расположение

8.3.1 Зональные микрофоны

Два зональных микрофона (MIC) крепятся на кронштейне, установленном на лобовой стойке рамы фонаря кабины экипажа под комплексным потолочным пультом. Рис. 42

© ПАО "Корпорация "Иркут"

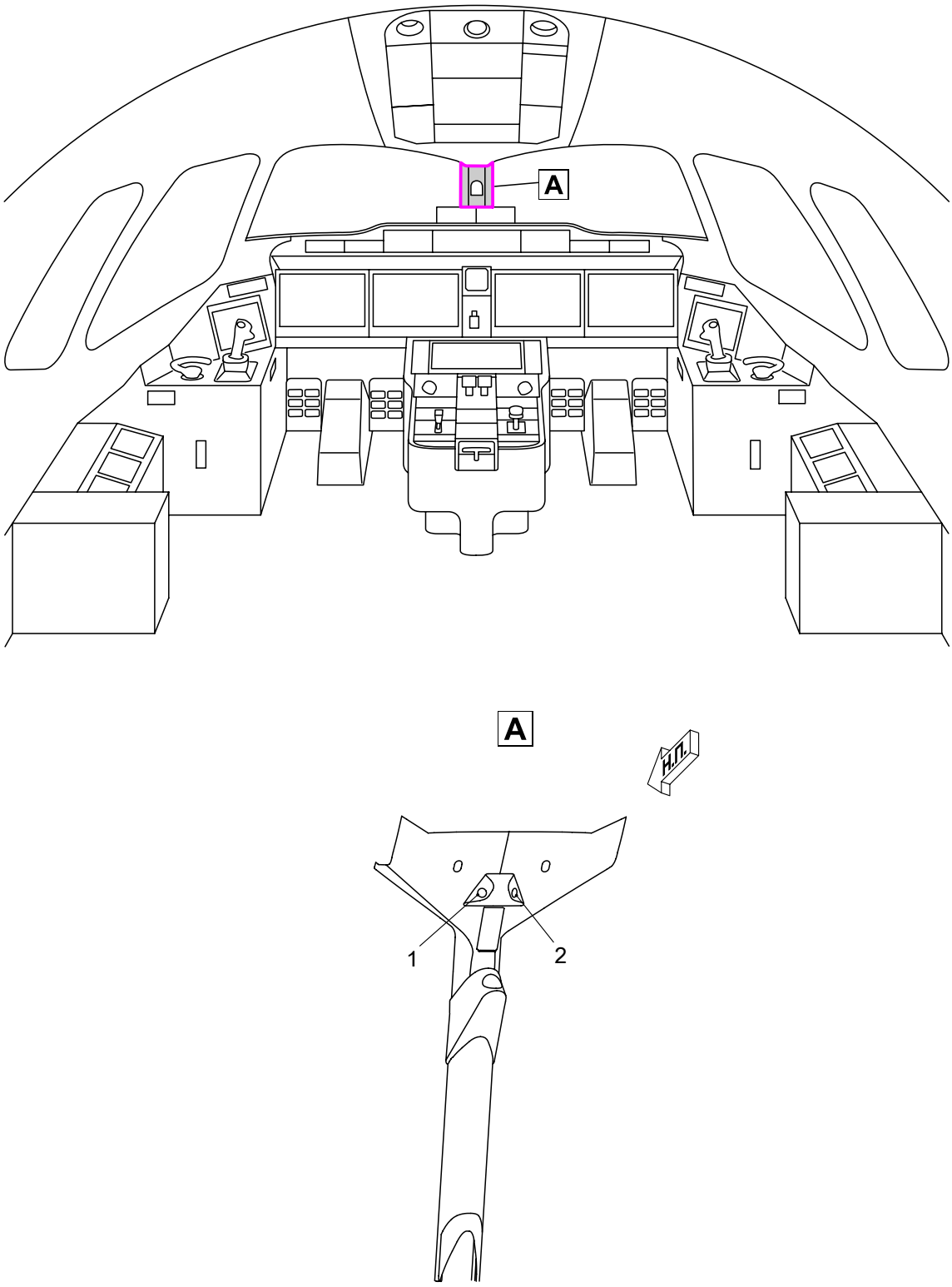


Рисунок 42 Расположение зональных микрофонов

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 42:

1	Микрофон зональный левый	**2**	Микрофон зональный правый

8.3.2 Зональная видеокамера

Зональная видеокамера (CAM) устанавливается в кабине экипажа [1] Рис. 43 на задней потолочной панели, над входной дверью.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

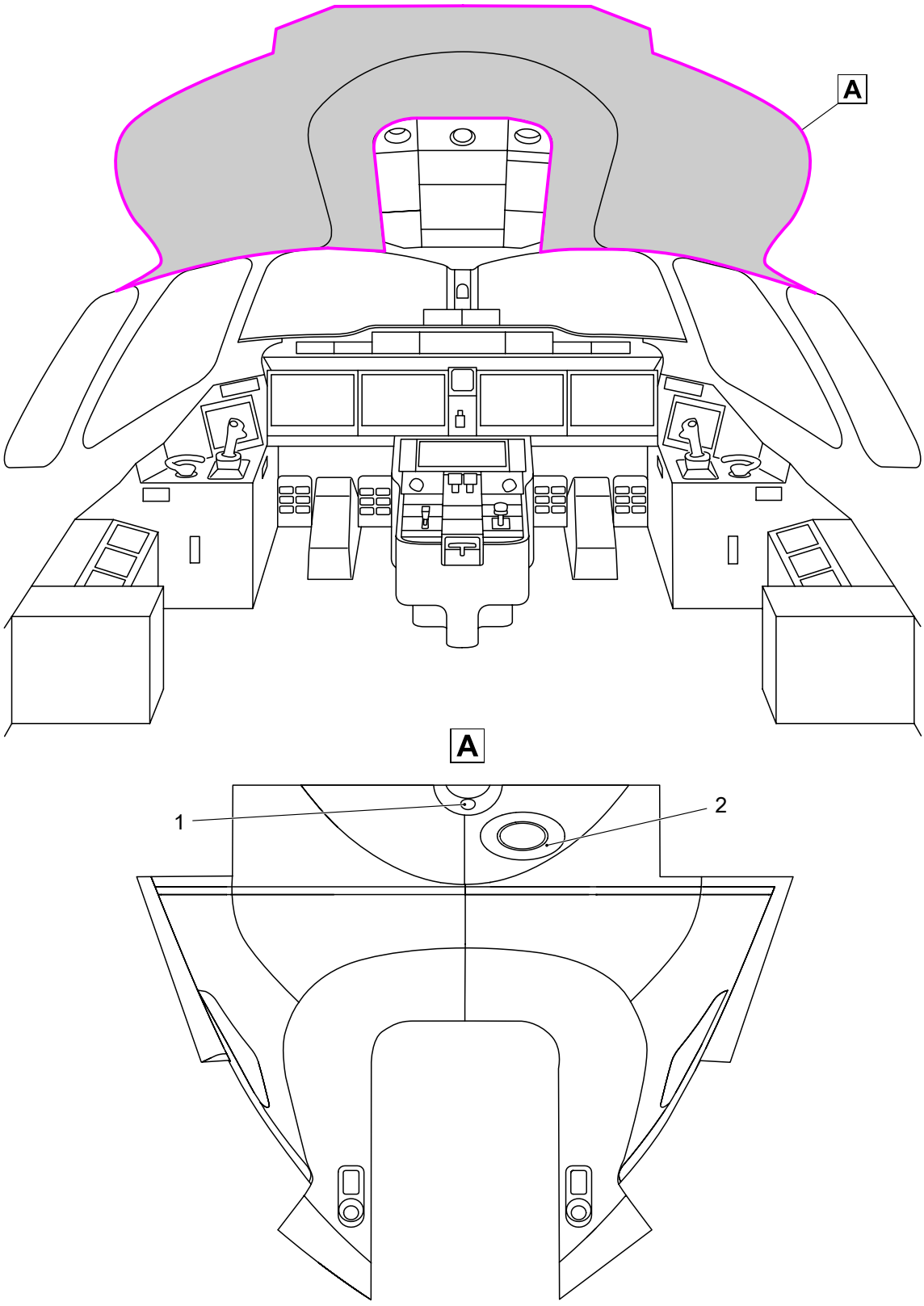


Рисунок 43 Расположение зональной видеокамеры

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 43:

1	Зональная видеокамера (CAM)	2	Светильник общего освещения

8.4 Работа

Зональный микрофон и зональная видеокамера передают аудио- и видеосигнал из кабины экипажа через маршрутизатор на МЗБН (Многофункциональный защищенный бортовой накопитель).

Вывод информации от системы видеонаблюдения производится на электронный планшет летчика через маршрутизатор. Переключение электронного планшета летчика в режим видеонаблюдения осуществляется кнопкой, расположенной на обрамлении планшета. Система видеонаблюдения за пассажирской кабиной имеет возможность регистрации видеоизображений на внешний носитель.

9 Средства комплексной автоматической подстройки

9.1 Назначение

Средства комплексной автоматической подстройки предназначены для управления и настройки навигационного и радиосвязного оборудования самолета.

MCU (Многофункциональный пульт управления) обеспечивает прием, формирование и выдачу в цифровом виде информации в соответствии с установленными алгоритмами и обеспечивает управление и контроль со стороны экипажа за другими системами самолета, не оснащенными отдельными органами управления.

9.2 Состав

Средства комплексной автоматической подстройки состоят из:

– многофункциональных пультов управления.

9.3 Расположение

Многофункциональные пульты управления [1] Рис. 2 расположены на центральном пульте.

9.4 Взаимодействие

MCU взаимодействует со следующими самолетными системами посредством шины данных ARINC и аналоговых сигналов:

– с приемопередатчиками радиостанций КВ и УКВ диапазона

– с вычислителем системы SATCOM

– с блоком управления системы обмена данными

– с вычислителем системы предупреждения столкновения в воздухе и приближения земли

– с приемопередатчиком метеолокатора.

Также реализовано взаимодействие между двумя MCU для:

– синхронизации работы двух пультов

– обмена сигналами собственной исправности.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

9.5 Работа

Вычислитель пульта MCU преобразует сигналы органов управления в дискретные сигналы, осуществляющие настройку параметров и выборов режимов работы управляемых с MCU самолетных систем и оборудования. Пульт MCU обеспечивает прием сигналов от вычислителей самолетных систем и преобразует их в сигналы индикации для выдачи пилотам.

MCU выполняет следующие функции:

– управление и настройка радиостанций КВ и УКВ диапазона

– управление и настройка радиотехнических систем навигации и посадки

– управление выбором режимов работы и отображения параметров работы системы спутниковой связи

– управление системой раннего предупреждения приближения земли

– управление метеолокатором

– управление системой предупреждения столкновений самолетов.

Также реализовано взаимодействие между двумя пультами MCU для:

– синхронизации работы двух пультов

– обмена сигналами собственной исправности.

9.6 Индикация оборудования радиосвязного на EWD

Таблица 4 Перечень сообщений оборудования радиосвязного на кадре EWD

Текстовое сообщение на EWD CAS message	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
COM L MFCP FAULT	Предупреждающая (Caution)	Отказ левого MCU	Один удар колокола	2, 6.2, 7, 8
COM R MFCP FAULT	Предупреждающая (Caution)	Отказ правого MCU	Один удар колокола	2, 6.2, 7
COM L+R MFCP FAULT	Предупреждающая (Caution)	Отказ правого MCU и левого MCU	Один удар колокола	2, 6.2, 7
COM HF 1 FAULT	Предупреждающая (Caution)	Отказ радиостанции КВ1	Один удар колокола	2, 6.2, 7
COM HF 2 FAULT	Предупреждающая (Advisory)	Отказ радиостанции КВ2	Один удар колокола	2, 6.2, 7
COM VHF 1 FAULT	Предупреждающая (Caution)	Отказ радиостанции УКВ1	Один удар колокола	2, 6.2, 7
COM VHF 2 FAULT	Предупреждающая (Caution)	Отказ радиостанции УКВ2	Один удар колокола	2, 6.2, 7

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 4 Перечень сообщений оборудования радиосвязного на кадре EWD

Текстовое сообщение на EWD CAS message	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
COM VHF 3 FAULT	Предупреждающая (Caution)	Отказ радиостанции УКВ3	Один удар колокола	2, 6.2, 7
SELCAL	Уведомляющая (Memo)	Поступил вызов по каналу SelCal (Функция избирательного вызова)	Сигнал зуммера	2, 6.2, 7
COM CAPT CCP FAULT	Предупреждающая (Caution)	Отказ ССР командира	Один удар колокола	2, 6.2, 7
COM F/O CCP FAULT	Предупреждающая (Caution)	Отказ ССР второго пилота	Один удар колокола	2, 6.2, 7
COM OBS CCP FAULT	Предупреждающая (Caution)	Отказ ССР проверяющего	Один удар колокола	2, 6.2, 7
COM ALL CCP FAULT	Предупреждающая (Advisory)	Отказ ACARS (система автоматизированного обмена с землей)	Один удар колокола	2, 6, 7
ACARS MSG	Уведомляющая (Memo)	Получение сигнала от системы ACARS о передаче сообщения от наземного пункта УВД	–	–

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Система электроснабжения

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа ... 1
1 Система электроснабжения ... 2
1.1 Назначение ... 2
1.2 Состав ... 2
1.3 Органы управления и индикаторы ... 2
1.3.1 Органы управления и индикаторы системы генерирования электроэнергии переменного тока ... 3
1.3.2 Органы управления и индикаторы системы генерирования электроэнергии постоянного тока ... 3
1.3.3 Органы управления и индикаторы внешнего электроснабжения ... 3
1.4 Синоптическая страница системы электроснабжения ... 5
1.4.1 Страница системы электроснабжения в части постоянного тока ... 7
1.4.2 Страница системы электроснабжения в части переменного тока ... 10
2 Система генерирования электроэнергии переменного тока ... 13
2.1 Назначение ... 13
2.2 Состав ... 13
2.2.1 Основные каналы генерирования электроэнергии переменного тока ... 13
2.2.2 Вспомогательный канал генерирования электроэнергии переменного тока ... 14
2.2.3 Аварийный канал генерирования электроэнергии переменного тока ... 14
3 Система генерирования электроэнергии постоянного тока ... 15
3.1 Назначение ... 15
3.2 Состав ... 15
3.2.1 Основной канал генерирования ... 15
3.2.2 Вспомогательный канал генерирования ... 15
3.2.3 Важный канал генерирования ... 16
3.3 Расположение ... 16
4 Электроснабжение внешнее ... 16
4.1 Назначение ... 16
4.2 Состав ... 16
4.3 Расположение ... 17
4.4 Работа ... 17
4.4.1 Режим сервисного обслуживания ... 17
4.4.2 Режим наземного обслуживания ... 18
5 Основные средства распределения ... 18
5.1 Назначение ... 18
5.2 Состав ... 18
5.3 Работа ... 18
6 Важные средства распределения ... 18
6.1 Назначение ... 18
6.2 Состав ... 19
6.3 Работа ... 19
7 Средства распределения вторичные ... 19
7.1 Назначение ... 19
7.2 Состав ... 19
7.3 Работа ... 19
8 Индикация ... 20

© ПАО "Корпорация "Иркут"

8.1 Фазы типового профиля полета..... 21

Перечень таблиц

Страница

1 Сообщения EICAS по системе электроснабжения..... 20

Перечень иллюстраций

Страница

1 Органы управления..... 4
2 Органы управления и индикаторы внешнего электроснабжения..... 5
3 Общий вид синоптической страницы электроснабжения..... 6
4 Отображение системы электроснабжения в части постоянного тока..... 8
5 Отображение системы электроснабжения в части переменного тока..... 11
6 Фазы типового профиля полета..... 22

Описание для экипажа

1 Система электроснабжения

1.1 Назначение

Система электроснабжения (СЭС) предназначена для обеспечения переменным и постоянным электропитанием бортовых приемников электроэнергии, во всех режимах работы оборудования и на всех этапах полета и эксплуатации воздушного судна.

СЭС (EPS) функционально делится на системы: генерирования электроэнергии, распределения электроэнергии и внешнего электроснабжения.

1.2 Состав

Система генерирования электроэнергии (EPGS) состоит из:

– системы генерирования электроэнергии переменного тока

– системы генерирования электроэнергии постоянного тока.

Система распределения электроэнергии (EPDS) состоит из:

– первичных (PPDB) средств распределения:

  • основные (MAIN-PDB) средства распределения

  • важные (ESS-PDB) средства распределения.

– вторичных (SPDB) средств распределения:

  • мастер (M)

  • сателлит (S).

1.3 Органы управления и индикаторы

К органам управления и индикаторам системы электроснабжения относятся:

– органы управления и индикаторы системы генерирования электроэнергии переменного тока (AC EPGS)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– органы управления и индикаторы системы генерирования электроэнергии постоянного тока (DC EPGS)

– органы управления и индикаторы внешнего электроснабжения (EXT PWR).

1.3.1 Органы управления и индикаторы системы генерирования электроэнергии переменного тока

Органы управления и индикации системы генерирования электроэнергии переменного тока находятся на панели управления ELEC комплексного потолочного пульта (OHCP) Рис. 1 (вид А) и (вид Б) и состоят из:

– двух кнопок-табло расцепления от двигателей генераторов L DISC [4] Рис. 1 и R DISC [10] Рис. 1

– двух кнопок-табло отключения генераторов L GEN [5] Рис. 1 и R GEN [9] Рис. 1

– кнопка-табло отключения стартер-генератора APU GEN [6] Рис. 1

– кнопки-табло сброса защиты аварийного генератора EMER GEN [7] Рис. 1.

1.3.2 Органы управления и индикаторы системы генерирования электроэнергии постоянного тока

Органы управления и индикаторы системы генерирования электроэнергии постоянного тока состоят из:

– на панели управления ELEC потолочного пульта OHCP:

  • кнопку-табло подключения L BAT [1] Рис. 1

  • кнопку-табло подключения M BAT [2] Рис. 1

  • кнопку-табло подключения APU BAT [3] Рис. 1.

– на панели контроля напряжения аккумуляторных батарей BAT CHECK Рис. 1 (вид Б) потолочного пульта OHCP:

  • переключатель галетный (с положениями OFF, L, M, APU)

  • цифровой индикатор панели BAT CHECK.

1.3.3 Органы управления и индикаторы внешнего электроснабжения

Органы управления и индикаторы внешнего электроснабжения включают в себя следующие элементы:

– на панели управления ELEC потолочного пульта OHCP:

  • кнопка-табло подключения аэродромного источника электропитания EXT PWR [8] Рис. 1

– на панели управления внешнего электропитания EXTERNAL POWER (EPCP) Рис. 2 (вид А):

  • кнопка-табло подключения аэродромного источника электропитания в режиме сервисного обслуживания GND SERVICE. [1] Рис. 2

– на панели наземной подготовки Рис. 2 (вид А):

  • кнопка-табло включения режима буксировки TOWING [2] Рис. 2

© ПАО "Корпорация "Иркут"

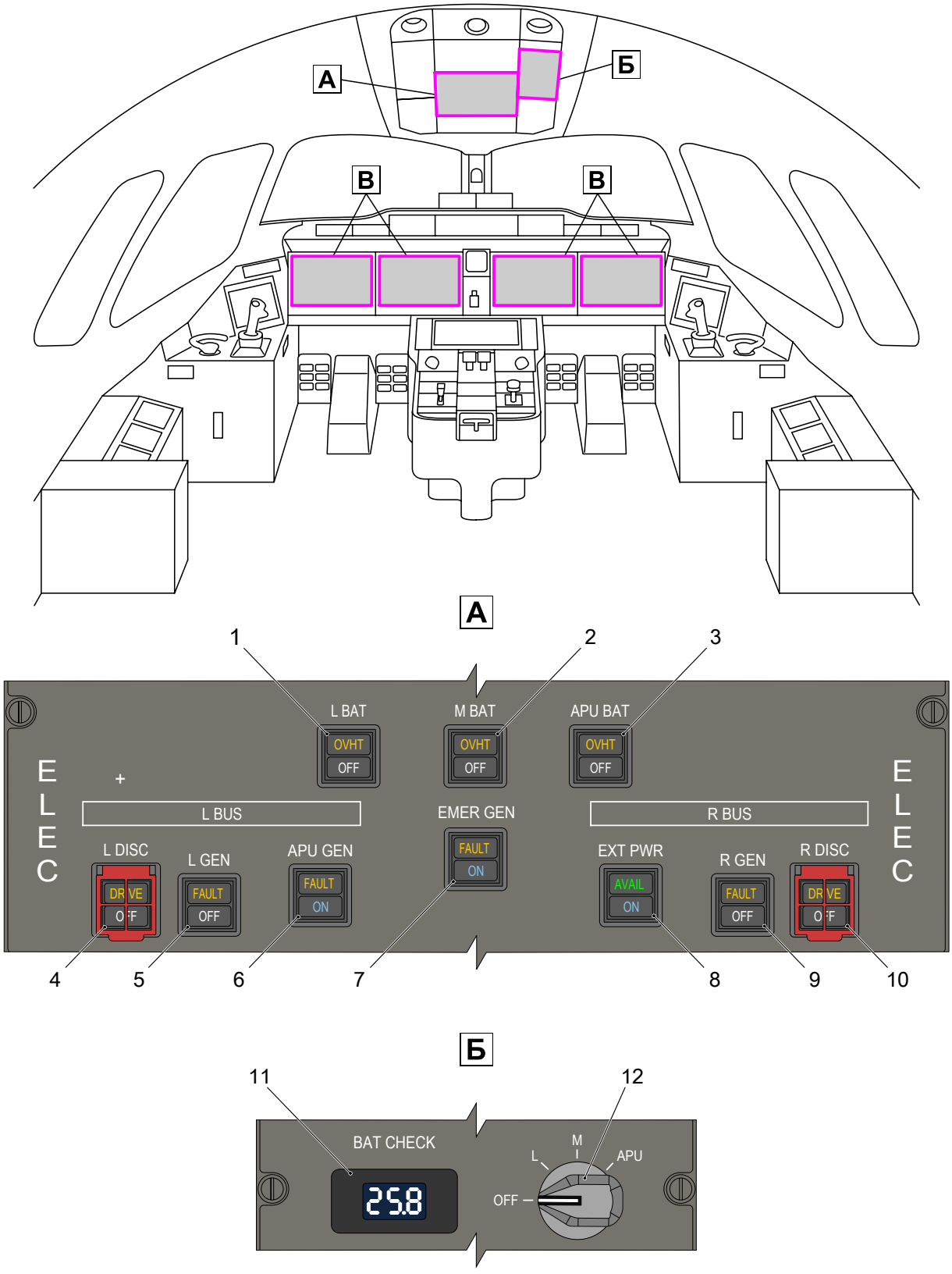


Рисунок 1 Органы управления

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 1:

1	Кнопка-табло L BAT	7	Кнопка-табло EMER GEN
2	Кнопка-табло M BAT	8	Кнопка-табло EXT PWR
3	Кнопка-табло APU BAT	9	Кнопка-табло R GEN
4	Кнопка-табло L DISC	10	Кнопка-табло R DISC
5	Кнопка-табло L GEN	11	Индикатор напряжения BAT CHECK
6	Кнопка-табло APU GEN	12	Переключатель галетный (с положениями OFF, L, M, APU).

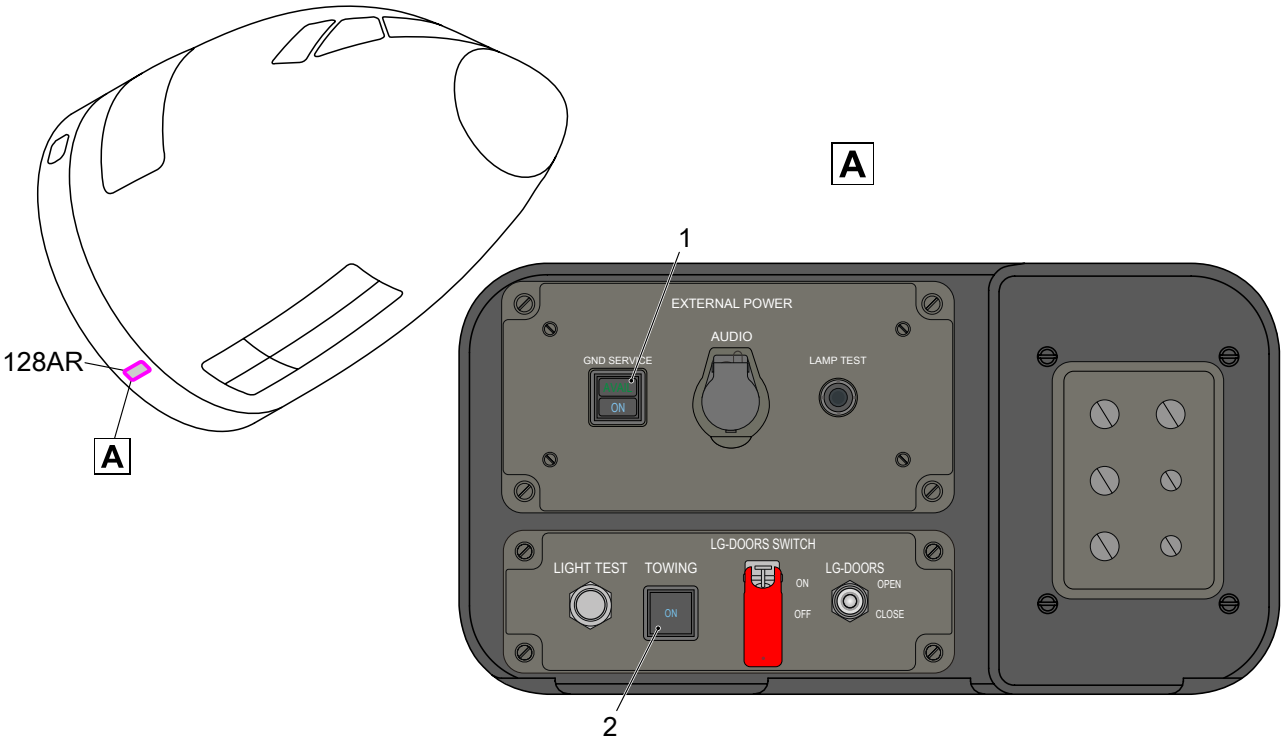


Рисунок 2 Органы управления и индикаторы внешнего электроснабжения

Условные обозначения к Рис. 2:

1	Кнопка-табло GND SERVICE	2	Кнопка-табло TOWING

1.4 Синоптическая страница системы электроснабжения

Синоптическая страница системы электроснабжения отображается, если нажать клавишу системного дисплея (SD), затем выберите синоптическую клавишу системы электроснабжения (ELEC) Рис. 3.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

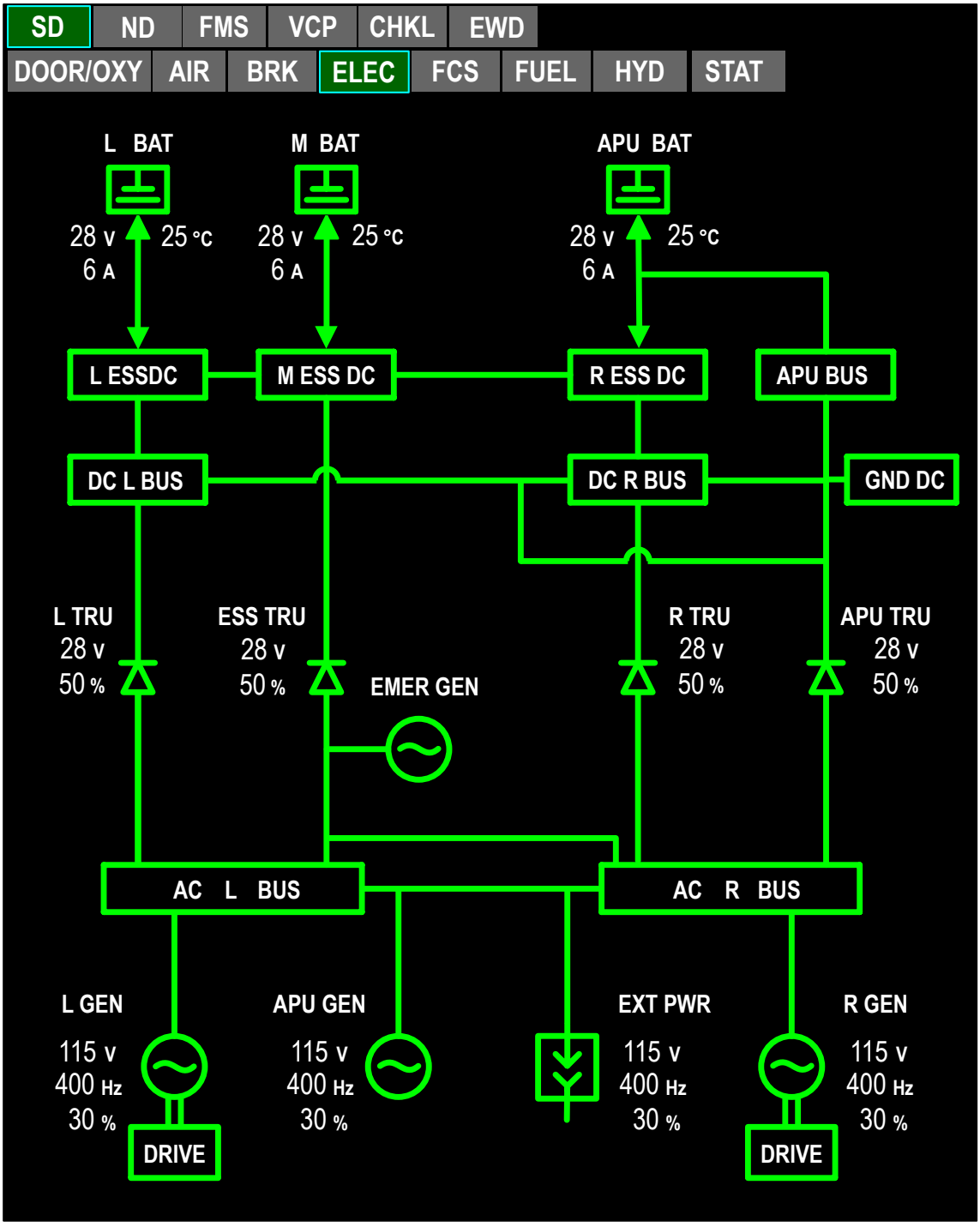


Рисунок 3 Общий вид синоптической страницы электроснабжения

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.4.1 Страница системы электроснабжения в части постоянного тока

© ПАО "Корпорация "Иркут"

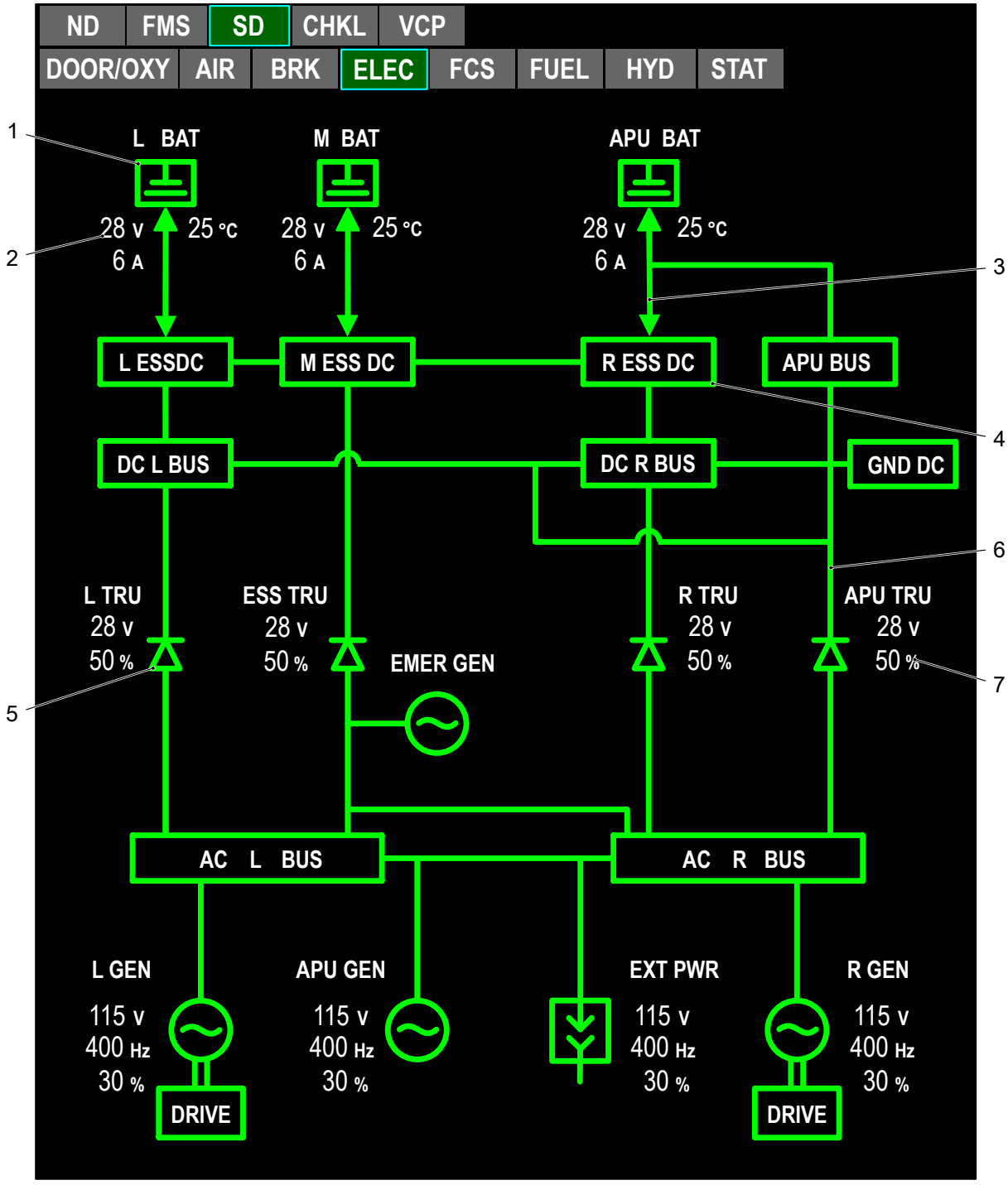


Рисунок 4 Отображение системы электроснабжения в части постоянного тока

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.4.1.1 [1] Рис. 4 BAT — состояние:

- зеленый цвет: аккумуляторная батарея исправна и подключена на борт
- янтарный цвет: аккумуляторная батарея вышла из строя
- белый цвет: аккумуляторная батарея выключена
- янтарный цвет, перечеркнуто: нет достоверной информации.

[2] Рис. 4 BAT — рабочие параметры:

- белый цвет: следующая достоверная информация всегда отображается белым цветом, кроме случая перегрева аккумуляторной батареи (температура отображается янтарным цветом)
- V — напряжение, В
- °C — температура
- A — ток
- янтарный цвет, черточки: нет достоверной информации.

[3] Рис. 4 Линии связи между BAT и ESS DC:

- зеленая линия, стрелка касается значка BAT: аккумуляторная батарея заряжается
- зеленая линия, стрелка касается значка шины ESS DC: аккумуляторная батарея разряжается
- белая линия: нет тока
- янтарная линия: нет достоверной информации.

[4] Рис. 4 DC, а также APU BUS - состояние шины:

- зеленый цвет: шина DC под напряжением
- белый цвет: шина DC обесточена
- янтарный цвет, перечеркнуто: нет достоверной информации.

[5] Рис. 4 TRU-состояние ТВУ:

- зеленый цвет: ТВУ работает
- янтарный цвет: ТВУ вышло из строя
- белый цвет: ТВУ не работает. На входе в ТВУ нет напряжения
- янтарный цвет, перечеркнуто: нет достоверной информации.

[6] Рис. 4 Линии связи между шинами, линии связи между шинами и ТВУ:

- зеленый цвет: контур замкнут
- белый цвет: контур разомкнут
- янтарный цвет: нет достоверной информации.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

[7] Рис. 4 TRU — рабочие параметры ТВУ:

- белый цвет: следующая достоверная информация всегда отображается белым цветом
- V — напряжение, В
- % — нагрузка ТВУ
- янтарный цвет, черточки: нет достоверной информации.

1.4.2 Страница системы электроснабжения в части переменного тока

© ПАО "Корпорация "Иркут"

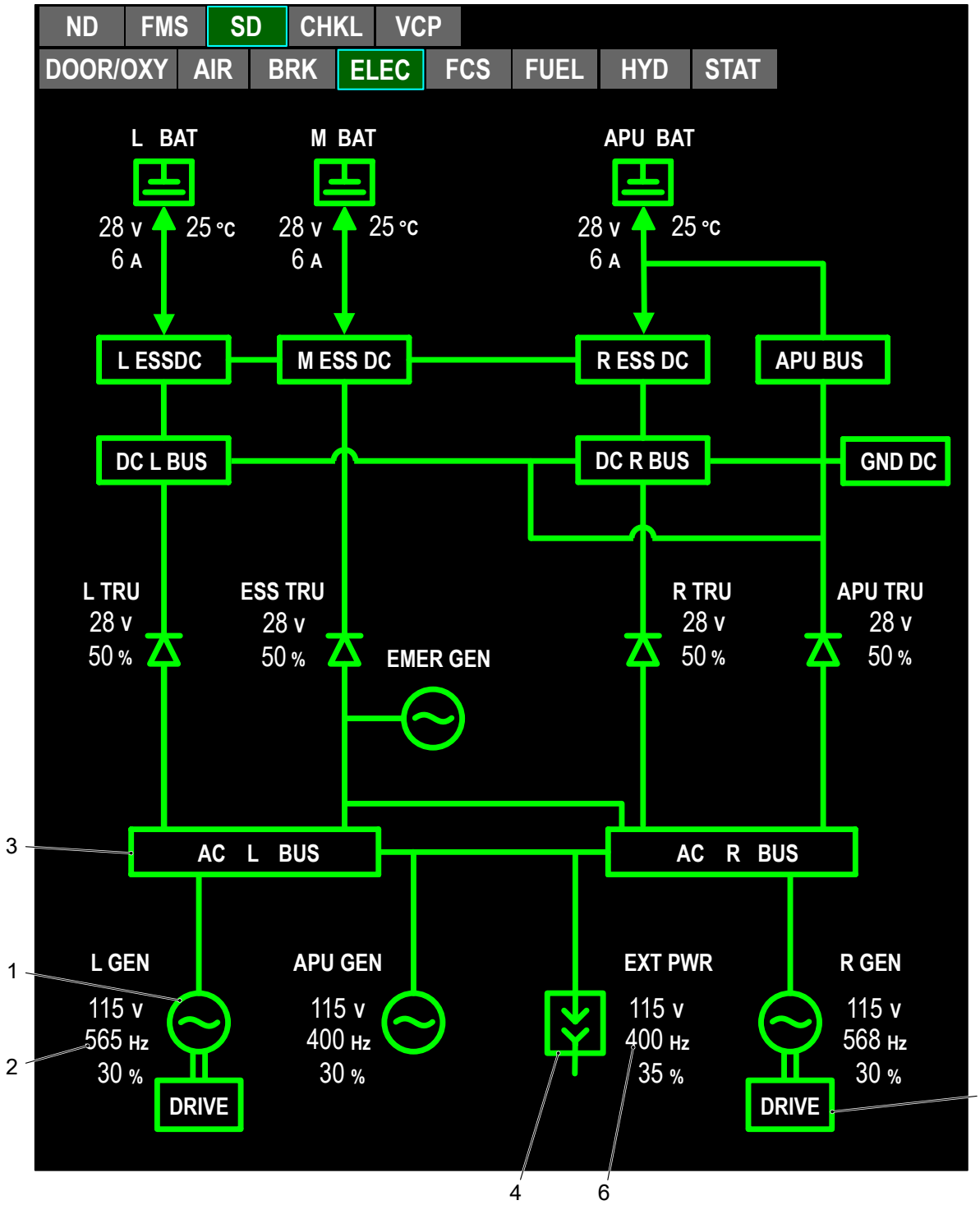


Рисунок 5 Отображение системы электроснабжения в части переменного тока

© ПАО "Корпорация "Иркут"

[1] Рис. 5 GEN — состояние генератора AC:

– зеленый цвет: генератор AC работает
– янтарный цвет: генератор AC вышел из строя
– белый цвет: генератор AC выключен
– янтарный цвет, перечеркнуто: нет достоверной информации.

[2] Рис. 5 GEN — рабочие параметры генератора AC:

– белый цвет: следующая достоверная информация всегда отображается белым цветом
– V — напряжение, В
– Hz — частота, Гц
– % — загрузка генератора
– янтарный цвет, три черточки: нет достоверной информации.

[3] Рис. 5 Состояние шины AC:

– зеленый цвет: шина AC под напряжением
– белый цвет: шина AC обесточена
– янтарный цвет, перечеркнуто: нет достоверной информации.

[4] Рис. 5 EXT PWR — состояние аэродромного источника электропитания:

– обе стрелки зеленого цвета: аэродромный источник электропитания подключен
– одна из стрелок зеленого цвета: аэродромный источник электропитания подстыкован, но не подключен
– одна стрелка белого цвета: аэродромный источник электропитания не подстыкован
– одна стрелка белого цвета, другая стрелка янтарного цвета: аэродромный источник электропитания подстыкован, но вышел из строя
– янтарный цвет, перечеркнуто: нет достоверной информации
– символ EXT PWR не отображается: шасси не обжато.

[5] Рис. 5 DRIVE — состояние расцепителя генератора:

– зеленый цвет: валы мотор-редуктора и генератора соединены
– янтарный цвет: генератор AC вышел из строя
– белый цвет: валы мотор-редуктора и генератора не соединены
– янтарный цвет, перечеркнуто: нет достоверной информации.

[6] Рис. 5 EXT PWR — рабочие параметры аэродромного источника электропитания:

– белый цвет: следующая достоверная информация всегда отображается белым цветом
– V — напряжение, В
– Hz — частота, Гц

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– %— загрузка аэродромного источника электропитания

– янтарный цвет, три черточки: нет достоверной информации.

2 Система генерирования электроэнергии переменного тока

2.1 Назначение

Система генерирования электроэнергии переменного тока (AC EPGS) предназначена для обеспечения бортового оборудования электропитанием 115/200 В переменного тока.

2.2 Состав

Система AC EPGS состоит из:

– двух основных каналов – по числу генераторов (GEN) переменной частотой от 360 Гц до 800 Гц

– вспомогательного канала – стартер-генератора (APU SG) вспомогательной силовой установки (ВСУ) постоянной частоты 400/426 Гц

– аварийного канала – генератора (EMER GEN) турбонасосной установки (ТНУ) переменной частотой от 424 Гц до 600 Гц.

2.2.1 Основные каналы генерирования электроэнергии переменного тока

2.2.1.1 Назначение

Основные каналы генерирования электроэнергии переменного тока предназначены для генерирования и подачи электропитания 115/200 В переменного тока частотой от 360 Гц до 800 Гц в бортсеть самолета.

2.2.1.2 Состав

Основные каналы генерирования электроэнергии переменного тока состоят из:

– двух генераторов переменной частоты (VFG)

– двух блоков управления генератором (GCU)

– двух блоков защиты от перенапряжения (OPU)

– линейного контактора

– трансформаторов тока

– фидера передачи электроэнергии для основной шины переменного тока.

2.2.1.3 Работа

На каждой маршевой силовой установке (МСУ) находится по одному бесщеточному генератору электроэнергии переменного тока переменной частоты с самовозбуждением и масляной системой охлаждения. Мощность каждого генератора 90/120 кВА.

Генераторы работают в нормальном режиме как два независимых канала генерирования электроэнергии переменного тока. Во время отказа (отключении) левого или правого генератора (L GEN / R GEN) задачи подключения (отключения) шин с целью перераспределения нагрузки потребителей выполняет первичная система распределения электроэнергии (PPDS).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2.2.2 Вспомогательный канал генерирования электроэнергии переменного тока

2.2.2.1 Назначение

Вспомогательный канал генерирования электроэнергии переменного тока предназначен для генерирования и подачи электропитания 115 В переменного тока частотой 426 Гц в сеть переменного тока:

- на земле — когда генераторы основных каналов генерирования электроэнергии переменного тока не работают
- в полете — как дополнительный источник электропитания во время неисправности одного или более генераторов основных каналов генерирования электроэнергии переменного тока.

2.2.2.2 Состав

Вспомогательный канал генерирования электроэнергии переменного тока состоит из:

- стартер-генератора вспомогательной силовой установки ВСУ (APU SG)
- блока управления стартер-генератором (SGCU).
- линейного контактора
- трансформаторов тока
- фидера передачи электроэнергии до контакторов объединения (TIEAC) основных шин переменного тока.

2.2.2.3 Работа

Вспомогательным источником системы генерирования электроэнергии переменного тока является стартер-генератор (APU SG) постоянной частоты и масляной системой охлаждения, установленный на ВСУ (APU). Мощность стартера-генератора составляет 90/120 кВА.

Стартер-генератор используется во время работы APU:

- на земле в процессе выполнения предполетной подготовки ВС, во время проведения погрузочно-разгрузочных работ багажа и других работ, связанных с эксплуатацией ВС
- в полете является третьим резервным каналом для компенсации потери электроэнергии в бортовой сети самолета во время отказа одного или двух генераторов МСУ, используя первичную систему распределения электроэнергии (PPDS).

2.2.3 Аварийный канал генерирования электроэнергии переменного тока

2.2.3.1 Назначение

Аварийный канал генерирования электроэнергии переменного тока обеспечивает подачу электроэнергии в случаи отказа основных и вспомогательных каналов. Подача электроэнергии осуществляется на всем протяжении полета.

2.2.3.2 Состав

Аварийный канал генерирования электроэнергии переменного тока состоит из:

- генератора переменной частоты в модуле турбонасосной установки (ТНУ)
- блока управления генератором (RAT GCU)
- линейного контактора

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– фидера передачи электроэнергии.

2.2.3.3 Работа

Аварийным источником электропитания переменного тока является бесщеточный генератор (EMER GEN) в составе турбонасосной установки (RAT). Мощность генератора составляет 10 кВА.

Генератор (EMER GEN) используется при отказах основных и вспомогательного источников генерирования электроэнергии переменного тока для обеспечения электропитанием особо важного оборудования (приемников электроэнергии первой категории), подключенных к аварийным шинам постоянного тока 28 В (ESS DC).

Воздух приводит во вращение лопасти RAT, которая обеспечивает электрической энергией приемники первой категории в аварийной ситуации "неограниченное время" на протяжении полета, что позволяет обеспечить безопасный полет до ближайшего аэродрома и приземление самолета.

3 Система генерирования электроэнергии постоянного тока

3.1 Назначение

Система генерирования электроэнергии постоянного тока - предназначена для преобразования напряжения 115 В переменного трехфазного тока в напряжение 28 В постоянного тока и обеспечения бортового оборудования электропитанием 28 В постоянного тока.

3.2 Состав

Система генерирования электроэнергии постоянного тока состоит из четырех каналов по числу трансформаторно-выпрямительных устройств (TRU):

– двух основных (левого и правого) каналов L TRU и R TRU

– одного вспомогательного канала APU TRU

– одного важного канала ESS TRU.

3.2.1 Основной канал генерирования

Основной канал генерирования обеспечивает электропитанием 28 В потребителей:

– своего (левого / правого) основного средства распределения электроэнергии (MAIN-PDB).

3.2.2 Вспомогательный канал генерирования

Вспомогательный канал генерирования обеспечивает электропитанием 28 В:

– потребителей отказавшего основного (левого / правого) канала генерирования (MAIN-PDB)

– шину APU BUS во время запуска ВСУ (APU)

– часть потребителей при наземном и сервисном обслуживании.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

3.2.3 Важный канал генерирования

Важный канал генерирования обеспечивает:

- в штатном режиме от трансформаторно-выпрямительного устройства (ESS TRU):
  - электропитанием 28 В потребителей всех (правого/среднего/левого) важных средств распределения (ESS-PDB)
  - подзаряд всех (левой/средней/ВСУ) аккумуляторных батарей (L BAT/ M BAT/APU BAT)
- в аварийном режиме при отсутствии питания от всех ТВУ:
  - электропитание потребителей первой категории (особо важного оборудования) от аккумуляторных батарей (L BAT/M BAT/APU BAT)
- при отсутствии питания от APU в режиме запуска ВСУ:
  - электропитание шины APU BUS от аккумуляторной батареи емкостью 40 А·ч (APU BAT).

3.3 Расположение

- батареи L BAT емкостью 27 А·ч, M BAT емкостью 27 А·ч, APU BAT емкостью 40 А·ч установлены в отсеке оборудования
- левое трансформаторно-выпрямительное устройство (L TRU) постоянного тока номинальным напряжением 28 В и длительным током 300 А, установлено в отсеке оборудования, по левому борту
- важное трансформаторно-выпрямительное устройство (ESS TRU) постоянного тока номинальным напряжением 28 В и длительным током 300 А, установлено в отсеке оборудования, по правому борту
- правое трансформаторно-выпрямительное устройство (R TRU) постоянного тока номинальным напряжением 28 В и длительным током 300 А
- трансформаторно-выпрямительное устройство ВСУ APU TRU постоянного тока номинальным напряжением 28 В и длительным током 300 А, установлены в отсеке оборудования, по правому борту.

4 Электроснабжение внешнее

4.1 Назначение

Электроснабжение внешнее (EXT PWR) предназначено для подачи в бортовую сеть самолета напряжения 115 В переменного тока частотой 400 Гц от аэродромного источника электропитания.

4.2 Состав

Электроснабжение внешнее состоит из:

- разъема для подключения аэродромного источника электропитания (RCPT)
- панели управления внешнего питания (EPCP).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4.3 Расположение

Разъем для подключения аэродромного источника электропитания (RCPT) и панель управления внешнего питания (EPCP), расположены на внешней части фюзеляжа по правому борту.

4.4 Работа

Система EXT PWR работает в следующих режимах:

– сервисного обслуживания

– наземного обслуживания.

4.4.1 Режим сервисного обслуживания

Режим сервисного обслуживания используется для обеспечения электроэнергией:

– багажно-грузовое оборудования

– розеток бытового оборудования

– грузовых дверей (передней и задней)

– системы слива топлива и заправки топливом

– системы водоснабжения централизованной

– системы удаления отходов водовакуумной

– светильников для освещения кабины экипажа, пассажирского салона и грузовых отсеков, необходимых для выполнения работ по наземному обслуживанию

– освещение туалетных модулей

– панели уборки турбонасосной установки (ТНУ).

Органом управления режимом сервисного обслуживания является кнопка-табло включения сервисного обслуживания (GND SERVICE) панели управления внешнего питания (EPCP).

При включении режима сервисного обслуживания первичная система распределения электроэнергии (PPDS) обеспечивает:

– MAIN-RPDB замыкает:

  • контактор электроснабжения внешнего (EPAC)

  • контактор EGAC наземной шины GND AC

  • контактор ATAC подключения трансформаторно-выпрямительного устройства (APU TRU) к шине GND AC

  • контакторы подключения шин постоянного тока (DC):

    – контактор ATDC3 шины GND DC

    – контактор GSDC1 шины DC GND Shed

    – контактор SVGS шины SVC DC.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4.4.2 Режим наземного обслуживания

Режим наземного обслуживания используется для ПРЕДПОЛЕТНОЙ ПОДГОТОВКИ И ПОСЛЕПОЛЕТНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ САМОЛЕТА

Органом управления режимом наземного обслуживания является кнопка-табло включения электроснабжения внешнего (EXT PWR) панели управления ELEC комплексного потолочного пульта (OHCP).

Во время включения режима наземного обслуживания, первичная система распределения электроэнергии (PPDS) обеспечивает питанием все шины системы электроснабжения.

5 Основные средства распределения

5.1 Назначение

Основные средства распределения электроэнергии (PPDB) предназначены для снабжения электроэнергией переменного и постоянного тока потребителей самолета.

5.2 Состав

Основные средства распределения электроэнергии состоят из:

– основного левого РУ электроэнергии (MAIN-LPDB)

– основного правого РУ электроэнергии (MAIN-RPDB).

5.3 Работа

Основные средства распределения электроэнергии обеспечивают распределение электроэнергии переменного и постоянного тока всем потребителям электроэнергии в самолете и защиту линии от отказов.

Основными функциями левого (MAIN-LPDB) и правого (MAIN-RPDB) распределительных устройств электроэнергии являются:

– подача электропитания переменного и постоянного тока потребителям

– управление подключением и отключением потребителей электроэнергии

– встроенные средства контроля (ВСК)

– связь с системами авионики самолета

– связь между основными РУ электроэнергии

– связь с важными РУ

– связь с вторичной системой распределения электроэнергии (SPDS)

– индикация состояния системы

– защита электрических цепей.

6 Важные средства распределения

6.1 Назначение

Важные средства распределения электроэнергии (ESS-PDB) предназначены для снабжения электроэнергией переменного и постоянного тока потребителей самолета.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

6.2 Состав

Важные средства распределения электроэнергии состоят из:

– важного левого РУ электроэнергии (ESS-LPDB)

– важного среднего РУ электроэнергии (ESS-MPDB)

– важного правого РУ электроэнергии (ESS-RPDB).

6.3 Работа

В каждом важном РУ электроэнергии находится шина постоянного тока, обеспечивающая электропитанием приемники электроэнергии первой категории.

Основными функциями важных средств распределения электроэнергии являются:

– подача электропитания постоянного тока потребителям

– управление подключением и отключением потребителей электроэнергии

– встроенные средства контроля (ВСК)

– связь с системами авионики самолета

– связь с основными РУ электроэнергии

– индикация состояния системы

– защита электрических цепей.

7 Средства распределения вторичные

7.1 Назначение

Средства распределения вторичные (SPDS) предназначены для подачи электропитания переменного и постоянного тока для потребителей самолета, потребляющих ток не более 15 А.

7.2 Состав

SPDS состоит из:

– мастера левого SPDB (LM)

– мастера правого SPDB (RM)

– сателлита левого SPDB (SLM)

– сателлита правого SPDB (SRM).

7.3 Работа

SPDS состоит из левой и правой сетей распределения электроэнергии. Каждая сеть состоит из мастера SPDB и сателлита SPDB. Каждый сателлиты SPDB дополняет соответствующий мастер SPDB.

Основные функции SPDS:

– подача электропитания переменного и постоянного тока потребителям

– управление подключением и отключением потребителей

© ПАО "Корпорация "Иркут"

- встроенные средства контроля (ВСК)
- связь с системами авионики самолета
- связь между мастерами SPDB и сателлитами SPDB
- связь между мастерами SPDB
- связь с первичной системой распределения электроэнергии (PPDS)
- индикация состояния и управление электронными АЗС
- защита электрических цепей.

8 Индикация

Таблица 1 Сообщения EICAS по системе электроснабжения

Текстовое сообщение на EWD	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
ELEC L GEN CH FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ канала генерирования левого генератора	Один удар колокола	2.1, 6.2, 7
ELEC R GEN CH FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ канала генерирования правого генератора	Один удар колокола	2.1, 6.2, 7
ELEC L GEN FAULT	Предупреждающее (Caution)	Необходимо отсоединить генератор от двигателя	Один удар колокола	2.1, 6.2, 7
ELEC R GEN FAULT	Предупреждающее (Caution)	Необходимо отсоединить генератор от двигателя.	Один удар колокола	2.1, 6.2, 7
ELEC APU GEN FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ генератора ВСУ	Один удар колокола	2.1, 6.2, 7
ELEC EMER GEN RESET	Аварийное (Warning)	Отказ аварийного генератора. Требуется сброс защиты	Два удара колокола	2.1, 7
ELEC EMER GEN FAULT	Предупреждающее (Advisory)	Отказ аварийного генератора	Один удар колокола	2.1, 7
ELEC ON BAT	Аварийное (Warning)	Шины постоянного тока запитываются от батарей	ELEC ON BAT	0, 9
ELEC L BAT OVHT	Предупреждающее (Caution)	Перегрев батареи L BAT	Один удар колокола	6.2, 7
ELEC M BAT OVHT	Предупреждающее (Caution)	Перегрев батареи M BAT	Один удар колокола	6.2, 7
ELEC APU BAT OVHT	Предупреждающее (Caution)	Перегрев батареи APU BAT	Один удар колокола	6.2, 7

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Сообщения EICAS по системе электроснабжения

Текстовое сообщение на EWD	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
EXT PWR ON	Уведомляющее (Memo)	Внешнее электропитание подключено	-	-
ELEC EXT PWR FAULT	Предупреждающее (Advisory)	Отказ внешнего электропитания	Один удар колокола	-
ELEC L AC OFF	Предупреждающее (Advisory)	AC L BUS обесточена	Один удар колокола	2.1, 6.2, 7
ELEC R AC OFF	Предупреждающее (Advisory)	AC R BUS обесточена	Один удар колокола	2.1, 6.2, 7
ELEC L+R DC OFF	Предупреждающее (Caution)	Шины DC L BUS и DC R BUS обесточены	Один удар колокола	0, 2.1, 6.2, 7, 9
ELEC L ESS DC OFF	Предупреждающее (Advisory)	L ESS DC обесточена	Один удар колокола	2.1, 6.2, 7
ELEC M ESS DC OFF	Предупреждающее (Advisory)	M ESS DC обесточена	Один удар колокола	2.1, 6.2, 7
ELEC R ESS DC OFF	Предупреждающее (Advisory)	R ESS DC обесточена	Один удар колокола	2.1, 6.2, 7

8.1 Фазы типового профиля полета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

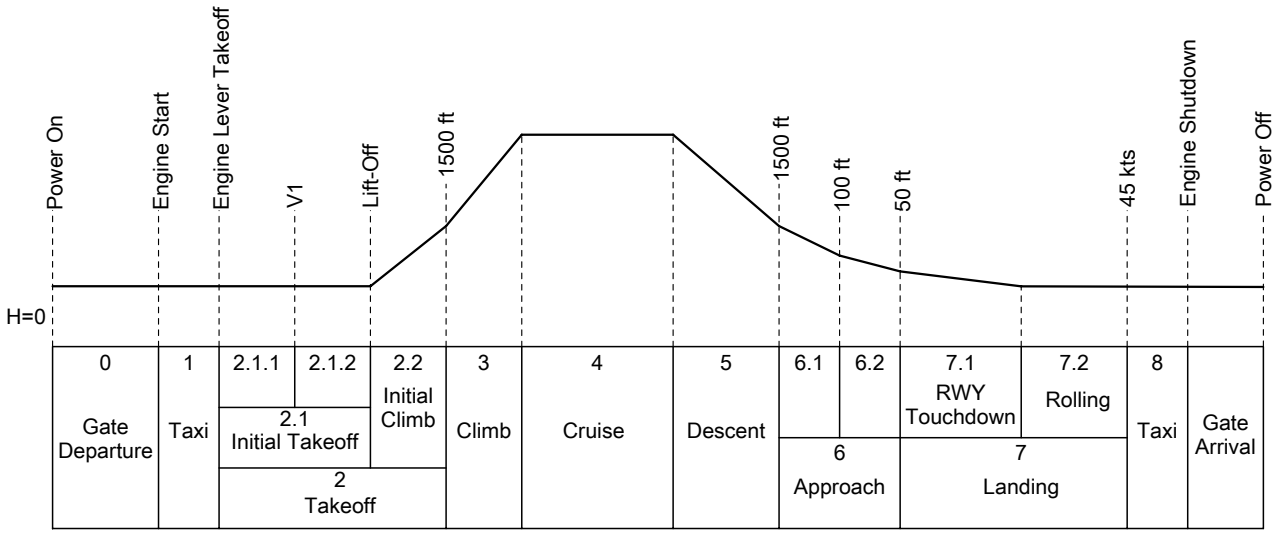


Рисунок 6 Фазы типового профиля полета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Бытовое и аварийно-спасательное оборудование

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа ... 1
Ссылки ... 2
1 Назначение ... 3
2 Состав ... 3
3 Состав кабины экипажа ... 3
3.1 Остекление кабины экипажа ... 3
3.1.1 Назначение ... 3
3.1.2 Состав ... 4
3.1.3 Форточки ... 6
3.1.4 Открытие форточки ... 6
3.1.5 Закрытие форточки ... 7
3.2 Кресла пилотов ... 9
3.3 Доска приборная ... 12
3.3.1 Назначение ... 12
3.4 Пульты левый и правый ... 13
3.4.1 Назначение ... 13
3.5 Пульт центральный ... 13
3.5.1 Назначение ... 13
3.6 Пульт потолочный ... 14
3.6.1 Назначение ... 14
3.7 Гардероб экипажа ... 15
3.7.1 Назначение ... 15
3.8 Кресло проверяющего ... 15
3.8.1 Назначение ... 15
3.8.2 Состав ... 15
3.9 Стойка проверяющего ... 16
3.9.1 Назначение ... 16
3.9.2 Состав ... 16
3.10 Шторки солнцезащитные ... 16
3.10.1 Назначение ... 16
3.11 Козырек солнцезащитный ... 16
3.11.1 Назначение ... 16
3.11.2 Состав ... 16
3.12 Козырек солнцезащитный приборной доски ... 17
3.12.1 Назначение ... 17
4 Состав аварийно-спасательного оборудования ... 17
4.1 Канаты спасательные ... 17
4.1.1 Назначение ... 17
4.2 Жилет спасательный авиационный для экипажа ... 17
4.2.1 Назначение ... 17
4.2.2 Состав ... 17
4.3 Назначение ... 20
4.4 Состав ... 20
4.5 Спасательное оборудование различного назначения ... 22
4.5.1 Назначение ... 22
4.5.2 Состав ... 22
5 Компоновка кабины экипажа ... 28

© ПАО "Корпорация "Иркут"

5.1 Общая компоновка кабины экипажа ... 28
5.2 Планировка кабины экипажа ... 30
5.3 Стойка проверяющего ... 32
5.4 Гардероб кабины экипажа ... 34
5.5 Кресло проверяющего ... 36

Перечень таблиц

Страница

1 Ссылки ... 2

Перечень иллюстраций

Страница

1 Остекление кабины экипажа ... 5
2 Форточки ... 8
3 Ручка форточки ... 9
4 Кресло пилота К10П-7550-0 ... 11
5 Приборная доска ... 12
6 Пульты боковые ... 13
7 Центральный пульт ... 14
8 Потолочный пульт ... 15
9 Жилет спасательный для экипажа ... 19
10 Расположение аптечки первой помощи на самолете ... 21
11 Фонарь переносной аварийный ... 23
12 Топор аварийный ... 25
13 Радиомаяк аварийный переносной ... 27
14 Общая компоновка кабины экипажа ... 29
15 Планировка кабины экипажа ... 31
16 Стойка проверяющего ... 33
17 Гардероб кабины экипажа ... 35
18 Кресло проверяющего ... 36

Ссылки

Таблица 1 Ссылки

Модуль данных/Техническая публикация	Название
FCOM 21300-A-31-00-00-00A-043A-A	
FCOM 21300-A-15-48-00-11A-141A-A	Инструкция по аварийной эвакуации членов экипажа опытных самолетов при вынужденной посадке на сушу - Аварийные процедуры

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Описание для экипажа

1 Назначение

Бытовое и аварийно-спасательное оборудование предназначено для:

– создания членам экипажа и пассажирам условий, обеспечивающих работоспособность и комфорт на борту самолета во время полета, а также непосредственно перед вылетом и после полета

– обеспечения безопасности членов экипажа и пассажиров в случаях аварийных ситуаций.

2 Состав

В состав бытового и аварийно-спасательного оборудования входят:

– соответствующее оборудование кабины экипажа

– оборудование аварийно-спасательное.

Примечание

На первом этапе выполнения полетов - кухни, туалеты, панели пассажирские сервисные не устанавливаются, салон пассажиров не оборудуется.

3 Состав кабины экипажа

В состав бытового и аварийно-спасательного оборудования кабины экипажа входят:

– остекление кабины экипажа Рис. 1

– кресла пилотов

– доска приборная

– пульт левый

– пульт правый

– пульт центральный

– пульт потолочный

– гардероб экипажа Рис. 17

– кресло проверяющего Рис. 18

– стойка проверяющего Рис. 16

– оборудование солнцезащитное.

Дверь кабины экипажа на 0001 самолете не установлена.

3.1 Остекление кабины экипажа

3.1.1 Назначение

Остекление кабины предназначено для:

– освещения кабины в светлое время суток

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– визуального контроля, необходимого для управления самолетом во время руления, буксировки, взлета, полета и посадки, днем и ночью

– обеспечения возможности аварийного покидания кабины самолета экипажем.

3.1.2 Состав

Остекление кабины экипажа (Рис. 1) состоит из:

– стекла лобового (левое, правое) - поз. А

– форточки с установленными в нее стеклами (левая, правая) - поз. Б

– стекла бокового (левое, правое) - поз. В.

Все элементы остекления оборудованы уплотнениями, которые обеспечивают герметизацию кабины и препятствуют проникновению влаги. В состав остекления кабины экипажа входят также механизмы запирания форточки и направляющие рельсы для ее перемещения.

Для обеспечения обзора в условиях обледенения и защиты внутренних поверхностей от запотевания лобовые стекла, стекла форточек и боковые стекла оборудованы системой электрообогрева. В каждом стекле установлено по три секции электрообогрева, каждая из которых работает независимо друг от друга. Таким образом сохраняется возможность обзора в случае отказа нагревательного элемента какой-либо из секций .

Для очистки от росы, дождя, снега и т.п. лобовые стекла оборудованы электромеханическими стеклоочистителями.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

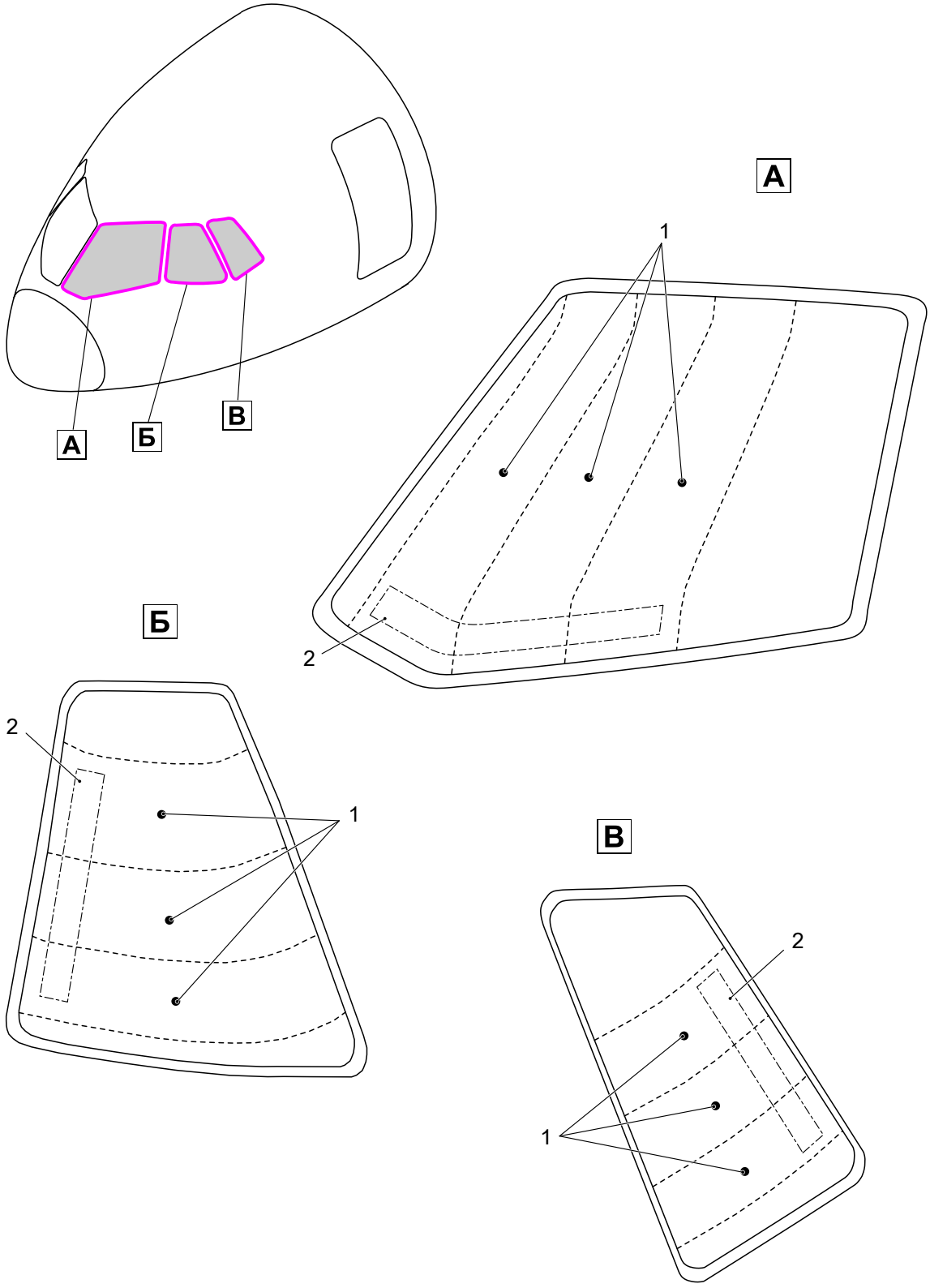


Рисунок 1 Остекление кабины экипажа

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 1:

1	Зона обогрева	2	Зона расположения термодатчиков

3.1.3 Форточки

Форточка перемещается вдоль борта по двум нижним опорным рельсам и одному верхнему направляющему рельсу.

Форточку можно зафиксировать в нескольких положениях, которые выполнены в виде проточек на нижнем переднем рельсе. Во время перемещении форточки кнопка [3] находится в утопленном состоянии, пока форточка не достигнет до следующего положения фиксации. Достигнув данного положения, кнопка [3] выводится из утопленного состояния и форточка фиксируется. На боковой цилиндрической поверхности кнопки [3] выполнена проточка с цветным маркером, , которая видна только если кнопка не утоплена.Эта проточка на кнопке используется как механический указатель застопоренного состояния ручки [1]. Для продолжения перемещения форточки, необходимо нажать на кнопку [3]. Закрытое и застопоренное положение форточки отображается системой сигнализации .

В случае, если форточка не закрыта и не застопорена, на синоптической странице EWD появляется текстовое сообщение.

3.1.3.1 Общие сведения

Форточка сдвижная, открывается вовнутрь кабины. Оборудована электрообогреваемыми стеклами, механизмом стопорения в открытом, закрытом и двух промежуточных положениях. Оборудована датчиком открытого положения и канатами аварийного покидания.

3.1.3.2 Назначение

Форточки предназначены для:

- улучшения визуального обзора на рулении
- естественной вентиляции кабины экипажа наружным воздухом на земле
- визуального и, в случае необходимости, голосового общения экипажа с обслуживающим персоналом
- аварийного покидания самолета экипажем.

3.1.4 Открытие форточки

1 Нажмите на кнопку [3] Рис. 3 до упора.

2 Удерживая кнопку, потяните ручку [1] Рис. 3 на себя и назад, против полета, и переместите ее на расстояние от 40 мм до 50 мм. В этом случае задняя кромка форточки перемещается внутрь кабины.

3 Отпустите кнопку и продолжите перемещение ручки назад. Кнопка в этом случае должна оставаться в нажатом положении.

4 Достигнув первого промежуточного положения, форточка должна зафиксироваться. Проконтролируйте возврат кнопки в ненажатое и появление цветного маркера [2] Рис. 3 на боковой поверхности кнопки.

5 Нажмите на кнопку и, удерживая ее в нажатом состоянии, потяните ручку назад, против полета.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

6 Отпустите кнопку и продолжите перемещение ручки назад. Кнопка при этом должна оставаться в нажатом положении.

7 Достигнув второго промежуточного положения, форточка должна зафиксироваться. Проконтролируйте возврат кнопки в ненажатое положение и появление цветного маркера на боковой поверхности кнопки.

8 Повторите действия Шаг 5, Шаг 6.

9 В полностью открытом положении форточка должна зафиксироваться. Проконтролируйте возврат кнопки в ненажатое положение и появление цветного маркера на боковой поверхности кнопки.

3.1.5 Закрытие форточки

1 Нажмите на кнопку [3] Рис. 3 до упора и, удерживая ее, потяните ручку [1] Рис. 3 вперед, по полету.

2 Отпустите кнопку и продолжите перемещение ручки вперед. Кнопка в этом случае должна оставаться в нажатом положении.

3 Достигнув второго промежуточного положения форточка должна зафиксироваться. Проконтролируйте возврат кнопки в ненажатое положение и появление цветного маркера [1] Рис. 1 на боковой поверхности кнопки.

4 Повторите действия Шаг 1, Шаг 2.

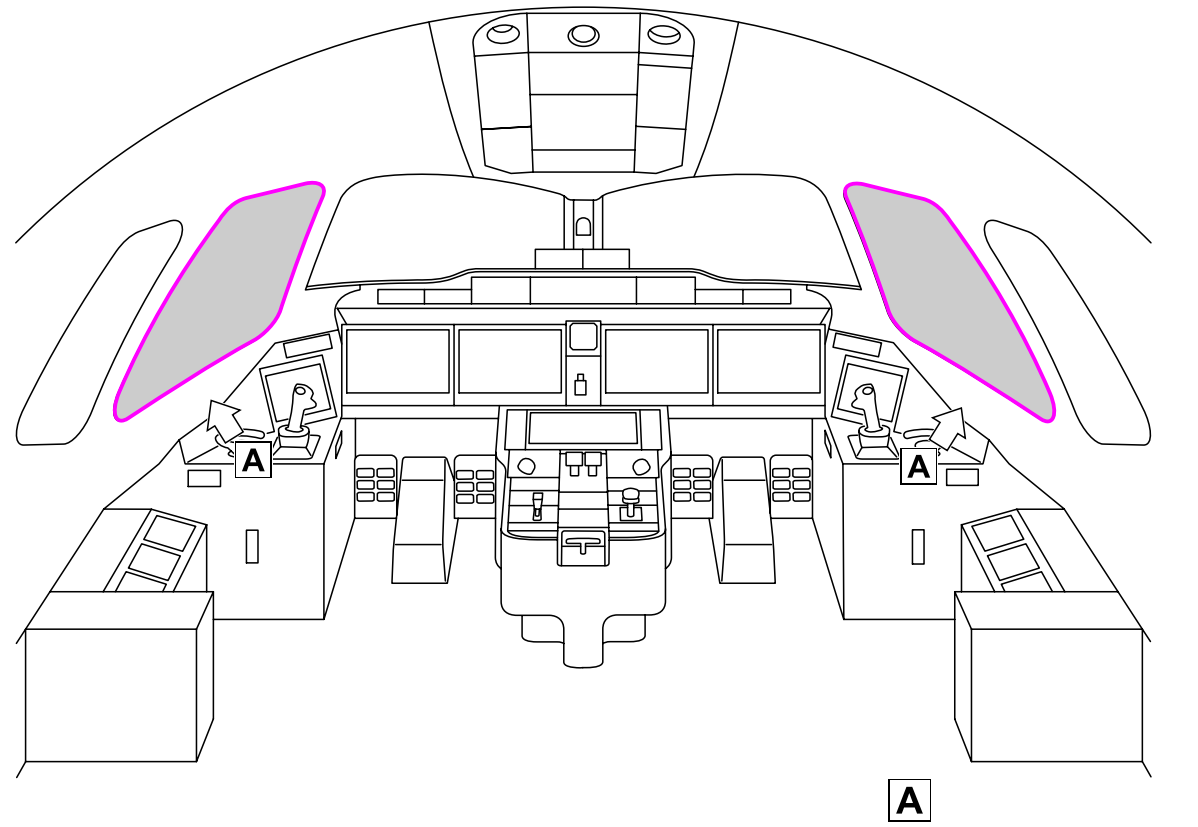
5 Достигнув первого промежуточного положения, форточка должна зафиксироваться. Проверьте возврат кнопки [3] в ненажатое положение и появление цветного маркера [2] Рис. 3 на боковой поверхности кнопки.

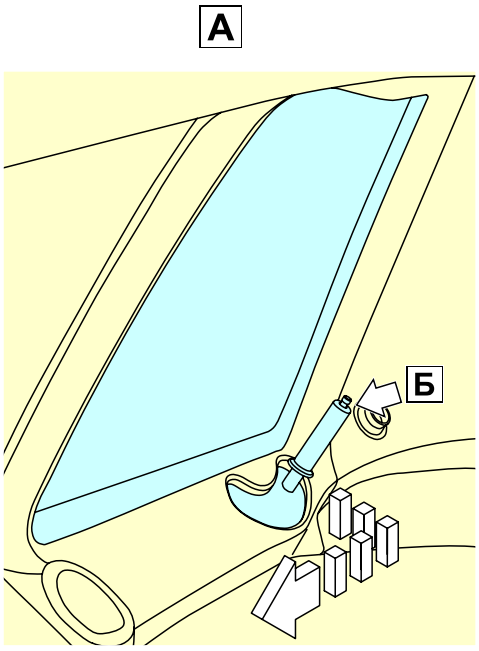
6 Повторите действия Шаг 1, Шаг 2.

7 Приложите усилие к ручке в направлении "вперед, по полету", и поверните рычаг ручки до упора в крайнее переднее положение. При этом задняя кромка форточки переместится наружу, из кабины.

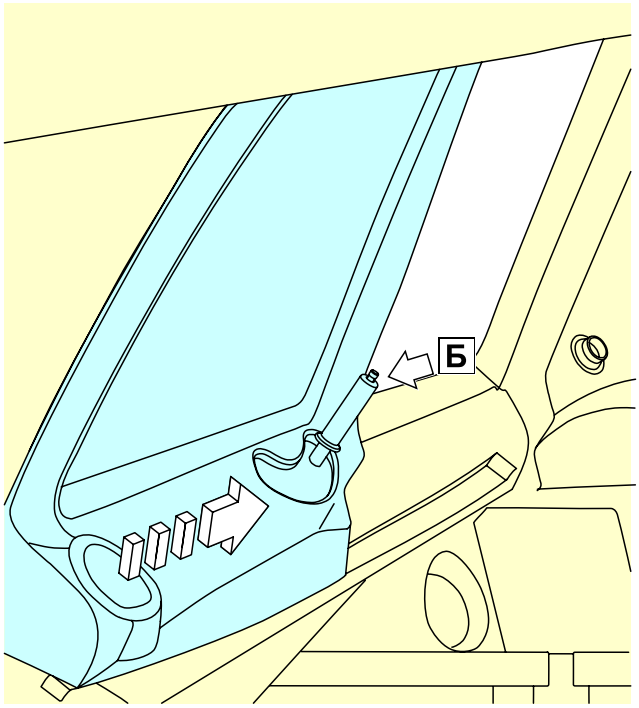
8 Проконтролируйте возврат кнопки в ненажатое положение и появление цветного маркера на боковой поверхности кнопки.

© ПАО "Корпорация "Иркут"





Открытие



Закрытие

Рисунок 2 Форточки

© ПАО "Корпорация "Иркут"

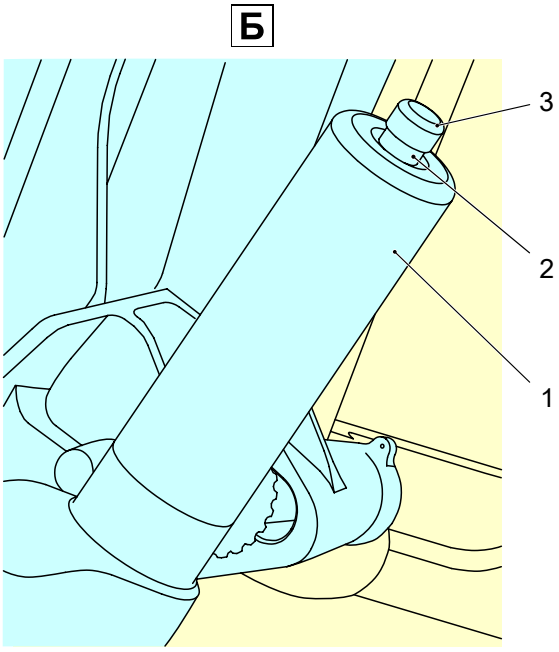


Рисунок 3 Ручка форточки

Условные обозначения к Рис. 3:

1	ручка открытия/закрытия	**3**	кнопка стопорения ручки открытия/закрытия
2	индикатор положения кнопки стопорения ручки открытия/ закрытия		

3.2 Кресла пилотов

Кресла К10П-7550-0 предназначены для:

- выполнения функциональных обязанностей пилотами в комфортных условиях в течение полета с возможностью кратковременного отдыха
- сведения к минимуму возможности травмирования
- обеспечения возможности быстрого покидания в аварийных ситуациях в полете в случае необходимости
- обеспечения возможности эвакуации в случае аварийной посадки самолета.

Состав кресла (Рис. 4):

- сиденье (чашка под парашют) [5] Рис. 4
- спинка [2] Рис. 4
- элементы крепления на рельсах [9] Рис. 4
- подголовник [1] Рис. 4

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– привязная система [3] Рис. 4

– подлокотники [4] Рис. 4

– ручки управления.

В чашку [5] Рис. 4 укладывается парашют.

К цепочке [6] Рис. 4, с противоположной от прохода стороны, крепится чека кислородного прибора КП-79.

На чашке сиденья [5] Рис. 4 смонтированы следующие **органы управления креслом**:

– РУЧКА ОТКАТА [10] Рис. 4 - для управления перемещением по направляющим рельсам. Кресло откатывается по рельсам и фиксируется в крайних и промежуточных положениях, расположенных через 12,7 мм

– КНОПКА ОТКЛОНЕНИЯ СПИНКИ [11] Рис. 4 - для управления механизмом наклона спинки. Спинка отклоняется назад с бесступенчатой фиксацией в промежуточных и крайних положениях

– РУЧКА СТОПОРЕНИЯ ПЛЕЧЕВЫХ РЕМНЕЙ [12] Рис. 4 - для установки требуемого режима стопорения, автоматического или ручного

– РУЧКА ПОДЪЕМА [7] Рис. 4 - для регулировки кресла по высоте с шагом 10 мм

– На обоих подлокотниках [4] Рис. 4 установлены поворотные ручки [14] Рис. 4 регулировки наклона подлокотника

– На подлокотнике, который установлен на противоположной от прохода стороне кресла, расположена кнопка [15] Рис. 4 для регулировки подлокотника в продольном направлении.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

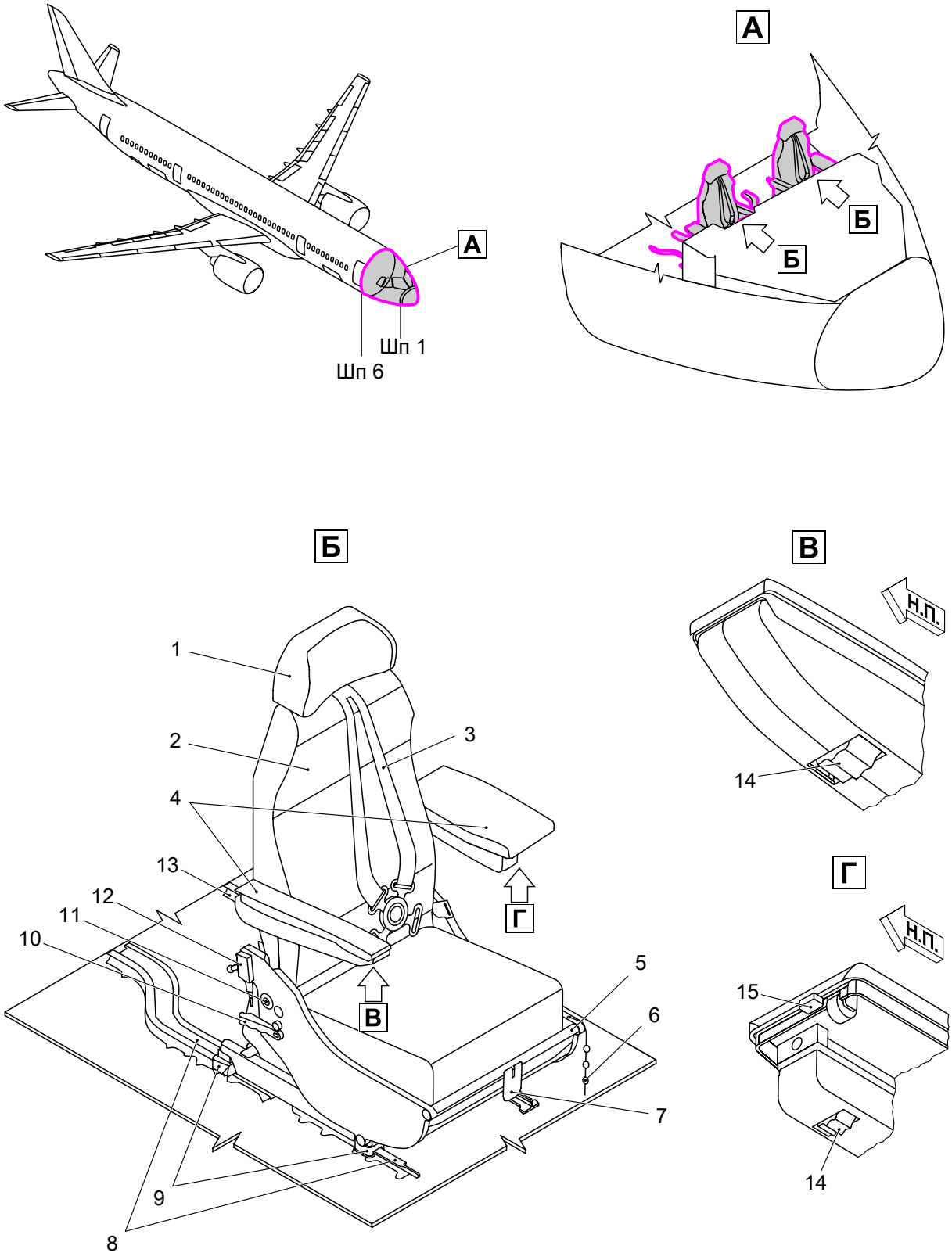


Рисунок 4 Кресло пилота К10П-7550-0

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 4:

1	Подголовник	9	Опорные ролики
2	Спинка	10	Ручка отката
3	Привязная система	11	Кнопка отклонения спинки
4	Подлокотник	12	Ручка стопорения плечевых ремней
5	Чаша кресла	13	Задний рельс
6	Цепочка крепления чеки КП-79	14	Ручка регулировки наклона подлокотника
7	Ручка подъема	15	Кнопка выдвижения подлокотника.
8	Направляющий рельс		

3.3 Доска приборная

3.3.1 Назначение

Доска приборная предназначена для отображения информации о состоянии полета,контроля над различными системами самолета в полете.

На приборной доске пилотов установлено пять одинаковых многофункциональных индикаторов (MDU),посредством которых отражается основная пилотажно-навигационная информация и информация о параметрах работы двигателей и предупреждениях EICAS.

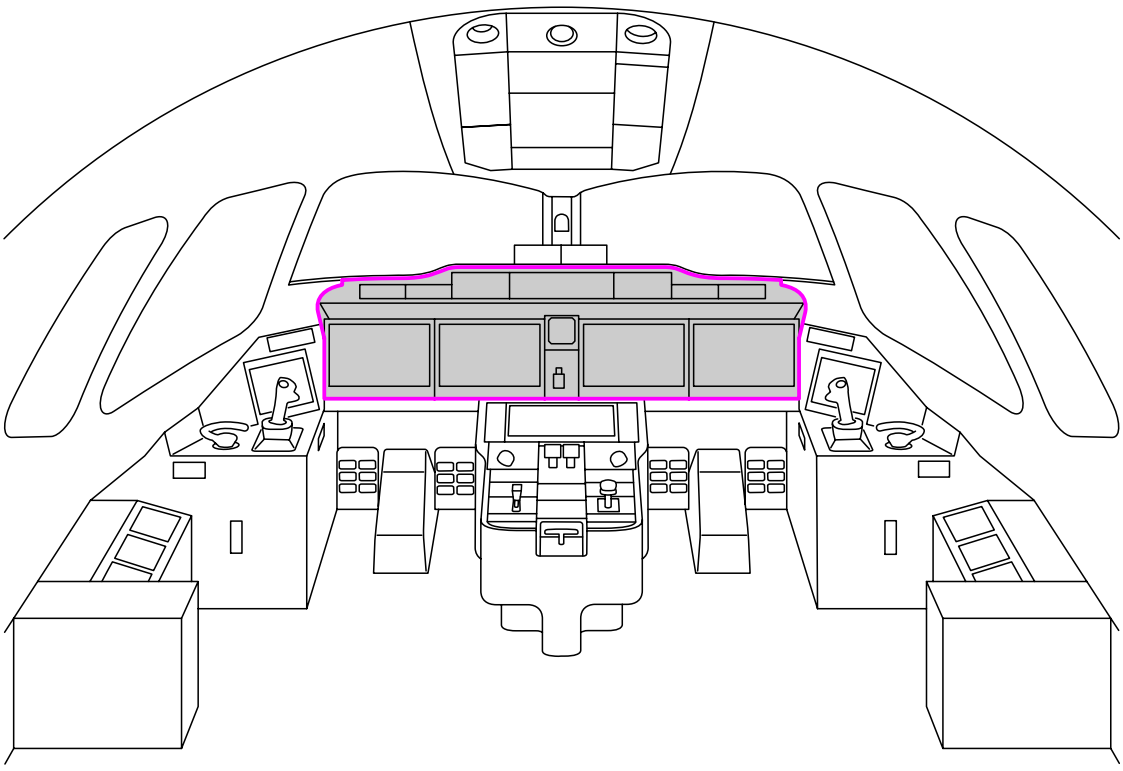


Рисунок 5 Приборная доска

Подробная информация отображена в (FCOM 21300-A-31-00-00-00A-043A-A)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

3.4 Пульты левый и правый

3.4.1 Назначение

Пульты предназначены для размещения необходимого для выполнения полета оборудования, такого как:

– ручка управления носовым колесом

– side stick

– electronik flight bag

– кислородная маска.

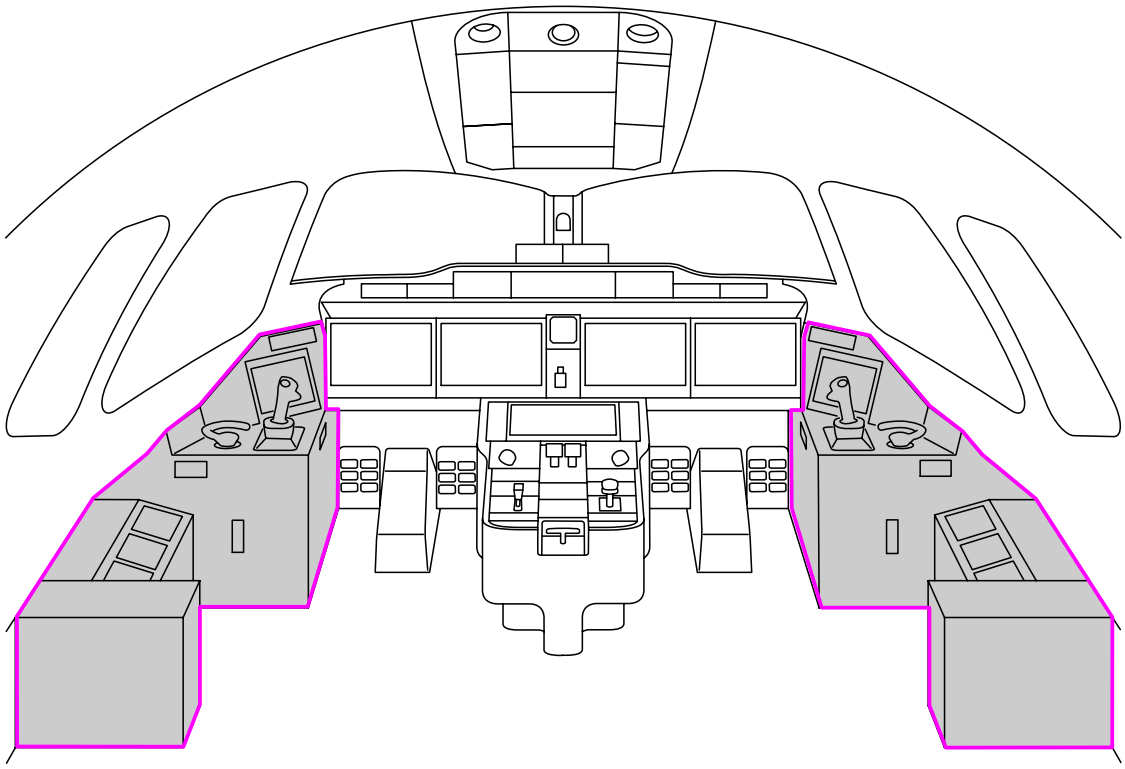


Рисунок 6 Пульты боковые

3.5 Пульт центральный

3.5.1 Назначение

На центральном пульте расположены :

– РУДы

– ручка управления закрылками и предкрылками

– ручка управления интерцепторами

– трекбол

– пульт управления TCAS

– пульт управления локатором

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– пульты радиосвязи и внутренней связи.

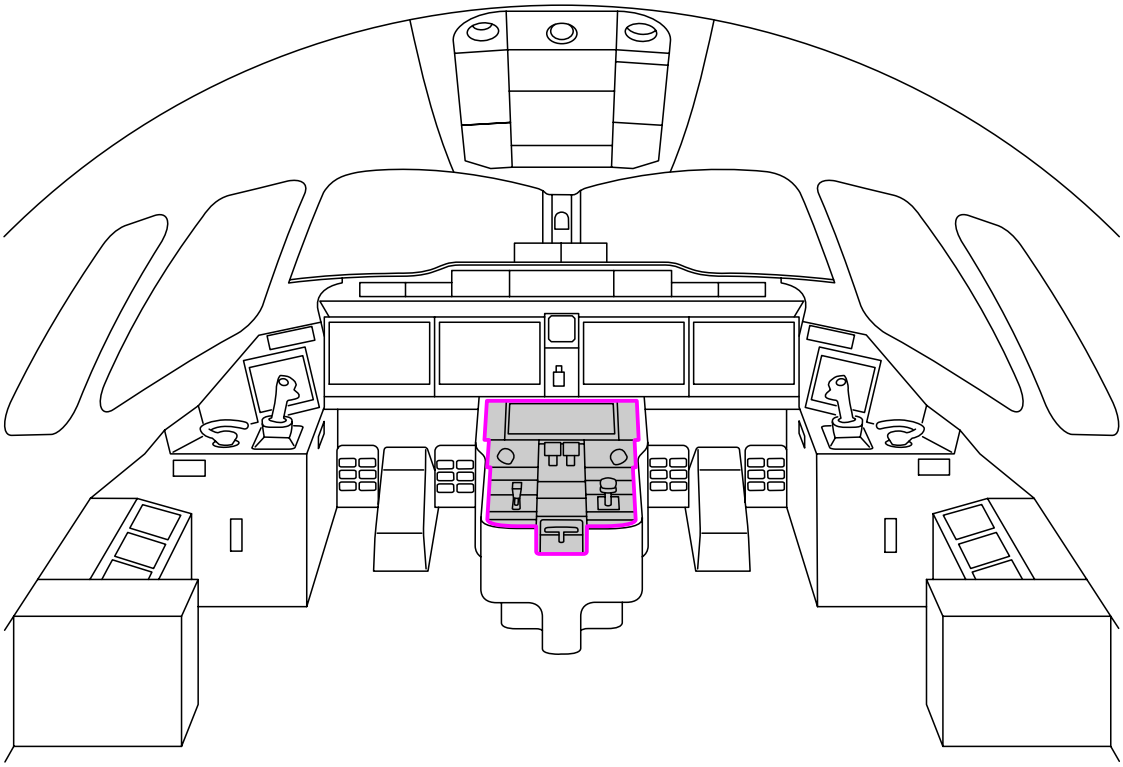


Рисунок 7 Центральный пульт

3.6 Пульт потолочный

3.6.1 Назначение

Пульт потолочный предназначен для индикации и управления различными системами самолета:

– противо-пожарной

– топливной

– гидравлической

– электроснабжения

– отбора воздуха

– кондиционирования

– противообледенительная

© ПАО "Корпорация "Иркут"

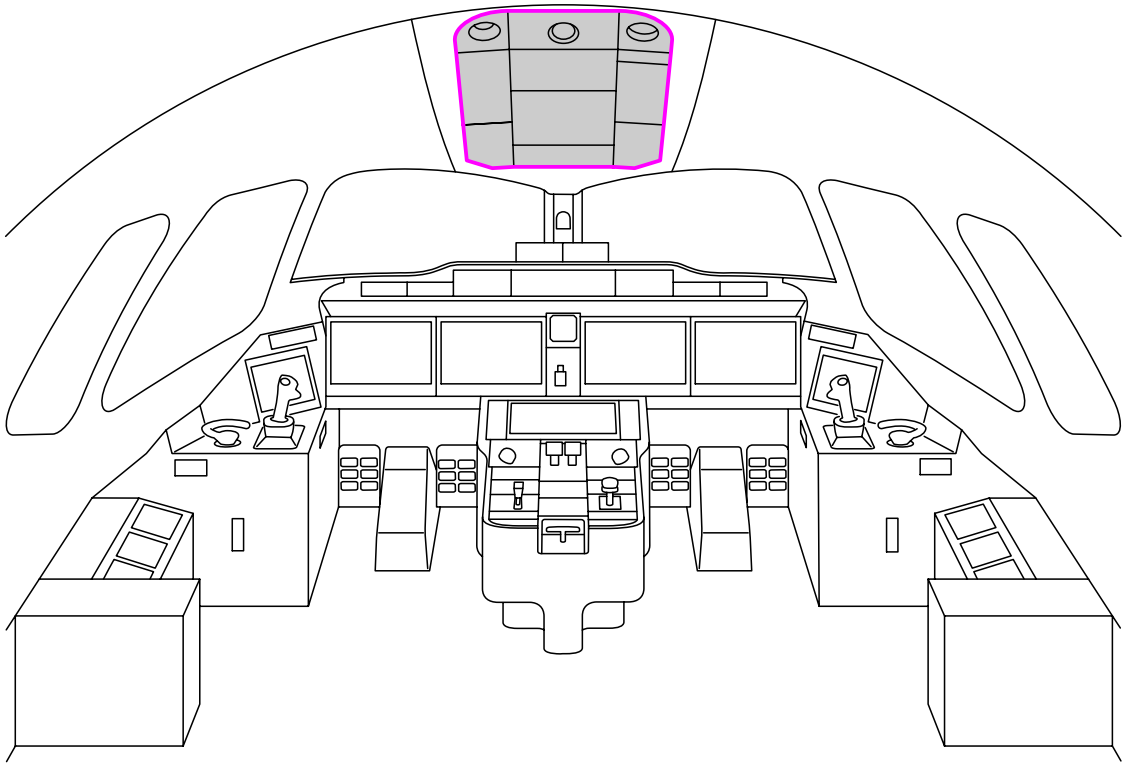


Рисунок 8 Потолочный пульт

3.7 Гардероб экипажа

3.7.1 Назначение

Гардероб экипажа предназначен для хранения одежды и личных вещей членов экипажа.

На внутренней стороне двери гардероба закреплен аварийный топор.

Для обеспечения надежного закрытия двери верхнего и основного отделений гардероба экипажа оснащены автоматическими защелками.

3.8 Кресло проверяющего

3.8.1 Назначение

Кресло проверяющего предназначено для комфортного размещения и обеспечения безопасной работы проверяющего в нормальных и в аварийных условиях полета.

3.8.2 Состав

Кресло проверяющего состоит из:

- устройства перемещения кресла
- системы подголовника
- системы подлокотников
- привязной система
- рукоятки стопорения привязной системы

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– рукоятки перемещения кресла
– сиденья
– спинки.

3.9 Стойка проверяющего

3.9.1 Назначение

Стойка проверяющего предназначена для хранения различных вещей, электронного и аварийно-спасательного оборудования.

3.9.2 Состав

Состав базового оборудования стойки проверяющего :

– декоративная съемная панель, для доступа к СКВ
– решетка вентиляции, для обмена воздуха в кабине экипажа
– отсек для хранения АСО
– крючок для авиагарнитуры
– подстаканник
– держатель документов
– чашка крепления, которая обеспечивает крепление стойки проверяющего к передней перегородке стойки кухонной.

3.10 Шторки солнцезащитные

3.10.1 Назначение

Солнцезащитные шторки предназначены для уменьшения яркости солнечного света, проходящего через остекление кабины экипажа.

3.10.2 Шторки вмонтированы в облицовки рам форточек и задних рам фонаря. Демонтаж шторок конструктивно не предусмотрен.

Шторки вытягиваются из облицовок таким образом, чтобы они закрывали собой форточки и боковые стекла и удерживаются в вытянутом положении при помощи крючков-держателей.

Если шторки не используются, их переводят в убранное положение.

3.11 Козырек солнцезащитный

3.11.1 Назначение

Солнцезащитные козырьки предназначены для защиты от солнечного света, проходящего через остекление кабины экипажа.

3.11.2 Состав

На самолете возможна установка четырех козырьков солнцезащитных.

Состав козырька солнцезащитного:

– козырек
– рельс козырька с узлами крепления.

Козырек устанавливается в необходимое положение при помощи поворотной ручки.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

3.12 Козырек солнцезащитный приборной доски

3.12.1 Назначение

Солнцезащитный козырек приборной доски предназначен для предотвращения появления бликов на дисплеях и приборах.

4 Состав аварийно-спасательного оборудования

В состав оборудования аварийно-спасательного входят:

- средства эвакуации экипажа и пассажиров
- средства спасения на воде
- аптечка первой помощи
- оборудование спасательное различного назначения
- система аварийного покидания.

Примечание

Система аварийного покидания используется только на первом этапе выполнения полетов.

4.1 Канаты спасательные

4.1.1 Назначение

Канаты спасательные (для кабины экипажа) предназначены для аварийной эвакуации через форточку.

Примечание

Расположение канатов и способ покидания приведены (FCOM 21300-A-15-48-00-11A-141A-A)

4.2 Жилет спасательный авиационный для экипажа

4.2.1 Назначение

Жилет спасательный авиационный для экипажа является индивидуальным средством спасения и предназначен для удержания на плаву членов экипажа в случае эвакуации из самолета на водную поверхность.

4.2.2 Состав

Жилет спасательный для экипажа Рис. 9 состоит из двух автономно надуваемых независимых камер, изготовленных из нейлоновой ткани. Камеры имеют U-образную форму. Конструкция обеих камер идентична. Края каждой камеры запаяны для обеспечения удержания газа.

В верхней части жилета имеется вырез для надевания через голову. Жилет оборудован поясным регулируемым ремнем с пряжкой.

В качестве основного способа надувания, камеры оснащены встроенными баллонами с углекислым газом, присоединенными к устройству наполнения камер с красными Т-образными рукоятками.

В качестве резервного способа (для надувания ртом), предусмотрены трубки поддува, оснащенные обратным клапаном.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

На жилете имеется лампа подсвета, соединенная с батареей , которая автоматически активируется в воде.

Жилет упакован в герметично запечатанный прозрачный пакет.

На пакете предусмотрены отверстия для пальцев и линия надрыва, помеченные черными стрелками, которые упрощают его раскрытие.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

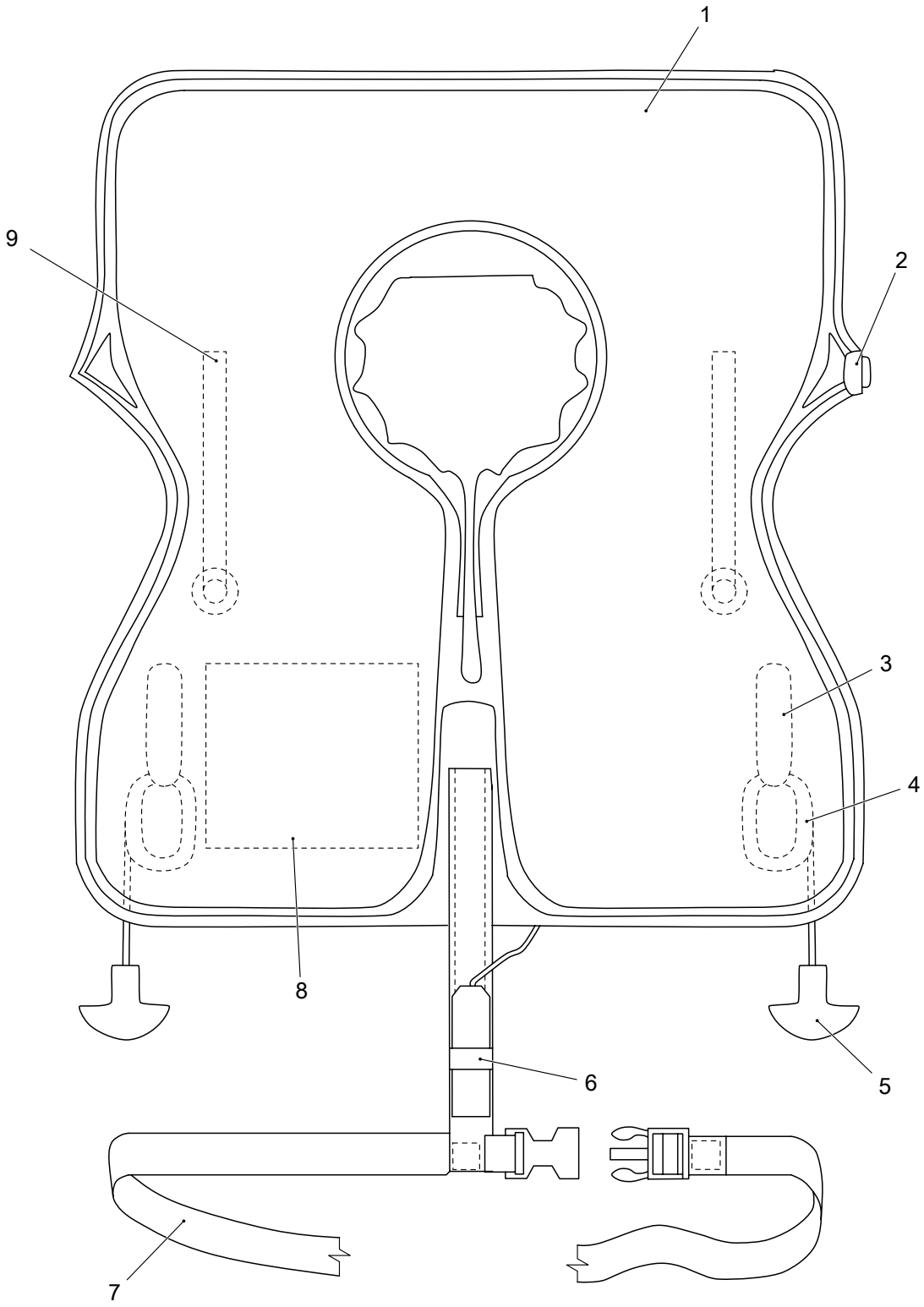


Рисунок 9 Жилет спасательный для экипажа

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 9:

1	Надувная камера	**6**	Батарея
2	Лампа	**7**	Поясной ремень
3	Баллон с углекислым газом	**8**	Ярлык
4	Устройство наполнения камер	**9**	Трубка для надувания ртом.
5	Т-образная рукоятка		

4.3 Назначение

Аптечка предназначена для использования в случае оказании первой медицинской помощи членам экипажа,которые находятся на борту самолета.

4.4 Состав

Аптечка Рис. 10 состоит из корпуса с крышкой и вложенного внутрь набора медицинских средств. Корпус с крышкой выполнен в виде небольшого прямоугольного чемодана. На корпусе аптечки имеется поворачивающаяся ручка для переноски.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

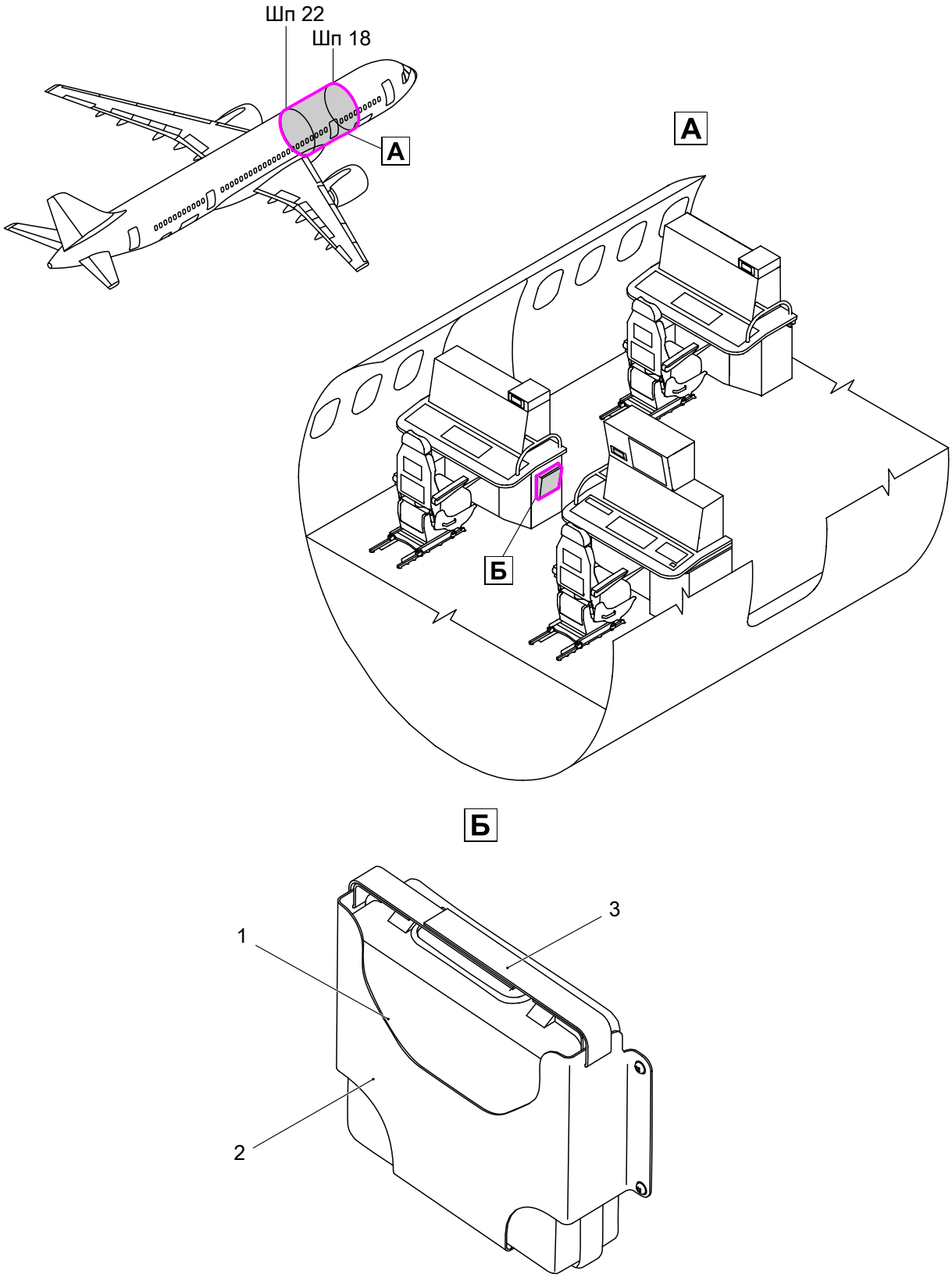


Рисунок 10 Расположение аптечки первой помощи на самолете

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 10:

1	Аптечка первой помощи	**3**	Застежка - "липучка".
2	Кронштейн		

4.5 Спасательное оборудование различного назначения

4.5.1 Назначение

Спасательное оборудование различного назначения служит для обеспечения безопасности членов экипажа на земле и в полете, а также для применения в случае возникновения аварийных ситуаций.

4.5.2 Состав

В состав спасательного оборудования различного назначения входят:

- фонарь переносной аварийный Рис. 11
- топор аварийный Рис. 12
- радиомаяк аварийный переносной Рис. 13

© ПАО "Корпорация "Иркут"

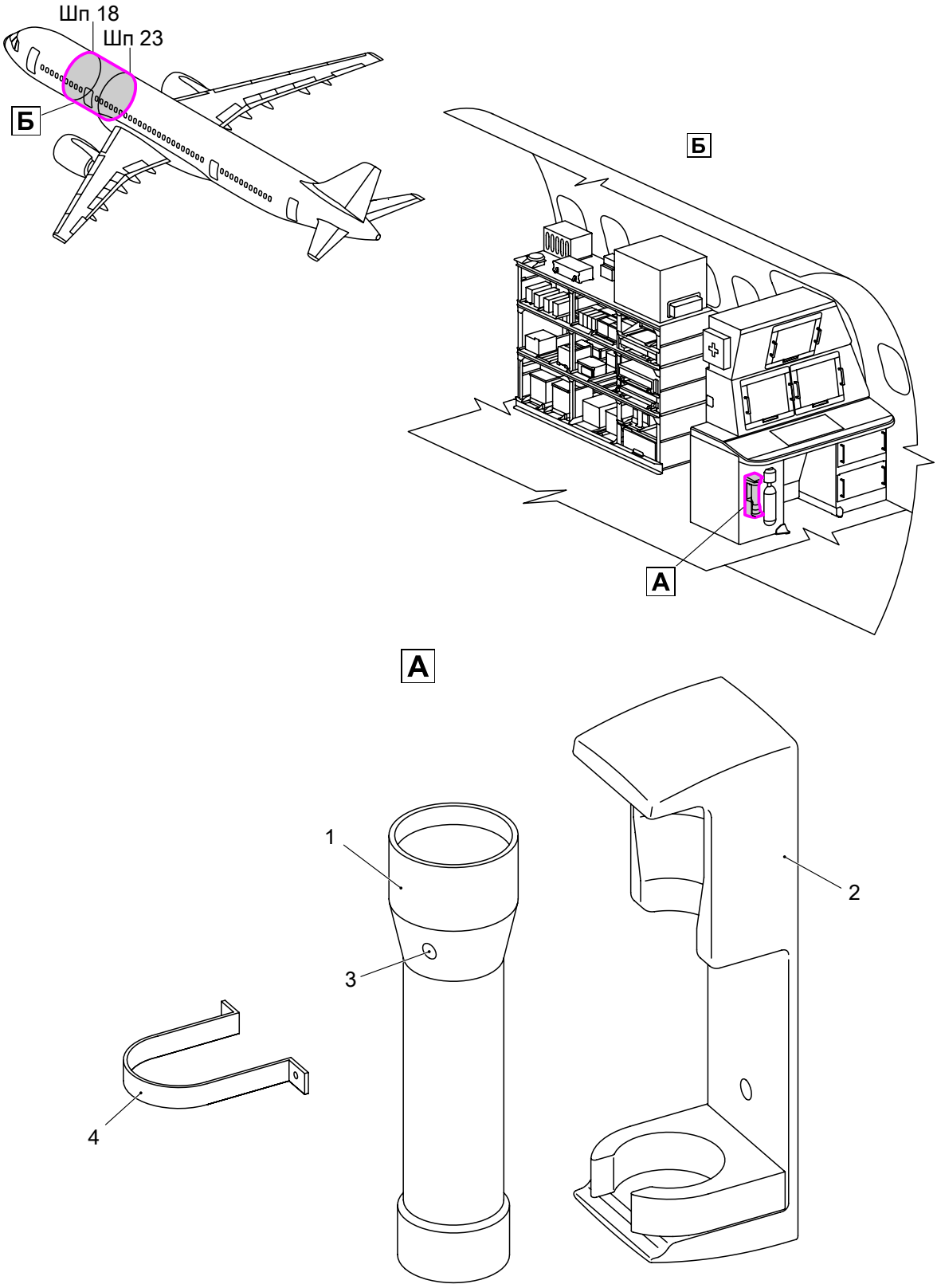


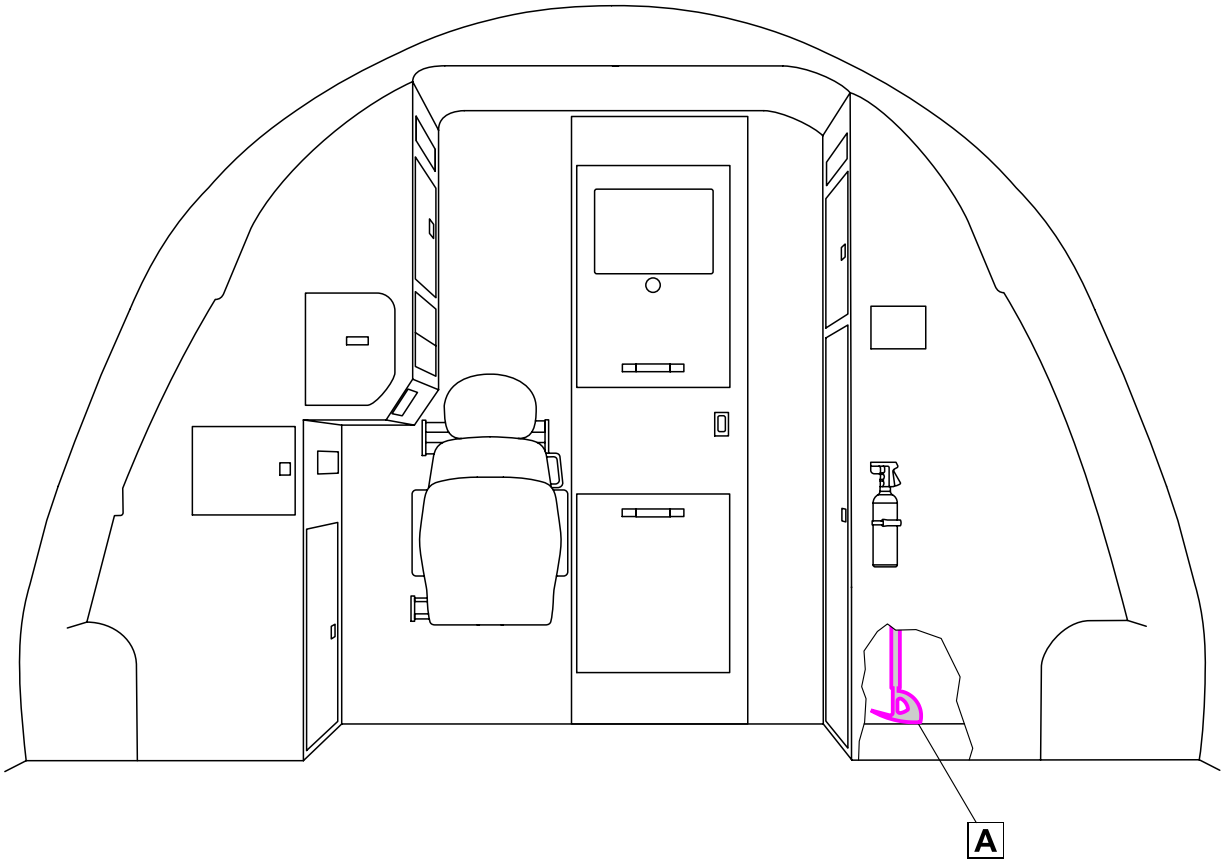
Рисунок 11 Фонарь переносной аварийный

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 11:

1	Фонарь аварийный	**3**	Светодиод
2	Кронштейн крепления	**4**	Защитная скоба.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



A

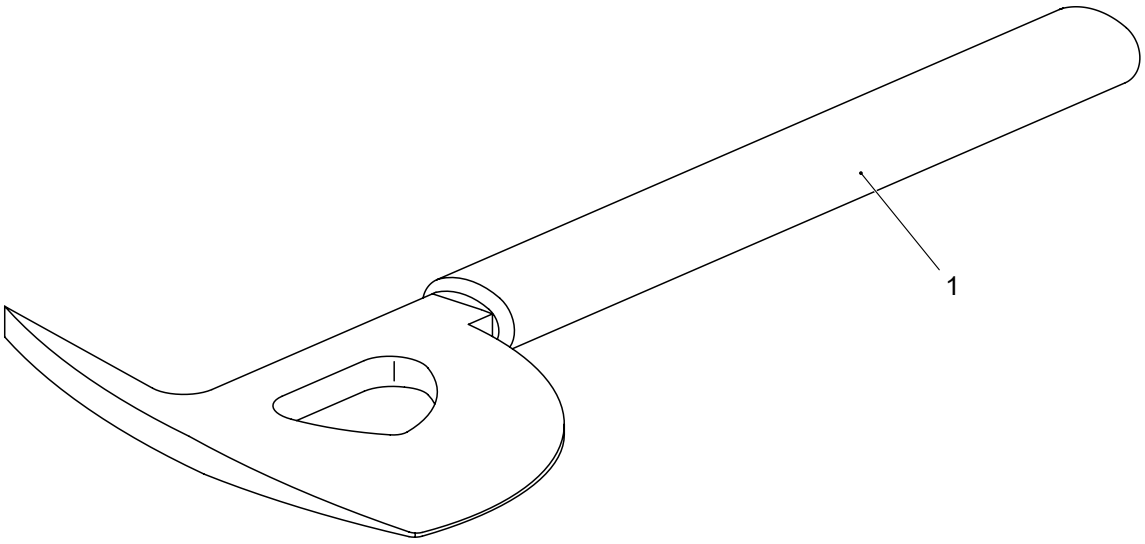


Рисунок 12 Топор аварийный

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 12:

1	Топор аварийный

© ПАО "Корпорация "Иркут"

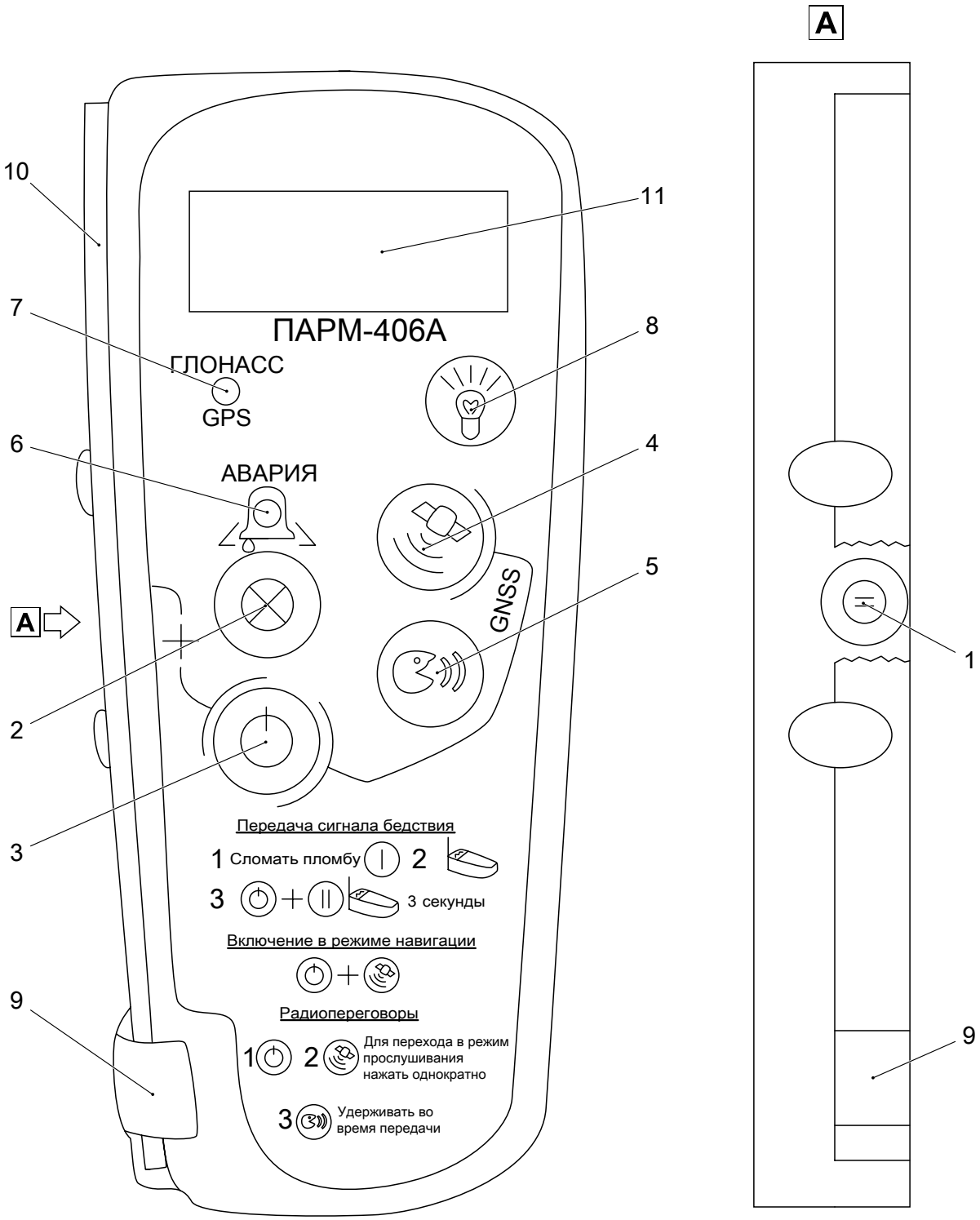


Рисунок 13 Радиомаяк аварийный переносной

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 13:

1	Кнопка АВАРИЯ включения аварийного режима	7	Светодиодный индикатор ГЛОНАСС/GPS
2	Кнопка ВЫКЛ выключения всех режимов	8	Кнопка ПОДСВЕТКА
3	Кнопка ВКЛ включения режима" ТЕСТ-1" и различных режимов работы	9	Пломба
4	Кнопка включения режима" ТЕСТ-2" и включения режима определения географических координат	10	Антенна
5	Кнопка включения режима симплексной радиосвязи<<ПРИЕМ/ ПЕРЕДАЧА>>	11	Жидкокристаллический дисплей.
6	Светодиодный индикатор АВАРИЯ		

5 Компоновка кабины экипажа

Кабина экипажа находится в передней части фюзеляжа Рис. и отделена от переднего бытового отсека перегородкой. Перегородка состоит из бронированной задней стенки стойки кухонной, бронированной стенки модуля туалетного и бронированной двери в кабину экипажа. Перегородка кабины экипажа, с установленной в ней входной,запираемой снаружи на ключ дверью, выполнена с баллистической защитой и защитой от несанкционированного входа в кабину.

Общая компоновка кабины экипажа указан на Рис. 14.

Планировка кабины экипажа указан на Рис. .

Гардероб кабины экипажа указан на Рис. 17.

5.1 Общая компоновка кабины экипажа

© ПАО "Корпорация "Иркут"

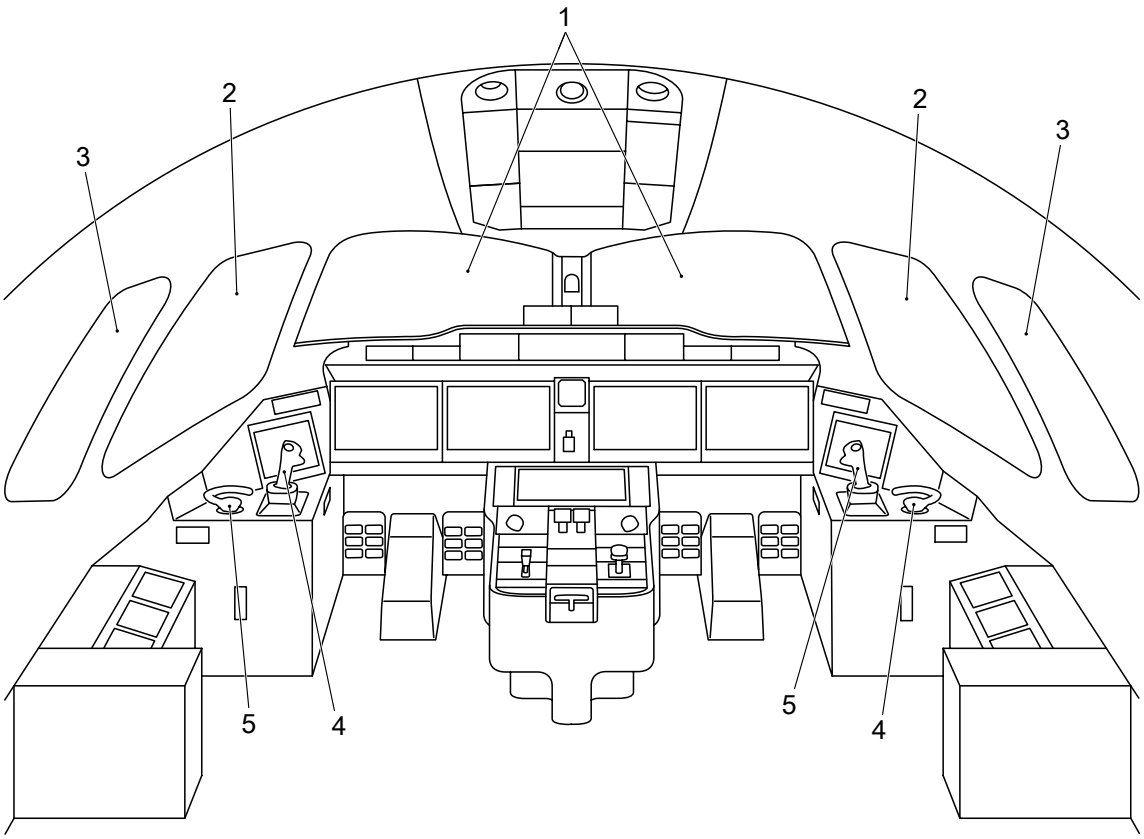


Рисунок 14 Общая компоновка кабины экипажа

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 14:

1	Лобовые стекла	4	Боковые ручки управления самолетом
2	Форточки	5	Рулежная рукоятка управления передней опорой шасси.
3	Боковые иллюминаторы		

5.2 Планировка кабины экипажа

© ПАО "Корпорация "Иркут"

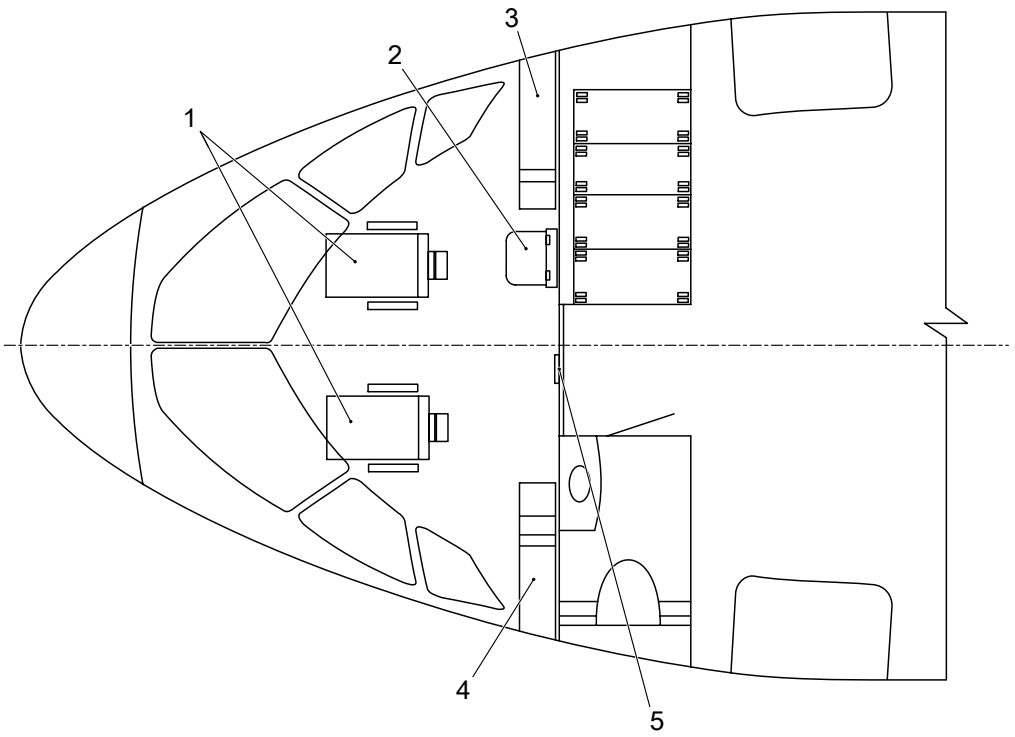


Рисунок 15 Планировка кабины экипажа

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 15:

1	Кресла пилотов	4	Гардероб кабины экипажа
2	Кресло проверяющего	5	Дверь кабины экипажа.
3	Стойка проверяющего		

5.3 Стойка проверяющего

© ПАО "Корпорация "Иркут"

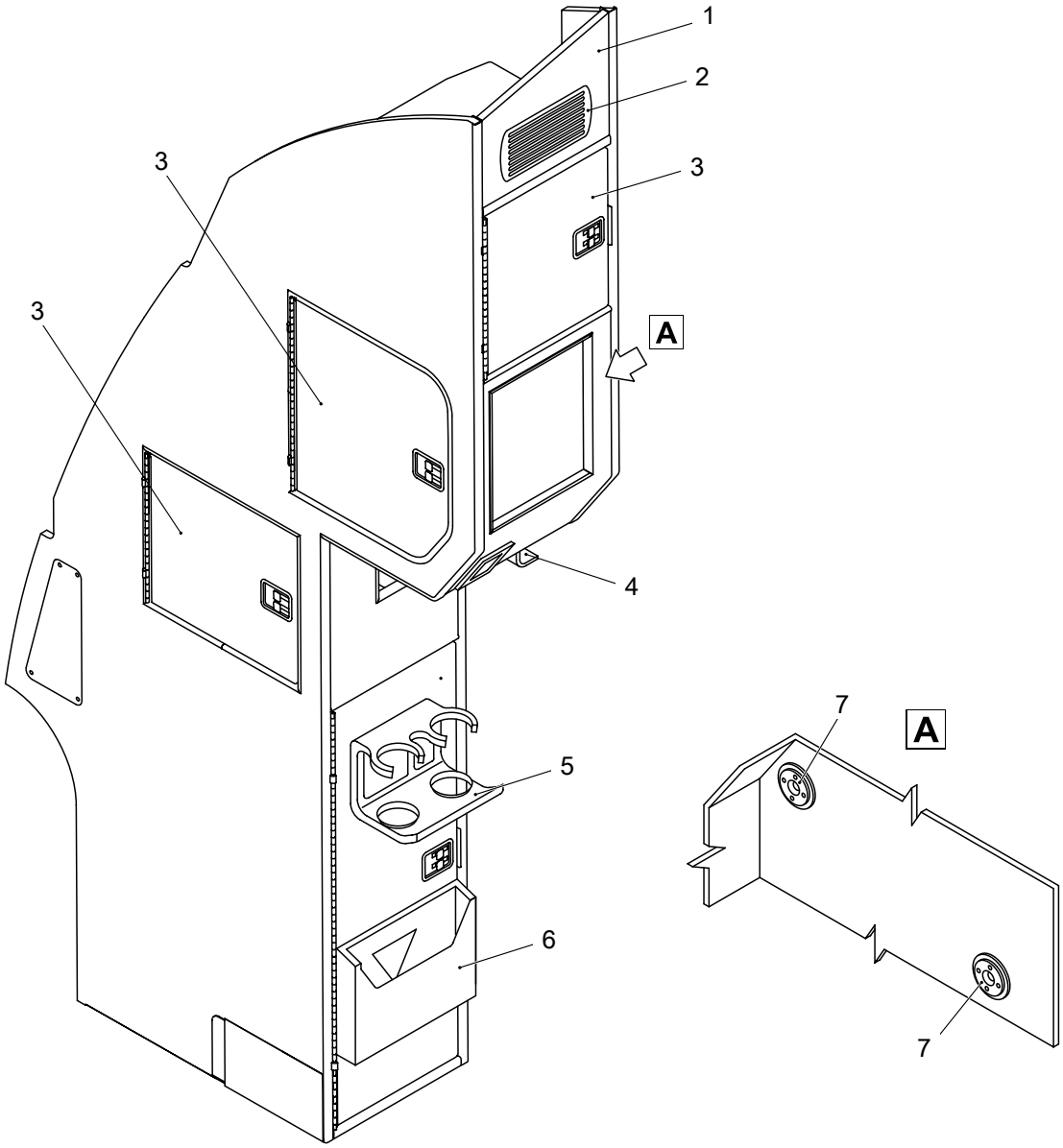


Рисунок 16 Стойка проверяющего

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 16:

1	Декоративная съемная панель	5	Подстаканник
2	Решетка вентиляции	6	Держатель документов
3	Отсек для хранения различных предметов	7	Чашка крепления.
4	Крючок для авиагарнитуры		

5.4 Гардероб кабины экипажа

© ПАО "Корпорация "Иркут"

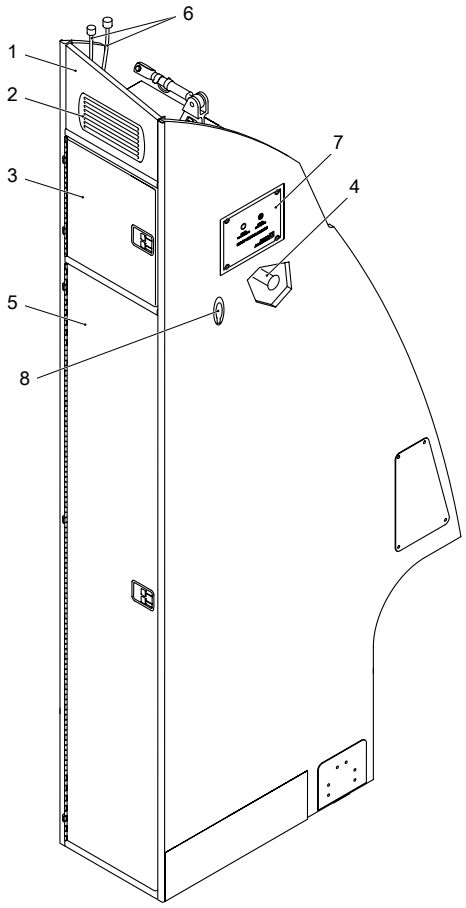


Рисунок 17 Гардероб кабины экипажа

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 17:

1	Декоративная съемная панель	5	Основное отделение
2	Вентиляционная решетка	6	Электрические соединители системы удаленного доступа в кабину экипажа
3	Верхнее отделение	7	Контроллер управления системой удаленного доступа в кабину экипажа
4	Перекладина для верхней одежды	8	Откидной крючок для верхней одежды.

5.5 Кресло проверяющего

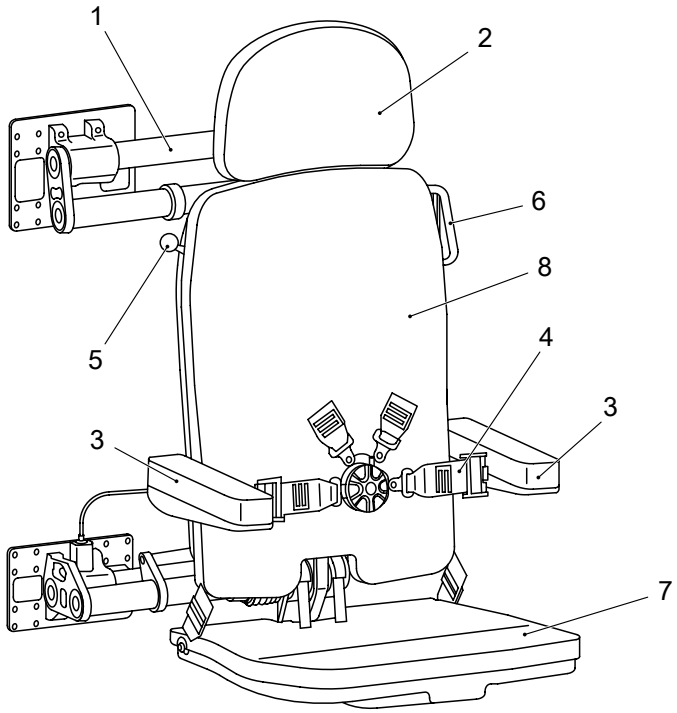


Рисунок 18 Кресло проверяющего

Условные обозначения к Рис. 18:

1	Устройство перемещения сиденья	5	Рукоятка стопорения привязной системы
2	Подголовник	6	Рукоятка перемещения кресла
3	Подлокотник	7	Сиденье
4	Привязная система	8	Спинка.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Средства пожарной защиты

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа ... 1
1 Назначение ... 2
1.1 Состав ... 2
2 Система контроля и управления ... 2
2.1 Работа ... 3
2.1.1 Режим включения ... 3
2.1.2 Рабочий режим ... 3
2.2 Органы управления и индикации ... 3
2.2.1 Пульт управления системой пожарной защиты ВСУ и МСУ ... 3
2.2.2 Панель управления средствами пожарной защиты переднего и заднего багажно-грузовых отсеков ... 4
2.2.3 Кнопка FIRE TEST ... 6
2.2.4 Индикация ... 6
3 Назначение ... 7
3.1 Пожарная сигнализация МСУ ... 7
3.1.1 Назначение ... 7
3.1.2 Состав ... 8
3.1.3 Работа ... 8
3.2 Пожарная сигнализация ВСУ ... 8
3.2.1 Назначение ... 8
3.2.2 Состав ... 8
3.2.3 Работа ... 8
3.3 Сигнализация дыма в БГО ... 8
3.3.1 Назначение ... 8
3.3.2 Состав ... 8
3.3.3 Работа ... 8
4 Система пожаротушения ... 9
4.1 Назначение ... 9
4.2 Состав ... 9
4.2.1 Система пожаротушения МСУ ... 9
4.2.2 Система пожаротушения БГО ... 10
4.2.3 Переносные средства пожаротушения ... 11
5 Сигнализация ... 12

Перечень таблиц

Страница

1 Сообщения EICAS системы обнаружения пожара ... 12

Перечень иллюстраций

Страница

1 Панель управления пожарной защитой МСУ и ВСУ на КПП ... 4
2 Панель управления средствами пожарной защиты переднего и заднего багажно-грузовых отсеков ... 5
3 Панель управления МСУ ... 7
4 Огнетушитель ручной хладоновый ... 11

© ПАО "Корпорация "Иркут"

5 Фазы типового профиля полета..... 15

Описание для экипажа

1 Назначение

Средства пожарной защиты предназначены для:

– обнаружения пожара, перегрева или дыма в отсеках самолета

– выдачи соответствующих сообщениий и информации членам экипажа

– предотвращения распространения пламени, локализации и тушения.

1.1 Состав

Средства пожарной защиты состоят из:

– системы контроля и управления

– системы пожарной сигнализации

– системы пожаротушения.

2 Система контроля и управления

Система контроля и управления предназначена для:

– контроля работоспособности средств пожарной защиты

– управления средствами пожарной защиты.

Система включает в себя блок контроля и управления.

Блок контроля и управления предназначен для:

– приема и обработки сигналов от сигнализаторов дыма и пожара/перегрева

– формирования и выдачи сигналов:

  • пожар и/или перегрев в отсеках МСУ и ВСУ

  • дым и/или перегрев в БГО

– формирования и выдачи сигнала на автоматическое включение системы пожаротушения ВСУ на земле

– проверки целостности пиропатронов, сигнализаторов пожара/перегрева и дыма

– проверки огнетушителей

– проверки работоспособности системы

– сбора, хранения и выдачи истории отказов, событий и результатов контроля СПЗ за последние 64 полета.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2.1 Работа

Блок контроля и управления работает в следующих режимах:

– режим включения

– режим контроля

– рабочий режим.

2.1.1 Режим включения

После подачи электропитания блок выполняет полную или сокращенную процедуру встроенного контроля - PBIT.

Полная процедура PBIT выполняется при первичной подаче электропитания на блок. Длительность полной процедуры PBIT не более 15 с.

С момента подачи электропитания и до завершения процедуры PBIT на лицевой панели блока светится указатель красного цвета FAIL. При положительном результате теста PBIT индикатор FAIL гаснет и начинает светиться указатель зеленого цвета OK. После этого блок автоматически переходит в рабочий режим работы.

Сокращенная процедура PBIT выполняется только в воздухе (при отсутствии сигнала "Шасси обжато"). Длительность сокращенной процедуры PBIT не более 5 с.

Выход из режима включения выполняется после завершения процедуры PBIT.

2.1.2 Рабочий режим

Блок переходит в рабочий режим:

– после включения блока и выполнения процедуры PBIT

– после завершения проверки блока.

2.2 Органы управления и индикации

2.2.1 Пульт управления системой пожарной защиты ВСУ и МСУ

Панель управления системой пожарной защиты ВСУ и МСУ размещена на комплексном потолочном пульте (КПП) Рис. 1.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

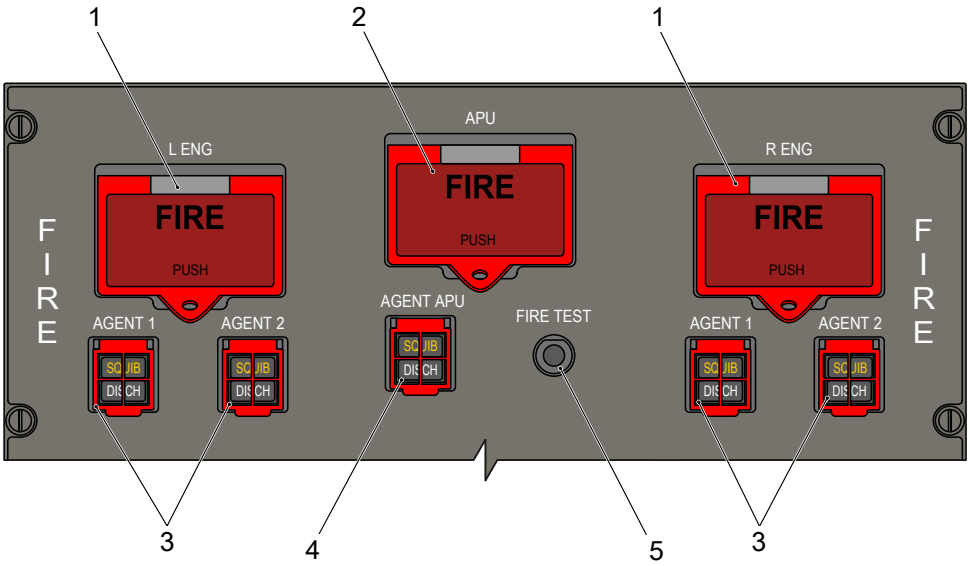


Рисунок 1 Панель управления пожарной защитой МСУ и ВСУ на КПП

Условные обозначения к Рис. 1:

1	Кнопка с предохранительной крышкой L(R) ENG	**4**	Кнопка с предохранительной крышкой AGENT APU
2	Кнопка с предохранительной крышкой APU	**5**	Кнопка FIRE TEST
3	Кнопки с предохранительными крышками AGENT 1 (2) двигателя		

2.2.2 Панель управления средствами пожарной защиты переднего и заднего багажно-грузовых отсеков

Панель управления средствами пожарной защиты переднего и заднего багажно-грузовых отсеков (БГО) установлен на КПП Рис. 2.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

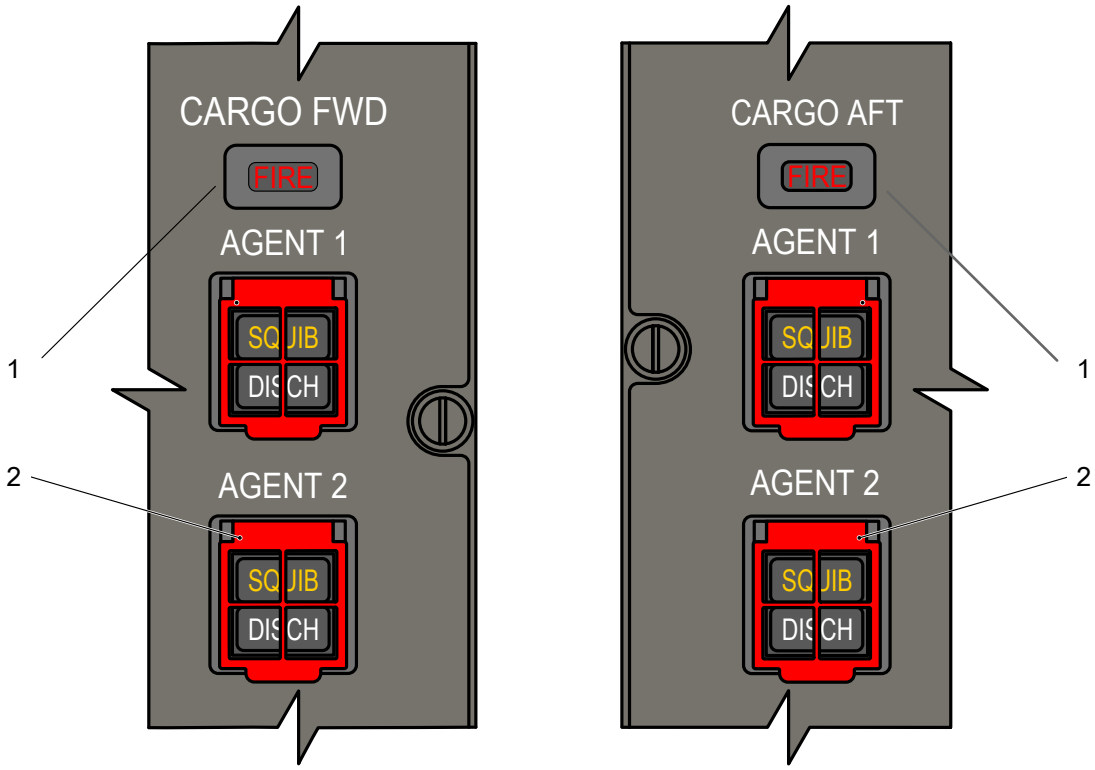


Рисунок 2 Панель управления средствами пожарной защиты переднего и заднего багажно-грузовых отсеков

Условные обозначения к Рис. 2:

1	Индикация CARGO FIRE	**2**	Кнопки с предохранительными крышками AGENT 1 (2) двигателя

Описание



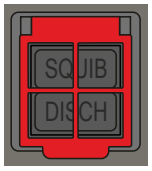
Не подсвечена - пожар в мотогондоле двигателя не обнаружен



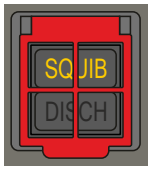
Подсвечена красным цветом - обнаружен пожар в мотогондоле двигателя. Нажата:

- закрыт перекрывной клапан подачи топлива в МСУ
- закрыт клапан отбора воздуха из МСУ
- закрыт перекрывной клапан гидравлической системы МСУ
- выполнен останов МСУ и питание на FADEC не подается.

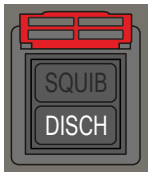
© ПАО "Корпорация "Иркут"



Оба световых поля не светятся - баллон с огнегасительным составом не израсходован, инициатор пиротехнической системы в исправном состоянии



SQUIB светится янтарным цветом - указывает баллон огнетушителя, который должен быть использован



DISCH светится белым цветом - огнегасящий состав в баллоне огнетушителя APU израсходован.



Не подсвечена - пожар в переднем БГО не обнаружен



Подсвечена красным цветом - обнаружен пожар в БГО.

2.2.3 Кнопка FIRE TEST

Кнопка FIRE TEST предназначена чтобы тестировать систему пожарной защиты и обнаружения пожара. При нажатии на кнопку:

- светится указатель предупреждающей сигнализации
- светятся кнопки L(R) ENG FIRE и APU
- задействованы все сообщения звуковой предупреждающей сигнализации
- сообщение FPS TEST выводится на дисплей (EWD)
- задействованы все сообщения звуковой предупреждающей сигнализации
- в оконце теста отображается сообщение EICAS FPS OK или сообщение о дефекте оборудования.

2.2.4 Индикация

Панель управления МСУ размещена на центральном пульте Рис. 3.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

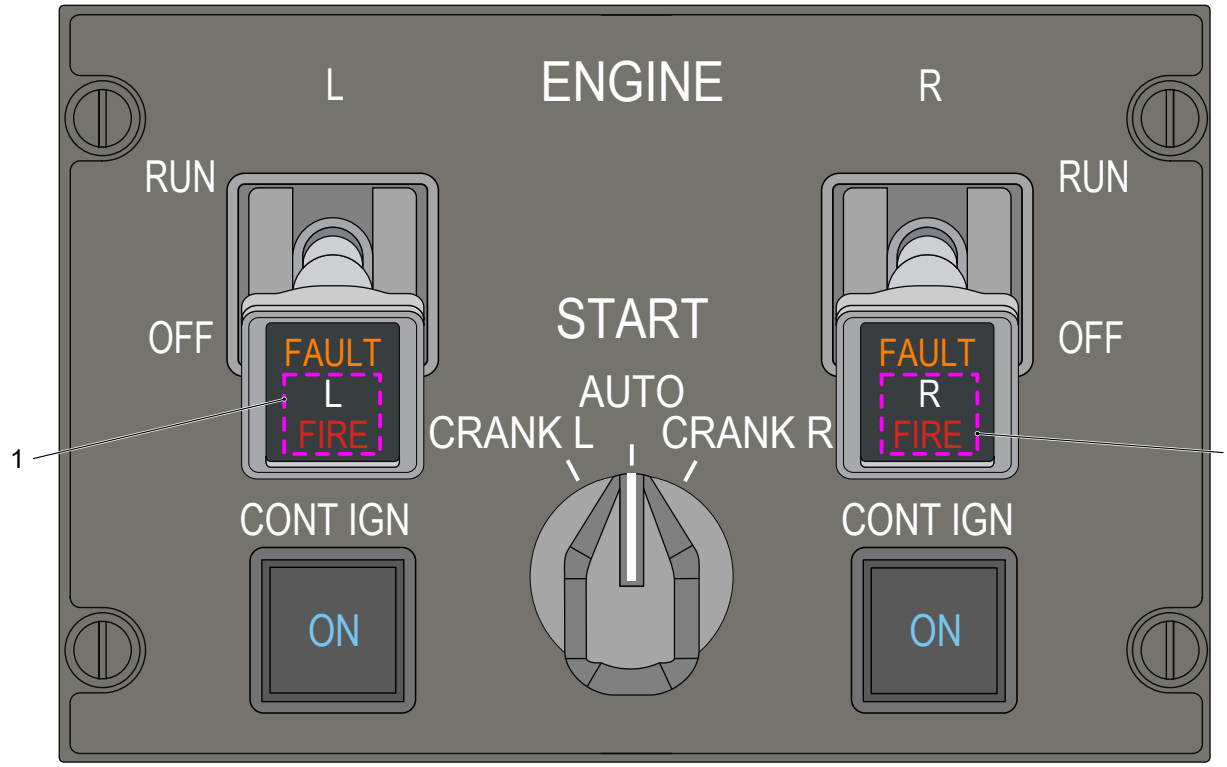


Рисунок 3 Панель управления МСУ

Условные обозначения к Рис. 3:

1 Переключатели ENGINE L(R)

Индикация переключателей ENGINE L(R). Если надпись FIRE на световом поле переключателя:

– не светится - пожар в левой (правой) мотогондоле двигателя не обнаружен

– светится красным цветом - обнаружен пожар в левой (правой) мотогондоле двигателя.

3 Назначение

Система пожарной сигнализации предназначена для:

– обнаружения пожара, перегрева или дыма в отсеках самолета

– выдачи сигналов о их появлении членам экипажа и в бортовые системы самолета.

Система пожарной сигнализации состоит из:

– пожарной сигнализации МСУ

– пожарной сигнализации ВСУ

– сигнализации дыма в БГО.

3.1 Пожарная сигнализация МСУ

3.1.1 Назначение

Пожарная сигнализация МСУ предназначена для обнаружения перегрева или пожара в отсеках маршевой силовой установки и сигнализации о них.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

3.1.2 Состав

Пожарная сигнализация МСУ состоит из сигнализаторов пожара, установленных в зоне пилона и в двигателе. Сигнализаторы соединены в два независимых канала сигнализации (каналы A и B) каждого двигателя.

3.1.3 Работа

Пожарная сигнализация МСУ построена по принципу измерения температуры в контролируемых отсеках.

Если обнаружен перегрев двигателя, то срабатывает звуковая сигнализация и на комплексном кадре EWD появляется предупреждающее сообщение L(R) ENG OVRHT.

Если обнаружен пожар в двигателе, то на панели FIRE КПП начинает светиться световое поле с надписью FIRE кнопки-табло L(R)ENG FIRE и поле SQUIB кнопки-табло AGENT 1 (2). Срабатывает речевая сигнализация. На комплексном кадре EWD появляется аварийное сообщение FIRE L(R)ENG.

3.2 Пожарная сигнализация ВСУ

3.2.1 Назначение

Пожарная сигнализация ВСУ предназначена для обнаружения пожара в отсеке вспомогательной силовой установки и сигнализации о нем членам экипажа.

3.2.2 Состав

Пожарная сигнализация ВСУ состоит из двух сигнализаторов пожара, которые образуют два независимых канала сигнализации (канал A и канал B).

3.2.3 Работа

Пожарная сигнализация ВСУ построена по принципу измерения температуры в зонах возможного появления и распространения пламени в отсеке ВСУ.

В случае пожара в отсеке ВСУ на панели FIRE КПП, начинает светиться световое поле FIRE кнопки-табло APU FIRE и световое поле SQUIB кнопки-табло AGENT APU. Срабатывает речевая (звуковая) сигнализация. На комлексном кадре EWD отображются соответствующие сообщения.

3.3 Сигнализация дыма в БГО

3.3.1 Назначение

Система сигнализации дыма в БГО предназначена для обнаружения дыма в багажно-грузовых отсеках и сигнализации о нем экипажу.

3.3.2 Состав

Система состоит из семи двухканальных сигнализаторов дыма. Три сигнализатора установлены в переднем БГО и четыре в заднем БГО.

3.3.3 Работа

Система сигнализации дыма в БГО построена по принципу контроля прозрачности воздуха в контролируемых отсеках. Если обнаружено задымление в переднем (заднем) БГО, то на КПП начинает светиться светосигнальное табло FIRE и световое поле SQUIB кнопки-табло AGENT 1 для переднего (заднего) БГО. Срабатывает речевая сигнализация. На комплексном кадре EWD отображются соответствующие сообщения.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4 Система пожаротушения

4.1 Назначение

Система пожаротушения предназначена для предотвращения распространения пламени и тушения пожара в отсеках самолета.

4.2 Состав

Система пожаротушения состоит из:

– системы пожаротушения МСУ

– системы пожаротушения ВСУ

– системы пожаротушения в БГО

– переносных средств пожаротушения.

4.2.1 Система пожаротушения МСУ

4.2.1.1 Назначение

Система пожаротушения МСУ предназначена для ликвидации пожара в отсеках двигателей.

4.2.1.2 Состав

Система пожаротушения МСУ состоит из:

– огнетушителей первой и второй очереди

– челночного клапана

– распылительных форсунок.

4.2.1.3 Работа

При нажатии на кнопку-табло L (R) ENG FIRE [1] Рис. 1панели FIRE на КПП, подается сигнал в следующие системы:

– топливную:

  • закрывается пожарный кран левого (правого) двигателя

  • закрывается перекрывной кран левого (правого) двигателя

– гидравлическую:

  • закрывается гидравлический противопожарный кран левого (правого) двигателя

– отбора воздуха:

  • прекращается отбор воздуха от левого (правого) двигателя

– электроснабжения:

  • отключается генератор левого (правого) двигателя

– ИССКОР:

  • регистрируется сигнал нажатия кнопки - табло L (R) ENG FIRE.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

При нажатии на кнопку-табло AGENT 1 [2] Рис. 1 панели FIRE на КПП левого (правого) двигателя активируется первая очередь пожаротушения МСУ. Электрический сигнал подается на соответствующую пироголовку огнетушителя МСУ первой очереди. Огнегасительный состав от огнетушителя поступает в левый (правый) двигатель и распыляется в нем посредством форсунки. При этом световое поле SQUIB кнопки-табло AGENT 1 гаснет, что уведомляет экипаж о срабатывании пиропатрона огнетушителя. После разряда огнетушителя (2 секунды) начинают светиться световые поля DISCH кнопок-табло AGENT 1 левого и правого двигателей и поле SQUIB кнопки-табло AGENT 2 левого (правого) двигателя.

На МФИ в кадре EWD отображается уведомляющее сообщение о разряде огнетушителя первой очереди ENG FIREX BTL 1 DISCH. Если пожар в двигателе не потушен первой очередью, в кадре EWD отображается сообщение о необходимости включить вторую очередь пожаротушения FIRE L (R) ENG.

При нажатии на кнопку-табло AGENT 2 [4] Рис. 1левого (правого) двигателя, включается вторая очередь пожаротушения МСУ. Алгоритм работы системы идентичен работе системы при нажатии на кнопку-табло AGENT 1.

После разряда огнетушителя второй очереди на МФИ в кадре EWD отображается уведомляющее сообщение ENG FIREX BTL 2 DISCH. Если пожар не потушен двумя очередями, то отображается аварийное сообщение FIRE L (R) ENG.

4.2.2 Система пожаротушения БГО

4.2.2.1 Назначение

Система пожаротушения БГО предназначена для ликвидации пожара в багажно-грузовых отсеках самолёта.

4.2.2.2 Состав

В систему пожаротушения БГО входят:

- огнетушитель БГО первой очереди
- огнетушитель БГО второй очереди
- форсунки распылительные
- клапаны челночные.

4.2.2.3 Работа

При нажатии на кнопку-табло AGENT 1 [1] Рис. 2 переднего (заднего) БГО КПП включается первая очередь пожаротушения БГО. Электрический сигнал подается на соответствующую пироголовку огнетушителя БГО первой очереди. Огнегасящий состав поступает в БГО и распыляется в нем посредством форсунок. При этом световое поле SQUIB кнопки-табло AGENT 1 гаснет, что уведомляет экипаж о срабатывании пиропатрона огнетушителя. После разряда огнетушителя (2 секунды) начинают светиться световые поля DISCH кнопок табло AGENT 1 и поле SQUIB кнопки-табло AGENT 2 [1] Рис. 2 БГО.

На МФИ в кадре EWD отображается уведомляющее сообщение о разряде огнетушителя первой очереди CARGO FIREX BTL 1 DISCH. Если пожар в переднем (заднем) БГО не потушен первой очередью, в кадре EWD отображается сообщение о необходимости включить вторую очередь пожаротушения FIRE FWD (AFT) CARGO.

При нажатии на кнопку-табло AGENT 2 переднего (заднего) БГО включается вторая очередь пожаротушения БГО. Алгоритм работы системы аналогичен работе системы при нажатии на кнопку-табло AGENT 1. После разряда огнетушителя второй очереди

© ПАО "Корпорация "Иркут"

пожаротушения в кадре EWD отображается уведомляющее сообщение CARGO FIREX BTL 2 DISCH.

Если пожар в БГО не потушен двумя очередями пожаротушения в кадре EWD появляется аварийное сообщение FIRE FWD (AFT) CARGO.

4.2.3 Переносные средства пожаротушения

4.2.3.1 Назначение

Переносные средства пожаротушения предназначены для тушения пожара в кабине экипажа и пассажирском салоне.

4.2.3.2 Состав

В состав переносных средств пожаротушения входят ручные огнетушители с хладоном Рис. 4.

4.2.3.3 Работа

Огнетушитель приводится в действие нажатием рычага. При этом газ под давлением поступает в распылитель и выбрасываетя наружу.

При отпускании рычага поступление огнегасительного состава прекращается. Таким образом подачу огнегасительного состава можно выполнять порциями.

Для контроля целостности заряда на рукоятке огнетушителя установлен защитный колпачек. При использовании огнетушителя защитный колпачок под действием огнегасительного состава срывается с рукоятки.

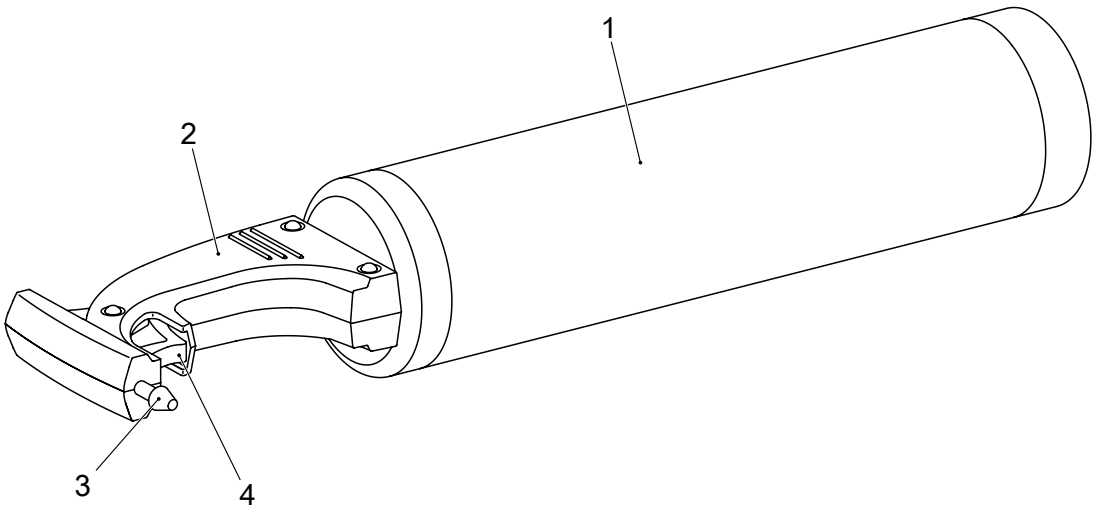


Рисунок 4 Огнетушитель ручной хладоновый

Условные обозначения к Рис. 4:

1	Баллон	**3**	Защитный колпачек

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 4:

2	Съёмная рукоятка с механизмом управления огнетушителя	4	Пусковой рычаг

5 Сигнализация

Таблица 1 Сообщения EICAS системы обнаружения пожара

Текстовое сообщение на EWD	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
ENG OVRHT	Предупреждающее (Caution)	Перегрев левого двигателя	Один удар колокола	2.1.2 Рис. 5
L ENG	Аварийное (Warning)	Пожар левого двигателя	LEFT ENGINE FIRE (два раза)	2.1.2
ENG OVRHT	Предупреждающее (Caution)	Перегрев правого двигателя	Один удар колокола	2.1.2
R ENG	Аварийное (Warning)	Пожар правого двигателя	RIGHT ENGINE FIRE (два раза)	2.1.2
L ENG SQB 1+2	Предупреждающее (Caution)	Отказ очередей 1 и 2 пожаротушения левого двигателя	Один удар колокола	2.1.2
R ENG SQB 1+2	Предупреждающее (Caution)	Отказ очередей 1 и 2 пожаротушения правого двигателя	Один удар колокола	2.1.2
APU	Аварийное (Warning)	Пожар ВСУ	APU FIRE (два раза)	2.1.2
APU SQB	Предупреждающее (Caution)	Отказ очереди пожаротушения ВСУ	Один удар колокола	2.1.2
FWD CARGO	Аварийное (Warning)	Дым/перегрев в переднем багажном отсеке	FORWARD CARGO SMOKE (два раза)	2.1.2
AFT CARGO	Аварийное (Warning)	Дым/перегрев в заднем багажном отсеке	AFTER CARGO SMOKE (два раза)	2.1.2
FWD CARGO SQB 1+2	Предупреждающее (Caution)	Отказ очередей 1 и 2 пожаротушения переднего БГО	Один удар колокола	2.1.2
AFT CARGO SQB 1+2	Предупреждающее (Caution)	Обрыв цепи пиропатрона заднего БГО баллонов 1 и 2	Один удар колокола	2.1.2

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Сообщения EICAS системы обнаружения пожара

Текстовое сообщение на EWD	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
L ENG DET FAIL	Предупреждающее (Caution)	Отказ системы обнаружения пожара левого двигателя	Один удар колокола	2.1.2
R ENG DET FAIL	Предупреждающее (Caution)	Отказ системы обнаружения пожара правого двигателя	Один удар колокола	2.1.2
APU DET FAIL	Предупреждающее (Caution)	Отказ системы обнаружения пожара ВСУ	Один удар колокола	2.1.2
FWD CARGO DET	Предупреждающее (Caution)	Отказ системы обнаружения пожара переднего БГО	Один удар колокола	2.1.2
AFT CARGO DET	Предупреждающее (Caution)	Отказ системы обнаружения пожара заднего БГО	Один удар колокола	2.1.2
L ENG SQUIB 1	Предупреждающее (Caution)	Отказ пироголовки 1 баллона первой очереди системы пожаротушения левой МСУ	Один удар колокола	2.1.2
R ENG SQUIB 1	Предупреждающее (Caution)	Отказ пироголовки 2 баллона первой очереди системы пожаротушения правой МСУ	Один удар колокола	2.1.2
L ENG SQUIB 2	Предупреждающее (Caution)	Отказ пироголовки 1 баллона второй очереди системы пожаротушения левой МСУ	Один удар колокола	2.1.2

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Сообщения EICAS системы обнаружения пожара

Текстовое сообщение на EWD	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
R ENG SQUIB 2	Предупреждающее (Caution)	Отказ пироголовки 2 баллона второй очереди системы пожаротушения правой МСУ	Один удар колокола	2.1.2
FWD CARGO SQUIB 1	Предупреждающее (Caution)	Отказ пироголовки 1 баллона первой очереди системы пожаротушения БГО	Один удар колокола	2.1.2
AFT CARGO SQUIB 1	Предупреждающее (Caution)	Отказ пироголовки 2 баллона первой очереди системы пожаротушения БГО	Один удар колокола	2.1.2
FWD CARGO SQUIB 2	Предупреждающее (Caution)	Отказ пироголовки №1 баллона второй очереди системы пожаротушения БГО	Один удар колокола	2.1.2
FIREX BTL 1 DISCH	Уведомляющее (Memo)	Огнетушитель 1 двигателей разряжен	нет	Нет
FIREX BTL 2 DISCH	Уведомляющее (Memo)	Огнетушитель 2 двигателей разряжен	нет	Нет
FIREX BTL 1 DISCH	Уведомляющее (Memo)	Огнетушитель 1 БГО разряжен	нет	Нет
FIREX BTL 2 DISCH	Уведомляюще(Memo)	Огнетушитель 2 БГО разряжен	нет	Нет
FIREX BTL DISCH	Уведомляющее (Memo)	Огнетушитель ВСУ разряжен	нет	Нет

© ПАО "Корпорация "Иркут"

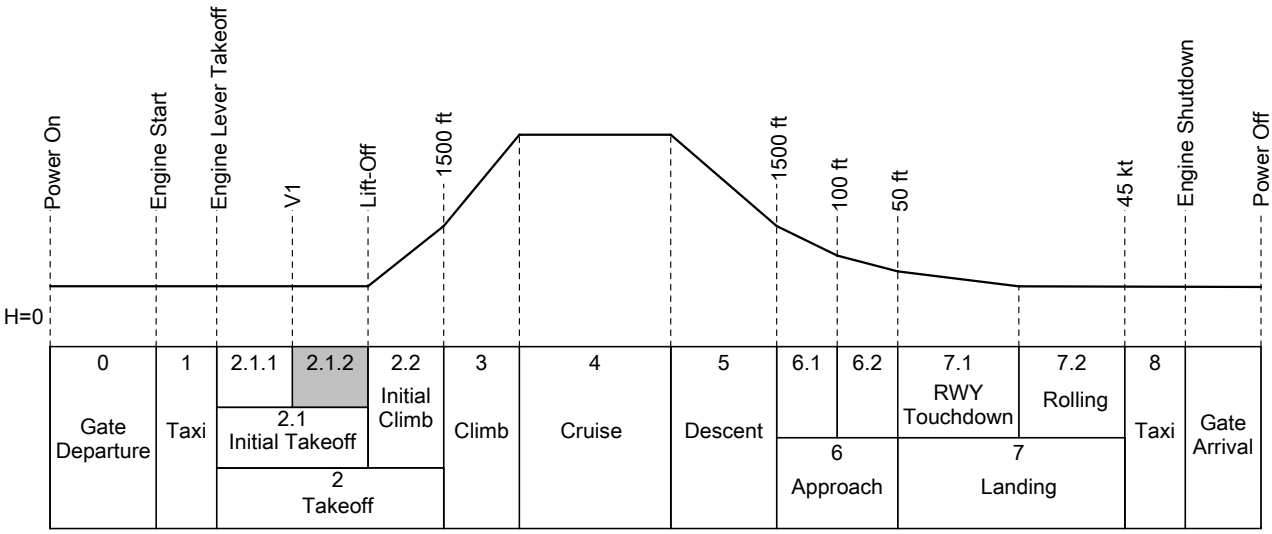


Рисунок 5 Фазы типового профиля полета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Комплексная система управления

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа ... 1
1 Назначение ... 3
1.1 Режимы управления КСУ ... 4
1.1.1 Функции КСУ в основном режиме управления ... 4
1.1.2 Функции КСУ в резервном режиме управления ... 4
2 Состав КСУ ... 5
2.1 Подсистемы КСУ ... 5
2.2 Органы управления ... 5
2.3 Исполнительная часть ... 5
2.3.1 Агрегаты ... 6
2.3.2 Рулевые поверхности самолета ... 6
2.4 Гидравлическая система КСУ ... 6
2.5 Размещение ... 7
3 Работа ... 8
3.1 Режимы работы КСУ ... 8
3.2 Режимы управления КСУ ... 9
4.1 Размещение ... 11
4.2 Взаимодействие с другими системами ... 11
4.3 Работа ... 12
4.4 Органы управления и индикация ... 13
4.4.1 Органы управления элеронами ... 13
4.4.2 Боковые ручки управления (УБРУ) ... 13
4.5 Управление по крену в основном режиме ... 16
4.6 Управление по крену в резервном режиме ... 17
4.7 Балансировка по крену ... 17
4.8 Контроль работоспособности СУК ... 17
5.1 Размещение ... 18
5.2 Работа ... 18
5.2.1 Электрогидравлические приводы (ЭГРП) руля направления ... 18
5.2.2 Посты педального управления (ППУ) ... 19
5.2.3 Триммирование РН (RUD) ... 20
5.3 Органы управления и индикация ... 20
5.3.1 Органы управления ... 20
5.4 Управление по курсу в основном режиме ... 22
5.5 Управление рысканием в резервном режиме ... 22
5.6 Балансировка по рысканию ... 22
5.7 Контроль работоспособности СУН ... 22
6 Система управления по тангажу (СУТ) ... 23
6.1 Управление по тангажу в основном режиме ... 23
6.2 Взаимодействие с другими системами ... 23
6.3 Электрогидравлические приводы (ЭГРП) РВ ... 24
6.4 Пульт управления триммированием (ПУТ) ... 25
6.5 Индикация положения руля высоты ... 25
6.6 Управление по тангажу в резервном режиме ... 26
6.7 Балансировка по тангажу ... 27
6.8 Контроль функционирования СУТ ... 27
7 Система управления стабилизатором (СУС) ... 27

© ПАО "Корпорация "Иркут"

7.1 Взаимодействие с другими системами ... 28
7.2 Работа ... 28
7.3 Органы управления стабилизатором ... 29
7.4 Индикация положения стабилизатора ... 29
7.5 Автоматическая балансировка по тангажу ... 31
7.6 Ручная балансировка по тангажу ... 31
8 Система управления механизацией крыла (СУМК) ... 31
8.1 Взаимодействие с другими системами ... 32
8.2 Размещение ... 33
8.3 Работа ... 33
8.4 Индикация положения закрылков на синоптической странице FCS ... 35
8.5 Контроль работоспособности СУМК ... 37
9 Управление интерцепторами и воздушными тормозами (СУВТ) ... 37
9.1 Размещение ... 37
9.1.1 Интерцепторы ... 37
9.1.2 Воздушные тормоза ... 37
9.2 Взаимодействие с другими системами ... 37
9.3 Работа ... 38
9.3.1 Интерцепторы ... 39
9.3.2 Воздушные тормоза ... 40
9.4 Органы управления и индикации ... 40
9.4.1 Органы управления интерцепторами и воздушными тормозами ... 40
9.4.2 Индикация для интерцепторов и воздушных тормозов на синоптической странице системы управления (FCS) ... 41
9.4.3 Индикация положения интерцепторов и воздушных тормозов на EWD ... 43
9.5 Автоматическое аэродинамическое торможение самолета ... 43
9.6 Ручное аэродинамическое торможение самолета ... 44
10 Информационно- вычислительный комплекс ИВК- КСУ-МС-21 ... 44
10.1 Состав ... 45
10.2 Размещение ... 45
10.3 Взаимодействие с другими системами ... 45
10.4 Работа ... 46
10.4.1 Работа в основном режиме управления ... 48
10.4.2 Работа в режиме автоматического и директорного управления и автоматического управления тягой ... 49
10.4.3 Ограничения ... 50
11 Органы управления и индикации КСУ-МС-21 ... 51
11.1 Индикация рабочих режимов и состояния КСУ–МС-21 на пилотажном индикаторе (PFD) ... 51
11.2 Индикация КСУ на дисплее систем (СД) ... 54
11.2.1 Индикация режимов управления КСУ ... 55
11.2.2 Индикация блоков КСУ ... 56
11.3 Индикация КСУ на экране отображения параметров двигателя и предупреждений EWD ... 57
12 Сигнализация ... 57

Перечень таблиц

Страница

1 Углы отклонения предкрылков/закрылков ... 34
2 Максимально безопасное положение закрылков при отказе предкрылков ... 34
3 Максимально безопасное положение предкрылков при отказе закрылков ... 35
4 Индикация, отображаемая на индикаторе блоков КСУ ... 56

© ПАО "Корпорация "Иркут"

5 Световая, текстовая и звуковая сигнализация об отказах 57

Перечень иллюстраций

Страница

1 Гидравлическая схема КСУ 7
2 Рулевые поверхности самолета 8
3 Схема ручного управления в основном режиме работы КСУ-МС-21 9
4 Схема автоматического управления в основном режиме работы КСУ-МС-21 10
5 Схема управления в резервном режиме работы КСУ-МС-21 11
6 Схема взаимодействия системы управления креном КСУ с другими системами 12
7 Боковая ручка управления (УБРУ) 13
8 Индикация состояния и положения элеронов 14
9 Посты педального управления 19
10 Отображение положения и состояния РН (RUD) на синоптической странице FCS 21
11 Схема взаимодействия средств управления по тангажу (СУТ) КСУ-МС-211 24
12 Пульт управления триммированием (ПУТ) 25
13 Индикация положения и состояния руля высоты 26
14 Схема взаимодействия СУС с другими системами 28
15 Обозначения в индикации положения стабилизатора 30
16 Схема взаимодействие СУМК с другими системами 32
17 Пульт управления механизацией крыла (МУМК) 33
18 Индикация положения закрылков/препдкрылков на синоптической странице FCS 35
19 Схема взаимодействия СУВТ с другими системами 38
20 Пульт управления воздушными тормозами (МУВТ) 41
21 Обозначения положения и состояния для интерцепторов и воздушных тормозов 42
22 Схема взаимодействия ИВК-КСУ-МС-21 с другими системами 46
23 Блок-схема ИВК-КСУ-МС-21 48
24 Индикатор PFD 51
25 Индикатор пространственного положения формата PFD 52
26 Индикатор горизонтальной обстановки на PFD 53
27 Индикатор шкалы угла атаки PFD 54
28 Пример страницы FCS 55
29 Индикация состояния блоков КСУ 56
30 Состояние и положение интерцепторов, воздушных тормозов и механизации крыла 57
31 Фазы типового профиля полета 62

Описание для экипажа

1 Назначение

Комплексная система управления самолетов семейства МС-21 обеспечивает управление полетом и балансировкой самолета посредством отклонения аэродинамических

© ПАО "Корпорация "Иркут"

поверхностей самолета. Комплексная система управления (КСУ) передает команды от органов управления на рулевые поверхности самолета.

1.1 Режимы управления КСУ

КСУ имеет следующие режимы управления:

– основной режим

– резервный режим

– режим "Прямая связь" (**только на период летных испытаний**).

1.1.1 Функции КСУ в основном режиме управления

В основном режиме управления КСУ-МС-21 выполняет:

– обеспечение характеристик устойчивости и управляемости

– защиту от превышения максимальных эксплуатационных значений скорости полета

– автоматическую защиту от превышения максимального угла тангажа в полете

– ограничение по углу атаки

– ограничение по углу скольжения

– ограничение по перегрузке

– защиту по максимальному углу крена

– автоматическую балансировку в продольном канале

– автоматическое снижение нагрузки на конструкцию при маневрировании

– автоматический выпуск интерцепторов и воздушных тормозов на пробеге и прерванном взлете

– автоматическое управление механизацией крыла

– автоматическое ограничение угла отклонения РН в зависимости от приборной скорости

– автоматическое парирование разворачивающих моментов при отказе двигателя

– автоматическое предупреждение о приближении к максимальному углу атаки

– ограничение углов тангажа и крена на взлете и посадке

– автоматическое увеличение тяги двигателя при приближении к скорости сваливания.

1.1.2 Функции КСУ в резервном режиме управления

В резервном режиме работы управление приводами выполняет МУП по сигналам от органов управления. В резервном режиме выполняются следующие функции:

– управление по крену, тангажу и рысканию

– демпфирование по крену, тангажу и рысканию

– перекрестная связь между элеронами и РН

– ручная балансировка с пульта управления триммированием (ПУТ)

– ручное управление механизацией крыла

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– ручное управление интерцепторами и воздушными тормозами

– автоматическое предупреждение пилотов о приближении к критическому углу атаки.

2 Состав КСУ

КСУ состоит из:

– органов управления

– информационно-вычислительного комплекса (ИВК КСУ-МС-21)

– исполнительной части (приводы)

– гидравлической системы КСУ.

Функционально в состав КСУ входит бортовая кабельная сеть.

2.1 Подсистемы КСУ

В обоих режимах управления КСУ (основном и резервном) выполняют функции подсистем следующие системы:

– система управления креном

– система управления рысканием

– система управления тангажем

– система управления стабилизатором

– система управления механизацией крыла

– система управления воздушными тормозами.

2.2 Органы управления

Все органы управления КСУ находятся в кабине экипажа, это:

– две универсальные боковые ручки управления (УБРУ)

– два педальных поста управления (ППУ)

– модуль управления воздушными тормозами (МУВТ) установленный на центральном пульте

– модуль управления механизацией крыла (МУМК) установленный на центральном пульте

– пульт управления триммированием (ПУТ) установленный на центральном пульте

– пульт управления САУ.

2.3 Исполнительная часть

Исполнительная часть КСУ состоит из:

– агрегатов

– рулевых поверхностей.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2.3.1 Агрегаты

Агрегаты это:

- по два электрогидравлических рулевых привода (ЭГРП) на каждую секцию руля высоты
- по два ЭГРП на каждый элерон
- три ЭГРП на руль направления
- пять пар ЭГРП для управления многофункциональными интерцепторами и воздушными тормозами
- механизм перестановки стабилизатора
- система перемещения закрылков
- система перемещения предкрылков.

2.3.2 Рулевые поверхности самолета

2.3.2.1 Основные рулевые поверхности самолета (Рис. 2):

- две секции руля высоты
- два элерона
- руль направления.

2.3.2.2 **Дополнительные рулевые поверхности самолета**

В дополнение к основным рулевым поверхностям на самолете установлены дополнительные рулевые поверхности:

- две секции воздушных тормозов
- восемь секций интерцепторов
- десять секций предкрылков
- два двухсекционных закрылка
- переставной стабилизатор.

2.4 Гидравлическая система КСУ

Рулевые поверхности самолета соединены через ЭГРП с гидравлическими системами самолета:

- ГС 1 **(синяя)**
- ГС 2 **(зеленая)**
- ГС 3 **(желтая)**.

Гидравлическая схема КСУ и ее основные элементы показаны на (Рис. 1).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

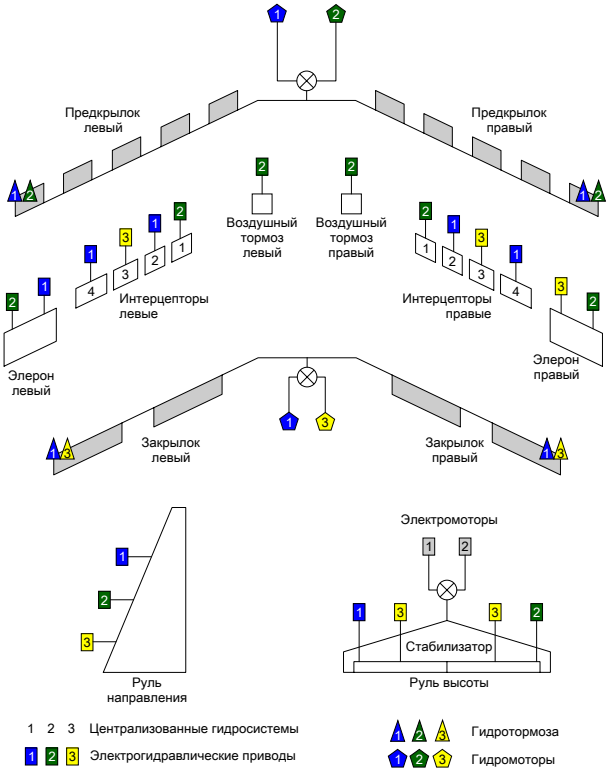


Рисунок 1 Гидравлическая схема КСУ

2.5 Размещение

Размещение рулевых поверхностей самолета указано на (Рис. 2).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

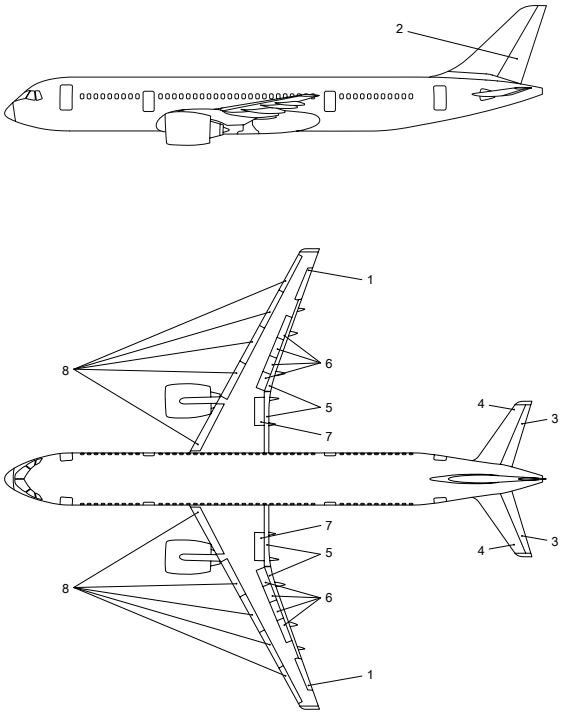


Рисунок 2 Рулевые поверхности самолета

Условные обозначения к Рис. 2:

1	Элероны	5	Закрылки
2	Руль направления	6	Воздушные тормоза
3	Руль высоты	7	Интерцепторы
4	Стабилизатор	8	Предкрылки

3 Работа

КСУ построена на основе технологии систем дистанционного управления без использования механического резерва, но с повышенной надежностью системы электроснабжения КСУ. От органов управления в кабине экипажа входные сигналы поступают к левому и правому блокам КСУ. Помимо этого, вычислительные модули получают информацию о параметрах полета (параметры полета, тяга двигателей и т. д.) для вычисления команд, которые предназначены для управления рулевыми поверхностями самолета.

3.1 Режимы работы КСУ

КСУ-МС-21 может находиться в следующих режимах и состояниях:

– "Выключено" - электропитание КСУ отключено

– "Включение" - КСУ-МС-21 переходит в это состояние при подаче электропитания. В КСУ-МС-21 стартует рабочая программа и выполняется программа "Контроль при подаче питания" оборудования КСУ, после чего система автоматически переходит в режим "Рабочий"

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– режим "Рабочий" - КСУ работает и выполняется непрерывный контроль его оборудования

– режим "Обслуживание" - для проведения наземного контроля.

3.2 Режимы управления КСУ

КСУ имеет два режима управления (основной и резервный).

Основной режим управления обеспечивается работой всего оборудования КСУ и взаимодействующих с ним систем. В случае отказа части собственного оборудования КСУ-МС-21 и/или взаимодействующих с ней систем или связей, выполняется перенастройка основного режима управления.

В основном режиме КСУ может работать в режиме ручного и автоматического управления. Схема ручного управления в основном режиме работы КСУ-МС-21 показана на (Рис. 3).

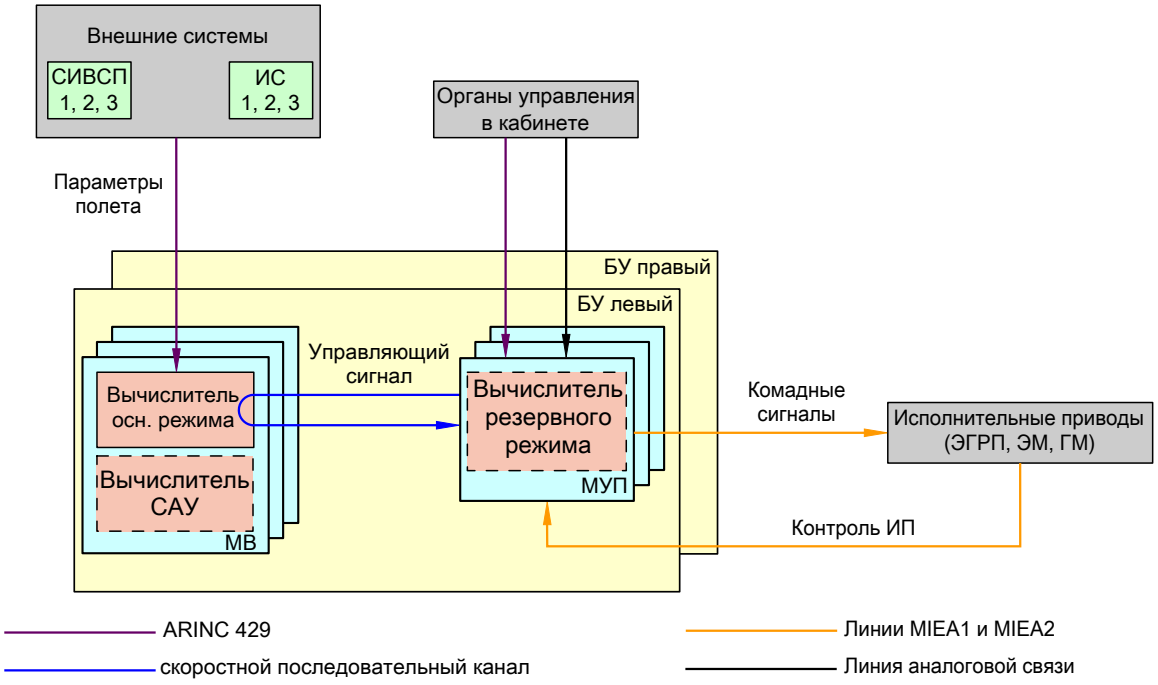


Рисунок 3 Схема ручного управления в основном режиме работы КСУ-МС-21

Схема автоматического управления в основном режиме работы КСУ-МС-21 показана на (Рис. 4).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

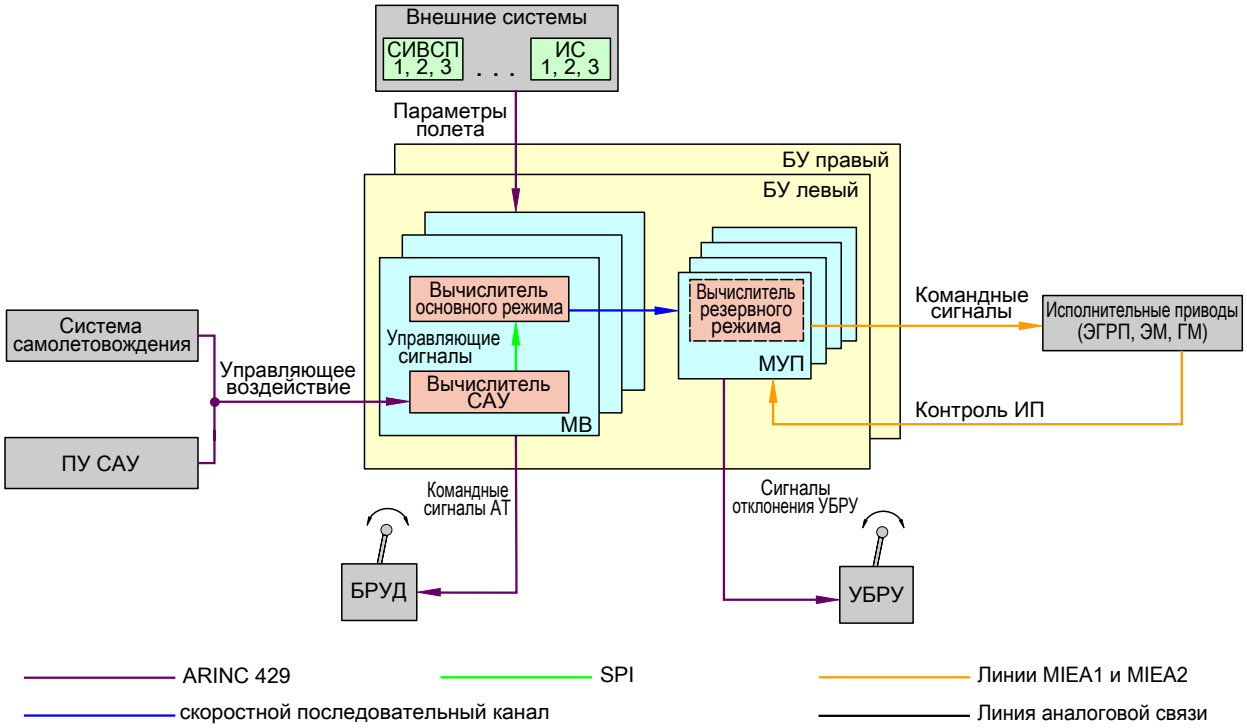


Рисунок 4 Схема автоматического управления в основном режиме работы КСУ-МС-21

Резервный режим включается автоматически при потере некоторых наиболее важных входных сигналов (БИНС и др.), а также при отказе более четырех вычислительных модулей (МВ) или при наличии программных ошибок в двух разнородных МВ в одном БУ.

В резервном режиме КСУ-МС-21 может работать только в режиме ручного управления.

Кроме того в КСУ-МС-21 есть возможность перехода на резервный режим по команде пилота (кнопка RESERVE MODE на центральном пульте кабины пилотов) - **на самолете №0003**.

Схема управления в резервном режиме работы КСУ-МС-21 указана на (Рис. 5).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

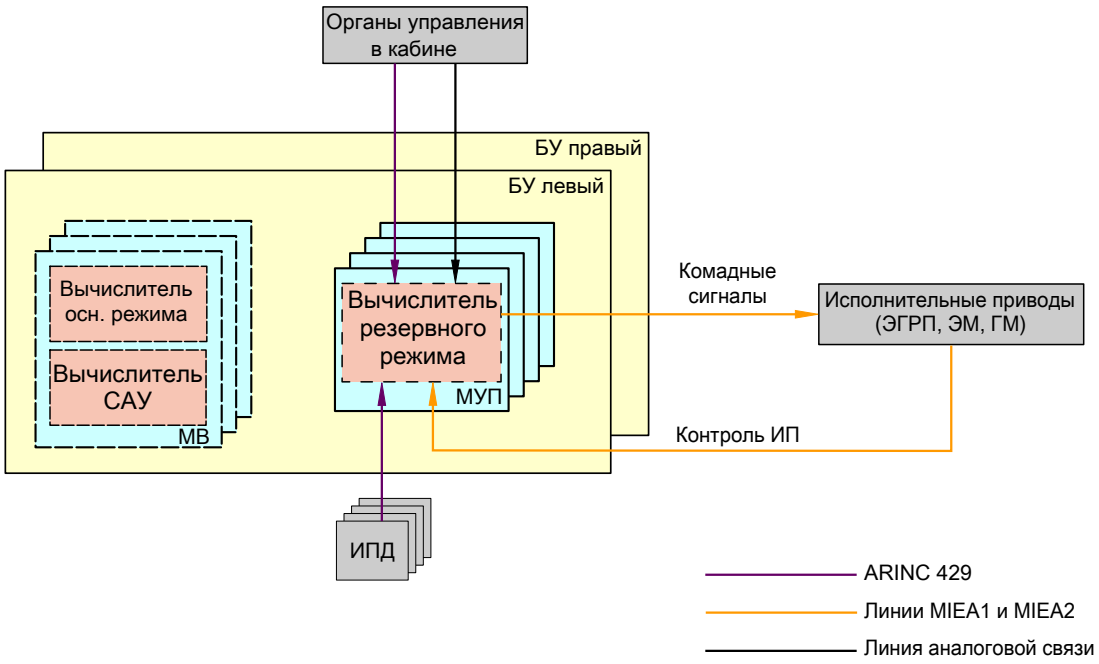


Рисунок 5 Схема управления в резервном режиме работы КСУ-МС-21

4 СУК предназначена для управления и балансировки самолета по крену в ручном и автоматическом режимах полета.

Функции выполняемые СУК - это:

– управление самолетом по крену

– боковая балансировка самолета

– проверка функционирования СУК.

4.1 Размещение

Элементы системы размещены:

– по одному элерону на задней кромке каждой консоли крыла ([1] Рис. 2)

– по два электрогидравлических привода на каждом элероне

– органы управления элеронами в кабине экипажа:

  • боковые ручки управления (УБРУ) (Рис. 7)

  • пульт управления триммированием (ПУТ) (Рис. 12).

4.2 Взаимодействие с другими системами

Элероны являются составной частью системы управления креном КСУ Рис. 6.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

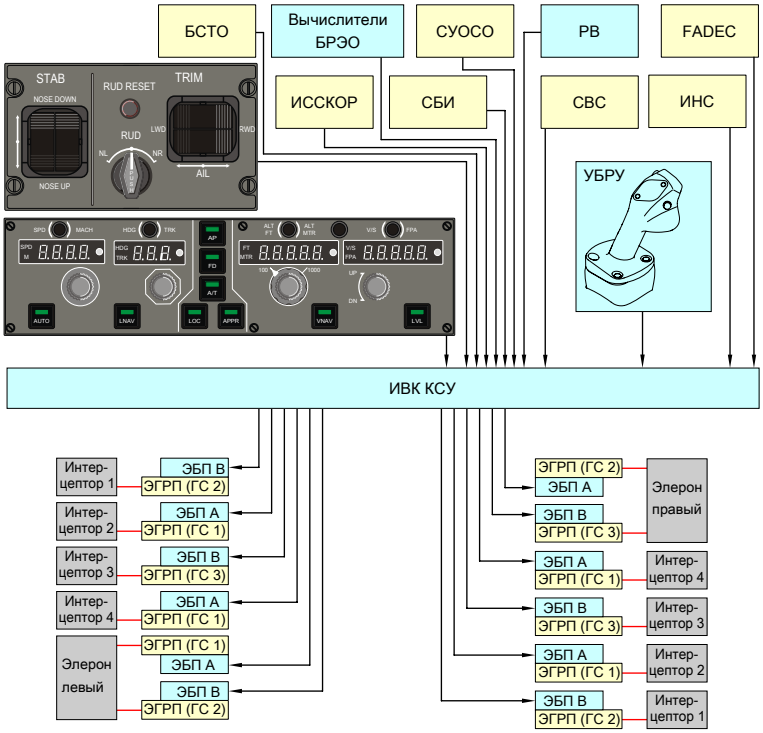


Рисунок 6 Схема взаимодействия системы управления креном КСУ с другими системами

4.3 Работа

Диапазон углового отклонения элеронов относительно своей оси вращения находится в пределах ±(25,0 ± 1,5)°.

Управление элеронами выполняется посредством двух УБРУ, двух БУ КСУ и четырех ЭГРП элеронов. На каждом элероне установлено по два электрогидравлических рулевых привода (ЭГРП) работающих в режимах "Активный - демпфирующий". Один ЭГРП работает в активном режиме управления, второй - в режиме демпфирования.

Если один ЭГРП неисправен - второй работает как резервный, а неисправный привод переключается в режим демпфирования.

Информация в виде текстового сообщения отображается янтарным цветом в перечне неисправных систем INOP SYS страницы состояния STATUS:

– L (R) AIL IB ACT, либо

– L (R) AIL OB ACT.

Если оба ЭГРП элерона неисправны, то оба привода переключаются в режим демпфирования чтобы предотвратить флаттер.

Сообщения L AIL FAULT или R AIL FAULT отображаются янтарным цветом на дисплее EWD (Таблица 5).

Гидропитание ЭГРП элеронов выполняется от трех независимых гидросистем номинальным давлением 210 кгс/см² (3000 psi).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4.4 Органы управления и индикация

4.4.1 Органы управления элеронами

Управление элеронами выполняется:

– боковыми ручками управления (УБРУ) — для управления самолетом по крену

– с пульта управления триммированием (ПУТ) — для балансировки воздушного судна по крену.

4.4.2 Боковые ручки управления (УБРУ)

На боковых панелях установлены ручки управления самолетом. (Рис. 7).

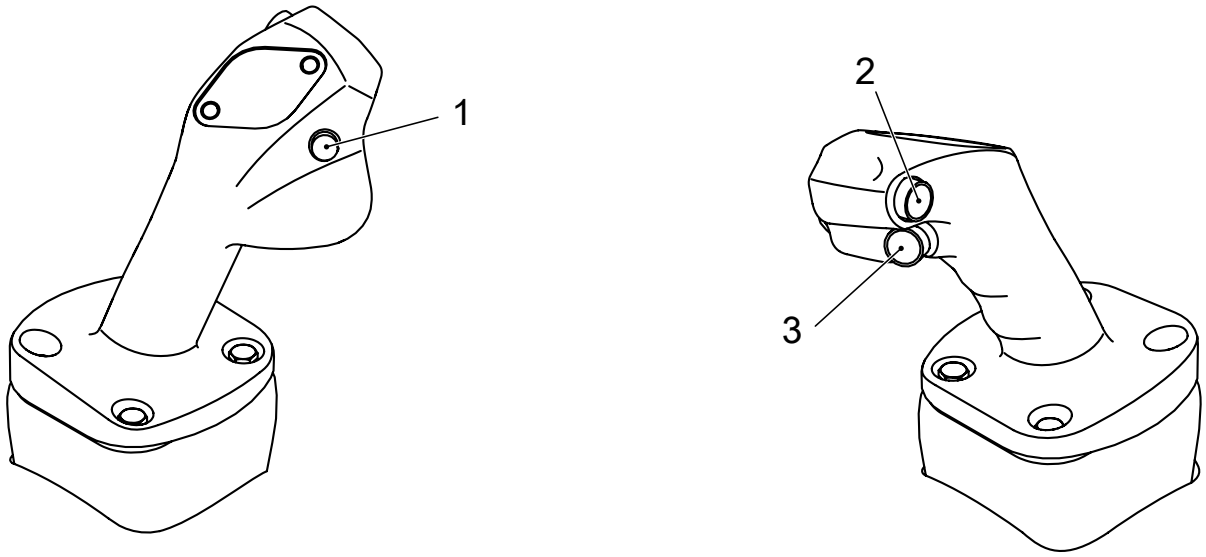


Рисунок 7 Боковая ручка управления (УБРУ)

Условные обозначения к Рис. 7:

1	переключатель автопилота AP OFF/SS PRIOR	**3**	переключатель системы улучшенного видения (EVS)
2	нажимной переключатель внутренней связи (PTT)		

Связанный режим является основным режимом работы УБРУ. Он функционирует в случае наличия электропитания на УБРУ и отсутствии неисправностей.

В связанном режиме воздействия, приложенные к одной УБРУ, передаются на другую ручку. Таким образом обе ручки перемещаются синхронно. Результирующий управляющий сигнал, который формирует КСУ, равен среднеарифметическому значению управляющих сигналов от обеих УБРУ.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Если связанный режим работы УБРУ отказывает, то управление выполняется в раздельном режиме работы УБРУ. При этом на центральной панели индикаторов начинает светиться надпись янтарного цвета PSSV и звучит речевое сообщение "Stick passive mode".

В раздельном (несвязанном) режиме функция слежения УБРУ за положением другой УБРУ недоступна, загрузка формируется только дублированными пружинами загрузочного механизма каждой УБРУ.

При работе в раздельном (несвязанном) режиме управляющие сигналы, прилагаемые к обеим боковым ручкам управления самолетом, суммируются КСУ и подаются на элероны. Воздействия ограничены максимальным отклонением элеронов.

Сигнальное сообщение DUAL INPUT STICKS отображается на EWD янтарным цветом и сопровождается речевым сообщением "Dual input sticks".

Сообщения отображаемые на дисплее EICAS (Таблица 5).

Переключатель AP OFF/SS PRIOR обеспечивает экипажу возможность отключения автопилота или установки приоритета над другой боковой ручкой управления самолетом.

В несвязанном режиме любой из пилотов может исключить из управления другого способом нажатия и удерживания кнопки AP OFF/SS PRIOR. Если кнопка AP OFF/SS PRIOR удерживается нажатой более 30 сек происходит фиксация приоритета УБРУ, что позволяет выполнять дальнейшее управление только с одной из УБРУ без удержания кнопки. Любой из пилотов может вернуть управление себе в любой момент кратковременным нажатием кнопки AP OFF/SS PRIOR на своей УБРУ.

4.4.3 Пульт управления триммированием (ПУТ) (Рис. 12) размещен на центральном пульте.

Посредством воздействия на двухпозиционный переключатель AIL (LWD и RWD) экипаж балансирует самолет по крену.

Двухпозиционный переключатель AIL - это сдвоенный нажимной переключатель. Когда пилот нажимает кнопки в одну и ту же сторону, соответствующие воздействия LWD (LEFT WING DOWN) или RWD (RIGHT WING DOWN) подаются на элероны.

Две смежных клавиши предназначены для их одновременного использования одним пальцем, а две стенки предотвращают случайное нажатие сдвоенного переключателя.

На Рис. 8 отображена индикация положения элеронов, состояния ЭГРП элеронов и гидросистем, а также индикация заданного отклонения по каналу триммирования.

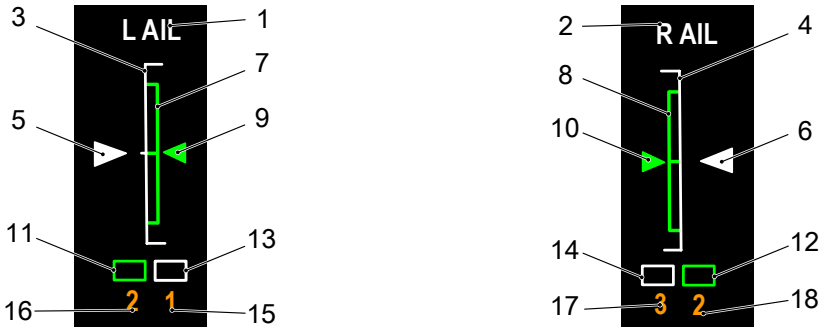


Рисунок 8 Индикация состояния и положения элеронов

Условные обозначения к Рис. 8:

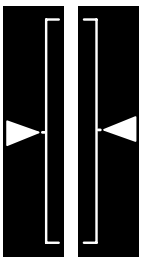
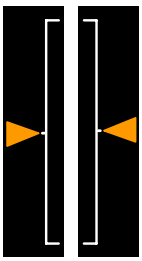
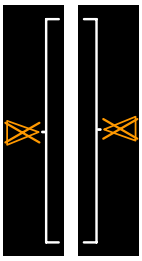
1	Обозначение левого элерона	**10**	Положение триммера правого элерона

© ПАО "Корпорация "Иркут"

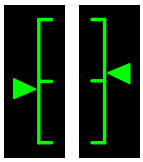
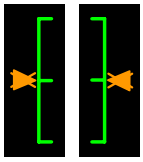
Условные обозначения к Рис. 8:

2	Обозначение правого элерона	11	Состояние внешнего привода левого элерона
3	Вертикальная шкала отклонения левого элерона	12	Состояние внешнего привода правого элерона
4	Вертикальная шкала отклонения правого элерона	13	Состояние внутреннего привода левого элерона
5	Подвижная метка текущего отклонения левого элерона	14	Состояние внутреннего привода правого элерона
6	Подвижная метка текущего отклонения правого элерона	15	Состояние ГС 1 для внутреннего привода левого элерона
7	Шкала отклонения триммера левого элерона	16	Состояние ГС 2 для внешнего привода левого элерона
8	Шкала отклонения триммера правого элерона	17	Состояние ГС 3 для внутренних приводов левого и правого элеронов
9	Положение триммера левого элерона	18	Состояние ГС 2 для внешнего привода правого элерона

Описание

L AIL	Обозначение левого элерона (белым цветом)
R AIL	Обозначение правого элерона (белым цветом)
	Вертикальная шкала отклонения левого/правого элерона с подвижной меткой текущего отклонения элерона, метка белого цвета обозначает положение в данный момент. По меньшей мере один из двух приводов элерона работоспособен и выдает сигнал о положении элерона.Угол отклонения элерона находится в пределах от минус 25° до 25°, средняя метка показывает нейтральное положение (0°).
	Подвижная метка текущего отклонения левого/ правого элерона (подвижный треугольник). Янтарный цвет метки обозначает, что оба привода элерона неисправны
	Подвижная метка текущего отклонения правого/левог элерона. Метка янтарного цвета перечеркнута - информация недостоверна. Подвижный треугольник находится в нейтральном положении (0°).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

	Описание
	Шкала отклонения триммера элерона (зеленым цветом): – угол отклонения триммера элерона находится в пределах от минус 20° до 2° – средняя метка показывает нейтральное положение (0°)
	Положение триммера правого элерона (подвижный треугольник), метка янтарного цвета перечеркнута - информация недостоверна. Подвижный треугольник находится в нейтральном положении (0°).
	Состояние внешнего/внутреннего привода левого/ правого элерона (прямоугольник)
	белый - привод не активен
	зеленый - привод активен
	янтарный - привод неисправен
	янтарный с перечеркиванием - информация недостоверна
	Состояние приводов 1,2,3 гидросистем левого и правого элеронов. При отсутствии индикации - нормальное давление в гидросистеме. Цифра янтарного цвета - низкое давление в соответствующей гидросистеме
	Информация недостоверна

4.5 Управление по крену в основном режиме

При ручном управлении по крену в основном режиме управления КСУ выполняются следующие автоматические функции:

– ограничение угла крена на взлетно-посадочных режимах

– ограничение эксплуатационного диапазона углов крена

– стабилизация угла крена при нейтральном положении УБРУ

– снижение нагрузок на крыло при превышении заданной перегрузки

– компенсация реакции по крену при отклонении РН.

Для управления по крену используется отклонение одного элерона и трех интерцепторов на каждой консоли:

– угол отклонения элеронов находится в диапазоне ± (25,0 ± 1,5)° относительно оси вращения

– угол отклонения интерцепторов равен (40 ± 1)°.

  Секции интерцепторов вступают в работу при отклонении элеронов на величину более 18°.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4.6 Управление по крену в резервном режиме

В резервном режиме работы МУП выполняет управление приводами по сигналам ручного управления от УБРУ и ПУТ. В резервном режиме теряется функция автоматической балансировки в продольном канале.

Для управления по крену используется отклонение одного элерона и трех интерцепторов на каждой консоли:

– угол отклонения элеронов находится в диапазоне ± (25,0 ± 1,5)° относительно оси вращения

– угол отклонения секций интерцепторов равен (40 ± 1)°

– интерцепторы подключаются (с плавным нарастанием) к управлению по крену, когда суммарный управляющий сигнал по крену соответствует примерно 70% их расхода.

4.7 Балансировка по крену

Балансировка по крену выполняется вручную или автоматически.

На земле триммирование элеронов выполняется вручную с помощью пульта управления триммированием (ПУТ). Отклонение триммеров элеронов обеспечивается в диапазоне от минус 20° до 20°.

В полете, при получении сигнала об отсутствии обжатия основных опор шасси или высоте более 1,5 м по радиовысотомеру, система управления креном переключается в режим стабилизации текущего крена. При этом ручной режим триммирования элеронов сохраняется.

При включенном автопилоте балансировка по крену выполняется автоматически.

4.8 Контроль работоспособности СУК

Функция контроля работоспособности СУК выполняется в ИВК КСУ при помощи сигналов, полученных от внутренних компонентов СУК и внешних взаимодействующих систем.

УБРУ и электрогидравлический рулевой привод элерона (ЭГРП) имеют свой собственный встроенный контроль с выдачей результатов в ИВК КСУ.

Встроенный контроль ИВК КСУ выполняет следующие функции:

– непрерывный контроль модулей БУ, ИПД, УБРУ, ПУТ, ЭГРП, а также исправность каналов связи с взаимодействующим оборудованием

– контроль при включении электропитания

– выдача информации о состоянии и отказах СУК в комплексную систему электронной индикации и сигнализации (КСЭИС) и передача параметров СУК в интегрированную систему сбора, комплексной обработки и регистрации параметров полета (ИССКОР).

5 Система управления по направлению предназначена для управления и балансировки самолета по курсу в ручном (основном и резервном режимах работы КСУ) и автоматическом режимах полета (в том числе на разбеге и пробеге). Управление происходит за счет формирования управляющих сигналов на РН и систему управления поворотом колес передней опоры шасси.

Управление РН выполняется от:

– двух педальных постов управления (ППУ)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– двух блоков управления (БУ) ИВК КСУ
– трех электрогидравлических приводов (ЭГРП) РН
– пульта управления триммированием (ПУТ).

Функции выполняемые СУН:

– управление самолетом по курсу
– боковая балансировка самолета
– контроль функционирования СУН.

5.1 Размещение

– РН расположен на задней кромке киля ([2] Рис. 2)
– на РН установлены три ЭГРП
– два идентичных поста ППУ установлены на полу кабины с обеих сторон центральной консоли непосредственно перед местами КВС и второго пилота (Рис. 9)
– пульт управления триммированием (ПУТ) установлен на центральном пульте пилотов (Рис. 12).

5.2 Работа

Управление РН происходит за счет формирования управляющих сигналов на руль направления и систему управления поворотом колес передней опоры шасси.

РН управляет поворотом самолета вокруг вертикальной оси.

Диапазон углов отклонения РН относительно своей оси вращения находится в пределах ±(34,5 ± 1,5)°.

Боковая балансировка самолета выполняется в ручном режиме. На земле и в полете управление триммированием РН выполняется вручную.

При отклонении УБРУ по крену СУН автоматически компенсирует возникающее скольжение отклонением РН. Это обеспечивает выполнение координированного разворота без перемещения педалей.

При отказе одного двигателя, независимо от режима работы автопилота, происходит автоматическое отклонение РН в сторону работающего двигателя и компенсация крена элеронами. Величина отклонения РН пропорциональна разнице оборотов N1 двигателей.

При отключенном автопилоте пилот балансирует самолет педалями и ПУТ.

При включенном автопилоте балансировка выполняется автоматически.

Угол отклонения триммера РН находится в пределах от минус 10° до 10°.

На РН установлено три ЭГРП, которые работают в режиме "Активный-активный-демпфирующий".

5.2.1 Электрогидравлические приводы (ЭГРП) руля направления

Три электрогидравлических привода (верхний, средний и нижний) установлены на РН. Верхний и средний электрогидравлические приводы работают в активном режиме управления, а нижний - в режиме демпфирования.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Если один из активных электрогидравлических приводов неисправен, то управление РН обеспечивают активный и резервный приводы. Неисправный привод переключается в режим демпфирования.

Информация о неисправном приводе выделяется янтарным цветом в перечне неисправных систем (INOP SYS) страницы состояния (STATUS) RUDDER UP ACT либо RUDDER MID ACT.

Если неисправны два ЭГРП, управление рулем направления обеспечивает привод, который остался исправным. При этом на дисплее EWD системы EICAS отображается янтарным цветом сообщение RUDDER DEGRAD (Таблица 5).

В этом случае на дисплее EWD отображается сообщение FCS RUDDER FAULT янтарного цвета (Таблица 5).

Питание ЭГРП РН выполняется от трех независимых гидросистем номинальным давлением 210 кгс/см² (3000 psi).

5.2.2 Посты педального управления (ППУ)

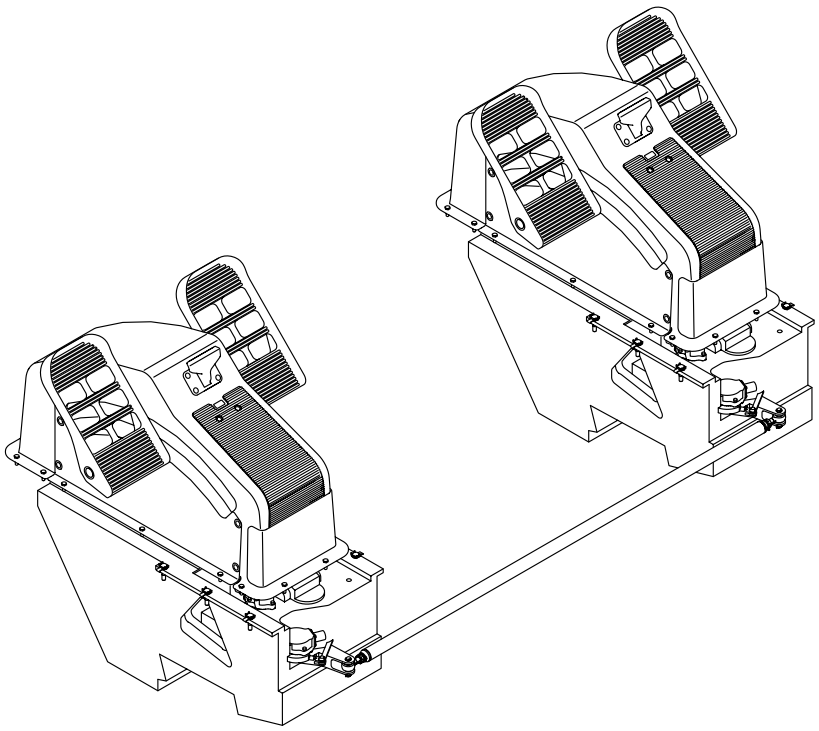


Рисунок 9 Посты педального управления

ППУ механически соединены тягой, установленной под полом кабины, для обеспечения синхронной работы педалей (Рис. 9). Входной сигнал, поступающий в систему управления IFCS, равен половине суммы сигналов управления от обоих ППУ.

Если соединительная тяга повреждена, то ППУ пилота, не участвующего в управлении, устанавливается в нейтральное положение. Общий сигнал управления, поступающий в систему управления IFCS, представляет собой сумму сигналов управления от обоих ППУ и ограничен максимальным отклонением одного ППУ.

Каждый ППУ оснащен пружинным загрузочным механизмом педалей (ПЗМ). Благодаря механической связи между обоими ППУ каждый ПЗМ обеспечивает половину того

© ПАО "Корпорация "Иркут"

загрузочного усилия, которое пилот ощущает. При нажатии на педаль кинематика передает перемещение в ПЗМ, который загружает педаль усилием пружины.

Каждый ППУ оснащен демпфером. При нажатии на одну педаль демпфирующее устройство через кинематический механизм создает на остальные педали демпфирующее усилие, пропорциональное скорости ее отклонения. Дополнительно демпфер препятствует изменению регулировки педалей в любом их положении при снятии с них ног.

ППУ также выполняет управление тормозами колес основной опоры шасси.

Управление тормозами происходит при повороте педалей вокруг вертикальной оси. При этом величина их отклонения передается через кинематику на тормозной пружинный загрузочный механизм (ТПЗМ), который является механическим интерфейсом тормозных датчиков. Когда выполняется торможение, левая и правая педали каждого отдельного ППУ работают независимо. Управление торможением между обоими постами ППУ не имеет механических связей.

При отказе связанного режима ППУ на EWD отображается янтарным цветом сигнальное сообщение PEDALS COUPLE FAULT (Таблица 5).

5.2.3 Триммирование РН (RUD)

Триммирование РН выполняется с пульта управления триммированием (ПУТ) (Рис. 12)

Посредством поворотного переключателя РН выполняется балансировка самолета по оси рыскания.

ПУТ имеет три положения:

– NL - передняя часть влево

– OFF

– NR - передняя часть вправо.

Поворотная рукоятка оснащена механизмом блокировки, чтобы предотвратить ее непреднамеренный поворот. Для выполнения триммирования рукоятка может быть повернута только после ее нажатия вниз.

При нажатии на рукоятку и последующем ее повороте NL-RUD-NR, информация об изменившемся положении выключателя направляется в ИВК-КСУ. От ПУТ команда передается в модуль управления приводами (МУП), затем в модуль вычислительный (МВ).

Экипаж может нажать кнопку сброса RUD RESET для сброса триммирования руля направления в нейтральное нулевое положение.

Экипаж может проверить положение триммера РН на синоптической странице (FCS) (Рис. 10).

5.3 Органы управления и индикация

5.3.1 Органы управления

Для управления рулем направления в ручном режиме в кабине экипажа установлены:

– педальные посты управления (Рис. 9) - для поворота самолета вокруг вертикальной оси

– пульт управления триммированием(Рис. 12) - для балансировки самолета по оси рыскания.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

5.3.2 Обозначения положения и состояния РН в индикации на синоптической странице FCS отображены на (Рис. 10).

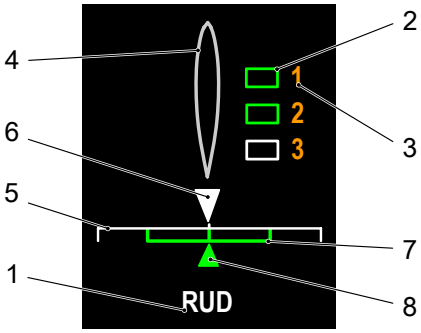
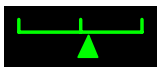


Рисунок 10 Отображение положения и состояния РН (RUD) на синоптической странице FCS

Условные обозначения к Рис. 10:

1	Обозначение наименования руля направления	**5**	Шкала отклонения руля РН
2	Состояние верхнего, среднего и нижнего гидравлических приводов РН	**6**	Положение РН
3	Состояние гидросистем	**7**	Шкала угла отклонения триммера РН
4	Профиль руля	**8**	Положение триммера РН

	Описание
RUD	Обозначение наименования руля направления (белым цветом)
	Привод РН находится в резерве
	Привод РН является рабочим
	Отказ привода РН
	Информация недостоверна
	Низкое давление в соответствующей гидросистеме
	информация недостоверна
	Положение РН в данный момент. По меньшей мере два из трех приводов РН работоспособны и выдают сигнал о положении руля. Угол отклонения РН находится в пределах от минус 34,5° до 34,5°
	Все приводы руля направления неисправны или РН заклинен
	Информация недостоверна. По- движный треугольник находится в нейтральном положении (0°)
	Шкала угла отклонения триммера РН. Угол отклонения триммера РН находится в пределах от минус 10° до 10°. Зеленый - положение в данный момент

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Описание

Информация недостоверна, подвижный треугольник находится в нейтральном положении (0°)

5.4 Управление по курсу в основном режиме

При ручном управлении рысканием в основном режиме управления КСУ выполняются следующие автоматические функции:

– ограничение угла отклонения РН

– ограничение угла скольжения.

– автоматическая компенсация разворачивающего момента (перекрестная связь от канала крена)

– автоматическое парирование несимметричной тяги двигателей.

Управление по курсу обеспечивается отклонением РН. При управлении по курсу происходит угловое отклонение РН в диапазоне ± (34,5 ± 1,5)º относительно оси вращения. В режиме «Взлет-посадка» на разбеге и пробеге СУН выдает сигналы о перемещении педального поста управления (ППУ) в систему управления поворотом колес (СУПК).

5.5 Управление рысканием в резервном режиме

В канале управления РН реализован закон управления с регулируемыми по положению закрылков коэффициентами, регулируемым по положению закрылков коэффициентом обратной связи, а также сигналом с триммера РН.

5.6 Балансировка по рысканию

Боковая балансировка самолета выполняется в ручном режиме. При отклонении боковой ручки управления (УБРУ) по крену СУН автоматически компенсирует возникающее скольжение, обеспечивая выполнение координированного разворота без перемещения педалей.

При отказе одного из двигателей, вне зависимости от режима работы автопилота, РН автоматически отклоняется в сторону работающего двигателя, а элероны компенсируют крен. Величина отклонения РН пропорциональна разнице оборотов N1 двигателей. При отключенном автопилоте экипаж выполняет балансировку самолета с помощью педалей (руля направления) и пульта управления триммированием (ПУТ). При включенном автопилоте, балансировка выполняется автоматически.

5.7 Контроль работоспособности СУН

Функция контроля работоспособности СУН выполняется в ИВК КСУ с использованием сигналов, полученных от внутренних компонентов СУН и внешних взаимодействующих систем.

Электрогидравлический рулевой привод РН (ЭГРП) имеет свой собственный встроенный контроль с выдачей результатов в ИВК КСУ.

Встроенный контроль ИВК-КСУ выполняет следующие функции:

– непрерывнню проверку работы всех модулей БУ, ИПД, ППУ, ПУТ, ЭГРП, а также исправность каналов связи с взаимодействующим оборудованием

– проверку при включении электропитания

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– выдача информации о состоянии и функциональных отказах СУН и компонентов СУН в комплексную систему электронной индикации и сигнализации (КСЭИС) и передача рабочих параметров СУН в интегрированную систему (ИССКОР).

6 Система управления по тангажу (СУТ)

СУТ предназначена для управления и балансировки самолета по тангажу в ручном (основном и резервном режимах работы КСУ-МС-21) и автоматическом режимах полета.

Функции выполняемые СУТ:

– управление секциями руля высоты

– проверка функционирования СУТ.

Управление РВ выполняется с помощью:

– двух универсальных боковых ручек управления (УБРУ)

– двух блоков управления (БУ) ИВК-КСУ

– четырех электрогидравлических приводов (ЭГРП) РВ

– пульта управления триммированием (ПУТ).

Две секции руля высоты находятся на задней неподвижной части горизонтального оперения ([3] Рис. 2).

6.1 Управление по тангажу в основном режиме

При ручном управлении по тангажу в основном режиме автоматически реализуются:

– прямое управление по тангажу

– ограничение угла атаки

– ограничение приборной скорости и числа М

– компенсация возмущающих моментов по тангажу

– ограничения и стабилизация угла тангажа в полете

– ограничение тангажа на взлете и посадке

– автотриммирование в канале тангажа

– снижение нагрузок при выполнении маневров.

Для управления самолетом по тангажу используется отклонение левой и правой секций рулей высоты. Угол отклонения рулей высоты находится в диапазоне от минус (30 ± 1,5)° до (25 ± 1,5)° относительно оси вращения.

6.2 Взаимодействие с другими системами

Управление рулем высоты является составной частью подсистемы управления по тангажу (СУТ) КСУ-МС-21.

Схема взаимодействия средств управления по тангажу (СУТ) КСУ-МС-21 показана на (Рис. 11).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

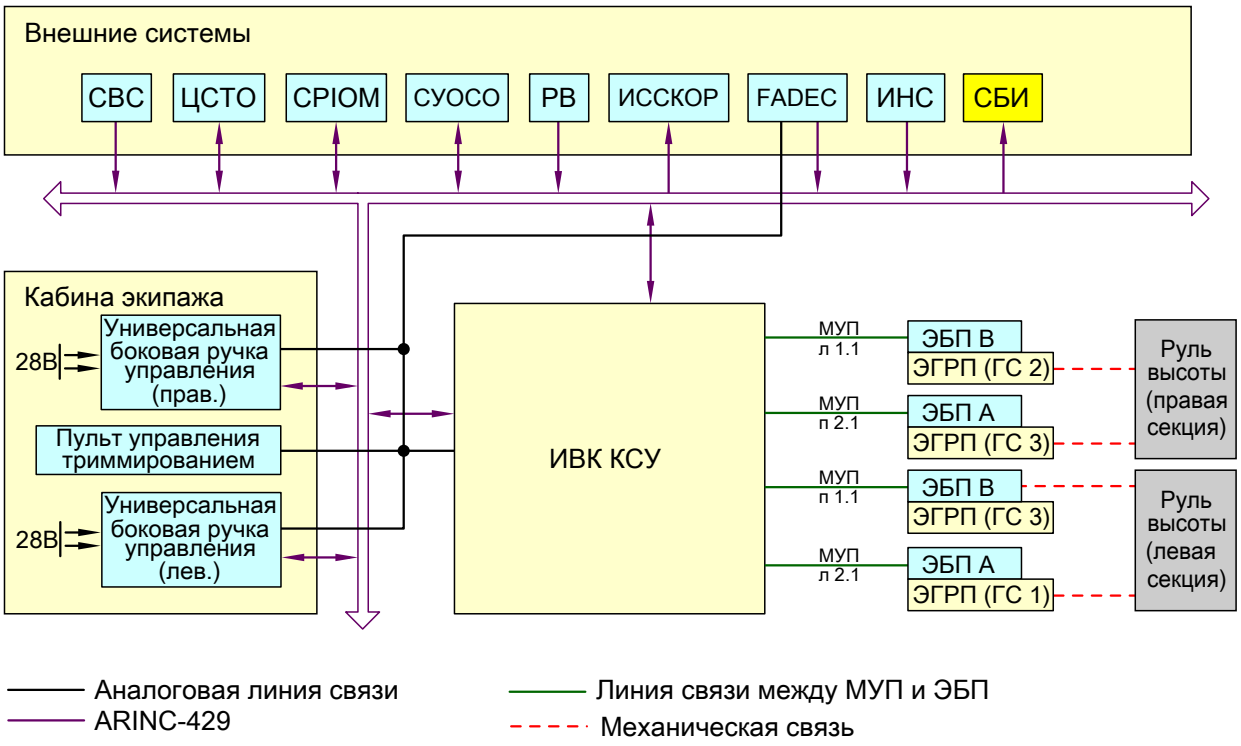


Рисунок 11 Схема взаимодействия средств управления по тангажу (СУТ) КСУ-МС-211

6.3 Электрогидравлические приводы (ЭГРП) РВ

На каждой секции руля высоты установлены по два электрических привода (ЭГРП).

ЭГРП каждой секции РВ имеют в своем составе ЭБП, которые выполняют управление положением привода по сигналам МУП ИВК-КСУ, первичный контроль работоспособности приводов и передачу информации в МУП.

Один ЭГРП работает в активном режиме управления, а другой в режиме демпфирования.

Если один ЭГРП неисправен, то другой действует как резервный, а неисправный привод переключается в режим демпфирования.

Информация о неисправном приводе отображается янтарным цветом в поле INOP SYS страницы состояния STATUS:

– L ELEV IB ACT, либо
– L ELEV OB ACT, либо
– R ELEV IB ACT, либо
– R ELEV OB ACT .

Если оба ЭГРП секции руля высоты неисправны, то они оба переключаются в режим демпфирования.

Сообщения L ELEV FAULT, L ELEV FAULT или R ELEV FAULT янтарного цвета отображается на дисплее EWD системы индикации работы двигателя и предупреждения экипажа (EICAS) (Таблица 5).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Рабочее давление поступает в ЭГРП руля высоты от трех независимых гидросистем номинальным давлением 210 кгс/см² (3000 psi).

6.4 Пульт управления триммированием (ПУТ)

В случае отказа МПС в резервном режиме работы КСУ продольная балансировка выполняется отклонением секций руля высоты при помощи ПУТ Рис. 12.

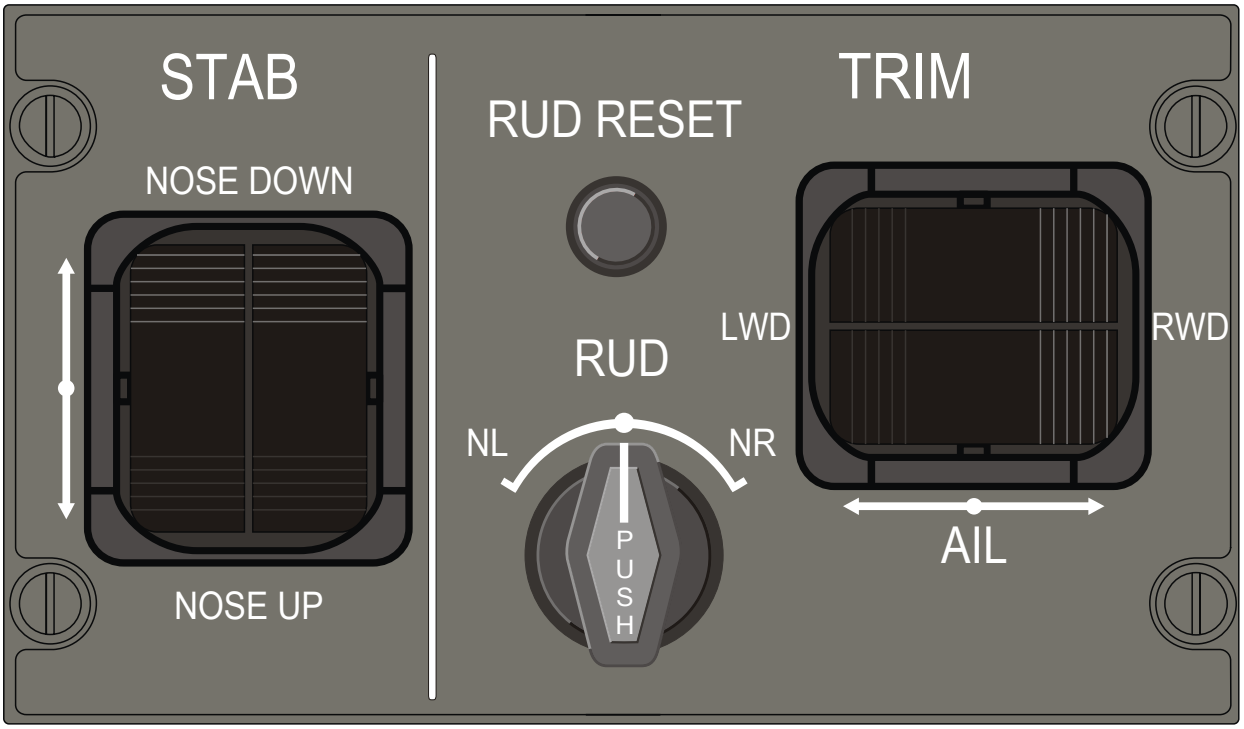


Рисунок 12 Пульт управления триммированием (ПУТ)

Переключатель балансировки по оси тангажа (NOSE DOWN - STAB - NOSE UP) это сдвоенный однополюсный трехпозиционный переключатель без фиксации. Когда пилот нажимает на переключатель со стороны надписи NOSE UP или NOSE DOWN в ИВК-КСУ поступает соответствующий сигнал. От ПУТ команда направляется в модуль управления приводами (МУП), затем в вычислительный модуль (МВ).

Две смежных клавиши устроены так, чтобы использовать один палец руки, а две стенки предотвращают случайное нажатие сдвоенного переключателя.

6.5 Индикация положения руля высоты

Обозначения в индикации на синоптической странице системы управления полетом (FCS) для руля высоты указаны на (Рис. 13).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

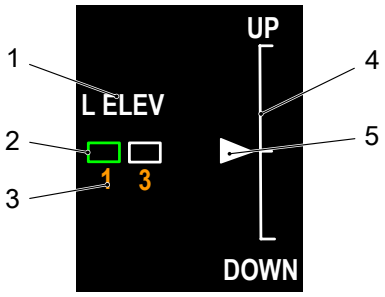


Рисунок 13 Индикация положения и состояния руля высоты

Условные обозначения к Рис. 13:

1	Обозначение секций РВ	4	Шкала отклонения руля высоты
2	Состояние приводов руля высоты	5	Положение руля высоты
3	Состояние гидросистем		

	Описание
L/R ELEV	Обозначение наименования левой и правой секций РВ (белым цветом):
	Привод руля высоты активен
	Привод руля высоты неисправен
	Информация недостоверна
	Низкое давление в соответствующей гидросистеме
	Информация недостоверна
	Положение в данный момент. По меньшей мере один из двух приводов работоспособен и выдает сигнал о положении руля высоты. Угол отклонения руля высоты находится в пределах от минус 30° до 25°
	Оба привода руля высоты неисправны
	Информация недостоверна. Подвижный треугольник находится в нейтральном положении (0°)

6.6 Управление по тангажу в резервном режиме

В резервном режиме КСУ по продольному каналу используется закон управления с коэффициентом передачи прямой связи от УБРУ, которая регулируется по положению закрылков.

Такой режим работы гарантирует приемлемый уровень пилотажных характеристик самолета, который позволяет безопасно завершить полет.

Резервный режим управления обеспечивается только средствами КСУ с использованием информации от собственных датчиков угловых скоростей.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

6.7 Балансировка по тангажу

Балансировка по тангажу выполняется вручную или автоматически при включенном автопилоте.

В закон управления рулем высоты включен сигнал компенсации возмущающего момента при выпуске интерцепторов.

Для балансировки по тангажу используется ПУТ.

Для случая выхода стабилизатора на упор (2°) во взлетно-посадочной конфигурации предусмотрено управление рулем высоты по сигналу с ПУТ в диапазоне от 0° до 5° на пикирование.

6.8 Контроль функционирования СУТ

Контроль функционирования СУТ выполняет ИВК-КСУ.

Встроенный контроль сосредоточенный в ИВК КСУ обеспечивает следующие функции:

– непрерывная проверка СУТ

– выявление недостоверных сигналов внешних источников информации

– проверка при включении электропитания

– выдача информации о функциональных отказах, отказах компонентов и рабочих параметров СУТ в БСТО и ИССКОР.

7 Система управления стабилизатором (СУС)

Система управления стабилизатором передает сигналы на механизм перестановки стабилизатора (МПС) для поддержания балансировки по тангажу таким образом, чтобы балансировка самолета осуществлялась при положении руля высоты близком к нейтральному.

В состав СУС входят:

- пульт управления триммированием (ПУТ)

- механизм перестановки стабилизатора (МПС)

- два датчика положения стабилизатора (ДПС)

- информационно-вычислительный контур КСУ (ИВК-КСУ).

Механизм перестановки стабилизатора (МПС) расположен в носке горизонтального оперения.

Расположение стабилизатора показано на ([4] Рис. 2).

ПУТ размещен на центральном пульте в кабине пилотов.

СУС выполняет следующие функции:

– продольная балансировка самолета

– контроль функционирования системы управления стабилизатором.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

СУС имеет режимы:

– автоматический режим балансировки по тангажу

– ручной режим балансировки по тангажу.

7.1 Взаимодействие с другими системами

Схема взаимодействия СУС с другими системами показана на Рис. 14.

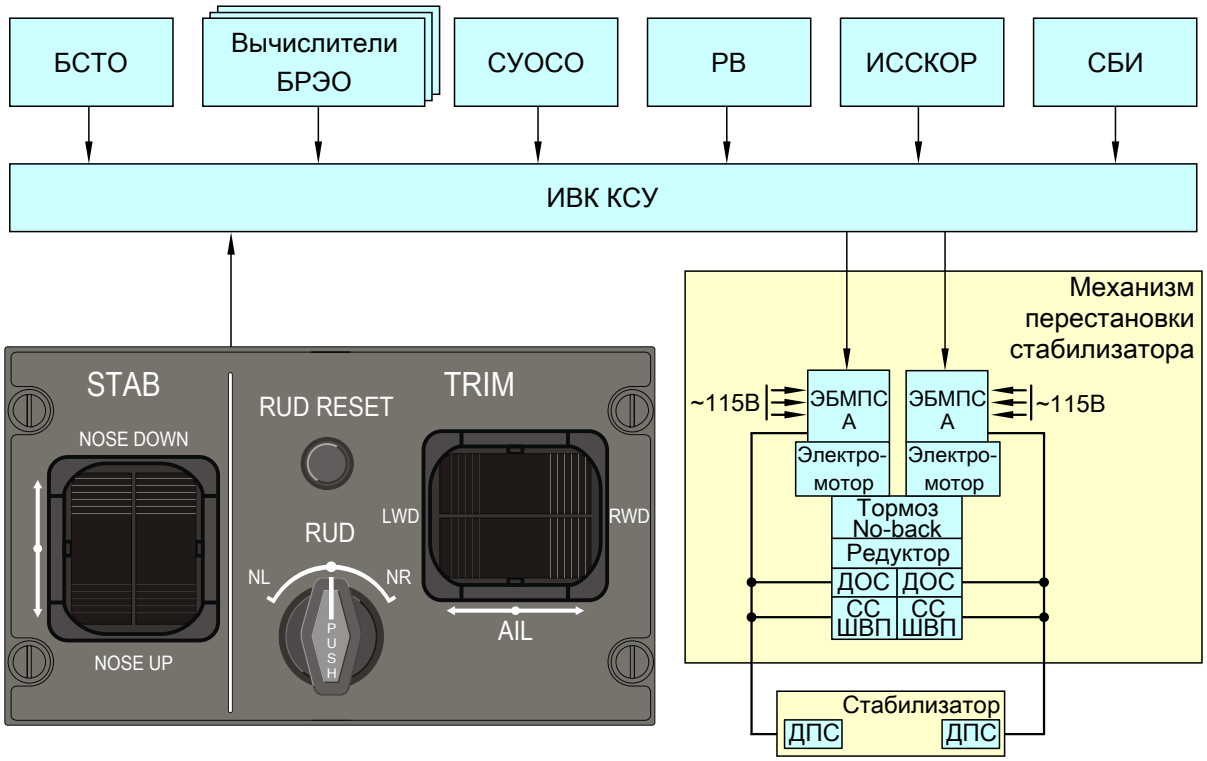


Рисунок 14 Схема взаимодействия СУС с другими системами

7.2 Работа

Балансировка самолета в продольном канале выполняется стабилизатором в диапазоне углов от (2,0+0,6)° до минус (13,0+0,6)° таким образом, что в установившемся полете положение руля высоты близко к нейтральному.

Автоматическая продольная балансировка самолета выполняется блоком автотриммирования при одновременном выполнении следующих условий:

– сигнал обжатия стоек шасси отсутствует

– высота больше 15 метров

– основной режим КСУ отказал.

В зависимости от положения закрылков изменяется скорость перестановки стабилизатора. Если угол закрылков меньше либо равен 3°, скорость перестановки стабилизатора равна 0,25 °/с, а если угол закрылков больше 3° скорость перестановки стабилизатора равна 0,5 °/с.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Ручная продольная балансировка самолета выполняется с ПУТ двухпозиционным переключателем STAB. При ручной балансировке скорость перестановки стабилизатора равняется 0,5 °/с.

Двухпозиционный переключатель STAB - это сдвоенный перекидной переключатель без фиксации. При нажатии переключателя соответствующие сигналы NOSE UP или NOSE DOWN подаются в ИВК-КСУ на механизм перестановки стабилизатора (МПС).

Сдвоенные клавиши предназначены для одновременного использования одним пальцем, а две стенки предотвращают случайное нажатие сдвоенного переключателя.

В состав МПС входят два электрических двигателя. Один двигатель работает в активном режиме управления, второй — в режиме демпфирования.

Если один электрический двигатель неисправен, то другой работает как резервный, а неисправный двигатель переключается в режим демпфирования.

Информация о неисправном приводе отображается янтарным цветом в перечне неисправных систем INOP SYS страницы состояния (STATUS) STAB ACT 1, либо STAB ACT 2 .

Если оба электрических двигателя неисправны, то они переключаются в режим демпфирования.

Сообщение STAB FAULT отображается янтарным цветом на дисплее EICAS (Таблица 5).

7.3 Органы управления стабилизатором

Ручное управление механизмом перестановки стабилизатора выполняется с ПУТ.

Пульт управления триммированием (ПУТ) показан на (Рис. 12).

7.4 Индикация положения стабилизатора

Обозначения в индикации положения стабилизатора показаны на (Рис. 15).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

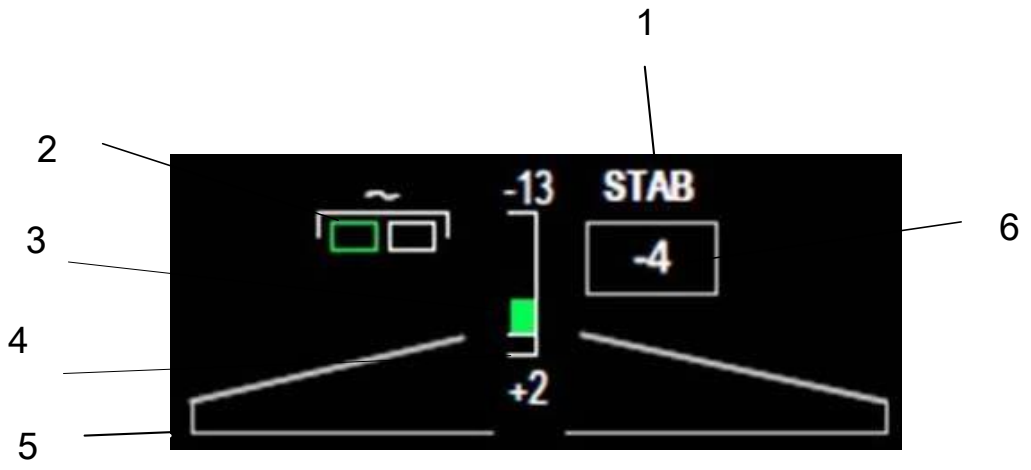
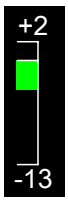


Рисунок 15 Обозначения в индикации положения стабилизатора

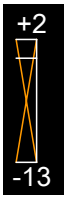
Условные обозначения к Рис. 15:

1	Обозначение наименования стабилизатора	4	Очертание стабилизатора
2	Состояние приводов рулей стабилизатора	5	Очертание стабилизатора
3	Шкала отклонения стабилизатора	6	Значение угла отклонения стабилизатора

Описание

STAB	Обозначение наименования стабилизатора (белое).
	Стабилизатор не активен.
	Стабилизатор активен.
	Стабилизатор активен.
	Информация недостоверна.
~	Символ показывает, что электрические приводы запитаны переменным током.
	Положение стабилизатора в данный момент.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

	Описание
	Стабилизатор неисправен.
	Информация недостоверна.

7.5 Автоматическая балансировка по тангажу

Автоматическая балансировка по тангажу выполняется при возникновении следующих условий:

– сигнал обжатия стоек шасси отсутствует

– высота по радиовысотомеру больше 50 ft (15 метров).

В зависимости от положения закрылков изменяется скорость перестановки стабилизатора:

– если угол отклонения закрылков меньше или равен 3°, скорость перекладки стабилизатора равна 0,25 °/с

– если угол отклонения закрылков больше 3°, скорость перекладки стабилизатора равна 0,5 °/с.

7.6 Ручная балансировка по тангажу

Ручная балансировка по тангажу выполняется при возникновении любого из следующих условий:

– стойки шасси обжаты

– высота по радиовысотомеру менее 50 ft (15 м)

– основной режим работы КСУ отказал.

На земле стабилизатор устанавливается во взлетное положение вручную при помощи ПУТ.

При ручной балансировке по тангажу скорость перекладки стабилизатора равна 0,5 °/с.

8 Система управления механизацией крыла (СУМК)

СУМК предназначена для управления системами перемещения предкрылков и закрылков (СППК и СПЗК) и для управления располагаемым углом атаки (СППК) в ручном режиме и режиме автоматического управления полетом на этапах взлета и посадки.

Функции выполняемые СУМК:

– управление механизацией крыла по командным сигналам экипажа и по командным сигналам автоматической коррекции

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– контроль функционирования СУМК.

При нормальной работе экипаж задает положение механизации крыла с помощью модуля управления механизацией крыла (МУМК).

Управление механизацией крыла по сигналам автоматической коррекции выполняется следующим образом:

– выбор между конфигурациями 1 и 1+F в соответствии со скоростным режимом полета

– уборка механизации, вплоть до полной, при превышении максимально допустимой скорости полета с выпущенной механизацией

– выпуск механизации на одну позицию при снижении скорости ниже минимальной для полета в заданной конфигурации

– запрет на выпуск механизации на скорости выше максимальной для выбранного положения механизации

– запрет на уборку механизации при недопустимо малой скорости для выбранного положения

– запрет на уборку механизации на взлете до пока не достигнута заданная высота 400 ft (120 м).

8.1 Взаимодействие с другими системами

Схема взаимодействия СУМК с другими системами показана на (Рис. 16).

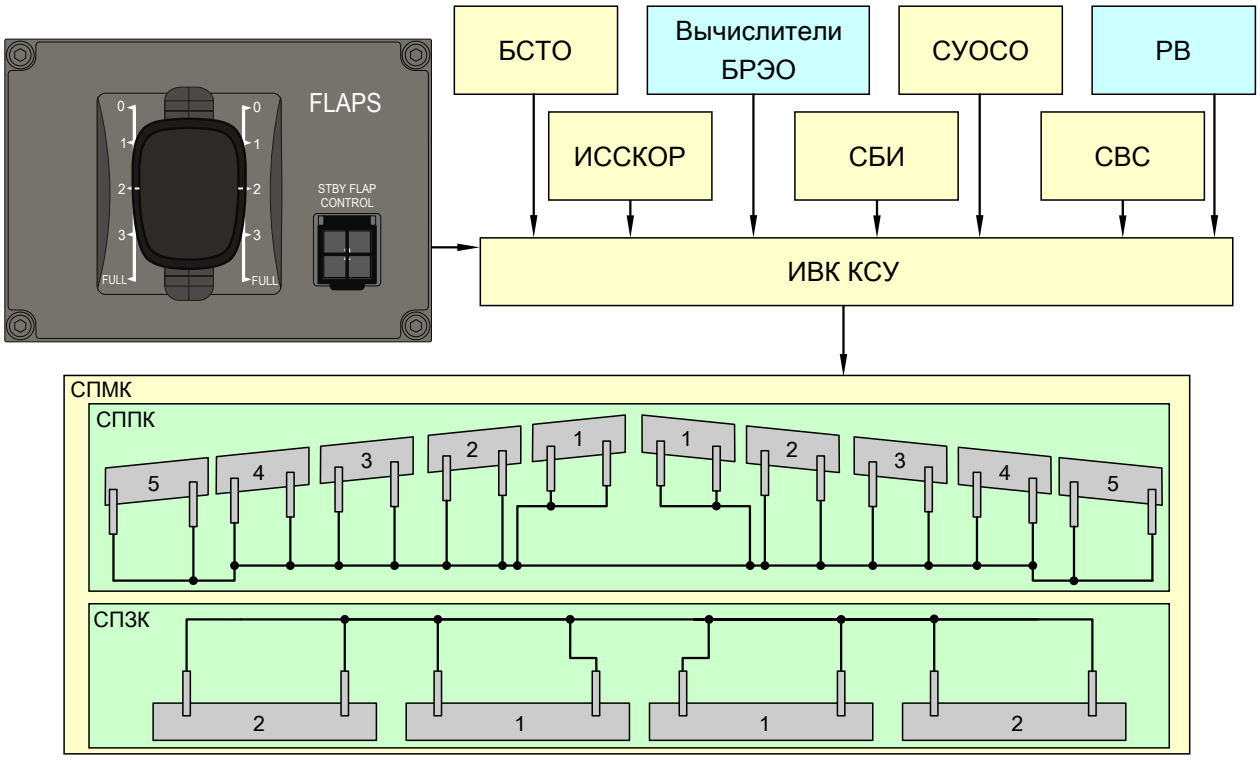


Рисунок 16 Схема взаимодействие СУМК с другими системами

© ПАО "Корпорация "Иркут"

8.2 Размещение

Закрылки/предкрылки располагаются на каждой консоли крыла.

Расположение закрылков/предкрылков показано на ([5] Рис. 2).

Пульт управления механизацией крыла (МУМК) установлен на центральном пульте пилотов.

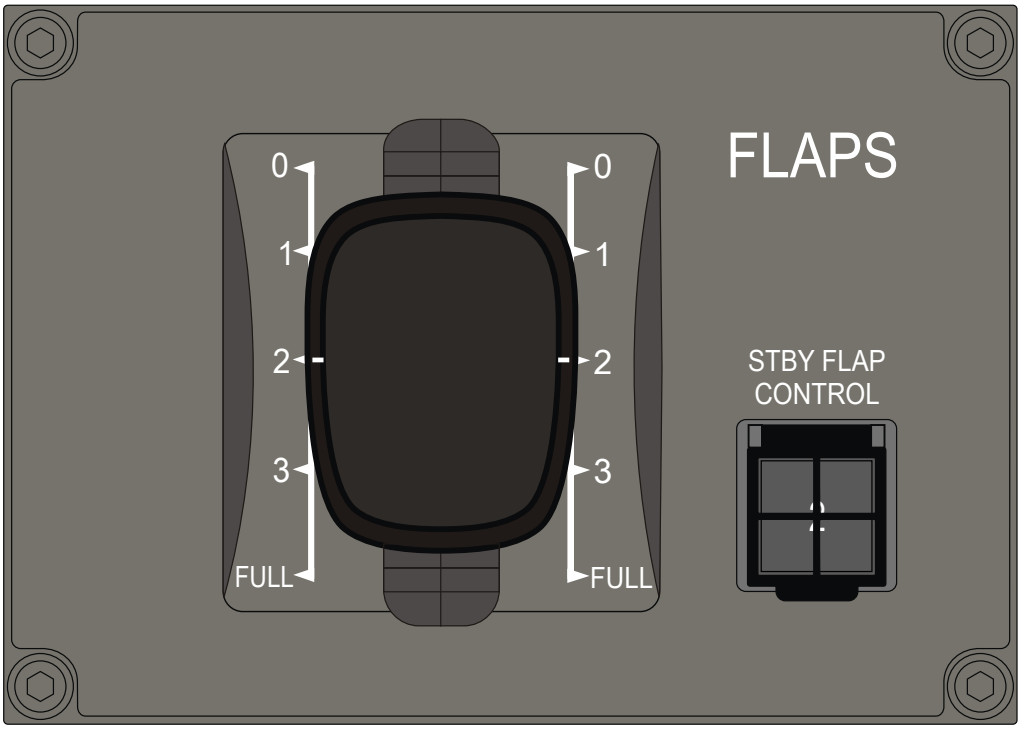


Рисунок 17 Пульт управления механизацией крыла (МУМК)

8.3 Работа

При нормальной работе управление закрылками/ предкрылками выполняется по командам экипажа.

Система перемещения закрылков (СПЗК) выполняет управление закрылками/ предкрылками посредством двух ЭГРП.

Если один ЭГРП неисправен, то скорость перемещения закрылков уменьшается на 50 %.В этом случае на EWD EICAS появляется сообщение FLAPS LO SPEED, которое отображается янтарным цветом (Таблица 5).

Информация о неисправном приводе отображается в перечне неисправных систем INOP SYS страницы состояния STATUS FLAPS/SLATS 1 CH, либо FLAPS/SLATS 2 CH.

Если неисправны оба ЭГРП, то на EWD EICAS появляется сообщение FCS FLAPS/SLATS FAULT (Таблица 5).

СУМК посредством БУ ИВК-КСУ обеспечивает:

– предотвращение ранней уборки закрылков на режимах взлета и ухода на второй круг

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– автоматическую уборку механизации при подходе к допустимой максимальной скорости полета с выпущенной механизацией.

Если закрылки (предкрылки) заклинили (FLAPS/SLATS JAM) - разрешается повторный выпуск или повторная уборка механизации крыла.

Закрылки и предкрылки выпускаются перемещением рычага управления закрылками в необходимое положение (0, 1, 2, 3 или FULL). Механический стопор необходимо поднять для перемещения рычага управления закрылками.

Угловые отклонения закрылков приведены в (Таблица 1).

Таблица 1 Углы отклонения предкрылков/закрылков

Положение рычага управления закрылками	ПРЕДКРЫЛКИ (°)	ЗАКРЫЛКИ (°)	Конфигурация
0	0	0	–
1	24	0	1
	24	10	1 + F
2	24	18	2
3	28	27	3
Полный выпуск (FULL)	28	36	FULL

В случае потери управления механизацией крыла от рукоятки МУМК ИВК-КСУ, на EWD появляется сигнальное сообщение FLAPS LVR FAULT. Для таких случаев на МУМК установлена кнопка-табло резервного управления STBY FLAP CONTROL. Она предназначена для выпуска механизации крыла во взлетное положение 2. В штатном состоянии эта кнопка-табло закрыта блокирующей откидной рамкой. При нажатии, после открытия блокирующей рамки, на кнопке начинает светиться световое поле с отображением цифры 2. За весь полет допускается только однократное использование кнопки-табло STBY FLAP CONTROL. Повторное нажатие на кнопку блокируется и управление работой механизации крыла не выполняется.

При отказах СУМК (асимметрия, перекос и т.д.) СПЗК (СППК) работает в ограниченном диапазоне, в зависимости от текущего положения предкрылков (закрылков), в соответствии с (Таблица 2) и (Таблица 3). Логика защиты диапазона механизации следующая:

– если педкрылки установлены под углом менее 24° закрылки выпускаются в максимальное положение 18°. Если угол, в котором установлены предкрылки, больше или равен 24° - закрылки выпускаются до максимального положения

– Если угол установки закрылков больше или равен 25° - предкрылки остаются в положении 28°, при положении закрылков больше или равном 18° , но менее 25° - предкрылки убираются до минимального положения 24°. Если угол, в котором установлены закрылки менее 18° - предкрылки убираются до нулевого положения.

Таблица 2 Максимально безопасное положение закрылков при отказе предкрылков

Положение предкрылков	Положение закрылков
менее 24°	18°
больше или равно 24°	36°

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 3 Максимально безопасное положение предкрылков при отказе закрылков

Положение закрылков	Положение предкрылков
менее 18°	0°
больше или равно 18° и менее 25°	24°
больше или равно 25°	28°

На дисплее EWD EICAS отображаются янтарным цветом:

– при потере управления предкрылками - сигнальное сообщение SLATS FAULT (потеря управления предкрылками)

– при потере управления закрылками - сигнальное сообщение FLAPS FAULT (потеря управления закрылками) Таблица 5

8.4 Индикация положения закрылков на синоптической странице FCS

Обозначения положения закрылков показаны на (Рис. 18).

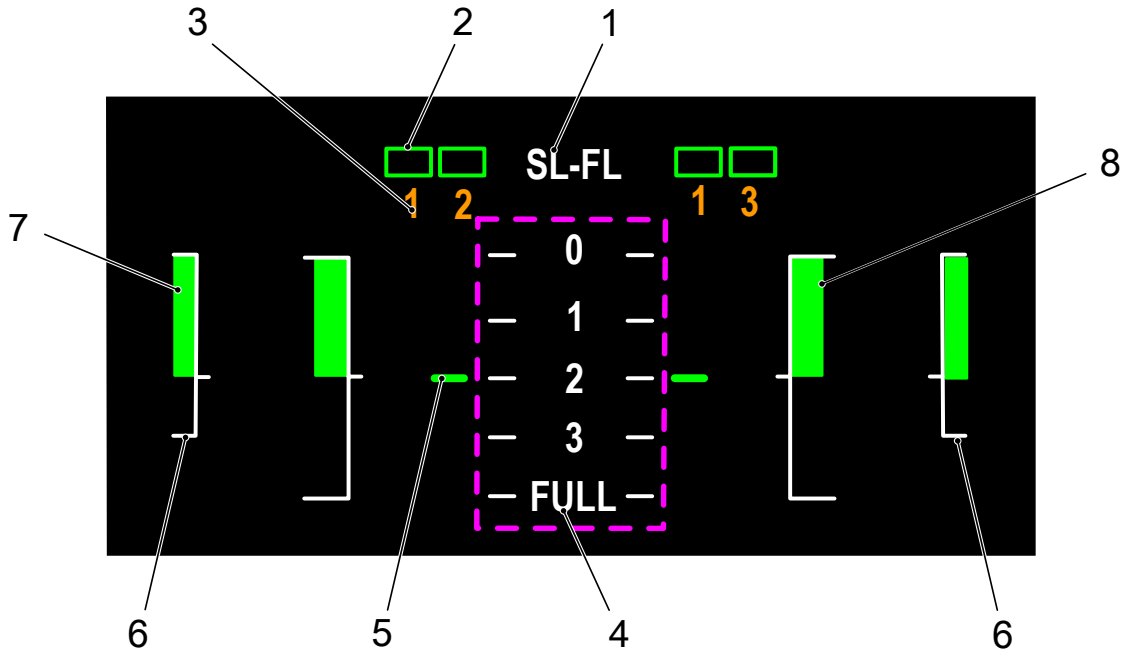
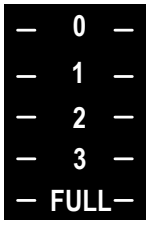
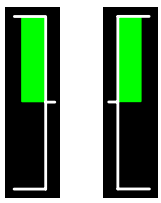
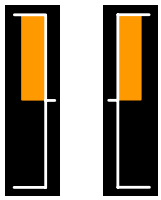
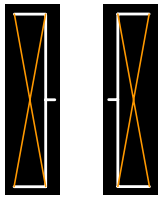
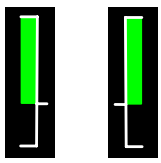
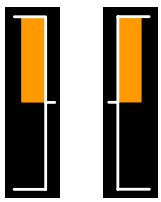


Рисунок 18 Индикация положения закрылков/препдкрылков на синоптической странице FCS

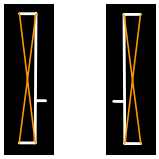
Условные обозначения к Рис. 18:

1	Обозначение наименования закрылков (предкрылков)	5	Установленное положение закрылков/предкрылков
2	Состояние приводов закрылков	6	Шкала угла отклонения левого (правого) закрылка
3	Состояние гидросистем	7	Положение предкрылков
4	Шкала угла отклонения закрылков	8	Положение закрылков

© ПАО "Корпорация "Иркут"

	Описание
SL-FL	Обозначение наименования закрылков/предкрылков (белым цветом):
	Привод закрылков активен
	Привод закрылков неисправен. Если один из приводов неисправен или неактивен, то скорость перемещения закрылков уменьшается на 50 %.
	Информация недостоверна
	Низкое давление в соответствующей гидросистеме(1,2,3)
	Информация недостоверна
	Шкала угла отклонения рычага управления закрылками имеет пять положений: 0, 1, 2, 3 и FULL Угол отклонения закрылков находится в пределах от 0° до 36°. средняя метка шкалы соответствует 18° (положение 2)
	Положение закрылков в данный момент
	В управлении закрылками появилась неисправность
	Информация недостоверна
	Положение предкрылков в данный момент
	В управлении предкрылками появилась неисправность

© ПАО "Корпорация "Иркут"

	Описание
	Информация недостоверна
UP	Закрылки и предкрылки полностью убраны.

8.5 Контроль работоспособности СУМК

Контроль функционирования СУМК разделен между двумя подсистемами - ИВК-КСУ и системой перемещения механизации крыла (СПМК).

Встроенный контроль, сосредоточенный в ИВК-КСУ, обеспечивает функции подобные тем, что описаны в системах, указанных выше.

9 Управление интерцепторами и воздушными тормозами (СУВТ)

СУВТ предназначена для торможения самолета в ручном (основном и резервном режимах работы КСУ) и автоматическом режимах полета, что позволяет сократить дистанцию пробега при посадке и прерванном взлете.

СУВТ выполняет следующие функции:

- автоматическое ограничение приборной скорости и числа М в полете
- автоматическое торможение самолета на пробеге и прерванном взлете
- аэродинамическое торможение самолета в ручном режиме
- контроль функционирования СУВТ.

9.1 Размещение

9.1.1 Интерцепторы

Интерцепторы (по четыре секции) размещены на верхней поверхности левой и правой консолей крыла ([6] Рис. 2).

9.1.2 Воздушные тормоза

Воздушные тормоза размещены по одному на верхней поверхности левой и правой консолей крыла ([7] Рис. 2).

9.2 Взаимодействие с другими системами

Схема взаимодействия системы управления интерцепторами и воздушными тормозами с другими системами представлена на Рис. 19.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

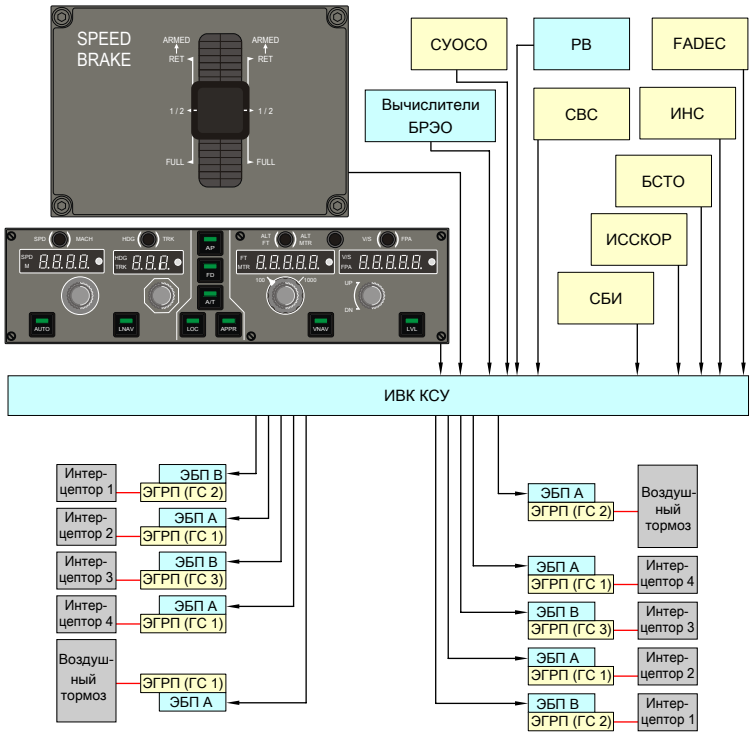


Рисунок 19 Схема взаимодействия СУВТ с другими системами

9.3 Работа

Управление интерцепторами и воздушными тормозами (ВТ) может происходить как автоматически от ИВК-КСУ, так и по командам экипажа. Управление интерцепторами и ВТ в режиме торможения выполняется от модуля управления воздушными тормозами (МУВТ).

Автоматическое аэродинамическое торможение самолета возможно только в основном режиме работы КСУ.

Автоматическое управление интерцепторами и воздушными тормозами (ВТ) выполняется с целью:

– ограничения приборной скорости и числа M

– торможения самолета на пробеге и прерванном взлете.

В зависимости от ряда условий возможно выполнение двух вариантов автоматического выпуска интерцепторов и воздушных тормозов:

– выпуск всех секций интерцепторов на ½ хода, условии, что:

  • рукоятка МУВТ находится в положении ARM
  • оба РУД находятся в положении РЕВЕРС или МАЛЫЙ ГАЗ
  • приборная скорость V_{IAS} более 54 kt (100 км/ч)
  • высота по радиовысотомеру Нрв менее 10 ft (3 м)
  • есть сигнал обжатия одной стойки шасси.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– выпуск всех секций интерцепторов и воздушных тормозов на полный ход при, при условии, что:

  • рукоятка МУВТ находится в положении ARM
  • оба РУД находятся в положении РЕВЕРС или МАЛЫЙ ГАЗ
  • приборная скорость V_{IAS} более 54 kt (100 км/ч)
  • Высота по радиовысотомеру Нрв менее 10 ft (3 м)
  • Есть сигнал обжатия двух стоек шасси.

Ручное торможение самолета в воздухе выполняется отклонением четырех пар интерцепторов (ВТ заблокированы).

Торможение при прерванном взлете или пробеге выполняется отклонением четырех пар интерцепторов и пары воздушных тормозов (при обжатии двух опор шасси, высоте менее 10 ft (3 м) и работе двигателей соответствующей реверсу или малому газу).

При обнаружении самопроизвольного выпуска интерцептора или воздушного тормоза (ВТ) ИВК-КСУ снимает питание с соленоидного клапана отказавшего ЭГРП, переводя привод в режим стопорения.

Если управление интерцепторами и воздушными тормозами от МУВТ отказало, то на EWD появляется сигнальное сообщение SPD-BK LVR FAULT, которое отображается янтарным цветом (Таблица 5).

Питание ЭГРП секций интерцепторов и ВТ выполняется попарно от трех независимых гидросистем с номинальным давлением 210 кгс/см^2(3000 psi).

9.3.1 Интерцепторы

Для уменьшения подъемной силы в необходимых случаях, на верхней поверхности каждой консоли крыла установлены по четыре секции интерцепторов. По три из них используются совместно с элеронами для управления по крену.

Каждый интерцептор имеет собственный ЭГРП.

Если один ЭГРП неисправен, то соответствующий интерцептор также неисправен и симметричный интерцептор отключается.

Сигнальная информация о неисправной паре интерцепторов отображается янтарным цветом в перечне неисправных систем INOP SYS страницы состояния STATUS:

– SPL S1 (пара интерцепторов 1)

– SPL S2 (пара интерцепторов 2)

– SPL S3 (пара интерцепторов 3)

– SPL S4 (пара интерцепторов 4).

Когда срабатывает секция интерцептора одной консоли крыла, срабатывает также и установленная симметрично секция интерцептора на противоположной консоли (образуя пару интерцепторов).

В случае самопроизвольного выпуска одной из секций интерцепторов используется наиболее эффективный способ парирования этого отказа - выпуск симметричной секции.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Угол отклонения интерцепторов, когда они используются совместно с воздушными тормозами для уменьшения подъемной силы и торможения, равен (48 ± 1)°.

Угол отклонения интерцепторов, когда они используются совместно с элеронами, равен (40 ± 1)°.

9.3.2 Воздушные тормоза

Каждый воздушный тормоз имеет собственный ЭГРП.

Если один ЭГРП неисправен, то соответствующий воздушный тормоз также неисправен и симметрично расположенный воздушный тормоз отключается.

Информация о неисправности воздушных тормозов SPD-BK отображается янтарным цветом в перечне неисправных систем INOP SYS страницы состояния STATUS

Когда срабатывает секция воздушных тормозов на одной консоли, симметрично расположенная симметричная секция на другой консоли также срабатывает.

Для исключения самопроизвольного выпуска воздушного тормоза (ВТ) на этапах взлета или посадки ИВК-КСУ направляет сигнал для снятия питания с соленоидного клапана ЭГРП, переводя привод в режим стопорения.

Угол отклонения воздушных тормозов равен (48 ± 1)°.

9.4 Органы управления и индикации

9.4.1 Органы управления интерцепторами и воздушными тормозами

Управление интерцепторами и воздушными тормозами выполняется с пульта управления воздушными тормозами (МУВТ).

Управление парами интерцепторов 2, 3 и 4 выполняется также и боковой ручкой управления (УБРУ) для управления по крену.

Пульт управления воздушными тормозами (МУВТ)Рис. 20 установлен на пьедестале.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

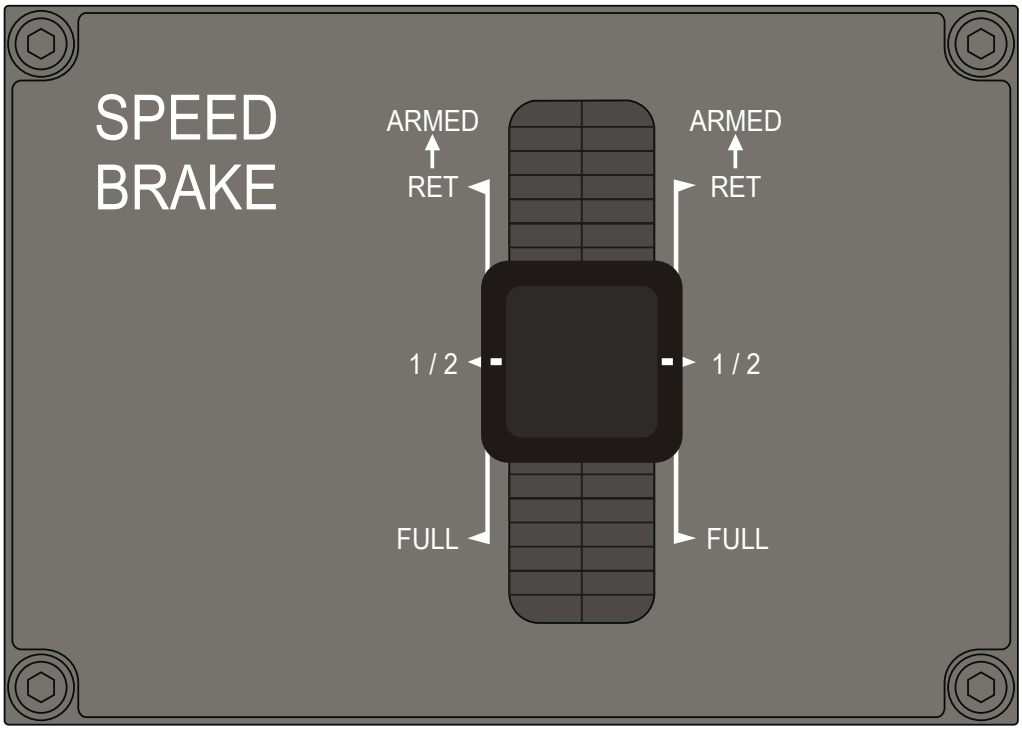


Рисунок 20 Пульт управления воздушными тормозами (МУВТ)

Если рычаг на МУВТ установлен в положение ARMED интерцепторы и воздушные тормоза автоматически выпускаются при посадке и прерванном взлете. Для установки в положение ARMED рычаг необходимо поднять вверх из положения RET. В положении ARMED рычаг фиксируется.

Для выхода из положения ARMED на рычаг необходимо надавить, после чего рукоятка перемещается в положение RET.

При установке в положение FULL рычаг фиксируется.

Для перестановки рычага из положения FULL в положени RET, на рукоятку необходимо надавить.

Летный экипаж может выполнять ручное управление выпуском/уборкой интерцепторов и воздушных тормозов перемещением рычага модуля управления воздушными тормозами МУВТ в положение FULL (полный выпуск), 1/2 (выпуск наполовину) или RET (уборка).

9.4.2 Индикация для интерцепторов и воздушных тормозов на синоптической странице системы управления (FCS)

Обозначения положения для интерцепторов и воздушных тормозов показаны на (Рис. 21).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

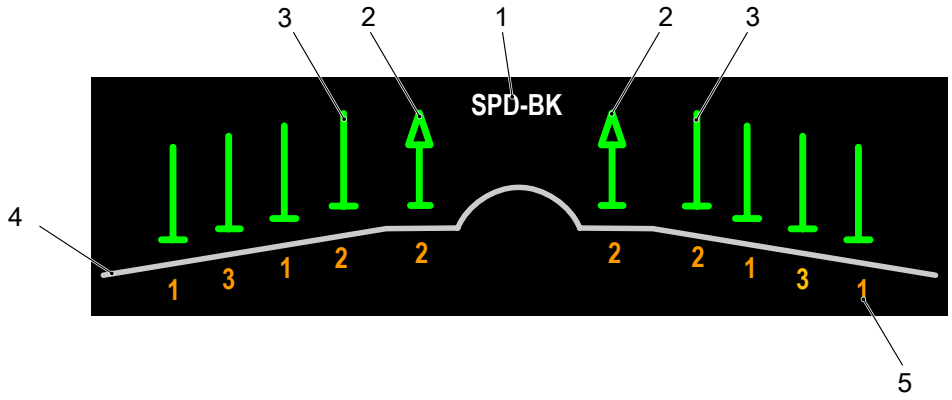


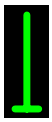
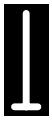
Рисунок 21 Обозначения положения и состояния для интерцепторов и воздушных тормозов

Условные обозначения к Рис. 21:

1	Наименования интерцепторов и воздушных тормозов	4	Форма обвода крыла и фюзеляжа
2	Положение воздушных тормозов	5	Состояние гидросистем
3	Положение интерцепторов		

Поз.	Описание
SPD-BK	Обозначение наименования интерцепторов и воздушных тормозов.
	Положение воздушных тормозов. Высота стрелки пропорциональна углу отклонения воздушного тормоза. Максимальный угол отклонения воздушного тормоза равен (48 ± 1)°
	Отклонение в настоящий момент при неисправном приводе воздушного тормоза
	Отклонение в настоящий момент при неактивном приводе воздушного тормоза

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Поз.	Описание
	Положение левого/правого интерцепторов. Высота вертикальной линии пропорциональна углу отклонения интерцептора. Максимальный угол отклонения интерцептора равен (48 ± 1)°. **Примечание** Обозначения для пар интерцепторов 2, 3 и 4 идентичны обозначению пары интерцепторов 1, кроме гидросистемы, питающей приводы интерцепторов.
	Отклонение в настоящий момент при неактивном приводе интерцептора
	Отклонение в настоящий момент при неактивном приводе интерцептора
	Низкое давление в соответствующей гидросистеме
	информация недостоверна
	Форма обвода крыла и фюзеляжа

9.4.3 Индикация положения интерцепторов и воздушных тормозов на EWD

Индикация положения интерцепторов и воздушных тормозов в правой нижней зоне EWD идентична отображаемой на синоптической странице FCS, кроме состояния гидросистемы, которое не отображается.

9.5 Автоматическое аэродинамическое торможение самолета

Автоматическое аэродинамическое торможение самолета возможно только в основном режиме работы КСУ и выполняется отклонением четырех интерцепторов и воздушного тормоза (ВТ), размещенных на каждой консоли крыла, по сигналам ИВК-КСУ через пять соответствующих МУП (один МУП управляет двумя симметричными секциями интерцепторов и ВТ).

Функция автоматического ограничения приборной скорости и числа М выполняется способом повышения устойчивости по скорости – формируются управляющие сигналы на отклонение руля высоты на кабрирование и на выпуск всех интерцепторов пропорционально превышению установленных ограничений приборной скорости и числа М полета.

Функция автоматического торможения самолета на пробеге и прерванном взлете обеспечивает автоматический выпуск интерцепторов и воздушных тормозов для уменьшения дистанции пробега по ВПП.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

В зависимости от условий возможно выполнение двух вариантов автоматического выпуска интерцепторов и воздушных тормозов:

– выпуск всех секций интерцепторов на ½ хода, при условии, что:
  - рукоятка модуля управления воздушными тормозами (МУВТ) находится в положении ARMED
  - оба РУД находятся в положении реверса или малого газа
  - приборная скорость самолета превышает 54 kt (100 км/ч)
  - высота по радиовысотомеру менее 10 ft (3 м)
  - есть признак обжатия одной основной стойки шасси
– выпуск всех секций интерцепторов и воздушных тормозов на полный ход, при условии, что:
  - рукоятка МУВТ находится в положении ARMED
  - оба РУД находятся в положении реверса или малого газа
  - приборная скорость самолета превышает 54 kt (100 км/ч)
  - высота по радиовысотомеру менее 10 ft (3 м)
  - есть признак обжатия двух основных стоек шасси.

9.6 Ручное аэродинамическое торможение самолета

Ручное аэродинамическое торможение самолета возможно в основном и резервном режимах работы КСУ по сигналам от МУВТ через пять соответствующих МУП.

Ручное торможение самолета в воздухе выполняется отклонением четырех пар интерцепторов (ВТ заблокированы).

Торможение на прерванном взлете или пробеге выполняется отклонением четырех пар интерцепторов и пары воздушных тормозов (при обжатии двух опор шасси, высоте менее 10 ft (3 м) и работе двигателей соответствующей реверсу или малому газу).

В полете с помощью МУВТ возможно отклонение только интерцепторов.

10 Информационно- вычислительный комплекс ИВК- КСУ-МС-21

Информационно-вычислительный комплекс комплексной системы управления (ИВК-КСУ) предназначен для формирования управляющих сигналов, по которым обеспечивается отклонение аэродинамических поверхностей управления самолета, при пилотировании в ручном и автоматическом режимах управления полетом.

В состав ИВК-КСУ входят два блока управления (БУ) – левый и правый, с расположенными в них вычислительными модулями (МВ) и модулями управления приводами (МУП).

Каждый блок управления (БУ) состоит из:

– трех вычислительных модулей (МВ)

– четырех модулей управления приводами (МУП).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

10.1 Состав

ИВК - это электронно-вычислительная система.

В информационно-вычислительном комплексе два блока управления (БУ) - левый и правый, в которых размещена вычислительная часть ИВК. Левый и правый блоки управления одинаковы.

В каждый блок управления (БУ) входят:

– шесть модулей вычислительных (трех типов) МВ-9, МВ-10, МВ-11 (вычислители основного режима управления), которые обеспечивают связь ИВК с другими системами самолета, для выполнения функций основного режима управления. Каждый МВ имеет в своем составе два микровычислителя:

  • вычислитель системы дистанционного управления (СДУ)

  • вычислитель системы автоматического управления (САУ)

– восемь модулей управления приводами (двух типов) МУП-3 и МУП-4 (вычислители резервного режима), которые обеспечивают:

  • передачу сигналов от датчиков органов управления в вычислители МВ и управление приводами по сигналам вычислителей

  • прямое управление приводами по сигналам от датчиков органов управления в резервном режиме управления.

В каждом МУП есть канал управления и канал контроля.

Канал управления МУП выполняет функцию управления перемещением аэродинамических поверхностей. Канал контроля отслеживает работу канала управления и переводит систему в безопасный режим функционирования при возникновении и обнаружении отказа в работе системы.

В состав ИВК также входят:

– четыре измерителя параметров движения ИПДММ-2, которые выдают данные в модули МУП для обеспечения заданных характеристик демпфирования в резервном режиме управления.

– пульт управления автоматическими режимами ПУ-68, который совместно с тремя модулями МВ, установленными в левом блоке управления, обеспечивает функционирование САУ.

10.2 Размещение

Блоки управления БУ-2 (левый и правый) ИПДММ-2 ИВК-КСУ размещены в зонах бортового оборудования, соответственно на левом и правом борту раздельно. Пульт управления САУ - в кабине экипажа.

10.3 Взаимодействие с другими системами

Схема взаимодействия ИВК-КСУ-МС-21 с другими системами показана на (Рис. 22).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

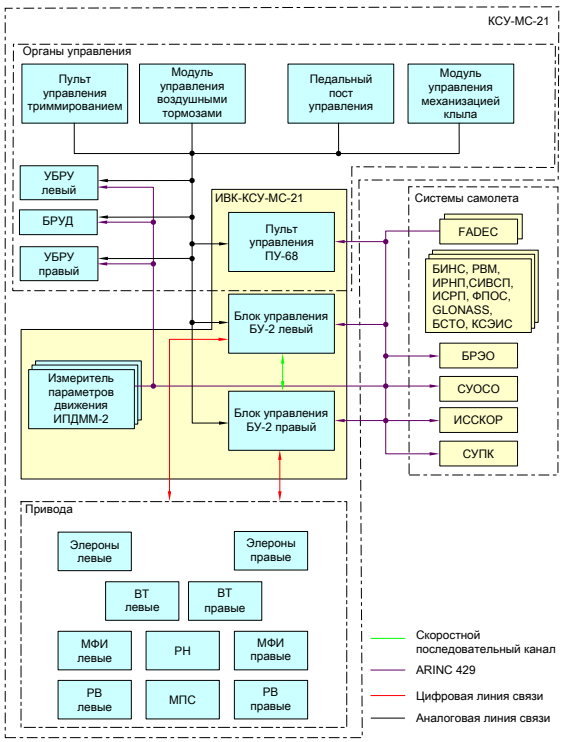


Рисунок 22 Схема взаимодействия ИВК-КСУ-МС-21 с другими системами

10.4 Работа

Информационно-вычислительный комплекс (ИВК-КСУ-МС-21):

– обрабатывает сигналы поступающие от датчиков КСУ и взаимодействующих систем

– вычисляет команды управления

– через каналы управления управляет приводами для установки аэродинамических управляющих поверхностей в заданное положение с целью выполнения полета по расчетной траектории.

При этом обеспечиваются:

– оптимальные характеристики устойчивости и управляемости

– автоматическое ограничение предельных режимов полета по углу атаки, скорости и перегрузке.

ИВК управляет следующими приводами и механизмами отклонения аэродинамических управляющих поверхностей:

– четырьмя ЭГРП элеронов

– четырьмя ЭГРП двухсекционного руля высоты (РВ)

– тремя ЭГРП руля направления (РН)

– восемью ЭГРП многофункциональных интерцепторов (МФИ)

– двумя ЭГРП воздушных тормозов (ВТ)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– двухканальным гидравлическим приводом закрылков (ЗК)

– двухканальным гидравлическим приводом предкрылков (ПК)

– двухканальным электрическим механизмом перестановки стабилизатора (МПС).

Для реализации функций автоматического управления пилоты используют пульт управления ПУ-68.

Пульт ПУ-68 предназначен для:

– формирования и выдачи в вычислители САУ запросов на включение/отключение режимов САУ, вводимых при помощи кнопок на лицевой панели ПУ-68

– приема от вычислителей и индикации режимов САУ

– формирования и выдачи в вычислители САУ заданных параметров управления полетом

– приема от вычислителей САУ и индикации заданных параметров управления полетом

– управления включением/выключением индикации режимов САУ и заданных параметров по сигналам управления и исправности от вычислителей САУ.

Для обеспечения необходимого уровня отказобезопасности и повышения отказоустойчивости в ИВК используется резервирование основных функциональных модулей каналов пульта управления ПУ-68 и линий межмодульного обмена.

При частичных отказах ИВК и/или взаимодействующих систем выполняется реконфигурация алгоритмов управления с постепенной деградацией реализуемых функций.

В резервном режиме вычисление управляющих сигналов выполняется в вычислителях МУП. В вычислителях МУП обеспечиваются вычисления заданных положений рулевых поверхностей по упрощенным алгоритмам управления. Необходимые сигналы для упрощенных законов управления напрямую введены в ИВК с датчиков входной информации.

Из ИВК информация передается во взаимодействующие системы и устройства.

Контроль работоспособности контура привода обеспечивается в вычислителях резервного управления.

Блок-схема ИВК-КСУ-МС-21 показана на (Рис. 23).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

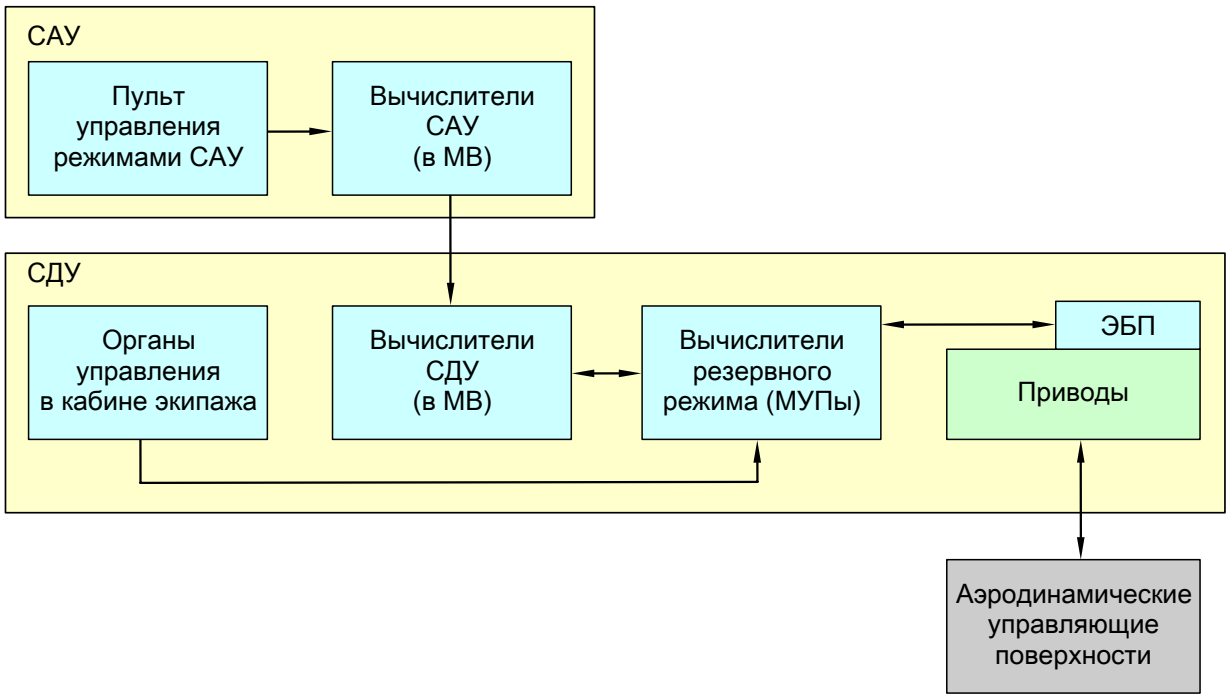


Рисунок 23 Блок-схема ИВК-КСУ-МС-21

10.4.1 Работа в основном режиме управления

Основной режим управления выполняется при наличии необходимых сигналов от взаимодействующих систем, при исправности двух и более вычислителей основного режима.

В основном режиме управления вычислительные модули и модули управления приводами формируют управляющие сигналы в приводы элеронов, интерцепторов, ВТ, РВ, РН, стабилизатора и механизации крыла, а так же сигналы в систему автоматического управления полетом и тягой двигателей.

При перемещении органов управления аналоговые сигналы от:

– левой и правой универсальной боковой ручки управления (УБРУ)

– педального поста управления (ППУ)

– модуля управления воздушными тормозами (МУВТ)

– модуля управления механизацией крыла (МУМК)

поступают в модули управления приводами (МУП) левого и правого блоков управления.

Модули МУП выполняют контроль датчиков аналоговых сигналов. Для обработки в МУП принимаются сигналы от исправных датчиков.

Также в МУП поступают:

– разовые команды от УБРУ, пульта управления триммированием (ПУТ), системы управления общесамолетным оборудованием (СУОСО), гидросистемы (ГС), от модуля управления механизацией крыла

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– сигналы положения и состояния приводов

– сигналы ИПДММ-2 (для контроля работоспособности и использования в резервном режиме управления).

В основном режиме управления каждый МУП передает принятые сигналы в вычислители СДУ и САУ вычислительных модулей левого БУ-2 и в вычислители СДУ вычислительных модулей правого БУ-2.

От взаимодействующих бортовых систем (СИВСП, БИНС, РВМ, FADEC, ФПОС, ИСРП) вычислители СДУ модулей МВ левого и правого БУ-2 получают сигналы по каналам последовательного биполярного кода ARINC-429.

Вычислительные модули выполняют контроль исправности и достоверности полученных сигналов.

Вычислители СДУ модулей МВ в левом и правом БУ-2 осуществляют вычисление управляющих сигналов в соответствии с алгоритмами основного режима управления.

Вычисленные сигналы передаются в МУП левого и правого БУ-2.

МУП выполняют контроль достоверности сигналов.

10.4.2 Работа в режиме автоматического и директорного управления и автоматического управления тягой

САУ, совместно с взаимодействующим оборудованием, обеспечивает выполнение следующих функций:

– автоматическое управление полетом

– автоматическое управление прямой тягой

– предотвращение выхода самолета при работе в автоматических режимах за установленные для данных режимов ограничения

– обеспечение экипажа информацией для директорного управления полетом

– формирование и выдача в КСЭИС и ИССКОР информации о состоянии системы

– обмен информацией с внешними системами

– введение с ПУ-68 заданных значений по высоте, приборной скорости/числу М, вертикальной скорости/ углу наклона траектории, путевому углу/курсу

– управление самолетом в условиях сдвига ветра и автоматическое парирование сдвига ветра

– формирование и выдачу сигналов для автоматической балансировки в каналах крена и курса (в режимах автоматического управления).

Алгоритмы автоматического и директорного управления и автоматического управления тягой двигателей выполняются (формируются) в вычислителях САУ, расположенных в одних и тех же модулях МВ с вычислителями системы СДУ, левого блока управления.

Входной информацией для вычислителей САУ являются следующие данные:

– поступающие от вычислителей основного канала управления

– поступающие от ПУ-68 и от других вычислителей САУ

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– поступающие от систем ИРНП, GLONASS, БИНС, СИВСП, ФПОС

– поступающие от взаимодействующих систем, ПУ-68, БРУД и УБРУ.

При включении на ПУ-68 режима автоматического управления вычислители САУ в модулях МВ проверяют исправность каналов пульта и разрешают обмен информацией с пультом и включение индикации.

Вычислители САУ выполняют вычисление управляющих сигналов в соответствии с алгоритмами автоматического управления и передают эти сигналы в вычислители СДУ своих модулей МВ. Вычислители СДУ корректируют вычисленные сигналы САУ по алгоритмам СДУ. Из вычислителей СДУ сигналы автоматического управления передаются в модули МУП для формирования управляющих сигналов и передачи их в приводы.

Для выполнения функций положения самолета САУ, во взаимодействии с другими системами самолета, обеспечивает функцию "Защита диапазона" и выполнение следующих режимов управления:

– "Вертикальная скорость"

– "Угол наклона траектории"

– "Стабилизация высоты"

– "Выход на заданный эшелон"

– "ЗПУ/ЗК"

– "Стабилизация скорости/Маха"

– "Вертикальная навигация"

– "Горизонтальная навигация"

– "Заход на посадку"

– "Курсовая зона"

– "Директорный взлет"

– "Уход на второй круг".

Указанные выше режимы предполагают автоматическое и директорное управление, за исключением режима "Стабилизация V/M", который выполняется только автоматически через A/T.

10.4.3 Ограничения

Ограничения по использованию автопилота и автомата тяги:

– минимальная высота включения автопилота относительно поверхности измерения составляет100 футов (30 метров)

– минимальная высота отключения автопилота в режиме захода на посадку:

  • для III категории ICAO - не отключается

  • для II категории ICAO - 50 футов (15 метров)

  • для I категории ICAO - 100 футов (30 метров) .

© ПАО "Корпорация "Иркут"

11 Органы управления и индикации КСУ-МС-21

Индикация работы и состояния КСУ-МС-21 отображается на индикаторах центральной системы индикации в кабине экипажа (EICAS):

– пилотажного индикатора (PFD) (Рис. 24)

– индикатора основных параметров двигателя и предупреждений экипажа (EWD) в зоне индикации КСУ

– индикатора состояния систем КСУ на синоптической странице FCS (Рис. 28).

11.1 Индикация рабочих режимов и состояния КСУ–МС-21 на пилотажном индикаторе (PFD)

На индикаторе PFD (Рис. 24) отображаются:

– подготовленные и выполняемые режимы САУ (FMA)

– все заданные и текущие значения параметров пилотирования (пространственного положения самолета, его воздушно-скоростных и высотных характеристик (Рис. 25) и горизонтальной обстановки) (Рис. 26.

Общий вид индикатора PFD показан на (Рис. 24).

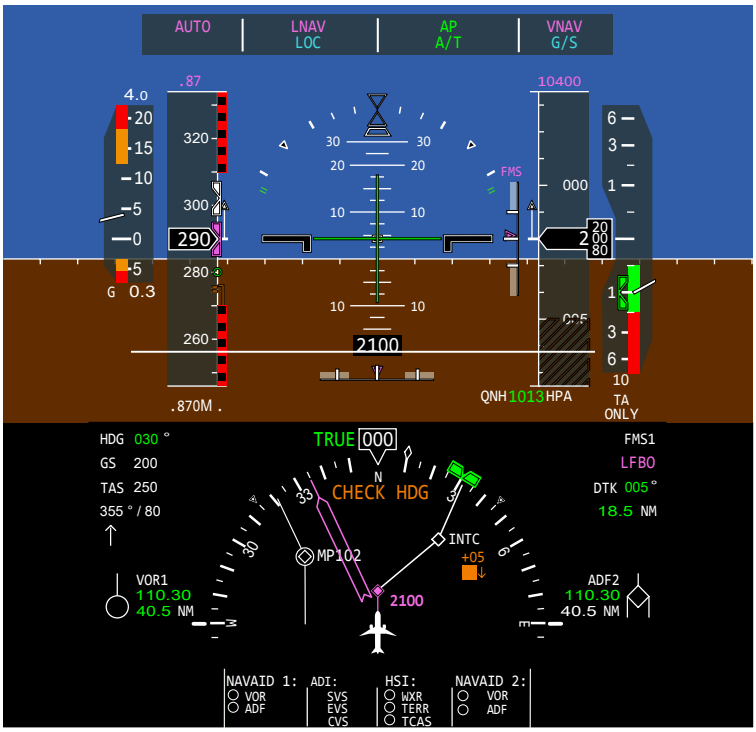


Рисунок 24 Индикатор PFD

Пример индикации пространственного положения показан на (Рис. 25)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

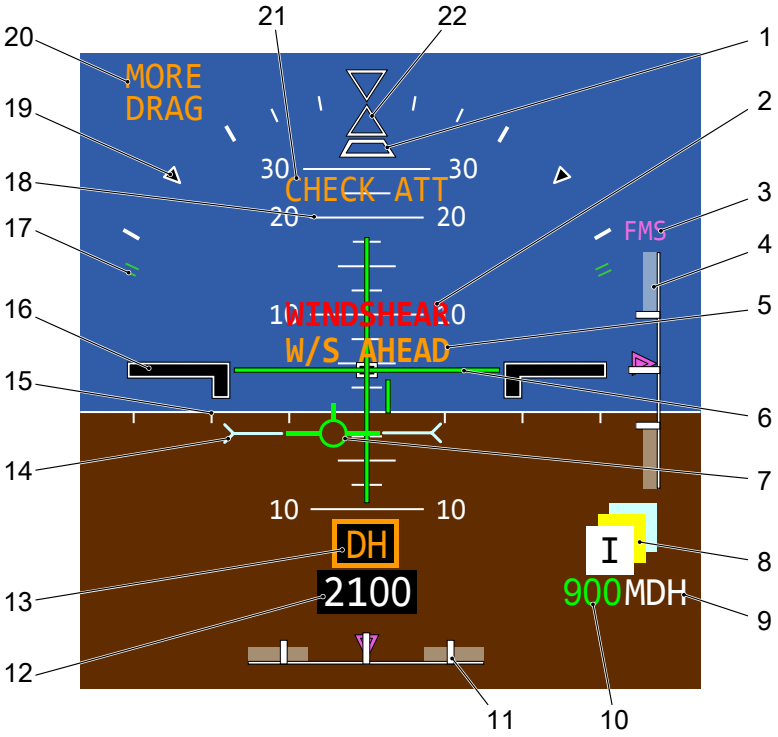


Рисунок 25 Индикатор пространственного положения формата PFD

Условные обозначения к Рис. 25:

1	Индекс угла скольжения	12	Индикация высоты по радиовысотомеру
2	Предупреждающая сигнализация о попадании в сдвиг ветра	13	Сигнализатор о достижении высоты принятия решения
3	Источник данных об отклонении по вертикали	14	Заданный угол наклона траектории полета
4	Шкала и индекс отклонения по вертикали	15	Метки курса на авиагоризонте
5	Предупреждающая сигнализация об обнаружении сдвига ветра	16	Обозначение самолета
6	Директорные планки	17	Символ защиты от превышения максимально допустимых углов крена и тангажа
7	Вектор траектории полета	18	Шкала тангажа
8	Индикаторы маркерных радиомаяков	19	Шкала крена
9	Индикация значения высоты принятия решения	20	Сообщение о необходимости увеличения интенсивности торможения
10	Индикация минимальной высоты снижения	21	Сигнализатор о рассогласовании пространственного положения
11	Шкала и индекс отклонения по горизонтали	22	Индекс угла крена

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Пример индикации горизонтальной обстановки показан на (Рис. 26).

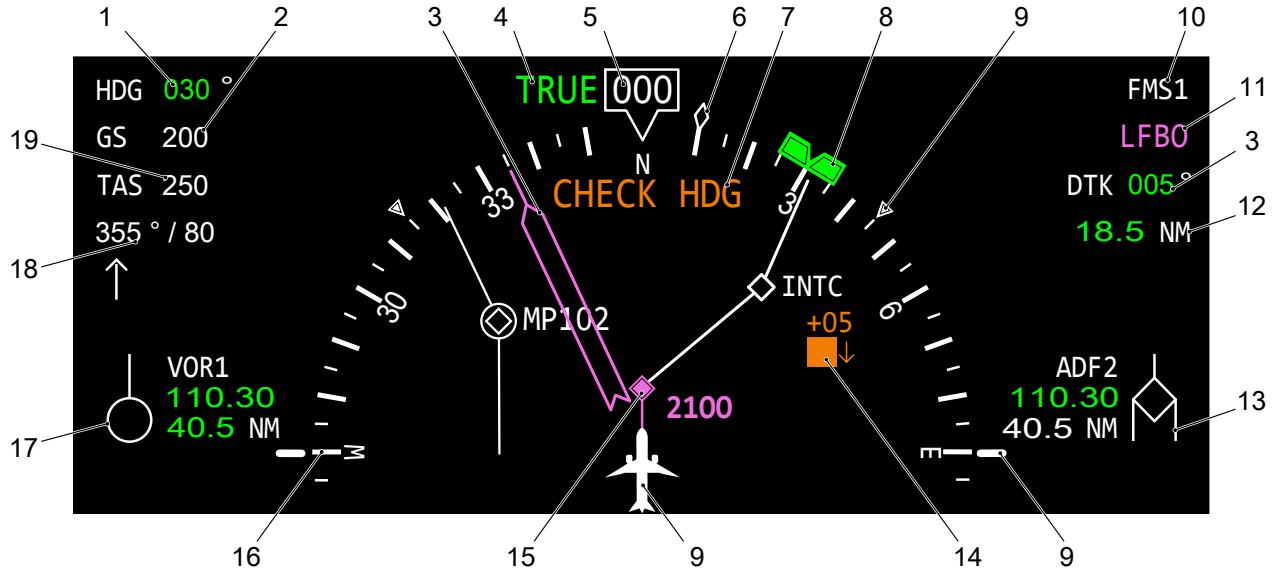


Рисунок 26 Индикатор горизонтальной обстановки на PFD

Условные обозначения к Рис. 26:

1	Индикация числового значения заданного курса / заданного путевого угла	11	Индикация частоты радионавигационного средства / следующего ППМ
2	Индикация числового значения путевой скорости	12	Индикация расстояния до радионавигационного средства / следующего ППМ
3	Индикация выбранного курса / путевого угла	13	Индикация указателя пеленга комплекта №2
4	Индикация признака истинного курса	14	Индикация символов от системы TCAS
5	Индикация текущего значения курса	15	Индикация заданного маршрута от FMS
6	Индикация текущего путевого угла	16	Индикация шкалы курса
7	Индикация предупреждения о рассогласовании данных по курсу	17	Индикация указателя пеленга комплекта №1
8	Индикация заданного значения курса / заданного путевого угла	18	Индикация направления ветра и угла сноса
9	Индикация статических маркеров и символа самолета	19	Индикация числового значения истинной воздушной скорости
10	Индикация источника навигационных данных		

© ПАО "Корпорация "Иркут"

В соответствии с режимом работы КСУ индикатор шкалы угла атаки PFD имеет следующую индикацию (Рис. 27):

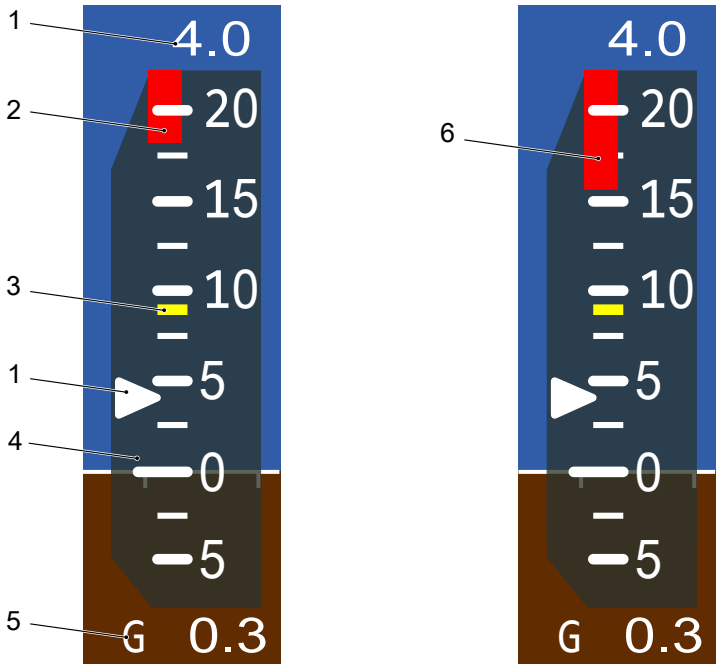


Рисунок 27 Индикатор шкалы угла атаки PFD

Условные обозначения к Рис. 27:

1	Индикация текущего значения угла атаки на шкале и числового значения	**4**	Индикация шкалы угла атаки
2	Индикация зоны максимально достижимого значения угла атаки	**5**	Индикация числового значения перегрузки
3	Индикация угла атаки, при котором происходит отключение автопилота	**6**	Индикация зоны предупреждения о сваливании

11.2 Индикация КСУ на дисплее систем (СД)

Летный экипаж вызывает синоптическую страницу системы управления самолетом, нажав кнопку дисплея систем (SD), затем вызывает кадр системы управления самолетом (FCS).

Информация о положении поверхностей управления самолетом и состояние вычислительных модулей (блоков КСУ) отображается на синоптической странице FCS с индикацией номера неработающей гидросистемы под обозначением управляемой ею рулевой поверхности (Рис. 28:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

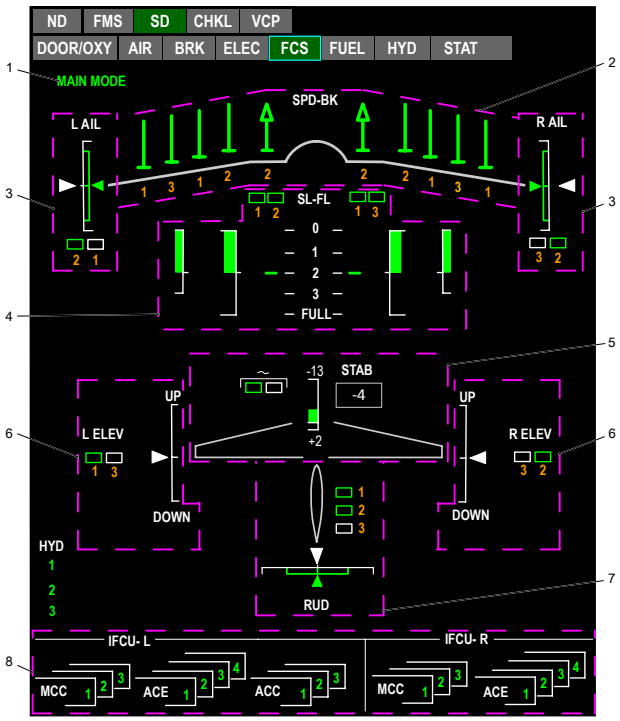


Рисунок 28 Пример страницы FCS

Условные обозначения к Рис. 28:

1	Индикация положения и состояния режимов управления КСУ	5	Индикация положения и состояния стабилизатора (STAB)
2	Индикация положения и состояния интерцепторов и воздушных тормозов (SPD-BK)	6	Индикация положения и состояния руля высоты (L ELEV, R ELEV)
3	Индикация положения и состояния элеронов (L AIL, R AIL)	7	Индикация положения и состояния руля направления (RUD)
4	Индикация положения и состояния предкрылков и закрылков (SL-FL)	8	Индикация положения и состояния блоков КСУ

11.2.1 Индикация режимов управления КСУ

На синоптической странице FCS отображается:

– информация о включении основного режима управления самолетом - надпись зеленого цвета MAIN MODE

– информация о включении резервного режима управления самолетом - надпись зеленого цвета RESERVE MODE

– сигнальное сообщение о недостоверности информации о режиме управления КСУ - надпись янтарного цвета NO DATA.

Информация о режимах управления КСУ может отображаться в трех вариантах:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

MAIN MODE	активен основной режим
RESERVE MODE	резервный режим
NO DATA	информация недостоверна

11.2.2 Индикация блоков КСУ

Этот индикатор отображает состояние левого и правого блоков КСУ (Рис. 29).

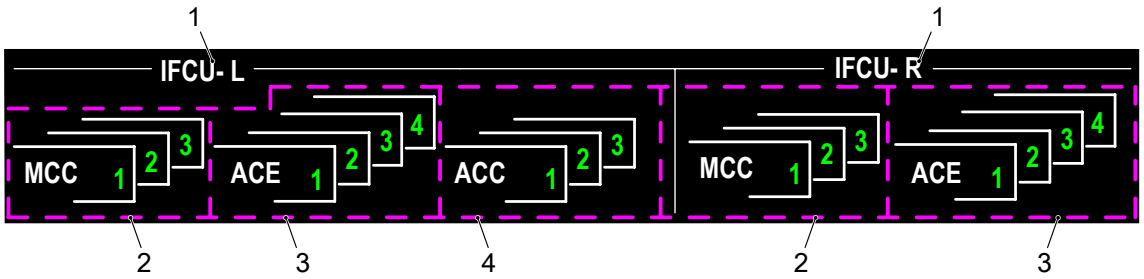


Рисунок 29 Индикация состояния блоков КСУ

Условные обозначения к Рис. 29:

1	Левый и правый основные блоки управления самолетом (КСУ)	3	Вычислители резервного режима управления
2	Вычислители основного режима управления	4	Вычислители состояния системы автоматического управления САУ (автопилота)

Таблица 4 Индикация, отображаемая на индикаторе блоков КСУ

	Описание
MCC	Неисправность основного режима
MCC	Данные недостоверны
ACE	Включен резервный режим управления
ACE	Неисправность резервного режима управления
ACE	Данные недостоверны
1	Компьютер включен
1	Неисправность компьютера
	Данные недостоверны
ACC	Индикация ACC (Automatic Control Computer) - вычислители состояния системы автоматического управления САУ (автопилота)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Индикация состояния блоков КСУ не отображается, если:

– режимы КСУ и индивидуальные каналы компьютеров не имеют неисправностей

– отсутствует сигнал обжатия опор шасси.

11.3 Индикация КСУ на экране отображения параметров двигателя и предупреждений EWD

Информация комплексного кадра EWD определяется объемом, достаточным для безопасного завершения полета при любых видах отказов КСУ-МС-21.

На следующем рисунке показана индикация состояния и положения многофункциональных интерцепторов (МФИ), воздушных тормозов (ВТ) и механизации крыла (предкрылков и закрылков) на EWD отображена на (Рис. 30).

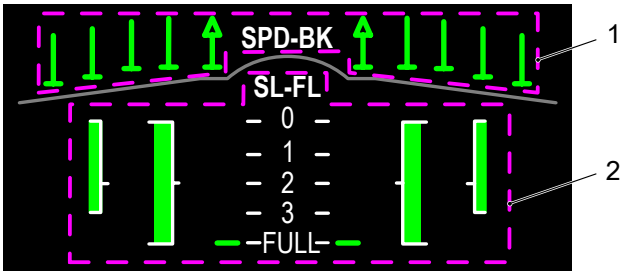


Рисунок 30 Состояние и положение интерцепторов, воздушных тормозов и механизации крыла

Условные обозначения к Рис. 30:

1	Состояние и положение интерцепторов и воздушных тормозов	2	Положение механизации крыла

12 Сигнализация

12.1 Сообщения EICAS комплексной системы управления (КСУ) приведены в (Таблица 5).

Таблица 5 Световая, текстовая и звуковая сигнализация об отказах

Текстовое сообщение на EWD	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета (Рис. 21)
DUAL INPUT STICKS	Предупреждающее (Warning)	При одновременном перемещении обеих УБРУ	Речевое сообщение: “Dual input stics” два раза с интервалом 5с	Нет
L(R) STICK FAULT	Аварийное (Warning)	Отказ левой (правой) УБРУ	Речевое сообщение: "Left (right)stics falt" два раза с интервалом 5с	Нет

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 5 Световая, текстовая и звуковая сигнализация об отказах

Текстовое сообщение на EWD	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета (Рис. 21)
STBY DAMPER FAULT	Аварийное (Warning)	Отказ демпфирования движения самолета по всем каналам (только для резервного режима КСУ)	Речевое сообщение: "Dempfer fault" два раза с интервалом 5с	Нет
AP OFF	Аварийное (Warning)	Отключение автопилота (АП) от кнопки на УБРУ, на ПУ САУ или пе ресиливанием УБРУ	Звуковой сигнал "Кавалерийская атака"	Нет
AP FAULT	Аварийное (Warning)	Отказ автопилота (АП)	Звуковой сигнал "Кавалерийская атака"	2
L (R) STICK JAM	Предупреждающее (Caution)	Заклинивание левой (правой) БРУ	Один удар колокола	Нет
L (R) ELEV FAULT	Предупреждающее (Caution)	Потеря управления левой (правой) секцией РВ	Один удар колокола	2, 7
PEDAL COPLE FAULT	Предупреждающее (Caution)	Несвязанный режим ППУ	Один удар колокола	Нет
A/G PROT DEGRAD	Предупреждающее (Caution)	Снижение точности работы ограничительных функций по углу атаки и перегрузке	Один удар колокола	2, 7
PROT FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ ограничения по углу атаки и скольжения, защиты по минимальной и максимальной скорости, защиты по перегрузке	Один удар колокола	Нет
ASM/THR PROT FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ функции парирования несимметричной тяги двигателей	Один удар колокола	Нет
LOW ALT PROT FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ ограничителей углов крена и тангажа малых высот	Один удар колокола	3-5

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 5 Световая, текстовая и звуковая сигнализация об отказах

Текстовое сообщение на EWD	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета (Рис. 21)
DUAL INPUT PEDALS	Предупреждающее (Caution)	При одновременном перемещении обеих ППУ	Речевое сообщение: "Dual input pedals" два раза с интервалом 5с	8, 9
L (R) ELEV FAULT	Предупреждающее (Caution)	Потеря управления левой (правой) секцией РВ	Один удар колокола	2, 7
L (R) AIL FAULT	Предупреждающее (Caution)	Потеря управления левым (правым) элероном	Один удар колокола	2, 7
A/T OFF	Предупреждающее (Caution)	Отключение автомата тяги (АТ) от кнопки AT DISC на РУД, A/T на ПУ САУ или пересиливанием РУД	Один удар колокола	Нет
LEFT (RIGHT) A/T OFF	Предупреждающее (Caution)	Отключение автомата тяги (АТ) левого (правого) двигателя из-за пересиливания левого (правого) РУД	Один удар колокола	Нет
LEFT (RIGHT) A/T FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ автомата тяги (АТ) на левом (правом) РУД или полный отказ FADEC левого(правого) двигателя при включенном автомате тяги (АТ)	Один удар колокола	Нет
MAIN MODE FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ автомата тяги (АТ)	Один удар колокола	Нет
MAIN MODE FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ основного режима управления	Речевое сообщение: "Main modt fault" два раза с интервалом 5с	Нет
SPD-BK FAULT	Предупреждающее (Caution)	Потеря управления воздушными тормозами	Один удар колокола	2, 3
SPD-BK LVR FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ рукоятки управления воздушными тормозами	Один удар колокола	2, 3

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 5 Световая, текстовая и звуковая сигнализация об отказах

Текстовое сообщение на EWD	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета (Рис. 21)
RUDDER DEGRAD	Предупреждающее (Caution)	Уменьшение располагаемого шарнирного момента РН в два раза	Один удар колокола	2, 7
RUDDER FAULT	Предупреждающее (Caution)	Потеря управления РН	Речевое сообщение: "Rudder fault" два раза с интервалом 5с	8, 9
RUDDER JAM	Предупреждающее (Caution)	Заклинивание РН	Один удар колокола	Нет
STAB FAULT	Предупреждающее (Caution)	Потеря управления стабилизатором	Один удар колокола	Нет
FLAPS FAULT	Предупреждающее (Caution)	Потеря управления закрылками	Один удар колокола	2, 7
FLAPS JAM	Предупреждающее (Caution)	Заклинивание закрылков	Один удар колокола	2, 7
SLATS FAULT	Предупреждающее (Caution)	Потеря управления предкрылками	Один удар колокола	2, 7
SLATS JAM	Предупреждающее (Caution)	Заклинивание предкрылков	Один удар колокола	2, 7
FLAPS LVR FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ ручки модуля управления механизацией крыла	Один удар колокола	2, 7
SLATS LO SPEED	Предупреждающее (Caution)	Снижение скорости перемещения предкрылков на 50%	Один удар колокола	2, 7
FLAPS LO SPEED	Предупреждающее (Caution)	Снижение скорости перемещения закрылков	Один удар колокола	2, 7
AUTO SPD-BK FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ автоматического выпуска воздушных тормозов на посадке	Один удар колокола	2-5
FLAPS CORR DEGRAD	Предупреждающее (Caution)	Снижение точности автоматического выпуска механизации крыла по минимальной скорости	Один удар колокола	2, 7

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 5 Световая, текстовая и звуковая сигнализация об отказах

Текстовое сообщение на EWD	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета (Рис. 21)
FLAPS CORR FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ автоматической коррекции положения механизации крыла	Один удар колокола	2, 7
BRK ARMED	Уведомляющее (Memo)	Воздушные тормоза в положении ARM	Нет	Нет
ICE MODE	Уведомляющее (Memo)	Работает функция перестроения ограничителя угла атаки в зависимости от обледенения	Нет	Нет
FLAPS PROTECTION	Уведомляющее (Memo)	Работает функция автоматической коррекции положения механизации крыла	Нет	Нет
PRIORITY LEFT (RIGHT)	Звуковое сообщение	Приоритет УБРУ левой (правой)	Речевое сообщение выдается два раза с интервалом 5с	Нет
STICK PASSIVE MODE	Звуковое сообщение	Связанный режим УБРУ отключен	Речевое сообщение выдается два раза с интервалом 5с	8,9
APPROACH FAULT	Звуковое сообщение	Отказ автоматической посадки и автоматического ухода на высоте менее 60м	Речевое сообщение выдается два раза с интервалом 5с	1,2,3,4,7,8,9

Фазы типового профиля полета показаны на (Рис. 31).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

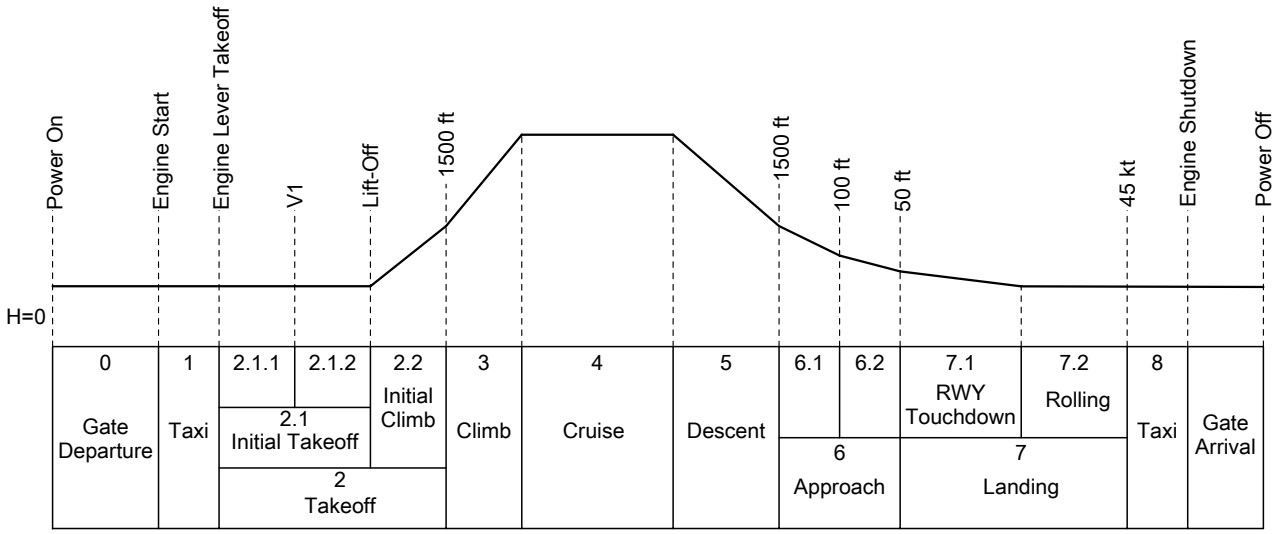


Рисунок 31 Фазы типового профиля полета

Примечание

FCS A/G PROT DEGRAD, FCS A / T FAULT, FCS AP FAULT, FCS AP OFF, FCS ASM / THR PROT FAULT, FCS AUTO SPD-BK FAULT, FCS FLAPS CORR DEGRAD, FCS FLAPS CORR FAULT, FCS L (R) A/T FAULT, FCS LOW ALT PROT FAULT, FCS MAIN MODE FAULT, FCS PROT FAULT, FCS A/T OFF

Данные отказы возможны только для конфигурации типовой конструкции с основным режимом работы КСУ и реализованным автопилотом. В настоящее время данные функции КСУ не реализованы.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Система топливная

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа ... 1
1 Общие сведения ... 2
2 Состав ... 2
2.1 Баки топливные ... 2
2.2 Система вентиляции топливных баков ... 3
2.3 Система подачи топлива к двигателям и всу ... 4
2.3.1 Питание топливом маршевых двигателей ... 5
2.3.2 Питание топливом ВСУ ... 5
2.4 Система кольцевания ... 6
2.4.1 Назначение ... 6
2.4.2 Состав ... 6
2.4.3 Работа ... 6
2.5 Система перекачки топлива в РО ... 6
2.5.1 Работа ... 7
2.6 Система централизованной заправки ... 7
2.6.1 Общие сведения ... 8
2.6.2 Автоматический режим управления заправкой ... 8
2.6.3 Ручной режим управления заправкой ... 8
2.6.4 Порядок заправки ... 8
2.7 Система слива топлива ... 9
2.7.1 Централизованный слив топлива ... 9
2.7.2 Слив топлива самотеком ... 10
3 Система управления и измерения топлива (СУИТ) ... 10
3.1 Назначение ... 10
3.2 Органы управления и индикация ... 10
3.2.1 Панель управления топливной системой ... 14
3.2.2 Панель системы пожарной защиты «FIRE» ... 16
3.2.3 Пульт контроля и управления заправкой топливом на фюзеляже ... 16
3.2.4 Пульт контроля и управления заправкой топливом в кабине экипажа (опция) ... 21
3.3 Индикация параметров топливной системы на EWD ... 24
3.3.1 Синоптическая страница топливной системы FUEL ... 24
3.3.2 Индикация параметров топливной системы во 2-й зоне индикации комплексного кадра EWD ... 34
4 Сигнализация ... 35

Перечень иллюстраций

Страница

1 Топливная система ... 3
2 Схема подачи топлива к двигателям и ВСУ ... 4
3 Схема перекачки топлива ... 6
4 Схема централизованной заправка топливом ... 7
5 Схема слива топлива ... 9
6 Расположение органов управления топливной системы ... 11
7 Пульты запуска APU и двигателей ... 13

© ПАО "Корпорация "Иркут"

8 Управления топливной системой..... 14
9 Пульт управления заправкой и сливом топлива на фюзеляже..... 17
10 Пульт управления заправкой топливом в кабине (опция)..... 22
11 Мнемокадр EWD-1..... 24
12 Синоптическая страница топливной системы FUEL..... 25
13 Индикация количества топлива в баках..... 29
14 Фазы полета..... 38

Описание для экипажа

1 Общие сведения

Топливная система предназначена для размещения топлива на борту и подачи его к двигателям маршевой и вспомогательной силовой установке.

2 Состав

В состав системы входят:

- баки топливные
- система вентиляции топливных баков
- система подачи топлива к двигателю (МСУ)
- система подачи топлива к ВСУ
- система кольцевания
- система перекачки топлива из баков-кессонов в расходные отсеки
- система централизованной заправки
- система слива топлива.
- система управления и измерения топлива.

2.1 Баки топливные

Для размещения и хранения топлива используется свободное пространство внутри крыла, которое разделено на отсеки:

- центроплана (левый и правый) — Бак 1
- крыльевые (левый и правый) — Бак 2
- расходные (левый и правый) — РО

© ПАО "Корпорация "Иркут"

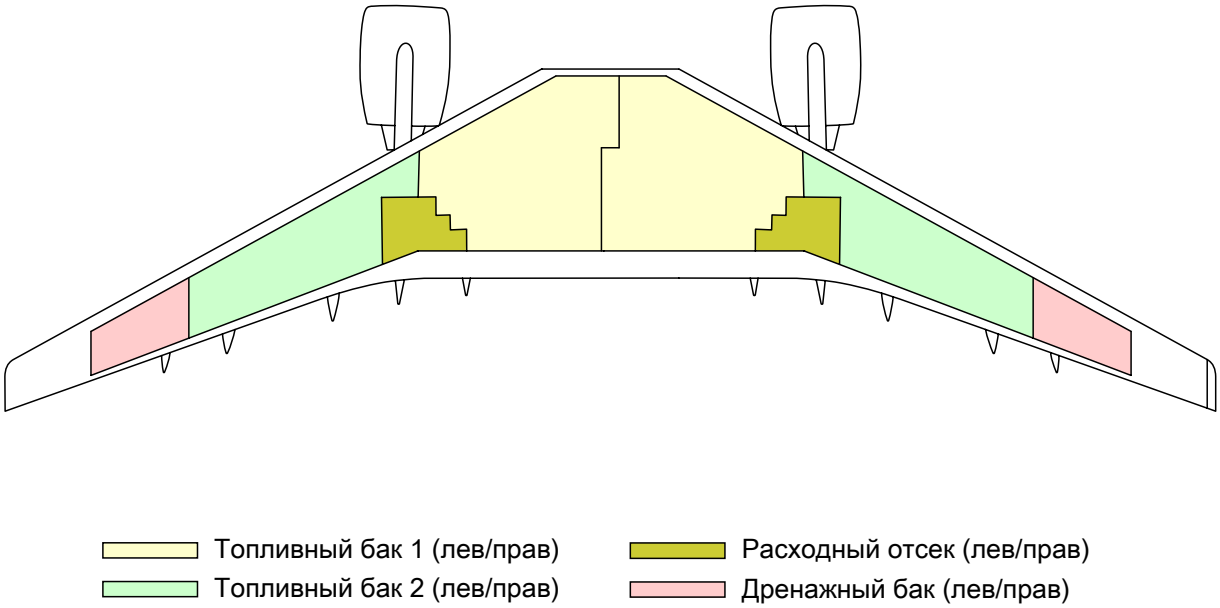


Рисунок 1 Топливная система

Топливные баки		Объем, л	Свободное пространство , л	Масса, кг
Левый крыльевой бак	Бак № 1	7760	522 (6,3 %)	6053
	Бак № 2	4320	26 (0,6 %)	3370
	Расходный бак	995		776
Правый крыльевой бак	Бак № 1	7760	522 (6,3 %)	6053
	Бак № 2	4320	26 (0,6 %)	3370
	Расходный отсек	995		776
Дренажный бак левый		147		
Дренажный бак правый		147		
Всего		26150	1096 (4 %)	20400

В расходных отсеках каждого крыльевого бака имеются специальные противоотливные стенки, препятствующие оттоку топлива в случае выхода самолета на режимы отрицательных перегрузок.

2.2 Система вентиляции топливных баков

Система вентиляции топливных баков - открытого типа с наддувом от набегающего потока воздуха - выполнена с учетом применения системы нейтрального газа.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

В состав системы вентиляции топливных баков входят:

- два дренажных бака
- два заборника скоростного напора
- два пламяпреградителя
- два дренажных поплавковых клапана
- два дренажных короба
- два разрывных диска
- два обратных клапана (на трубопроводе слива топлива из дренажного бака).

2.3 Система подачи топлива к двигателям и всу

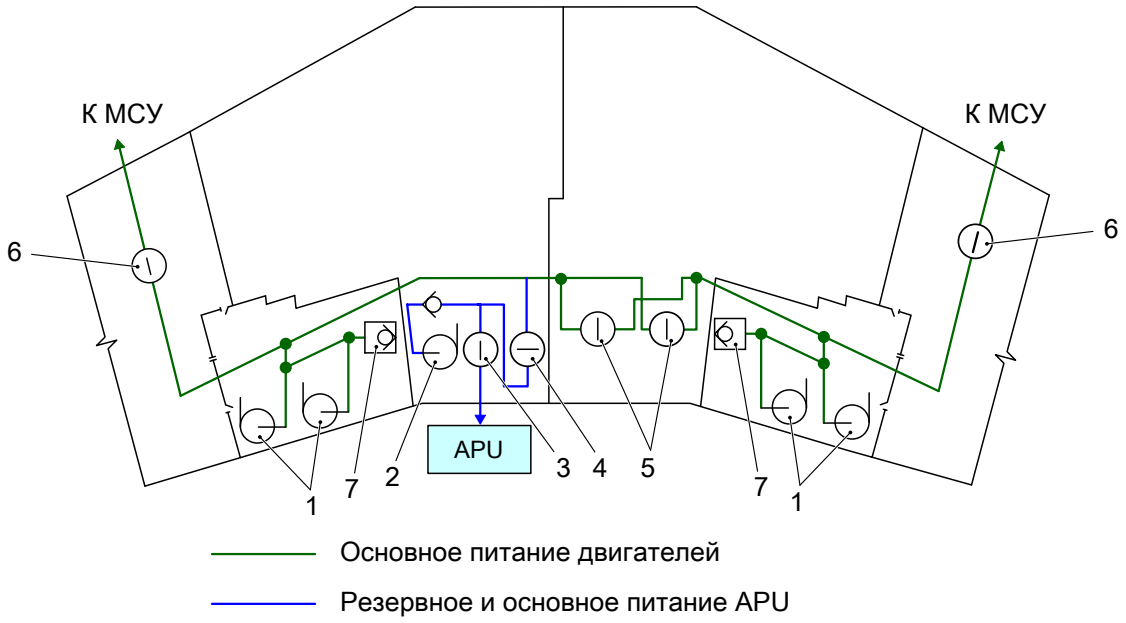


Рисунок 2 Схема подачи топлива к двигателям и ВСУ

Условные обозначения к Рис. 2:

1	Насосы центробежные электроприводные переменного тока	5	Краны перекрестного питания топливом (кольцевания)
2	Насос центробежный электроприводной постоянного тока	6	Кран перекрывной (пожарный) подачи топлива к МСУ
3	Кран перекрывной (пожарный) ВСУ	7	Обратные клапаны
4	Кран резервный перекрывной (EMER FEED)		

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2.3.1 Питание топливом маршевых двигателей

Подача топлива к каждому двигателю выполняется двумя электроприводными центробежными насосами переменного тока, (AC pump) из соответствующих расходных отсеков [1] Рис. 2 через перекрывные (пожарные) краны [6] Рис. 2 . При этом один из насосов выполняет роль резервного, на случай отказа другого. Насосы каждого из бортов, получают электропитание от разных шин, что снижает вероятность их одновременного отказа.

Управление насосами подкачки осуществляется кнопками-табло L/R TK PUMPS, которые расположены на панели управления топливной системой на КПП.

Примечание

Заборники топлива левого (правого) резервных топливных насосов располагаются выше чем заборники у основных насосов. Этим обеспечивается бесперебойная подача топлива в случае выхода самолета на режимы отрицательных перегрузок (топливо продолжает поступать к двигателям в течение не менее восьми секунд).

При необходимости, для запуска маршевых двигателей, подачу топлива может обеспечить топливный насос ВСУ (насос постоянного тока) [2] Рис. 2. Для этого откройте резервный перекрывной кран (EMER FEED) [4] Рис. 2.

Так же топливная система может обеспечить подачу топлива к двигателям самотеком во всех ожидаемых условиях эксплуатации. [7] Рис. 2 [2] Рис. 2

Во избежание повышения давления в магистрали подачи топлива к двигателям (при стоянке на земле с закрытыми перекрывными кранами), в них установлены предохранительные клапаны (температурно-разгрузочные) [5] Рис. 3 которые откроются при давлении 250 кПа (2,5 кгс/см2).

Краны топливные перекрывные [6] Рис. 2

Для быстрого прекращения подачи топлива к силовой установке, в магистралях подачи топлива к МСУ установлены перекрывные (пожарные) краны. По одному на каждый двигатель. Штатное управление перекрывными кранами (открытие/закрытие) выполняется переключателем ENGINE RUN OFF (левый/правый), на пульте запуска двигателей. В аварийной ситуации, краны можно закрыть нажав на кнопку-табло ENG FIRE L (R) на панели FIRE на КПП.

2.3.2 Питание топливом ВСУ

Питание топливом ВСУ обеспечивается центробежным насосом постоянного тока (DC pump) [2] Рис. 2 из левого бак-кессона центроплана (бак №1 левый), через перекрывной (пожарный) кран ВСУ [3] Рис. 2 .

Насос включается автоматически, при установке переключателя APU в положение START.

В случае отказа насоса DC pump подача топлива к работающему ВСУ может выполняться:

– самотеком

– от работающих насосов AC pump (основные насосы подкачки) [1] Рис. 2 через открытый резервный кран [4] Рис. 2. При этом, для подачи топлива к ВСУ от насосов, установленных в правом расходном отсеке, откройте краны перекрестного питания (кольцевания) [5] Рис. 2.

Перекрывной кран топлива ВСУ [3] Рис. 2 закрывается, если:

– переключатель APU установлен в положение «OFF» (штатный останов)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– нажата кнопка-табло APU FIRE PUSH на панели FIRE.

2.4 Система кольцевания

2.4.1 Назначение

Система обеспечивает:

– питание топливом любого двигателя МСУ из расходного отсека любой консоли крыла

– питания топливом обоих двигателей МСУ из расходного отсека любой консоли крыла

– устранение дисбаланса топлива между левым и правым бортами самолета.

2.4.2 Состав

В состав системы кольцевания входит:

– два крана кольцевания (перекрестного питания) [5] Рис. 2

– трубопровод кольцевания.

2.4.3 Работа

При нормальной работе топливной системы краны кольцевания закрыты.

Магистрали подачи топлива к двигателям до перекрывных кранов соединены между собой трубопроводом кольцевания, с установленными в нем перекрывными кранами кольцевания (перекрестного питания). Управление кранами кольцевания (перекрестного питания) выполняется кнопками X-FEED 1 (2) расположенными на панели управления топливной системой КПП [9] Рис. 6 , [10] Рис. 6 .

2.5 Система перекачки топлива в РО

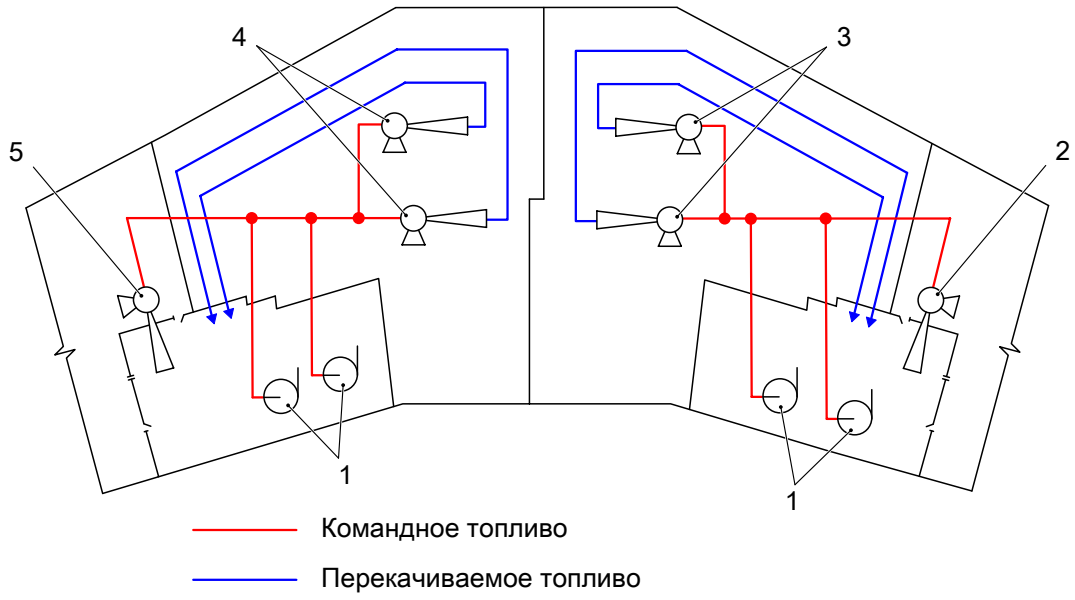


Рисунок 3 Схема перекачки топлива

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 3:

1	Насосы центробежные электроприводные переменного тока	4	Насосы струйные бак-кессона №1 левого
2	Насос струйный бак-кессона №2 правого	5	Насос струйный бак-кессона №2 левого
3	Насосы струйные бак-кессона №1 правого		

2.5.1 Работа

Перекачка топлива осуществляется струйными насосами, из баков-кессонов центроплана (баки 1Л и 1П) и из крыльевых баков-кессонов (баки 2Л и 2П) в расходные топливные отсеки. Для эого необходимо (при наличии на борту переменного тока) включить насосы подкачки топлива к двигателям [1] Рис. 3. Топливо, начнет поступать в трубопроводы подачи активного топлива к струйным насосам баков 1 и 2, которые начнут перекачку топливо в расходный отсек.

2.6 Система централизованной заправки

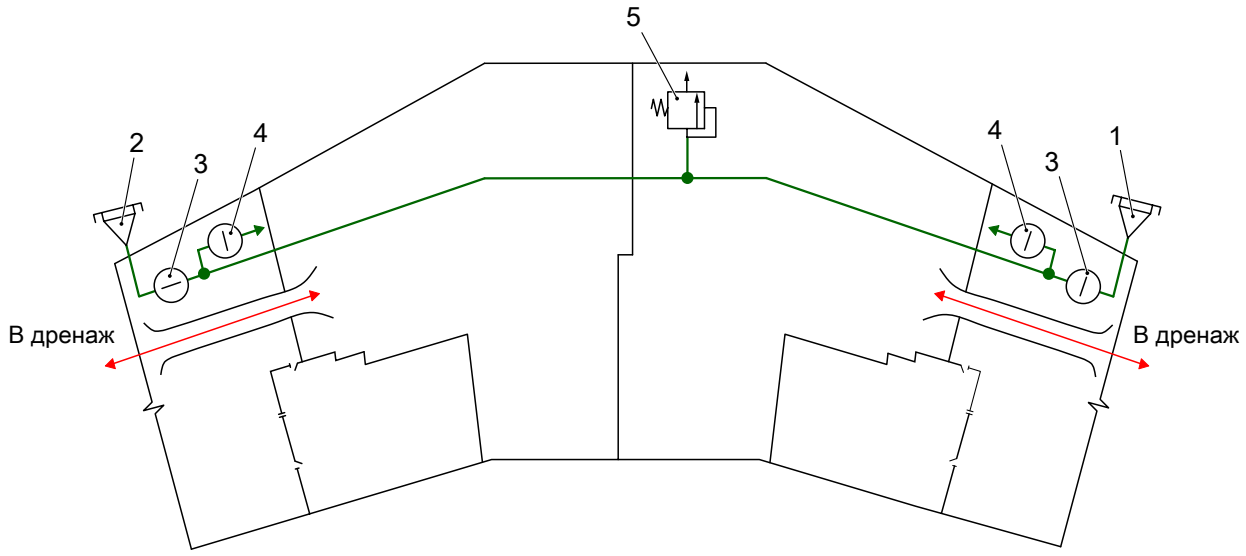


Рисунок 4 Схема централизованной заправка топливом

Условные обозначения к Рис. 4:

1	Штуцер для заправки/слива топлива (основной)	4	Кран заправки баковый
2	Штуцер для заправки/слива топлива дополнительный(опция)	5	Клапан предохранительный (термоклапан)
3	Кран заправки магистральный		

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2.6.1 Общие сведения

Заправка самолета топливом выполняется централизованным способом через один из двух стандартных бортовых штуцеров (штуцер на левом крыле считается опционным и устанавливается по требованию заказчика) под давлением до 64 psi (4,5 кгс/см2) с максимальным суммарным расходом не более 1000 л/мин, при этом время полной заправки составляет не более 26 минут.

Контроль и управление процессом заправки в автоматическом и ручном режимах выполняется с пульта управления заправкой, расположенного в обтекателе центроплана снизу справа на фюзеляже Рис. 9. Также управление может осуществляться с кабинного пульта управления (опция, устанавливается по требованию заказчика) Рис. 10 заправкой в автоматическом режиме.

2.6.2 Автоматический режим управления заправкой

Автоматический режим предусматривает заправку топливом одновременно всех баков до уровня, значение которого установлено на пульте заправки топливом [2] Рис. 9 .

В случае отказа задатчика заправки система имеет встроенную многоуровневую защиту от переполнения баков топливом.

- первый уровень защиты выполняет баковый кран заправки с сигнализатором уровня топлива [4] Рис. 4
- второй уровень защиты выполняет магистральный кран заправки с сигнализатором уровня топлива [3] Рис. 4
- третий уровень защиты, в случае полного отказа автоматики заправки, выполняет система дренажа топливных баков. Топливо по коробу дренажа начнет переливаться в дренажные баки, где установлены сигнализаторы уровня. По команде сигнализаторов уровня процесс заправки прекращается путем закрытия всех кранов заправки
- четвертый уровень защиты выполняют роль разрывные диски, которые предохраняют топливные баки от разрушения. При повышении давления в баках выше расчетного диски разрываются и сливают перезалитое топливо в внешнюю среду.

2.6.3 Ручной режим управления заправкой

В ручном режиме порядок заправки баков такой же, как и при автоматической заправке. Управление централизованной заправкой выполняется оператором, с заправочного пульта.

Контроль за количеством топлива, необходимого для полета, в процессе заправки производится по показаниям топливомера и по счетчику топливозаправщика. При достижении заданного количества заправку необходимо прекратить. Управление баковыми кранами заправки (открытие/закрытие) выполняется с помощью трехпозиционных переключателей TANK (R/L) на внешнем пульте управления заправкой/сливом топлива. Управление магистральным краном заправки выполняется с помощью переключателя MAIN. Для открытия крана установите переключатель в положение OPEN, а по окончании заправки в положение CLOSE – подача топлива в баки должна прекратиться.

2.6.4 Порядок заправки

Первая очередь:

- Топливо поступает в баки № 2 (левый и правый), из которых через переливные клапаны топливо поступает в расходные отсеки РО (левый и правый) .

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Вторая очередь:

– После заполнения расходных отсеков и баков № 2 топливо по переливным коробам переливается в баки № 1 (левый и правый). соответственно.

2.7 Система слива топлива

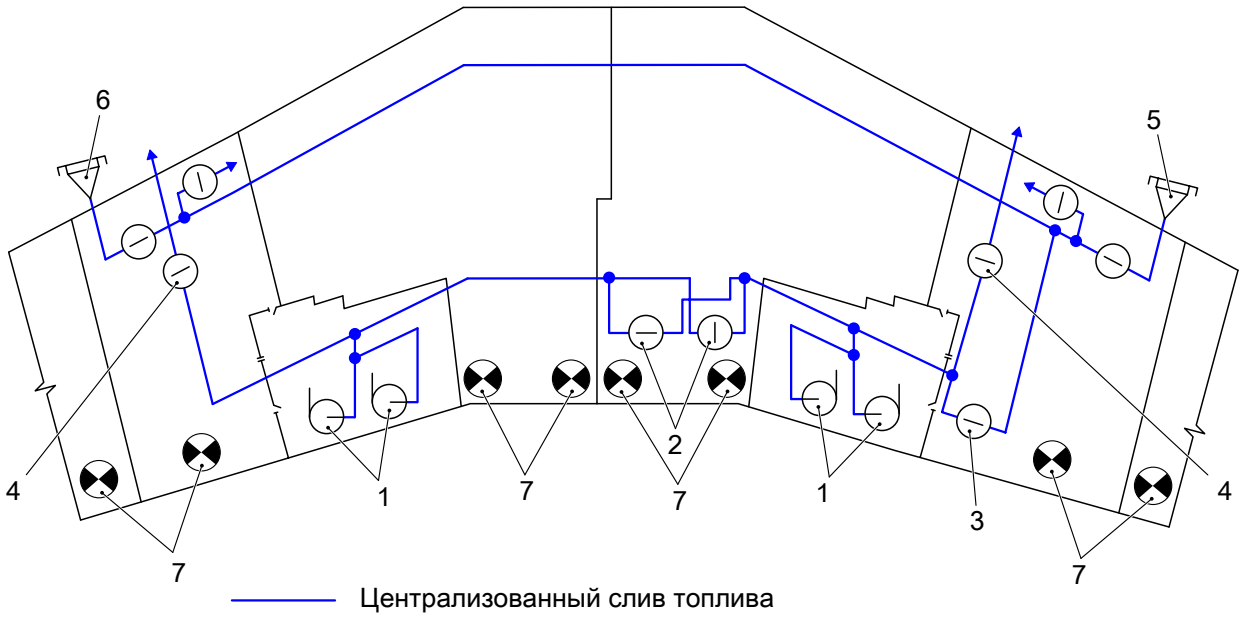


Рисунок 5 Схема слива топлива

Условные обозначения к Рис. 5:

1	Насосы центробежные электроприводные переменного тока	**5**	Штуцер для заправки/слива топливом
2	Краны перекрестного питания топливом (кольцевания)	**6**	Штуцер для заправки/слива топливом (опция)
3	Кран централизованного слива топлива	**7**	Клапаны слива топлива
4	Кран перекрывной (пожарный) подачи топлива к МСУ		

2.7.1 Централизованный слив топлива

Централизованный слив топлива выполняется в топливозаправщик насосами, которые предназначены для подкачки топлива к двигателям [1] Рис. 5, через кран слива [3] Рис. 5 по трубопроводам слива и заправки, через магистральный кран и бортовой штуцер заправки [5] Рис. 5, [6] Рис. 5 при открытых кранах перекрестного питания (кольцевания) [2] Рис. 5 и закрытых баковых кранах заправки.

Управление насосами и кранами перекрестного питания (кольцевания) выполняется с КПП панели управления топливной системы FUEL в кабине экипажа.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Контроль процесса слива топлива из баков самолета и управление краном слива [3] Рис. 5, баковыми кранами и магистральным краном заправки выполняется с пульта контроля и управления заправкой (внешний) REFUEL.

Управление краном централизованного слива топлива выполняется переключателем DEFUEL , расположенным на внешнем пульте управления заправки [16] Рис. 9.

Слив топлива из баков 1 выполняется через расходные отсеки (левый и правый) с помощью струйных насосов, получающих активное топливо от электроприводных насосов подкачки.

Слив выполняется в соответствии с порядком выработки топлива. Время слива топлива из полностью заправленных баков ~ 3 часа.

2.7.2 Слив топлива самотеком

Слив отстоя и остатков топлива из всех баков-кессонов выполняется самотеком через клапаны слива, которые установлены в нижних точках расходных отсеков, крыльевых баков-кессонов, баков-кессонов центроплана, а также в дренажных баках.

3 Система управления и измерения топлива (СУИТ)

3.1 Назначение

Система СУИТ, предназначена для:

- измерения количества топлива в каждом топливном баке самолета
- измерения суммарного количества топлива
- измерения температуры топлива в баках самолета на земле и в полете
- управления централизованной заправкой самолета топливом в автоматическом и ручном режимах
- управления централизованного слива топлива
- информирования о наличии разницы количества топлива между баками левых и правых групп
- информирования о начале выработки резервного остатка топлива
- информирования о достижении суммарного запаса топлива равного 1200 кг.
- информирования о достижении температуры топлива (минус 43 °C)
- информирования о достижении температуры топлива в расходных отсеках выше или равной 52 °C
- информирования о наличии свободной воды в топливе (на земле)
- передачи информации о текущем состоянии параметров топливной системы для отображения ее в кадре EWD
- контроля исправности СУИТ и хранения данных (результатов контроля) в БСТО для дальнейшего технического обслуживания
- передачи необходимой информации из СУИТ в информационно измерительную систему на время наземных и летных испытаний самолёта.

3.2 Органы управления и индикация

© ПАО "Корпорация "Иркут"

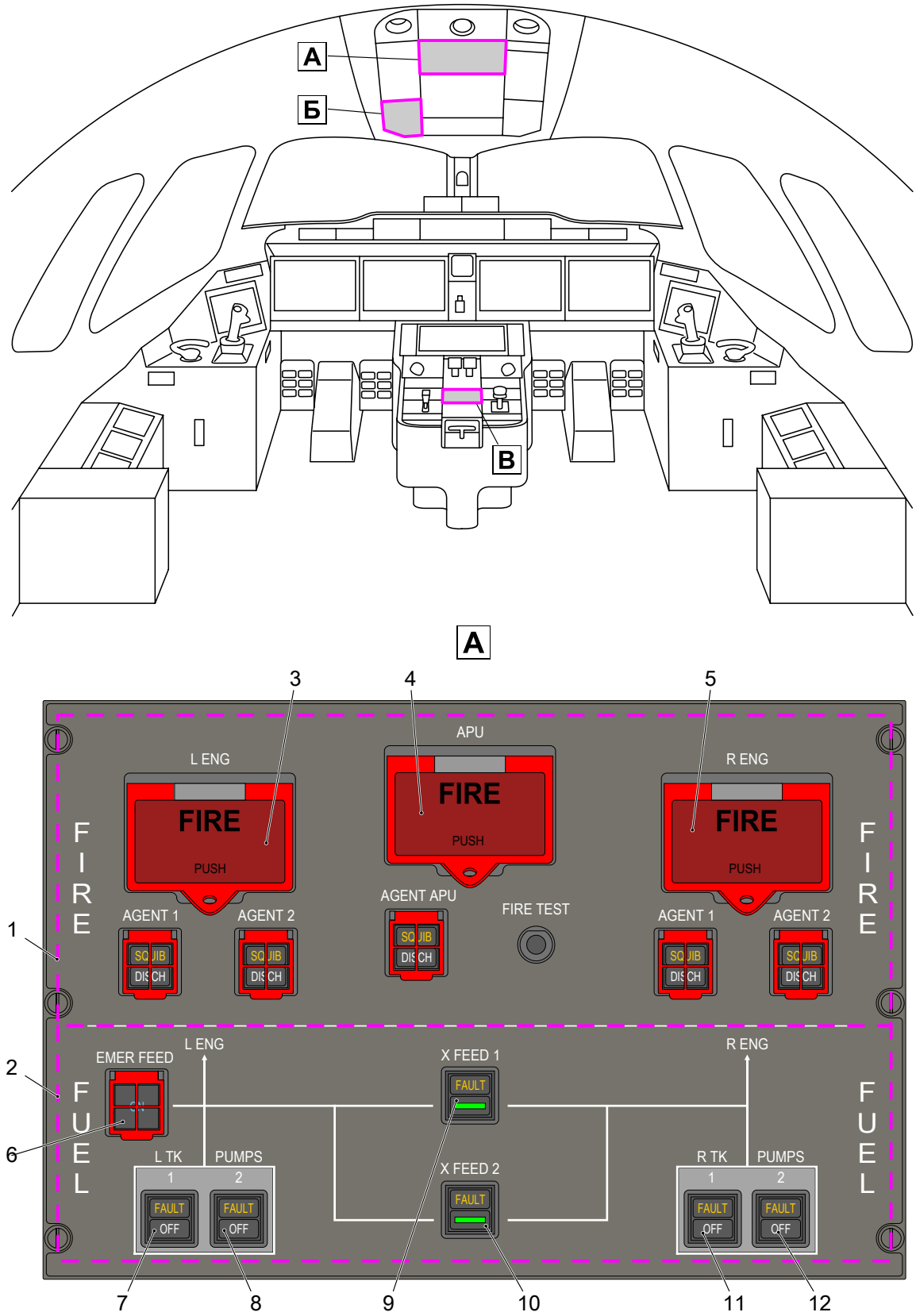


Рисунок 6 Расположение органов управления топливной системы

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 6:

1	Панель управления системы пожарной защиты FIRE	7	Управление основным топливным насосом баков левого расходного отсека
2	Панель управления топливной системой	8	Управление дополнительным топливным насосом баков левого расходного отсека
3	Кнопка-табло FIRE L ENG	9	Управление краном перекрестного питания (кольцевания)
4	кнопка-табло FIRE APU	10	Управление краном перекрестного питания (кольцевания)
5	Кнопка-табло FIRE R ENG	11	Управление основным топливным насосом баков правого расходного отсека
6	Кнопка-табло EMER FEED управление вспомогательным топливным насосом и краном резервной перекачки	12	Управление дополнительным топливным насосом баков правого расходного отсека

© ПАО "Корпорация "Иркут"

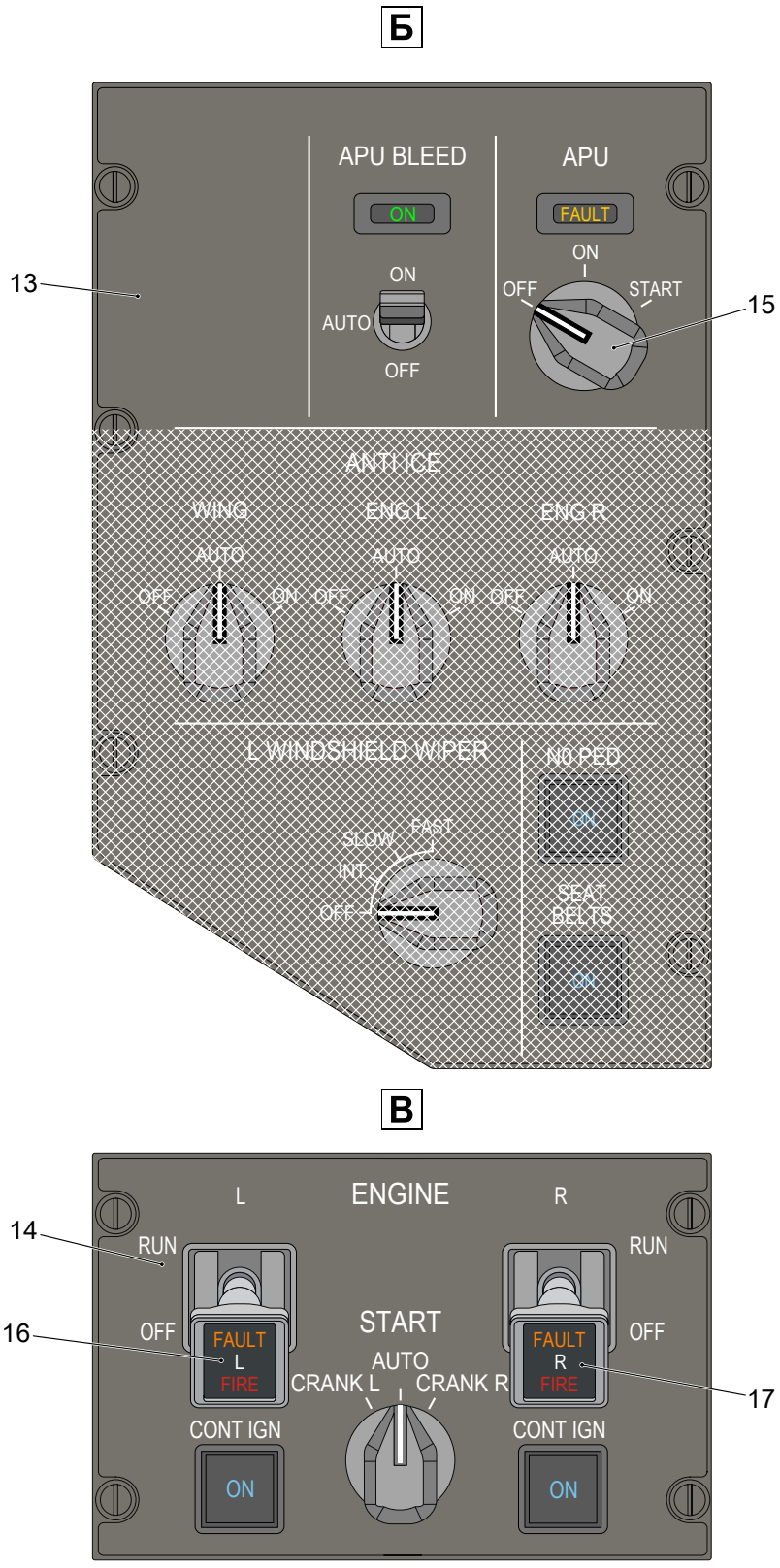


Рисунок 7 Пульты запуска APU и двигателей

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 7:

13	Панель управления APU	**16**	Переключатель L RUN/OFF
14	Пульт управления запуском/ остановом маршевых двигателей	**17**	Переключатель R RUN/OFF
15	Трехпозиционный поворотный переключатель APU с положениями OFF, ON и Start		

Органы управления топливной системой располагаются на:

- панели управления топливной системой FUEL [2] Рис. 6
- пульте управления запуском двигателей ENGINE [14] Рис. 7
- панели управления ВСУ [13] Рис. 7
- пульте наземного контроля и управления заправкой (внешний) REFUEL СУИТ-21 Рис. 9
- пульте кабинного контроля и управления заправкой (опционный) REFUEL СУИТ-21 Рис. 10
- панели системы пожарной защиты «FIRE» [1] Рис. 6

3.2.1 Панель управления топливной системой

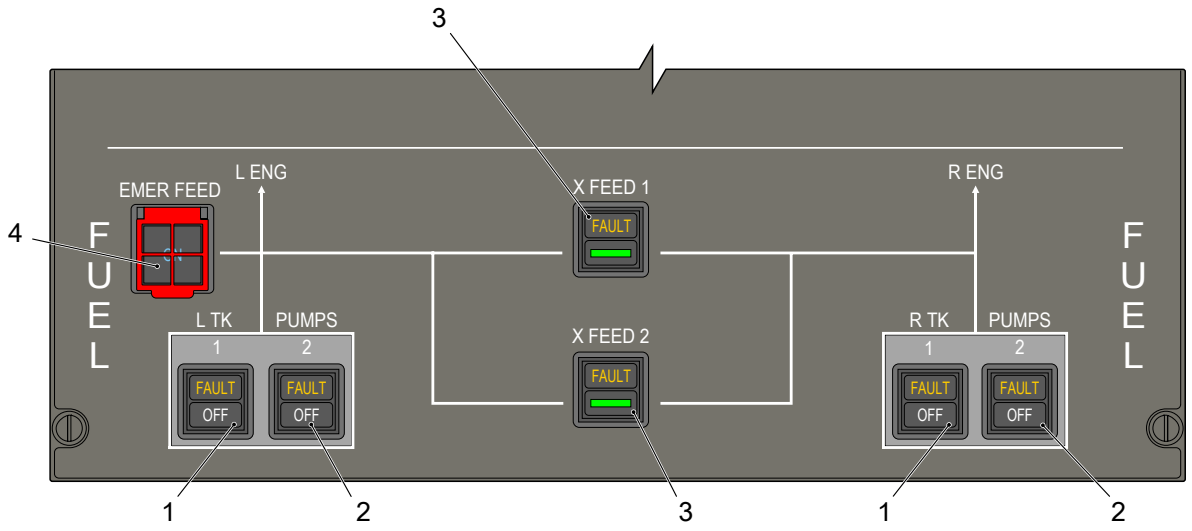


Рисунок 8 Управления топливной системой

Кнопки - табло управления основными топливными насосами L/R TK [1] Рис. 8 и дополнительными топливными насосами PUMPS [2] Рис. 8

© ПАО "Корпорация "Иркут"



- Топливный насос выключен

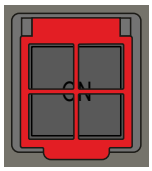


- Топливный насос включен

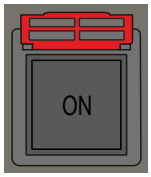


- Отказ топливного насоса.

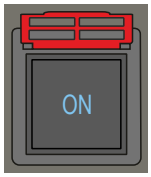
Кнопка EMER FEED объединения магистралей топливопитания МСУ и ВСУ [4] Рис. 8



- Насос APU выключен, кран МСУ-APU закрытие



- Для включения насоса APU откройте защитную крышку кнопки



- Нажмите кнопку. Включение насоса APU и открытие резервного крана, сигнализируется загоранием в кнопке символа **ON**.

Кнопки X FEED [3] Рис. 8



- Кран перекрестного питания - закрыт



- Кран перекрестного питания - открыт



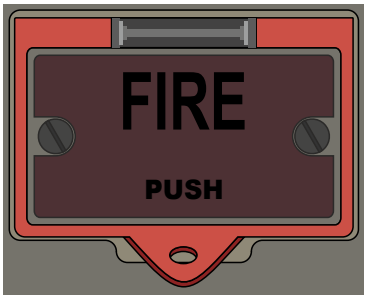
- Отказ крана перекрестного питания в закрытом состоянии

© ПАО "Корпорация "Иркут"

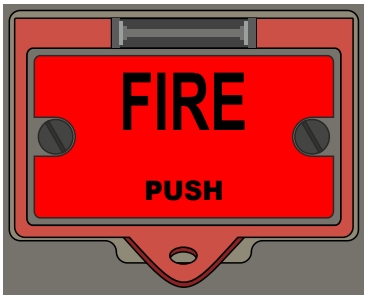


- Отказ крана перекрестного питания в открытом или промежуточном состоянии, ▬ в проблесковом режиме.

3.2.2 Панель системы пожарной защиты «FIRE» [1] Рис. 6



- Нормальное положение , сигнал о пожаре отсутствует, перекрывной топливный кран подачи топлива открыт. Кнопка FIRE находится в нажатом состоянии, закрыта скобой



- Срабатывание сигнала о пожаре двигателя или ВСУ "FIRE". Кнопка находится в нажатом состоянии, закрыта скобой. Перекрывной топливный кран подачи топлива открыт



- Откройте скобу, нажмите кнопку. Кнопка должна перейти в отжатое состояние, при этом перекроется кран подачи топлива в двигатель, не зависимо от положения рычажного переключателя ENGINE RUN OFF на пульте запуска двигателе.

3.2.3 Пульт контроля и управления заправкой топливом на фюзеляже

© ПАО "Корпорация "Иркут"

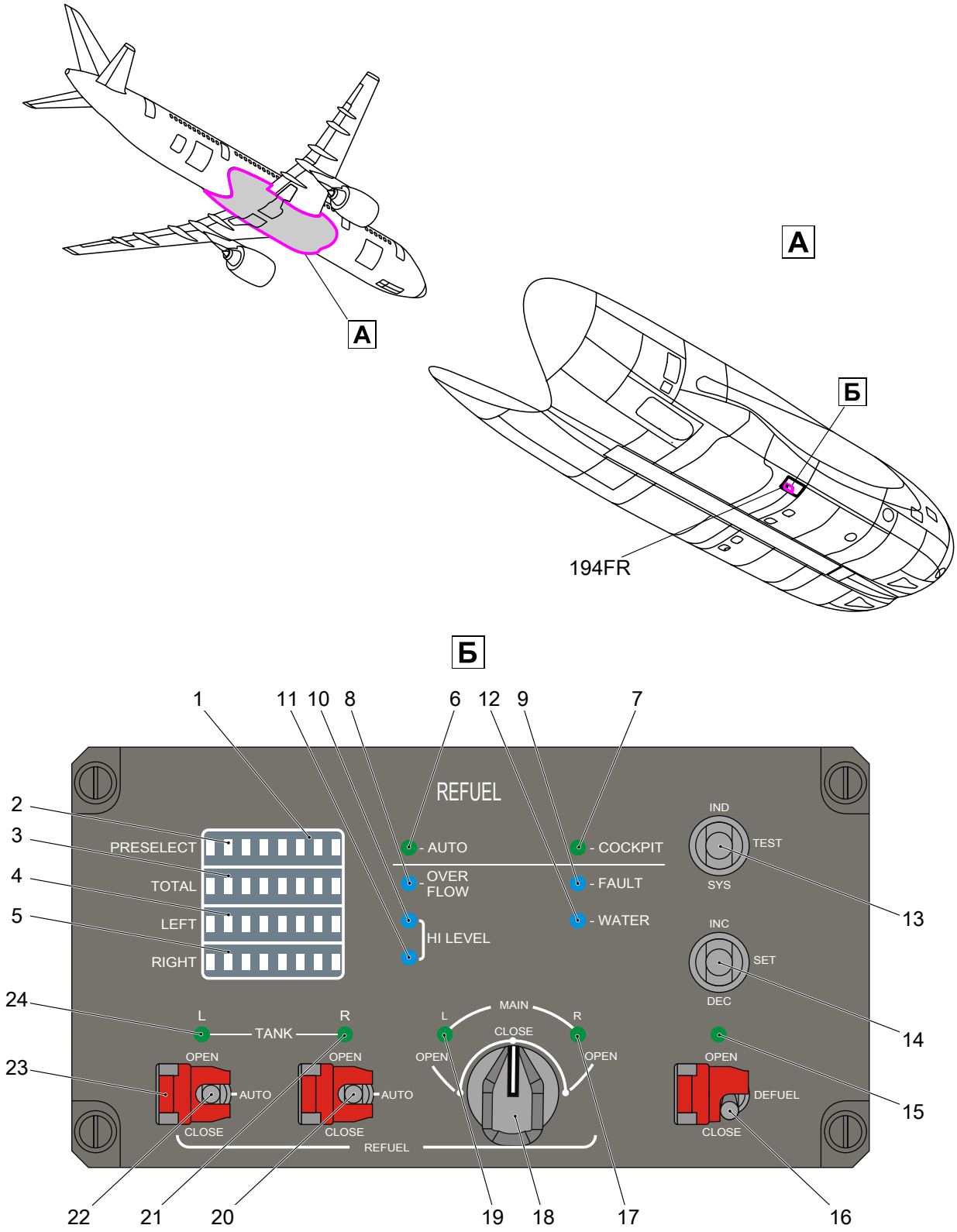


Рисунок 9 Пульт управления заправкой и сливом топлива на фюзеляже

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Включение пульта управления происходит при открытии его люка при условии, что открыт люк штуцера центральной заправки

Индикатор заправки четырехстрочный [1] Рис. 9

Цифровой индикатор PRESELECT [2] Рис. 9 - Индикация количества топлива необходимого для полета.



- Запущен TEST SYS



- TEST SYS пройден без отказов



- TEST SYS обнаружил как минимум один отказ



- Нет информации о положении самолета относительно линии горизонта



- Необходимо привести переключатели на панелях заправки (на фюзеляже или в кабине) в исходное положение : не открыт хотя бы один кран заправки



- Проверь:

  • положение переключателя магистрального крана заправки на панелях управления заправкой

  • положение люка заправки (открыт)



- Показания задатчика количества топлива на полет (задания на заправку)

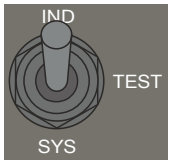
TOTAL [3] Рис. 9 - Суммарное количество топлива в баках самолета

LEFT [4] Рис. 9 - Суммарное количество топлива в топливных баках и расходном отсеке левого борта самолета

RIGHT [5] Рис. 9 - Суммарное количество топлива в топливных баках и расходном отсеке правого борта самолета

Тумблер трехпозиционный "TEST" [13] Рис. 9

Поверка исправности светосигнальных цифровых индикаторов



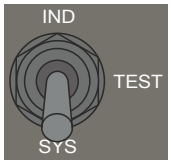
- Светятся все исправные светосигнальные цифровые индикаторы и светосигнальные лампы

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Проверка исправности системы защиты от переполнения топливом при заправке

Примечание

Проверка выполняется только во время заправки заправки



- Проверка закрытия кранов заправки по сигналам от датчиков верхнего уровня топлива в топливных и дренажных баках



- В сигнальном поле PRESELEKT появляется сообщение SOT RUNS тест запущен



- Если тест пройден без отказов то в конце проверки в сигнальном поле PRESELEKT появляется сообщение SOT GOOD

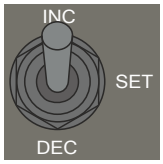


- если обнаружен хотябы один отказ, то в сигнальном поле PRESELEKT появляется сообщение SOT FAIL

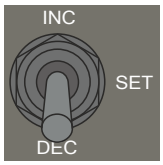
  дополнительно загорится синий сигнализатор FAULT.

Тумблер трехпозиционный "SET" нажимного типа [14] Рис. 9

Установка на цифровом индикаторе PRESELECTED количества топлива, необходимого для выполнения полета.



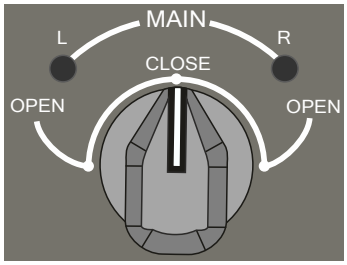
- Увеличение показаний счетчика «PRESELECT»,



- Уменьшение показаний счетчика «PRESELECT»

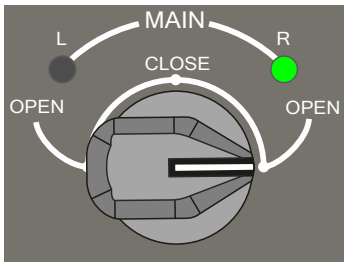
Переключатель галетный трехпозиционный MAIN (R/L) [18] Рис. 9

Управление положением магистральных кранов заправки

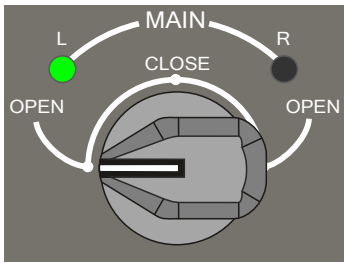


- Кран заправки закрыт

© ПАО "Корпорация "Иркут"



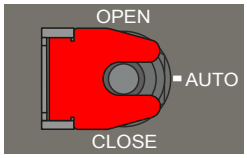
- Кран заправки правый открыт



- Кран заправки левый открыт (опция)

Переключатель трехпозиционный TANK (R/L) [20] Рис. 9 , [23] Рис. 9

Управления положением правого (левого) баковых кранов заправки

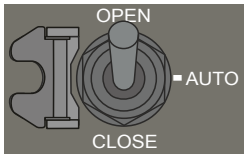




- Кран открыт

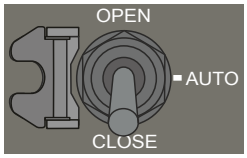


- Кран закрыт





- Открытие баковых кранов заправки руч-ным способом,

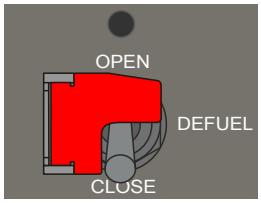




- Закрытие баковых кранов заправки руч-ным способом

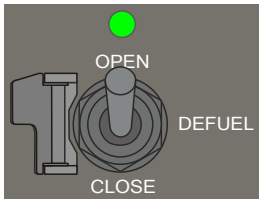
Переключатель DEFUEL двухпозиционный [16] Рис. 9

Управление краном слива топлива



- Кран закрыт

© ПАО "Корпорация "Иркут"



- Кран открыт

Светосигнализатор AUTO [6] Рис. 9



- Режима автоматической заправки самолета топливом включен



- Режима автоматической заправки самолета топливом выключен

Светосигнализатор COCKPIT (опция) [7] Рис. 9



- Управление заправкой с пульта в кабине



- Управление заправкой с пульта на фюзеляже

Светосигнализатор HI LEVEL [10] Рис. 9 , [11] Рис. 9



- Срабатывание датчиков-сигнализаторов верхнего уровня топлива в баках левого борта самолета
- Срабатывание датчиков- сигнализаторов верхнего уровня топлива в баках правого борта самолета

Светосигнализатор FAULT [9] Рис. 9



- Отказов, неисправность СУИТ при выполнении автоматического, ручного режима заправки и тестировании работоспособности

Светосигнализатор OVER FLOW [8] Рис. 9



- Сигнализирует о наличии топлива в дренажных баках

Светосигнализатор WATER [12] Рис. 9



- Сигнализирует о наличии свободной воды в топливных баках

Для определения наличия свободной воды в баках, установлены 6 датчиков. Сигналы с датчиков обрабатываются в канале измерения концентратора FRDC.

FQMC по информации о срабатывании хотя бы одного из датчиков блокирует автоматическую заправку и дает команду на включение сигнализатора «WATER» на пульте контроля и управления заправкой (внешний) REFUEL, а на поле подсказок кадра EWD текста: «**FUEL WATER**» (Наличие воды в топливных баках).

3.2.4 Пульт контроля и управления заправкой топливом в кабине экипажа (опция)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

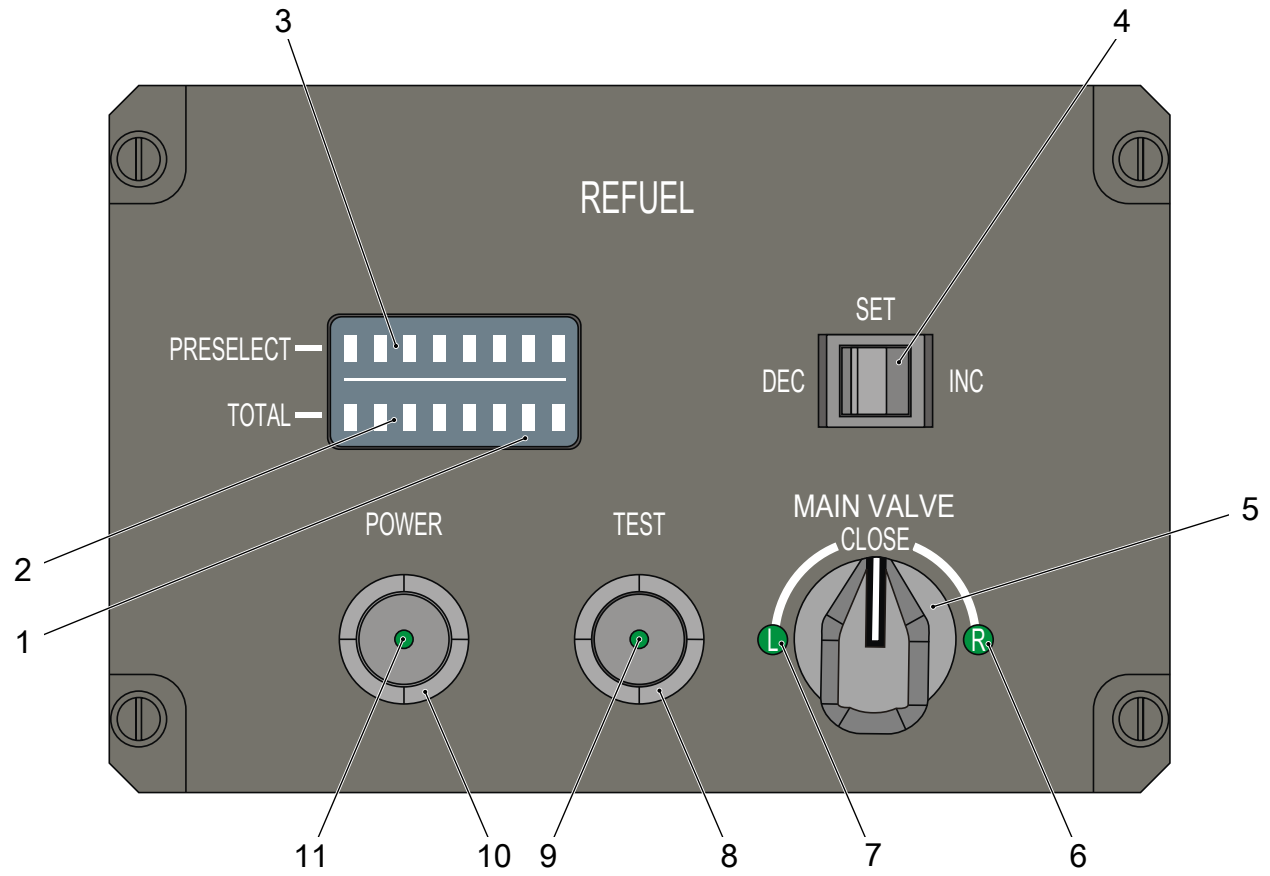
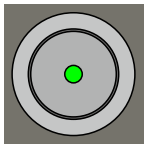


Рисунок 10 Пульт управления заправкой топливом в кабине (опция)

При управлении заправкой с пульта в кабине экипажа , внешний пуль контроля и управления заправкой блокируется.

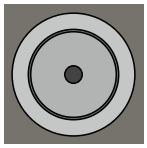
Кнопка POWER [10] Рис. 10

при нажатии кнопки:



- Питание пульта включено

  Пульт подсвечивается белым цветом



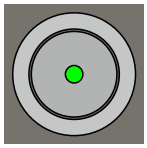
- Питание пульта выключено

  Нет подсветки пульта белым цветом

Кнопка TEST [8] Рис. 10

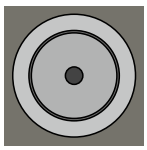
при нажатии кнопки:

© ПАО "Корпорация "Иркут"



- Светятся все исправные светосигнальные цифровые индикаторы и светосигнальные лампы, в сигнальном поле "PRESELECT" высвечивается надпись GOOD

Система исправна



- В сигнальном поле "PRESELECT" [3] Рис. 10 высвечивается надпись FAULT или NOT GUILED

Система неисправна

Индикатор заправки двустрочный [1] Рис. 10

PRESELECT [3] Рис. 10 - 1 Текстовые информационные сообщения тест-контроля режимов заправки

2 Текстовые информационные сообщения отказа или неисправности режимов заправки (слива) СУИТ

3 Показания задатчика количества топлива на полет (задания на заправку)

TOTAL [2] Рис. 10 - Суммарное количество топлива в расходных отсеках и топливных баках самолета

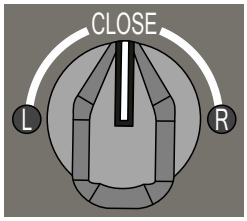
Тумблер трехпозиционный "SET" нажимного типа [4] Рис. 10

Установка на цифровом индикаторе PRESELECTED количества топлива, необходимого для выполнения полета.

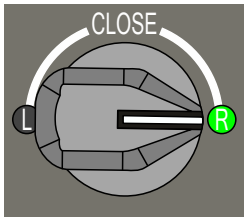
INC - Увеличение показаний счетчика «PRESELECT»,

DEC - Уменьшение показаний счетчика «PRESELECT»

Переключатель галетный трехпозиционный MAIN VAIVE (R/L) [5] Рис. 10

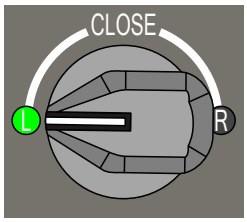


- Кран заправки закрыт



- Кран заправки (правый) открыт

© ПАО "Корпорация "Иркут"



- Кран заправки (левый) открыт

3.3 Индикация параметров топливной системы на EWD

Комплексный кадр EWD отображается на правом рабочем поле индикатора MFD-2 . На кадре EWD Рис. 11 отображается:

– во 2-й зоне индикации - параметры топливной системы [2] Рис. 11

– в 6-й зоне индикации [1] Рис. 11 на сигнальном поле - аварийные, предупреждающие и уведомляющие текстовые сообщения.

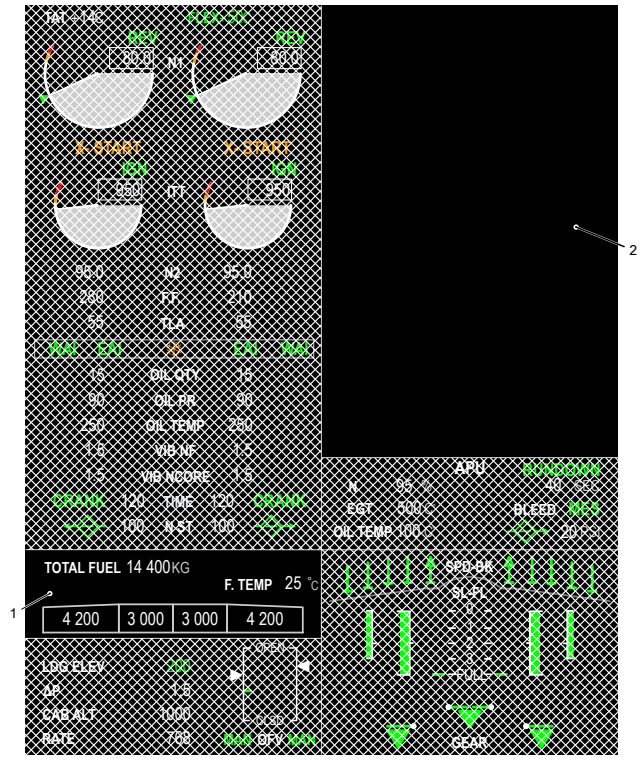


Рисунок 11 Мнемокадр EWD-1

3.3.1 Синоптическая страница топливной системы FUEL

© ПАО "Корпорация "Иркут"

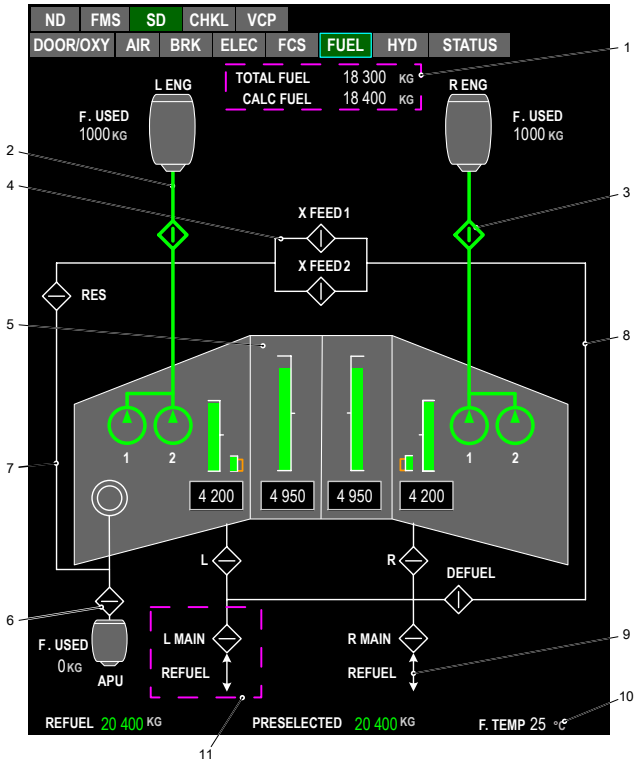


Рисунок 12 Синоптическая страница топливной системы FUEL

Текущее суммарное значение количества топлива по топливомеру TOTAL FUEL [1] Рис. 12

TOTAL FUEL 20400 KG	-	Индикация при нормальной эксплуатации
TOTAL FUEL 1200 KG	-	Суммарное количество топлива по топливомеру - при наличии сигналов о выработке резервного остатка топлива и (или) невыработке топлива из левых и (или) правых баков 1
CALC FUEL ----- KG	-	Отказ блока FQIC или нет данных или данные недостоверны

Текущее суммарное значение количества топлива по расходомеру CALC FUEL[1] Рис. 12

CALC FUEL 20400 KG	-	Текущее значение количества топлива по расходомеру (вместо «TOTAL FUEL» - индицируется текст: «CALC FUEL» при неисправности СУИТ
CALC FUEL ----- KG	-	Пять прочерков янтарного цвета – при неисправности СУОСО (после отказа СУИТ)

Отображение трубопроводов подачи топлива[2] Рис. 12 [3] Рис. 12

© ПАО "Корпорация "Иркут"



- трубопровод отображается белым цветом - не идёт подача топлива к двигателю



- трубопровод отображается зеленым цветом - идёт подача топлива к двигателю



- трубопровод отображается янтарным цветом - низкое давление подачи топлива к двигателю



- трубопровод отображается янтарным цветом с толщиной линии 1 пт – потеряна информация от СУОСО

Индикация топлива израсходованного левым (правым) двигателем F.USED 3



- Индикация при нормальной эксплуатации



- Индикация при отказе СУОСО или недостоверности информации

Индикация состояния топливного перекрывного крана к двигателю L(R) и APU



- Перекрывной кран топлива закрыт



- Перекрывной кран топлива находится в промежуточном положении



- Перекрывной кран топлива открыт



- Отказ перекрывного крана топлива в закрытом положении

© ПАО "Корпорация "Иркут"

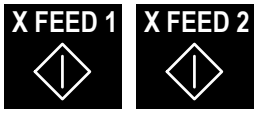


- Отказ перекрывного крана топлива в открытом положении

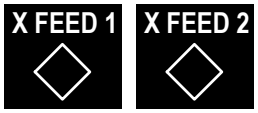


- Нет данных или данные недостоверны

Индикация состояния крана кольцевания топлива X-FEED 1 (2) [4] Рис. 12



- Кран кольцевания топлива закрыт



- Кран кольцевания топлива находится в промежуточном положении



- Кран кольцевания топлива открыт



- Отказ крана кольцевания топлива в закрытом положении

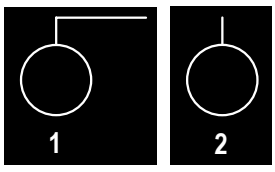


- Отказ крана кольцевания топлива в открытом положении

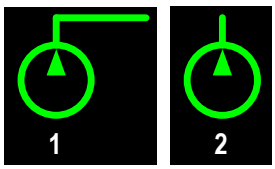


- Нет данных или данные недостоверны

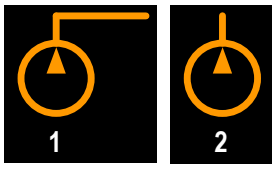
Индикация состояния топливных насосов



- Топливный насос отключен



- Топливный насос включен



- Отказ топливного насоса

© ПАО "Корпорация "Иркут"



- Нет данных или данные недостоверны



- Поступление топлива самотеком

Индикация состояния вспомогательных топливных насосов AUX L (R)



- Топливный насос отключен



- Топливный насос включен



- Отказ топливного насоса



- Нет данных или данные недостоверны



- Поступление топлива самотеком

Индикация количества топлива в баках [1] Рис. 13

© ПАО "Корпорация "Иркут"

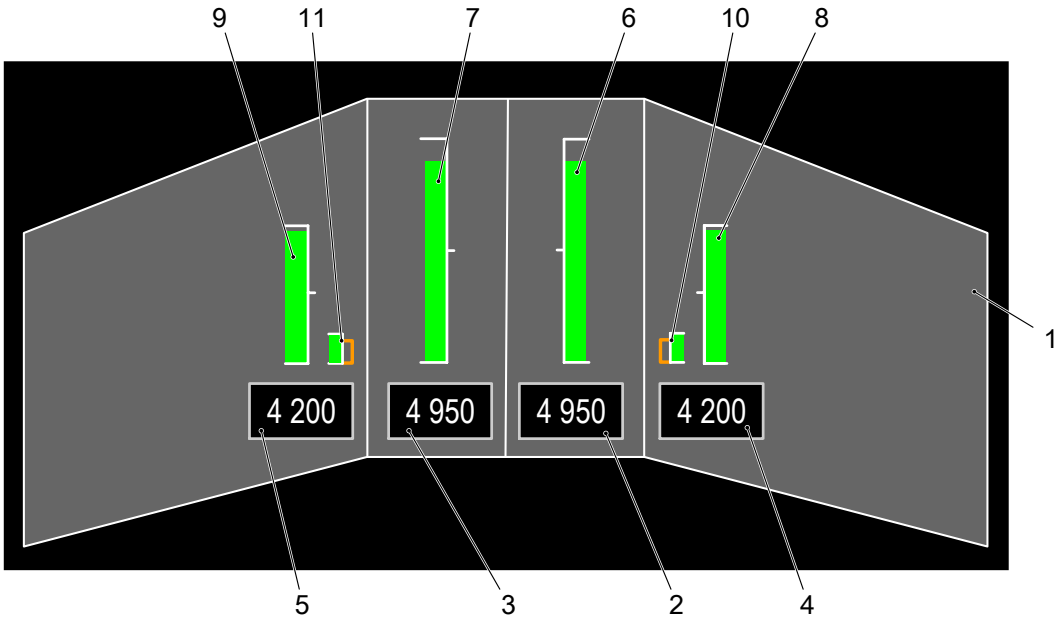


Рисунок 13 Индикация количества топлива в баках

Количество топлива в баке 1 правом/левом изменяется в диапазоне значений от 0 до 7156 кг с шагом 10 кг [2] Рис. 13 , [3] Рис. 13

5000 - Текущее значение количества топлива - при исправности СУИТ и количестве топлива большем, чем резервный остаток топлива в правом (левом) расходном отсеке

- - - - - Нет данных или данные недостоверны

Количество топлива в баке 2 правом/левом (включая расходные отсеки) изменяется в диапазоне от 0 до 4615 кг с шагом 10 кг [4] Рис. 13, [5] Рис. 13 ,

4200 - Текущее значение количества топлива - при исправности СУИТ и количестве топлива большем, чем резервный остаток топлива в правом (левом) расходном отсеке

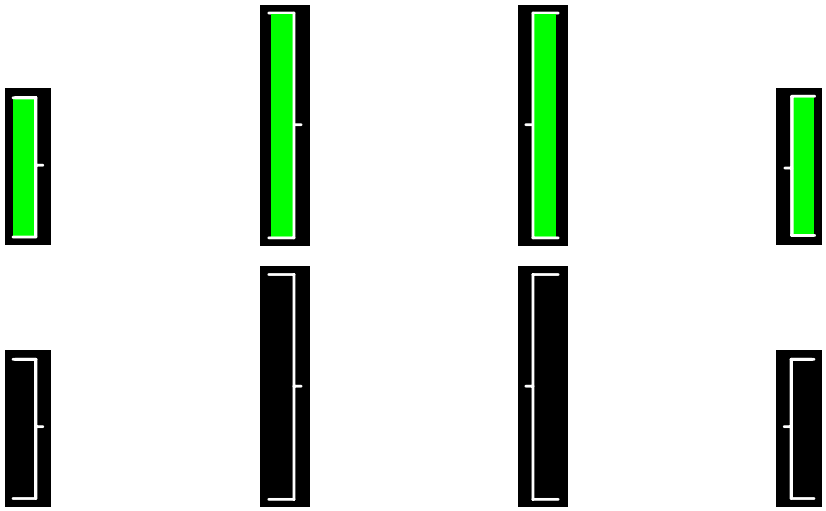
600 - Текущее значение количества топлива - при исправности СУИТ и наличии сигнала РЕЗЕРВНЫЙ ОСТАТОК ТОПЛИВА В ПРАВОМ (ЛЕВОМ) РАСХОДНОМ ОТСЕКЕ

- - - - - Нет данных или данные недостоверны

Количество топлива (в виде шкал) в топливных баках [6] Рис. 13 , [7] Рис. 13 , [8] Рис. 13 , [9] Рис. 13

бак № 2 лев. бак № 1 лев. бак № 1 прав. бак № 2 прав.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

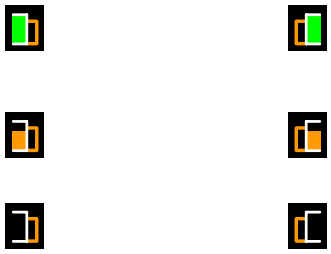


Количество топлива (в виде шкалы) в топливных баках

При недостоверности информации - индикация прямоугольника зеленого цвета отсутствует

Количества топлива в расходном отсеке в виде прямоугольника [10] Рис. 13 , [11] Рис. 13

РО лев РО прав



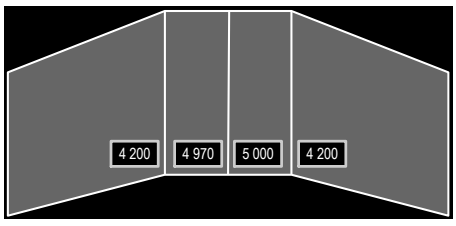
При отсутствии сигнала о резервном остатке топлива - прямоугольник зеленого цвета, соответствует текущему значению запаса топлива в расходном отсеке

При поступлении сигнала резервный остаток топлива - текущее значение запаса топлива в расходном отсеке индицируется в виде прямоугольника янтарного цвета

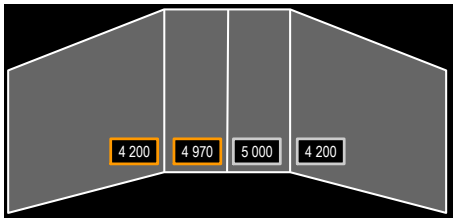
При недостоверности информации - индикация прямоугольника с заливкой цветом отсутствует.

Индикация при возникновении дисбаланса 500 кг и более между левым и правым крыльевыми баками

На EWD появляется текстовое сообщение **FUEL IMBALANCE** сопровождаемое одним ударом колокола

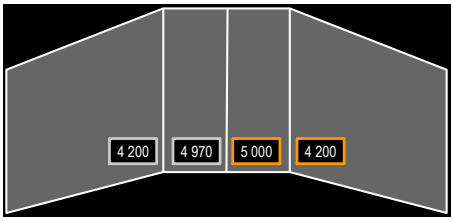


- При отсутствии сигналов о дисбалансе топлива - контуры всех счетчиков отображаются белым цветом

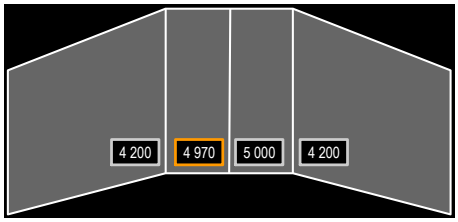


- При наличии сигнала о левом дисбалансе топлива - контуры счетчиков левых баков 1 и 2 (в которых значение топлива меньше), отображаются янтарным цветом

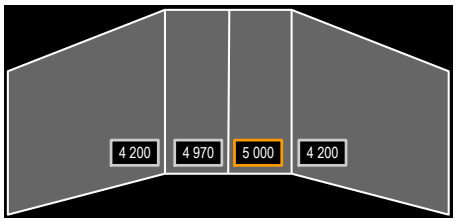
© ПАО "Корпорация "Иркут"



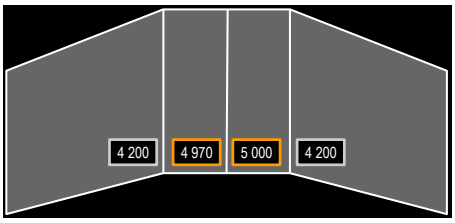
- При наличии сигнала о правом дисбалансе топлива - контуры счетчиков правых баков 1 и 2 (в которых значение топлива меньше), отображаются янтарным цветом



- При невыработке топлива из левого бака 1 - контур счетчика отображается янтарным цветом



- При невыработке топлива из правого бака 1 - контур счетчика отображается янтарным цветом



- При невыработке топлива из 2-х баков 1 - контуры счетчиков левого и правого бака 1 отображаются янтарным цветом.

Индикация трубопровода соединяющего центральный бак с расходным отсеком



- Не идет подача топлива к двигателю



- Идет подача топлива к двигателю



- Низкое давление подачи топлива к двигателю



- Трубопровод отображается янтарным цветом с толщиной линии 1 мм – потеряна информация от СУОСО или потеря информации от FADEC двигателя

Индикация элементов заправки топлива

Примечание

Краны заправки и трубопроводы от крана заправки до соответствующего бака индицируются на синоптической странице топливной системы только на земле при обжатом шасси и включенном электропитании пульта.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Магистральные краны заправки



- Магистральный крана заправки и трубопровод отображаются белым цветом - кран заправки и слива закрыт



- Магистральный кран заправки открыт

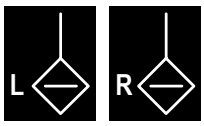


- Магистральный кран заправки закрыт, люк доступа к штуцеру заправки закрыт (отсутствует сигнал RIGHT_REFUEL_ ACCESS_DOOR или LEFT_REFUEL_ ACCESS_DOOR - от концевого выключателя люка доступа к штуцеру заправки)

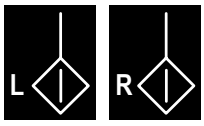


- Потеряна информация о состоянии магистрального крана заправки

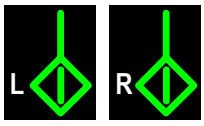
Баковые краны заправки



- Баковый кран заправки закрыт



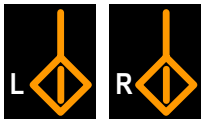
- Баковый кран заправки открыт - нет процесса заправки (автоматической/ручной)



- Баковый кран заправки открыт - идет процесс заправки (автоматической/ручной)



- Отказ бакового крана заправки в закрытом положении



- Отказ бакового крана заправки в открытом положении



- Потеряна информация о состоянии бакового крана заправки

Трубопровод централизованной заправки топливов



- Не выбран режим слива или заправки

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Трубопровод централизованной заправки топливов



- Режим заправки - включен



- Отказ автоматического режима заправки

Индикация элементов слива топлива

Примечание

Кран слива топлива отображается только на земле при включении пульта заправки, работающих насосах и кранах перекрестного питания в виде ромба с линией обозначения открытого или закрытого положения крана внутри. Обозначение крана слива отображается в виде надписи DEFUEL белого цвета только при включении режима слива на пульте заправки.

Варианты индикации:

Кран централизованного слива топлива



- Кран закрыт



- Кран открыт



- Отказ крана в закрытом положении



- Отказ крана в открытом положении



- Потеряна информация о состоянии крана

Трубопровод централизованного слива топлива



- Не выбран режим слива или заправки



- Включен режим слива



- Происходит слив топлива

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Трубопровод централизованного слива топлива

DEFUEL - Отказ режима слива

Индикация текущей температуры топлива TEMP FUEL

F. TEMP -25 °C - Значение температуры топлива со знаком минус отображается белым цветом

F. TEMP - 43 °C - Приближение текущей температуры к температуре кристаллизации топлива

F. TEMP 25 °C - Значение температуры топлива без знака отображается белым цветом

F. TEMP - - °C - Два прочерка янтарного цвета - при недостоверности информации

Индикация заправки топливом

Нет отображения надписи PRESELECT , количество топлива выставленного по задатчику и единиц измерения ED - Пульт заправки отключен или потеряна информация от СУИТ

PRESELECTED 20400 KG - Количество топлива выставленное по задатчику отображается зеленым цветом - выбран режим автоматической заправки

PRESELECTED - - - - - KG - Пять прочерков янтарного цвета - отказ автоматического режима заправки

Нет отображения надписи REFUEL , количество топлива после заправки и единица измерения KG - Пульт заправки включен

REFUEL 20400 KG - Надпись REFUEL, количество топлива после заправки зеленого цвета, единица измерения светло-серого цвета - пульт заправки отключен

3.3.2 Индикация параметров топливной системы во 2-й зоне индикации комплексного кадра EWD

Топливные баки постоянно отображаются в виде контуров светло-серого цвета с заливкой черного цвета [1] Рис. 11. Внутри контура каждого бака отображается числовое значение количества топлива.



- Все контуры топливных баков отображаются светло-серым цветом с числовыми значениями количества топлива белого цвета при отсутствии сигналов о дисбалансе левом/правом и не выработке топлива из левых/правых баков



- При наличии сигнала о левом дисбалансе контуры левых топливных баков с меньшим количеством топлива отображаются янтарным цветом

© ПАО "Корпорация "Иркут"



- При наличии сигнала о правом дисбалансе контуры правых топливных баков с меньшим количеством топлива отображаются янтарным цветом



- При невыработке топлива из левого бака 1 его контур отображается янтарным цветом



- При невыработке топлива из правого бака 1 его контур отображается янтарным цветом



- При невыработке топлива из обоих баков 1 контуры этих баков отображаются янтарным цветом.

4 Сигнализация

Текстовое сообщение на EWD	Категория	Состояние	Звуковой сигнал	Исключаемые фазы полета
FUEL FQMC	Предупреждающий (Caution)	Отказ блока топливо измерения	один удар колокола	2,6,7
FUEL RESERVE	Предупреждающий (Caution)	Начало выработки резервного остатка топлива	**FUEL RESERVE** (два раза)	2,6,7
FUEL TEMP LOW	Предупреждающий (Caution)	Приближение температуры топлива к его кристаллизации	один удар колокола	2,6,7
FUEL LEAKAGE	Предупреждающий (Caution)	Утечка топлива	один удар колокола	2,6,7
FUEL IMBALANCE	Предупреждающий (Caution)	Дисбаланс	один удар колокола	2,6,7
FUEL BALANCED	Предупреждающий (Caution)	Дисбаланс выравнен	один удар колокола	2,6,7
X FEED 1 OPEN	Уведомляющий (Memo)	Кран перекрестного питания №1 открыт	нет	нет
X FEED 2 OPEN	Уведомляющий (Memo)	Кран перекрестного питания №2 открыт	нет	нет
FUEL X FEED 1	Предупреждающий (Advisory)	Отказ первого крана перекрестного питания №1	один удар колокола	2,6,7

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Текстовое сообщение на EWD	Категория	Состояние	Звуковой сигнал	Исключаемые фазы полета
FUEL X FEED 2	Предупреждающий (Advisory)	Отказ второго крана перекрестного питания №2	один удар колокола	2,6,7
L PUMPS OFF	Уведомляющий (Memo)	Насосы левого борта отключены	нет	нет
L R PUMPS OFF	Уведомляющий (Memo)	Насосы правого борта отключены	нет	нет
RES SOV OPEN	Уведомляющий (Memo)	Кран резервного питания открыт	нет	нет
FUEL R PUMP 1	Предупреждающий (Caution)	Отказ первого правого насоса	один удар колокола	2,6,7
FUEL R PUMP 2	Предупреждающий (Caution)	Отказ второго правого насоса	один удар колокола	2,6,7
FUEL L PUMP 1	Предупреждающий (Caution)	Отказ первого левого насоса	один удар колокола	2,6,7
FUEL L PUMP 2	Предупреждающий (Caution)	Отказ второго левого насоса	один удар колокола	2,6,7
FUEL WATER	Предупреждающий (Advisory)	Наличие свободной воды в баках	один удар колокола	нет
FUEL L HIGH TEMP	Предупреждающий (Advisory)	Сигнал о предельно высокой температуре топлива РО лев	один удар колокола	2,6,7
FUEL R HIGH TEMP	Предупреждающий (Advisory)	Сигнал о предельно высокой температуре топлива РО прав	один удар колокола	2,6,7
FUEL L ENG SOV	Предупреждающий (Advisory)	Отказ перекрывного крана левого двигателя	один удар колокола	2,6,7
FUEL R ENG SOV	Предупреждающий (Advisory)	Отказ перекрывного крана правого двигателя	один удар колокола	2,6,7

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Текстовое сообщение на EWD	Категория	Состояние	Звуковой сигнал	Исключаемые фазы полета
FUEL APU SOV	Предупреждающий (Advisory)	Отказ перекрывного крана ВСУ	один удар колокола	2,6,7
FUEL RES SOV	Предупреждающий (Advisory)	Отказ крана резервного питания	один удар колокола	2,6,7
FUEL CALC LOST	Предупреждающий (Advisory)	Отказ формирования функции CALC в СУОСО	один удар колокола	2,6,7
FUEL TRANSFER	Предупреждающий (Caution)	Нарушение порядка перекачки из центроплана в левое или правое крыло	один удар колокола	2,6,7
FUEL L TANK 1	Предупреждающий (Caution)	Сигнал о не выработке топлива из центрального левого бака	один удар колокола	2,6,7
FUEL R TANK 1	Предупреждающий (Caution)	Сигнал о не выработке топлива из центрального правого бака	один удар колокола	2,6,7
FUEL L PUMPS NOT ON	Предупреждающий (Caution)	Насосы левого борта не включены	один удар колокола	2,6,7
FUEL R PUMPS NOT ON	Предупреждающий (Caution)	Насосы правого борта не включены	один удар колокола	2,6,7

© ПАО "Корпорация "Иркут"

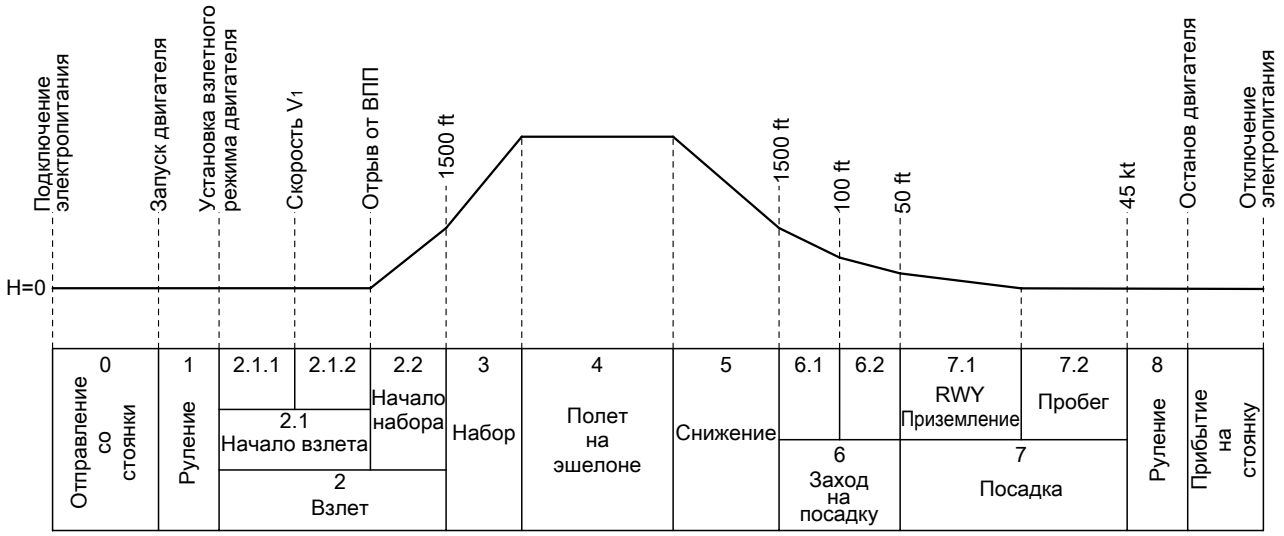


Рисунок 14 Фазы полета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Система гидравлическая

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа ... 1
1 Общие сведения ... 1
2 Состав ... 5
2.1 Источники давления ... 5
2.1.1 Основные источники давления ... 5
2.1.2 Резервные источники давления ... 5
2.1.3 Аварийный источник давления ... 6
3 Работа ... 6
4 Управление ... 6
5 Система сигнализации и индикации ... 11
5.1 Назначение ... 11
5.2 Работа ... 11
5.3 Система индикации ... 12
5.3.1 Сводный дисплей гидросистемы ... 12
5.3.2 Индикация гидробаков в гидросистемах 1 (2 и 3) ... 12
5.3.3 Индикация источников давления в гидросистемах 1 (2 и 3) ... 14
5.3.4 Распределение в гидросистемах 1 (2 и 3) ... 16
6 Сигнализация ... 18

Перечень таблиц

Страница

1 Основные потребители гидросистем ... 4
2 Сообщения EICAS, касающиеся гидравлических компонентов ... 18

Перечень иллюстраций

Страница

1 функции гидросистем ... 3
2 Органы управления гидросистем ... 7
3 Синоптическая страница гидросистемы ... 12
4 Индикация гидробаков ... 13
5 Изображение гидравлических насосов на MFD ... 15
6 Индикация потребителей гидросистемы ... 17
7 Фазы полета ... 21

Описание для экипажа

1 Общие сведения

На самолете предусмотренны три самостоятельные, независимо действующие друг от друга, гидравлические системы 1, 2 и 3. В каждой гидросистеме поддерживается рабочее давление 2757-3143 psi. Обмен жидкостью между системами ГС1, ГС2 и ГС3 исключен. В качестве рабочих жидкостей применяются HyJet IV-A^{plus} (фирмы ExxsonMobil США), Skydrol LD-4 фирмы Solita и другие жидкости типа IV класс 1 и тип V класс 1 по SAE AS1241

© ПАО "Корпорация "Иркут"

по выбору эксплуатанта. Эти жидкости совместимы друг с другом и могут смешиваться в любых соотношениях.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

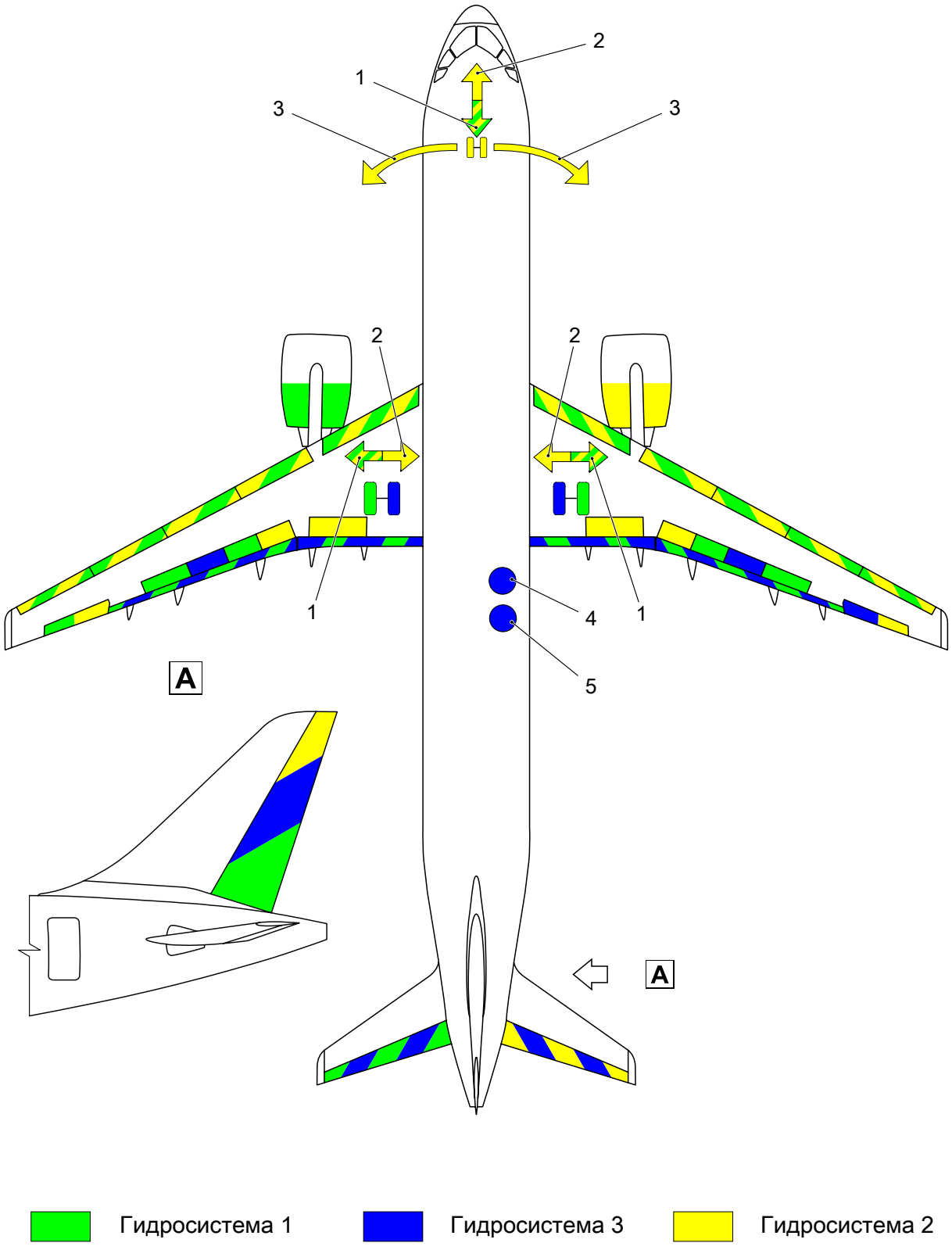


Рисунок 1 функции гидросистем

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 1:

1	выпуск шасси (выпуск от ГС 2 основной, выпуск от ГС 1 - резервный)	4	станция насосная ГС 3 (насос основной)
2	уборка шасси	5	турбонасосная установка ГС 3 (насос аварийный)
3	разворот колес передней опоры шасси		

Таблица 1 Основные потребители гидросистем

Потребители	ГС1	ГС2	ГС3	Примечание
Элерон левый	+ внутр	+ внеш		Один РП активный, внеш другой РП пассивный
Элерон правый		+ внеш	+ внутр	
Интерцепторы левый и правый 1		+		
Интерцепторы левый и правый 2	+			
Интерцепторы левый и правый 3			+ внутр	
Интерцепторы левый и правый 4				
Воздушные тормоза левый и правый		+		
Руль высоты левый	+ внеш	+ внутр		Один РП активный, РП пассивный
Руль высоты правый		+ внутр	+ внеш	
Руль направления	+ верх	+ сред	+ нижн	
Предкрылки с тормозом	+ 1 канал	+ 2 канал		
Закрылки с тормозом	+ 1 канал		+ 2 канал	
Тормоза колес левые и правые внешние	+ внеш			Имеются резервные аккумуляторы
Тормоза колес левые и правые внутренние			+ внутр	Имеются резервные аккумуляторы
Поворот колес передней опоры		+		
Уборка и выпуск шасси		+		
Резервный выпуск шасси	+			Имеются резервные аккумуляторы
Реверс левого двигателя	+			
Реверс правого двигателя		+		
Уборка ТНУ			+	

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2 Состав

Каждая из гидросистем включает в себя:

- гидробак
- основной источник давления
- резервный источник давления (только в ГС 1 и ГС 2)
- аварийный источник давления (только в ГС 3)
- два гидроаккумулятора в ГС 1 (линии тормозов и линии аварийного открытия замков убранного положения опор шасси и створок)
- два гидроаккумулятора в ГС 3 (общей линии нагнетания и линии тормозов)

Для обеспечения бескавитационной работы гидронасосов, на всех предусмотренных высотах полета, имеется система наддува гидравлических баков.

2.1 Источники давления

2.1.1 Основные источники давления

Источниками давления гидросистем являются:

- первой и второй гидросистемы, постоянно работающий плунжерный насос переменной производительности, установленный на коробке приводов двигателя. Максимальная производительность насоса составляет не менее 142 л/мин.
- третьей гидросистемы, насосная станция (плунжерный насос с электроприводом от бортовой сети трехфазного переменного тока напряжением 115/200В частотой 360… 800 Гц) установленная в обтекателе крыло-фюзеляж на правом борту. Максимальная производительность насоса составляет не менее 32 л/мин.

2.1.2 Резервные источники давления

Насосные станции первой и второй гидросистем (плунжерный насос с электроприводом от бортовой сети трехфазного переменного тока напряжением 115/200В частотой 360…800 Гц) установленные в пилонах левого и правого двигателей, являются резервными источниками. Имеют ручной и автоматический режим работы. Максимальная производительность насоса составляет не менее 32 л/мин.

Основной режим автоматический, включаются при следующих условиях:

- падении давления в первой/второй гидросистеме ниже 1700 PSI
- падении оборотов ротора компрессора высокого давления ниже оборотов малого газа
- на земле при работе одного двигателя, включается после выключения стояночного тормоза.
- при движении с выключенными двигателями по земле со скоростью более 5 kt (9 км/ч) (буксировка, пробег после посадки) при условии наличия электропитания переменного тока (работающем генераторе APU).

Ручной режим предполагает постоянное включение насосной станции. Может использоваться в случаях:

- отказа автоматического режима

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– на стоянке при неработающих двигателях для обеспечения давлением в 1, 2 и 3 гидросистем при наличии электропитания переменного тока может быть насосными станциями

– на усмотрение КВС в случае необходимости на любом этапе полета.

2.1.3 Аварийный источник давления

В качестве аварийного источника гидравлической и электрической энергии в гидросистеме ГС 3 устанавливается гибридная турбонасосная установка (ТНУ), работающая от набегающего потока воздуха в полете.

Максимальная подача ТНУ составляет 23 л/мин при давлении 200 кгс/см2 (19.6 МПа).

Автоматический выпуск ТНУ происходит в случаях:

– отказа двух двигателей

– обесточивания самолета по переменному току

– падения давления в гидросистемах 1 и 2 ниже 1700 psi.

Время выхода ТНУ на рабочий режим не более 6 с, после подачи сигнала на выпуск.

Автоматический выпуск ТНУ на земле заблокирован по обжатию стоек шасси и по скорости (V<80 kt). Уборка ТНУ выполняется только на земле гидроцилиндром от ГС № 3. Органы управления расположены на панели управления уборкой ТНУ.

Выпуск ТНУ в ручном режиме происходит по команде пилота.

Ручное и автоматическое управление ТНУ осуществляется по разным линиям электроуправления.

3 Работа

Гидравлические насосы создают давление жидкости 2990 psi (210 кг/см²) и переходят в режим разгрузки (холостой режим). При увеличении расхода жидкости, гидронасосы увеличивают свою производительность пропорционально расходу. При уменьшении расхода, производительность вновь уменьшается. Таким образом в гидросистемах поддерживается постоянное давление в рабочих пределах 2757-3143 psi (193-220 кгс/см²).

4 Управление

Контроль и управление работой гидросистемы в автоматическом режиме выполняет система управления общесамолетным оборудованием (СУООО).

При необходимости экипаж может управлять работой гидросистем в ручном режиме с панели «HYD» на КПП.

Размещение органов управления в кабине экипажа

© ПАО "Корпорация "Иркут"

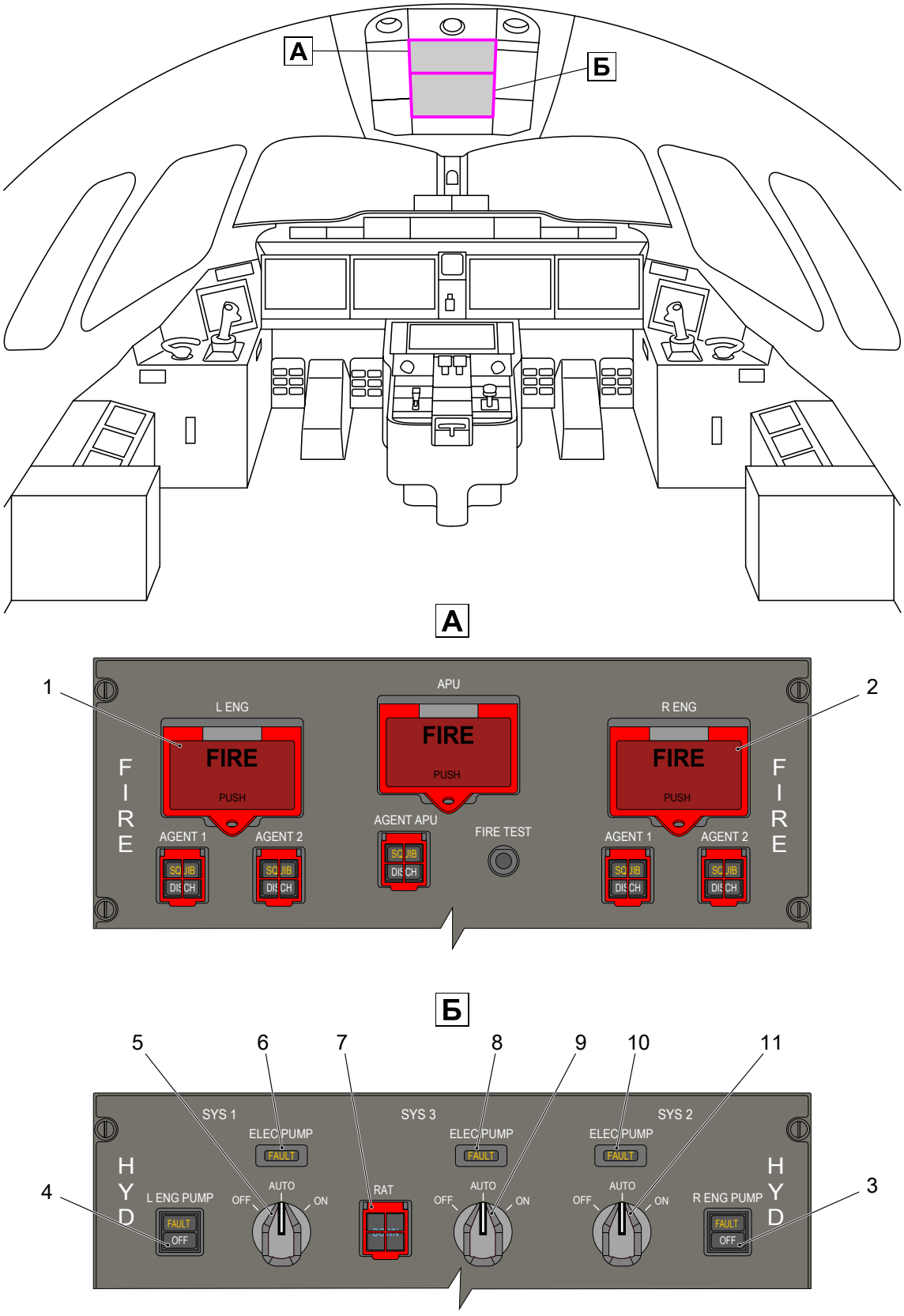


Рисунок 2 Органы управления гидросистем

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 2:

1	Кнопка-табло L ENG FIRE	7	Кнопка-табло RAT
2	Кнопка-табло R ENG FIRE	8	Световой индикатор FAULT ГС3
3	Кнопки ручного отключения (перевода в режим разгрузки) основных насоса ГС2	9	Переключатель ELEC PUMP управления насосной станцией ГС3
4	Кнопки ручного отключения (перевода в режим разгрузки) основных насоса ГС1	10	Световой индикатор FAULT ГС2
5	Переключатель ELEC PUMP управления насосной станцией ГС1	11	Переключатель ELEC PUMP управления насосной станцией ГС2
6	Световой индикатор FAULT ГС1		

Кнопки ручного отключения (перевода в режим разгрузки) основных насосов ГС1 и ГС2 [3] Рис. 2, [4] Рис. 2



- Не нажатое положение кнопки соответствует отключенному состоянию насоса



- Нажатое – нормальное положение кнопки насоса (утопленное). Соответствует включенному режиму автоматической работы насоса.

  При нажатой кнопке и наличии электропитания на борту включается автоматический режим управления насосом. В автоматическом режиме управления состояние насоса определяется алгоритмами управления насосами, реализованными в СУОСО.

СУОСО обеспечивает:

– отключение насоса ГС1 (ГС2) при выключении (отказе) левого (правого) двигателя по сигналам EEC

– отключение насоса ГС1 (ГС2) на время запуска левого (правого) двигателя на земле по сигналу от переключателя RUN/OFF в положении RUN

– сигнал на отключение насоса ГС1 (ГС2) должен сниматься после появления сигнала «левый (правый) двигатель работает», а также при установке переключателя RUN/OFF в положение OFF

– отключение насоса ГС1 (ГС2) с задержкой 10 с при выключении (отказе) левого (правого) двигателя в воздухе

– отключение насоса ГС1 (ГС2) при условии работоспособности ГС2 (ГС1) или ГС3:

  • при повышении температуры рабочей жидкости в линии слива насоса ГС1 (ГС2) выше 120 °С (отключение насоса до конца полета)

  • при повышении температуры рабочей жидкости в баке ГС1 (ГС2) выше 100 °С в полете с убранной механизацией крыла (отключение насоса до момента начала выпуска механизацией крыла).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

- при повышении температуры рабочей жидкости в баке ГС1 (ГС2) выше 110 °С в полете с неубранной механизацией крыла (отключение насоса до конца полета)

– отключение насоса ГС1 (ГС2) при падении уровня рабочей жидкости в баке ГС1 (ГС2) ниже минимально допустимого значения (отключение насоса до конца полета)

– отключение насоса ГС1 (ГС2) при избыточном давлении наддува в гидробаке ГС1 (ГС2) ниже 21 psi (1,5 кгс/см²) в течение более 3 с в полете с убранной механизацией крыла или на барометрической высоте более 4000 м при условии работоспособности ГС2 (ГС1) или ГС3

– отключение насоса ГС1 (ГС2) при подаче сигнала на закрытие перекрывного (пожарного) крана ГС1 (ГС2) от кнопки системы пожаротушения (до конца полета)

– отключение насоса ГС1 (ГС2) по сигналу пожара на соответствующем двигателе (отключение насоса до конца полета)

– отключение насоса ГС1 (ГС2) при падении давления в линии нагнетания насоса ГС1 (ГС2) ниже 1700 psi (120 кгс/см²) в течение более 5 с при работающем левом (правом) двигателе (отключение насоса до конца полета)

– отключение насоса ГС1 (ГС2) при повышении температуры топлива в расходном отсеке ТС левого (правого) двигателя выше 52 °С при включенном NON-BYPASS положении термоклапана ГС1 (ГС2) с задержкой 5 с (отключение насоса до конца полета).

Кнопки ручного отключения (перевода в режим разгрузки) основных насосов ГС1 и ГС2 [3] Рис. 2,[4] Рис. 2

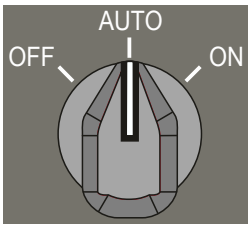


– Отказ автоматического отключения насоса. Если через 5 с (ТВС) с момента создания условий для отключения насоса не произойдет его отключения, то загорится верхнее сигнальное поле кнопки «FAULT».



– При нажатии кнопки отключения насоса (кнопка переходит в не нажатое состояние) загорится нижнее сигнальное поле «OFF». Верхнее сигнальное поле кнопки «FAULT» при этом погаснет.

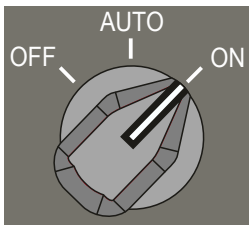
Галетные переключатели (ГП) управления электрическими насосными станциями ГС1, ГС2 и ГС3 [5] Рис. 2, [9] Рис. 2, [11] Рис. 2



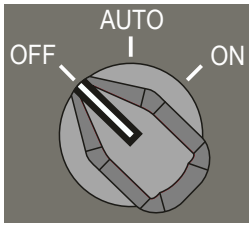
– **AUTO** - нормальное полетное положение всех ГП - AUTO. При установке ГП в позицию AUTO обеспечивается управление (включение-отключение) насосной станцией в автоматическом режиме по сигналам СУОСО в соответствии с алгоритмами управления. В автоматическом режиме НС ГС1 и ГС2 включаются только в режим с максимальной располагаемой мощностью, а для НС в ГС3 кроме этого режима предусмотрен режим с промежуточной (средней) мощностью. В автоматическом режиме НС в ГС3 работает непрерывно в течение всего полета, а НС в ГС1 и ГС2 включаются в случае отказа (отключения) соответствующего насоса или двигателя.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Галетные переключатели (ГП) управления электрическими насосными станциями ГС1, ГС2 и ГС3 [5] Рис. 2, [9] Рис. 2, [11] Рис. 2



– **ON** - НС работает непрерывно с максимальными оборотами электродвигателя. При установке ГП в позицию ON, автоматический канал управления НС блокируется.



– **OFF** - при установке галетного переключателя в положение OFF, насосная станция переводится в отключенное состояние.

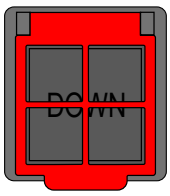
Световой индикатор FAULT ГС1, ГС2 и ГС3 [6] Рис. 2, [8] Рис. 2, [10] Рис. 2



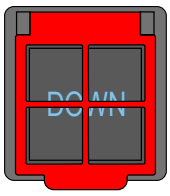
– **FAULT** - сигнализирует о наличии неисправности НС или обстоятельств, требующих отключения НС. Табло загорается с задержкой 5 с при включенной НС и наличии хотя бы одного из условий, требующих отключения НС. После отключения НС соответствующее табло гаснет.

Сигналы для включения светосигнализаторов насосных станций формируются в СУОСО

Кнопка-табло RAT (ручной выпуск ТНУ) [7] Рис. 2



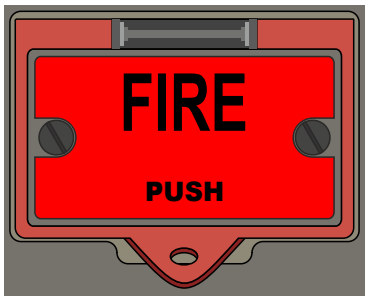
– ТНУ убрана



– ТНУ выпущена

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Кнопка-табло L (к) ENG FIRE [1] Рис. 2, [2] Рис. 2



– По сигналу ПОЖАР , сигнальное поле кнопки FIRE горит красным цветом



– Пилот открывает скобу и нажимает кнопку, при этом формируется сигнал на закрытие гидравлического пожарного крана.

5 Система сигнализации и индикации

5.1 Назначение

Система сигнализации и индикации информирует экипаж о параметрах работы гидросистем (давлении, температуре, уровне жидкости, засорении фильтров), и передает их в систему СУОСО.

В систему сигнализации и индикации входят следующие подсистемы:

– система контроля уровня рабочей жидкости

– система контроля давления

– система контроля температуры

– система сигнализации засорения фильтров

5.2 Работа

Сигналы от датчиков и сигнализаторов поступают в систему СУОСО и отображаются в виде текстовых сообщений на экране EWD в кабине экипажа на мнемокадре гидравлической системы, а так же на дисплее панели наземного обслуживания в кадре STATUS.

Экипаж контролирует работу гидросистемы по кадрам HYD, STAT/APU, INFO и EWD на МФИ, а также по светосигнализаторам и положению переключателей, установленных на пульте "HYD" комплексного потолочного пультаРис. 2.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

5.3 Система индикации

5.3.1 Сводный дисплей гидросистемы

Вызовите синоптическую страницу дисплея гидросистемы нажатием клавиши систем (SD), а затем выберите кадр синоптической страницы дисплея гидравлической системы (HYD).

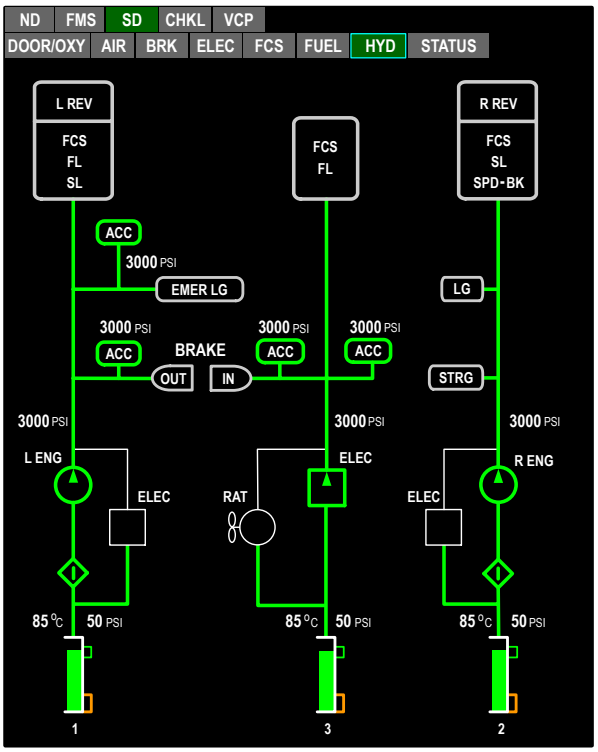


Рисунок 3 Синоптическая страница гидросистемы

5.3.2 Индикация гидробаков в гидросистемах 1 (2 и 3)

Индикации рабочей жидкости используемые на синоптической странице

© ПАО "Корпорация "Иркут"

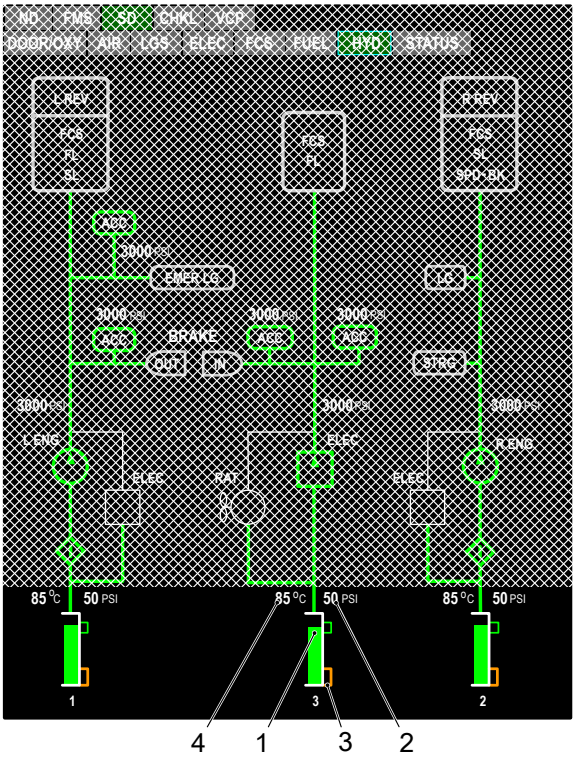
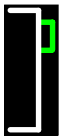


Рисунок 4 Индикация гидробаков

Состояние уровня жидкости : [1] Рис. 4



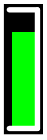
– Символ гидробака индицируется постоянно в виде белой прямоугольной скобы, открытой с левой стороны. Высота скобы отображает полный объем бака 15.1 литра. Шкала линейна



– Метка допустимого уровня жидкости в гидробаке перед полетом до включения ГС индицируется в виде скобы зеленого цвета. Скоба индицируется справа от символа гидробака. Нижняя часть скобы соответствует минимальному необходимому уровню жидкости 7 л, верхняя часть соответствует максимальному допустимому уровню 9 л. Индицируется на земле, с момента подачи электропитания на борт и при отсутствии давления в ГС



– Метка минимального необходимого уровня жидкости в гидробаке после включения ГС индицируется в виде скобы янтарного цвета. Скоба индицируется справа от символа гидробака. Нижняя отметка соответствует нижнему уровню гидробака, верхняя отображается на уровне 1 л. Индицируется на земле, при наличии давления в ГС или в полете независимо от давления



– Уровень жидкости в гидробаке в норме

© ПАО "Корпорация "Иркут"



– Уровень жидкости ниже минимально необходимого уровня, или выше максимально допустимого уровня



– Отсутствуют данные или недостоверность информации

Фактическая температура жидкости в гидробаке : **[4] Рис. 4** отображается в виде числа без лидирующих нулей, с выравниванием по правому краю, на трехразрядном поле. Знак отображается только для отрицательных чисел. Диапазон индицируемых значений от минус 60 °C до 160 °C, с шагом 1 °C



– Температура в допустимых пределах



– Температура выше допустимых пределов



– Температура ниже допустимых пределов



– Отсутствуют данные или данные недостоверны

Фактическое значение давление наддува в гидробаке : [2] Рис. 4отображается в виде числа на двухразрядном поле, без знака, без лидирующих нулей, с выравниванием по правому краю. Диапазон изменения от 0 до 85 PSI с шагом 1 PSI



– Нормальное давление наддува, свыше 21 PSI



– Недостаточное давление наддува, менее 21 PSI



– Отсутствие информации или ее недостоверность

5.3.3 Индикация источников давления в гидросистемах 1 (2 и 3)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

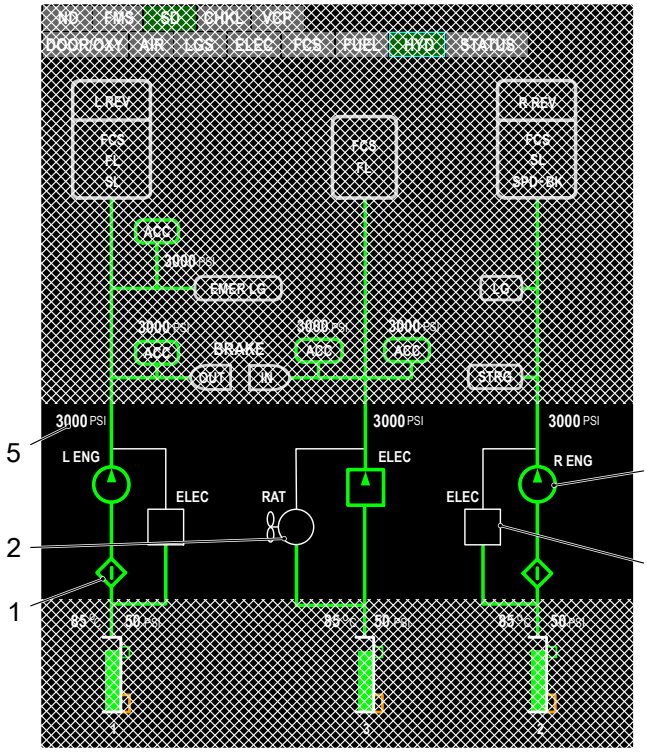


Рисунок 5 Изображение гидравлических насосов на MFD

Индикации источников давления

Состояние пожарного клапана: [1] Рис. 5

– Кран открыт или находится в промежуточном положении при отсутствии сигнала о минимальном уровне жидкости в гидробаке

– Кран открыт или находится в промежуточном положении при наличии сигнала о минимальном уровне жидкости в гидробаке

– Кран закрыт

– Кран отказал

– Недостоверность информации.

Состояние насосов L(R) ENG: [4] Рис. 5

– Насос включен и создаёт необходимое давление

– Насос отключен и давление за насосом мало.

– Давление за насосом мало, насос включен

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Индикации источников давления

 – Недостоверность информации.

Состояние насосных станций L(R) (ELEC): [3] Рис. 5

 – Насосная станция включена и создает давление

 – Насосная станция отключена

 – Насосная станция включена, давление за ней мало

 – Недостоверность информации.

Состояние ТНУ (RAT): [2] Рис. 5

 – ТНУ выпущена и создает давление

 – ТНУ убрана

 – ТНУ выпущена, давление за ТНУ мало

 – Недостоверность информации.

Значение давления жидкости в гидравлических системах: [5] Рис. 5 индицируется без лидирующих нулей, с правым выравниванием, диапазон изменения от 0 до 4000 PSI с шагом 10 PSI



– Давление в ГС 1700 PSI и выше



– Давление в ГС ниже 1700 PSI



– Недостоверность информации.

5.3.4 Распределение в гидросистемах 1 (2 и 3)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

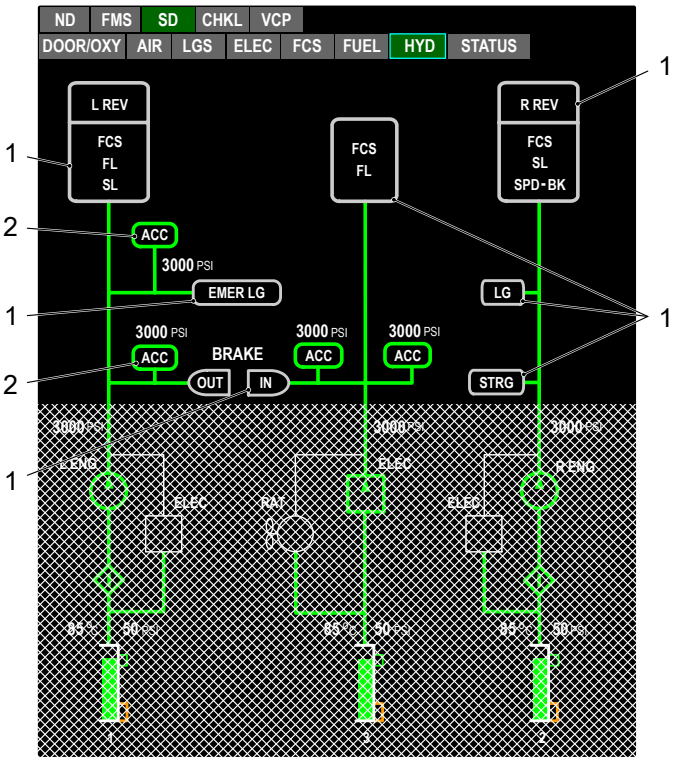


Рисунок 6 Индикация потребителей гидросистемы

Обозначения распределения жидкости в гидравлических системах: [1] Рис. 6

Индикация потребителей систем:

– Белый: следующая достоверная информация всегда отображается белым цветом:
  - L(R) REV: механизм управления реверсом левого (правого) двигателя
  - FCS: комплексная система управления
  - SPD - BK: воздушный тормоз
  - LG: система выпуска/уборки шасси
  - EMER LG: резервная система выпуска шасси
  - STRG: механизмы управления колесом передней опоры
  - BRAKE: тормозная система.

Индикация состояния гидроаккумулятора: [2] Рис. 6

Изображение состоит из мнемосимвола аккумулятора и линии, связывающей аккумулятор линией потребителей ГС



– Давление в гидроаккумуляторе и системе выше 1700 PSI



– Давление в гидроаккумуляторе и системе ниже 1700 PSI

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Индикация состояния гидроаккумулятора: [2] Рис. 6



– недостоверность информации.

6 Сигнализация

Таблица 2 Сообщения EICAS, касающиеся гидравлических компонентов

Текстовое сообщение на EWD	Категория	Состояние	Звуковой сигнал	Исключаемые фазы полета
HYD1 LO PR	Предупреждающее **(Caution)**	Мало давление в ГС1	Один удар колокола	2.1.2, 7.1 Рис. 6
HYD1 ELEC PUMP NOT ON	Предупреждающий **(Caution)**	Нет автоматического включения НС и мало давление в ГС1 (НС не вкл при условиях треб ее вкл)	Один удар колокола	2.1.2, 7.1
HYD1 HI TEMP	Предупреждающий **(Advisory)**	Высокая температура жидкости в баке ГС1	Один удар колокола	2, 7
HYD1 LO QTY	Предупреждающий **(Advisory)**	Мало количество жидкости в баке ГС1	Один удар колокола	2—7
HYD1 RSVR LO PR	Предупреждающий **(Advisory)**	Мало давление наддува в баке ГС1	Один удар колокола	2, 7
HYD1 L ENG PUMP AUTO	Предупреждающий **(Caution)**	Отказ автоматического управления основным насосом	Один удар колокола	2, 7
HYD1 ELEC PUMP NOT OFF	Предупреждающий **(Caution)**	Отказ автоматического управления насосной станцией ГС1 (НС не откл. при условиях треб ее откл)	Один удар колокола	2, 6, 7
HYD1 ELEC PUMP FAULT	Предупреждающий **(Caution)**	Отказ НС ГС1 при положении переключателя ELEC PUMP в поз. ON	Один удар колокола	2, 7
HYD1 ELEC PUMP ON	Уведомляющее **(Memo)**	Насосная станция ГС1 включена	-	-
HYD2 LO PR	Предупреждающий **(Caution)**	Мало давление в ГС2	Один удар колокола	2.1.2, 7.1
HYD2 ELEC PUMP NOT ON	Предупреждающий **(Caution)**	Нет автоматического включения НС (НС не вкл при условиях треб ее вкл)	Один удар колокола	2.1.2, 7.1

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Сообщения EICAS, касающиеся гидравлических компонентов

Текстовое сообщение на EWD	Категория	Состояние	Звуковой сигнал	Исключаемые фазы полета
HYD2 HI TEMP	Предупреждающий (Advisory)	Высокая температура жидкости в баке ГС2	Один удар колокола	2, 7
HYD2 LO QTY	Предупреждающий (Advisory)	Мало количество жидкости в баке ГС2	Один удар колокола	2, 7
HYD2 RSVR LO PR	Предупреждающий (Advisory)	Мало давление наддува в баке ГС2	Один удар колокола	2, 7
HYD2 R ENG PUMP AUTO	Предупреждающий (Caution)	Отказ автоматического управления основным насосом	Один удар колокола	2, 7
HYD2 ELEC PUMP NOT OFF	Предупреждающий (Caution)	Отказ автоматического управления насосной станцией ГС2 (НС не откл при условиях треб ее откл)	Один удар колокола	2, 6, 7
HYD2 ELEC PUMP FAULT	Предупреждающий (Caution)	Отказ НС ГС2 при положении переключателя ELEC PUMP в поз. ON	Один удар колокола	2, 7
HYD2 ELEC PUMP ON	Уведомляющий (Memo)	Насосная станция ГС2 включена	—	—
HYD3 LO PR	Предупреждающий (Caution)	Мало давление в ГС3	Один удар колокола	0, 2.1.2, 7.1
HYD3 HI TEMP	Предупреждающий (Advisory)	Высокая температура жидкости в баке ГС3	Один удар колокола	2, 7
HYD3 LO QTY	Предупреждающий (Advisory)	Мало количество жидкости в баке ГС3	Один удар колокола	2, 7
HYD3 RSVR LO PR	Предупреждающий (Advisory)	Мало давление наддува в баке ГС3	Один удар колокола	2, 7
HYD3 ELEC PUMP FAULT	Предупреждающий (Caution)	Отказ НС ГС3 при положении переключателя ELEC PUMP в поз. ON	Один удар колокола	,; 7
HYD3 ELEC PUMP NOT ON	Предупреждающий (Caution)	Нет автоматического включения НС (НС не вкл при условиях треб ее вкл)	Один удар колокола	2, 7

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Сообщения EICAS, касающиеся гидравлических компонентов

Текстовое сообщение на EWD	Категория	Состояние	Звуковой сигнал	Исключаемые фазы полета
HYD3 ELEC PUMP NOT OFF	Предупреждающий **(Caution)**	Отказ автоматического управления насосной станцией ГС3 (НС не откл при условиях треб ее откл)	Один удар колокола	2, 6, 7
HYD3 RAT NOT DOWN	Аварийное **(Warning)**	Создались условия для выпуска ТНУ в особых ситуациях и ТНУ автоматически не выпущена	Речевое сообщение "RAM AIR TURBINE DOWN" 2 раза	—
RAT DOWN	Уведомляющее **(Memo)**	ТНУ выпущена	—	—
HYD3 RAT PUMP LO PR	Предупреждающий **(Caution)**	Низкое давление за насосом ТНУ при его выпущенном положении	Один удар колокола	
HYD3 RAT ACT HI PR	Предупреждающий **(Caution)**	Высокое давление в приводе ТНУ на земле	Один удар колокола	

© ПАО "Корпорация "Иркут"

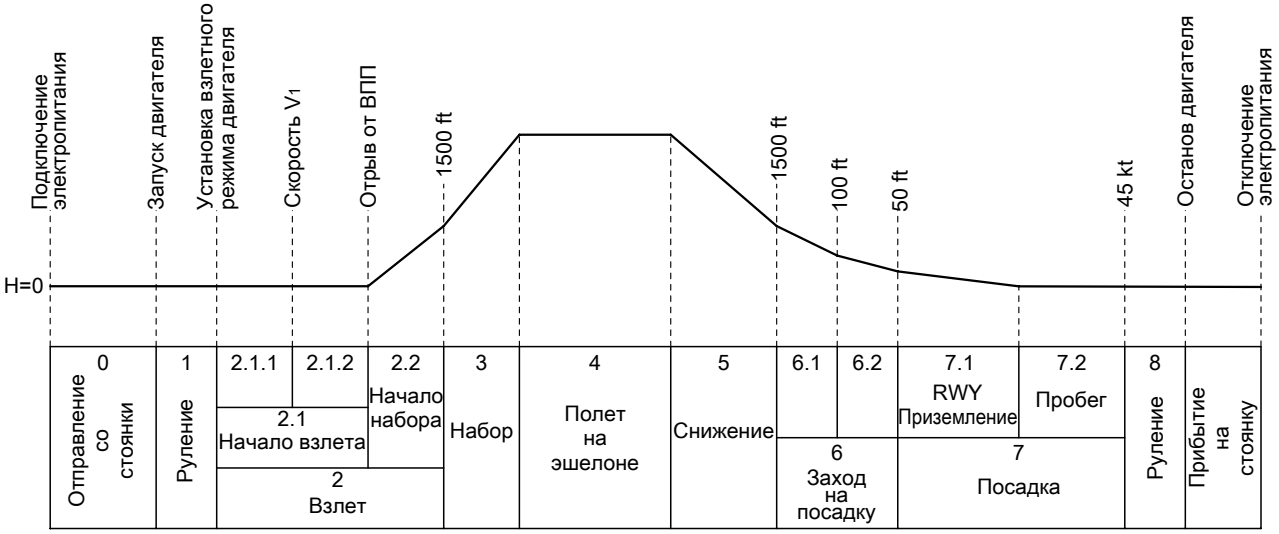


Рисунок 7 Фазы полета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Система противообледенительная

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа ... 1
1 Общие сведения ... 2
2 Противообледенительная система крыла ... 4
2.1 Автоматический режим ПОС крыла ... 5
2.2 Ручной режим ПОС крыла ... 6
2.3 Блокировка включения ПОС крыла ... 6
2.4 Панель управления противообледенительной системы крыла ... 6
2.5 Индикация ПОС крыла ... 7
2.6 Индикация ПОС крыла на синоптической странице AIR ... 8
2.6.1 Индикация наименования ПОС крыла ... 9
2.6.2 Индикация ПОС левой консоли крыла с клапаном WAIV и линией подвода ... 9
2.7 Индикация ПОС крыла на синоптической странице STATUS ... 10
3 Противообледенительная система воздухозаборника ... 10
3.1 Автоматический режим ПОС воздухозаборников ... 11
3.2 Ручной режим ПОС воздухозаборников ... 11
3.3 Панель управления противообледенительной системой воздухозаборников ... 11
3.4 Индикация ПОС воздухозаборников двигателей на комплексном кадре EWD ... 12
3.4.1 Индикация ПОС воздухозаборника двигателя включена ... 13
4 Электрообогрев остекления кабины экипажа ... 13
4.1 Работа электрообогрева остекления кабины экипажа ... 15
4.2 Автоматический режим электрообогрева остекления кабины экипажа ... 15
4.3 Ручной режим электрообогрева остекления кабины экипажа ... 15
4.4 Панель управления системы обогрева стекол ... 15
4.5 Система очистки лобовых стекол ... 16
4.6 Работа стеклоочистителей ... 17
4.7 Органы управления ... 17
4.7.1 Панели управления стеклоочистителями ... 18
5 Система обнаружения обледенения ... 18
5.1 Работа автоматов управления КВАНТ-2М ... 19
5.2 Индикация обнаружения льда ... 20
5.2.1 Индикация обледенения ... 20
5.3 Индикации сообщения на кадре STATUS при отказа автоматов управления ... 21
6 Сообщения EICAS системы обнаружения обледенения ... 21
6.1 Фазы типового профиля полета ... 22

Перечень таблиц

Страница

1 Сообщения EICAS системы обнаружения обледенения ... 21

Перечень иллюстраций

Страница

1 Расположение системы ПОС ... 3
2 Органы управления и индикаторы противообледенительной системы ... 4
3 Панель управления противообледенительной системы ... 7
4 Индикация ПОС крыла на комплексном кадре EWD ... 8

© ПАО "Корпорация "Иркут"

5 Индикация ПОС крыла на синоптической странице AIR..... 9
6 Синоптическая страница STATUS..... 10
7 Панель управления противообледенительной системой воздухозаборников..... 12
8 Индикация ПОС воздухозаборников двигателей на комплексном кадре EWD 13
9 Принципиальная блок-схема электрообогрева остекления кабины экипажа..... 14
10 Обогреваемые стекла кабины экипажа..... 14
11 Панель управления системы обогрева стекол..... 16
12 Блок-схема системы очистки лобовых стекол..... 17
13 Панели управления стеклоочистителями..... 18
14 Расположение автоматов управления КВЛНТ-2М..... 19
15 Индикация обнаружения льда на кадре EWD..... 20
16 Индикации сообщения на кадре STATUS при отказах автоматов управления..... 21
17 Фазы типового профиля полета..... 22

Описание для экипажа

1 Общие сведения

Противообледенительная система обеспечивает удаление льда или предупреждение его образования путем нагрева защищаемой поверхности воздушно-тепловым или электротепловым способом.

Противообледенительная система (ПОС) предназначена для:

– предотвращения образования льда на третьей, четвертой и пятой секциях предкрылков консолей крыла и на входных кромках воздухозаборников маршевых силовых установок

– обеспечения экипажу обзора в условиях обледенения, очистки лобовых стекол кабины экипажа от осадков

– обнаружения обледенения и выдачи сигнала ОБЛЕДЕНЕНИЕ экипажу и во взаимодействующие самолетные системы

– обогрева приемника воздушного давления и мультифункциональных измерителей воздушных данных.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

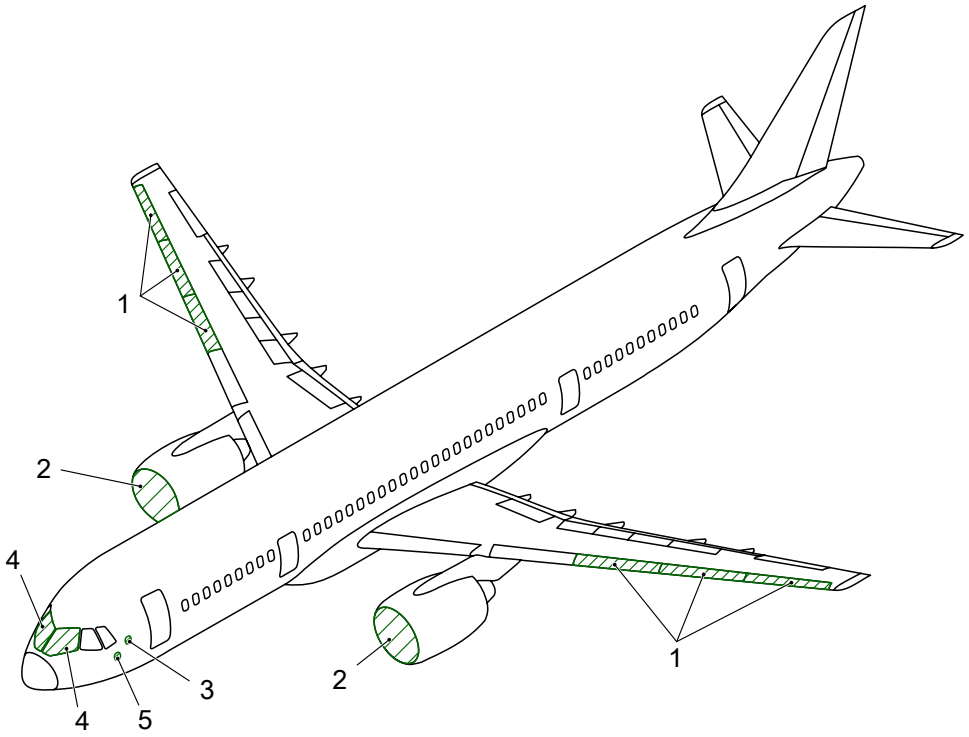


Рисунок 1 Расположение системы ПОС

Условные обозначения к Рис. 1:

1	Противообледенительная система крыла	**4**	Электрообогрев остекления кабины экипажа и стеклоочистители
2	Противообледенительная система двигателя	**5**	Система обнаружения обледенения
3	Система электрообогрева приемников воздушного давления		

Управление работой ПОС выполняется при помощи переключателей на КПП.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

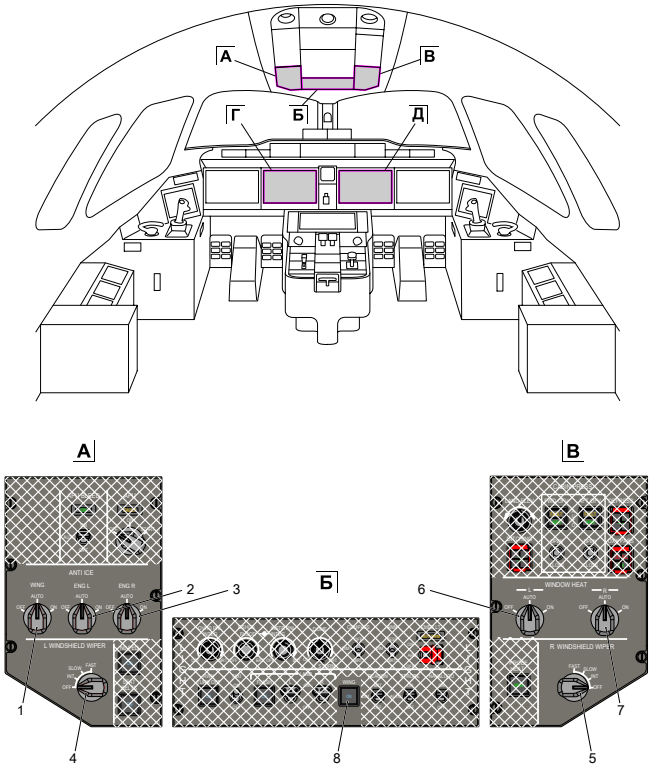


Рисунок 2 Органы управления и индикаторы противообледенительной системы

Условные обозначения к Рис. 2:

1	Переключатель WING - управление ПОС крыла	5	Переключатель R WINDSHIELD WIPER
2	Переключатель ENG L - управление ПОС воздухозаборника левой МСУ	6	Переключатель L - управление обогревом остекления левой стороны кабины
3	Переключатель ENG R - управление ПОС воздухозаборника правой МСУ	7	Переключатель R - управление обогревом остекления правой стороны кабины
4	Переключатель L WINDSHIELD WIPER	8	Кнопку-табло WING - включение освещения передней кромки крыла

2 Противообледенительная система крыла

ПОС крыла предназначена для защиты от обледенения третьей, четвертой и пятой секций предкрылков левой и правой консолей крыла. При этом ПОС крыла использует горячий воздух из СОВ.

ПОС крыла является воздушно-тепловой системой, которая использует предварительно охлажденный воздух от двигателя в качестве источника тепла. Предварительное охлаждение воздуха происходит в прекулере СОВ и имеет определенную температуру на выходе из него (232 ºC в нормальном режиме работы).

Для обеспечения работы ПОС крыла воздух может отбираться от ВСУ и МСУ в полете до 16400 ft.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ПОС крыла имеет два режима работы:

– автоматический

– ручной.

Автоматический режим работы является основным режимом работы ПОС крыла.

При отказе автоматического режима работы ПОС крыла или при необходимости возможен переход на ручной режим управления.

Контроль работы ПОС крыла выполняется посредством:

– индикации рабочего состояния, предупреждающих сообщений и рекомендаций по действиям при отказе ПОС крыла на комплексном кадре EWD

– индикации крайних положений и рабочего состояния регулирующей заслонки на синоптической странице AIR

– ЦСО CAUTION

– звуковой сигнализации (один удар колокола).

Галетный переключатель WING на панели управления ANTI ICE на комплексном потолочном пульте перед взлетом - установлен в положение AUTO.

2.1 Автоматический режим ПОС крыла

При установке переключателя WING на пульте ANTI ICE КПП в положение AUTO, ПОС крыла управляется в автоматическом режиме.

В автоматическом режиме работы ПОС крыла включается при наличии сигналов от системы обнаружения обледенения и при отсутствии сигналов обжатого положения основных стоек шасси.

При работе маршевых двигателей на взлетном режиме производится блокировка автоматического и ручного включения ПОС.

После перехода от взлетного режима блокировка снимается.

Управление ПОС крыла в автоматическом режиме выполняет БУК системы СКВ.

При полете в условиях обледенения автомат управления КВАНТ-2М выдает сигнал о начале образования льда:

– звучит один удар колокола

– загорается ЦСО **CAUTION** в мигающем режиме

– открываются регулирующие заслонки ПОС консолей крыла.

На комплексном кадре EWD отображаются:

– предупреждающее сообщение **ICING** янтарным цветом

– ❄ символ обледенения янтарным цветом

– две надписи **WAI** зеленым цветом.

На синоптической странице AIR отображаются символы ПОС левой и правой консолей крыла в работающем состоянии.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Когда сигналы об образовании льда перестают поступать от обоих автоматов управления КВАНТ-2М, закрываются регулирующие заслонки ПОС консолей крыла, на комплексном кадре EWD снимаются предупреждающее сообщение **ICING**, символ обледенения ❄, две надписи **WAI**.

На синоптической странице AIR отображается символ ПОС левой и правой консолей крыла в режиме ожидания.

2.1.1 **Примечание**

ЦСО CAUTION работает в мигающем режиме до его выключения вручную или до снятия предупреждающего сообщения ICING.

2.2 Ручной режим ПОС крыла

При необходимостивключения ручного режима работы ПОС крыла галетный переключатель WING на панели управления ANTI ICE на КПП необходимо установить в положение ON. Включение ПОС крыла происходит независимо от наличия или отсутствия сигналов об обледенении от автоматов управления КВАНТ-2М.

На комплексном кадре EWD отображаются две надписи **WAI**.

На синоптической странице AIR отображаются символы ПОС левой и правой консолей крыла в работающем состоянии.

Для отключения ПОС крыла из ручного режима необходимо установить галетный переключатель WING в положение OFF.

При этом закрываются регулирующие заслонки ПОС консолей крыла, а на комплексном кадре EWD снимутся две надписи **WAI**.

На синоптической странице AIR отображение символа ПОС левой и правой консолей крыла меняет цвет на белый.

2.3 Блокировка включения ПОС крыла

Автоматическая блокировка включения ПОС крыла для предотвращения перегрева конструкции выполняется в следующих случаях:

- на земле при обжатых стойках основных опор
- в полете при температуре наружного воздуха выше 2 °C
- в полете , если температура горячего воздуха, подаваемого в ПОС крыла, выше 250 °C.

2.4 Панель управления противообледенительной системы крыла

Поворотный переключатель ПОС крыла установлен на панели управления противообледенительной системы, входящей в состав КПП.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

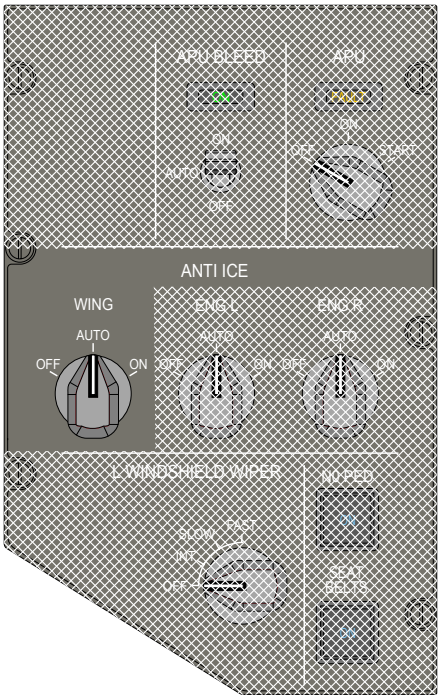


Рисунок 3 Панель управления противообледенительной системы

Если галетный переключатель WING ПОС крыла установлен в положение:

– AUTO - ПОС крыла работает в автоматическом режиме
– ON - ПОС крыла работает в ручном режиме
– OFF - ПОС крыла выключен.

2.5 Индикация ПОС крыла

Индикация ПОС состоит из:

– комплексного кадра EWD (Рис. 4)
– синоптической страницы AIR (Рис. 5)
– комплексного кадра STATUS (Рис. 6).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

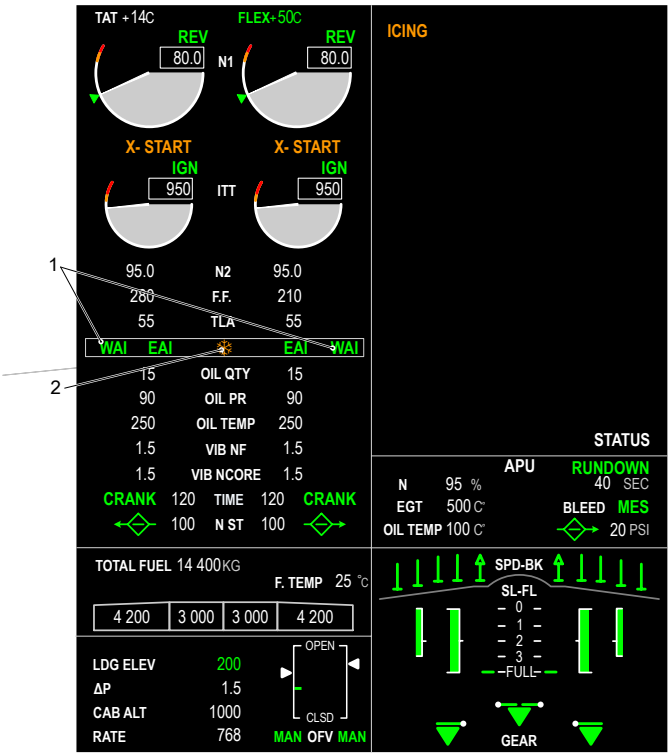


Рисунок 4 Индикация ПОС крыла на комплексном кадре EWD

Условные обозначения к Рис. 4:

1	Индикация ПОС левой и правой консоли включена	2	Символ наличия обледенения

Рамка светло-серого цвета отображается зоны ANTI ICE синоптического фрагмента ENGINE при наличии любого из условий:

WAI	ПОС консоли крыла включена
WAI	Отказ ПОС консоли крыла
	ПОС консоли крыла отключена. Надпись не отображается.

2.6 Индикация ПОС крыла на синоптической странице AIR

Вызов синоптической страницы воздушной системы производится нажатием клавиши дисплея систем SD, а затем выбирает вкладку синоптической страницы AIR.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

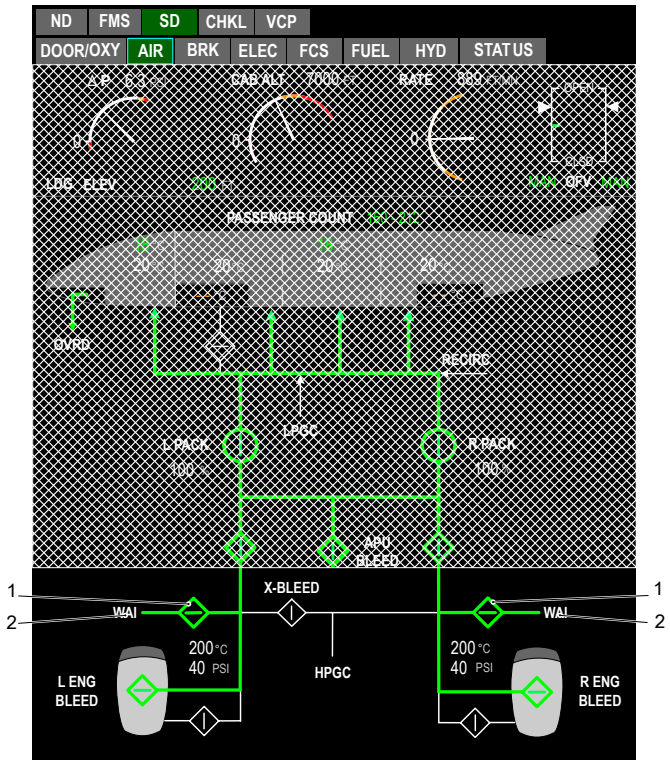


Рисунок 5 Индикация ПОС крыла на синоптической странице AIR

Условные обозначения к Рис. 5:

1	Заслонки ПОС крыла левой и правой консолей	2	ПОС левой и правой консоли крыла с перекрывным клапаном WAI

2.6.1 Индикация наименования ПОС крыла

Название ПОС крыла левой и правой консолей. Названия отображаются слева и справа от символов линий ПОС левой и правой консолей крыла с заслонками WAIV. Отображаются постоянно белым цветом.

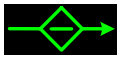


2.6.2 Индикация ПОС левой консоли крыла с клапаном WAIV и линией подвода

Трубопровод отбора воздуха в ПОС левой и правой консолей крыла с перекрывной заслонкой WAIV и линией подвода воздуха к предкрылкам отображается в следующих вариантах:



ПОС крыла в отключенном состоянии



ПОС крыла в рабочем состоянии

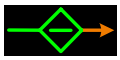


Отказ заслонки WAIV в открытом положении



Отказ заслонки WAIV в закрытом положении

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Разрушение трубопроводов ПОС крыла левой или правой консолей



Недостоверность информации.

2.7 Индикация ПОС крыла на синоптической странице STATUS

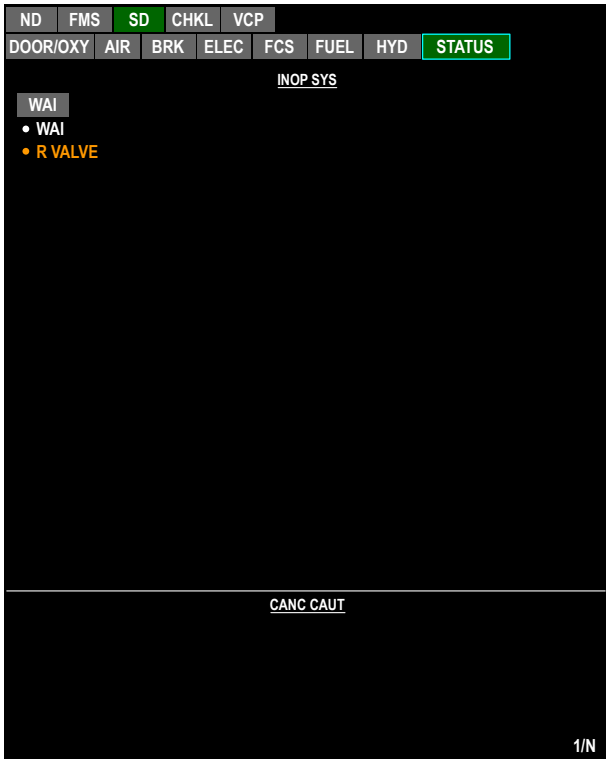


Рисунок 6 Синоптическая страница STATUS

При появлении отказов в работе противообледенительной системы:

– в правом верхнем углу на кадре EWD появляются предупреждающие и аварийные сообщения

– включается один из двух светосигнальных индикаторов - **WARN** или **CAUT**

– звучит удар колокола.

3 Противообледенительная система воздухозаборника

ПОС воздухозаборника двигателя воздушно-тепловая, автономная для каждого двигателя. Горячий воздух, отбираемый от шестой ступени компрессора высокого давления двигателя, обогревает входную кромку воздухозаборника этого же двигателя.

Управление ПОС воздухозаборника - автоматическое: по сигналам автоматов управления КВАНТ-2М выдает сигнал о начале образования льда и/или ручное - с пульта ANTI-ICE.

В состав ПОС воздухозаборника входят:

– панель управления ПОС воздухозаборника [2] Рис. 2, [3] Рис. 2

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– СУОСО - в части функций по управлению ПОС.

3.1 Автоматический режим ПОС воздухозаборников

Когда галетный переключатель установлен в положение (Рис. 7), при поступлении сигнала об обледенении от системы обнаружения обледенения ПОС воздухозаборников включается в автоматический режим работы. Если сигнал об обледенении отсутствует, работающий канал EEC подает команду на закрытие клапана подвода воздуха к носку. Для отключения автоматического режима необходимо установить галетный переключатель в положение OFF.

3.2 Ручной режим ПОС воздухозаборников

Для включения ручного режима работы ПОС воздухозаборников - необходимо установить галетный переключатель на панели ПОС в положение ON(Рис. 7). При этом, независимо от сигнала об обледенении, EEC удерживает в открытом положении оба клапана и обеспечивает подвод горячего воздуха к носку. Для выключения ручного режима необходимо установить галетный переключатель в положение OFF. При этом работающий канал EEC подает команду на закрытие клапана.

В автоматическом или ручном режиме работы при открытом положении клапанов и наличии давления за ними на экране отображается уведомляющая информация экипажу. Если автоматический и ручной режимы отключены указанная уведомляющая информация не отображается. Информационный кадр параметров МСУ отображает в том числе и информацию о состоянии ПОС. EEC выполняет контроль исправности ПОС воздухозаборников в полете и на земле и выдает информацию о результатах контроля в самолетные системы индикации и регистрации. При наличии обледенения и отказе ПОС на экране отображается сигнал отказа ПОС и предписание экипажу покинуть зону обледенения.

При разрушении трубопровода и попадании горячего воздуха в мотогондолу на участке до противопожарной перегородки - EEC по сигналу от датчика температуры закрывает электромагнитный клапан и выдает сигнал ENG L(R) A-ICE FAULT. Одновременно, при этом, срабатывает противоперегрузочный клапан и сбрасывает излишне горячий воздух в атмосферу.

3.3 Панель управления противообледенительной системой воздухозаборников

© ПАО "Корпорация "Иркут"

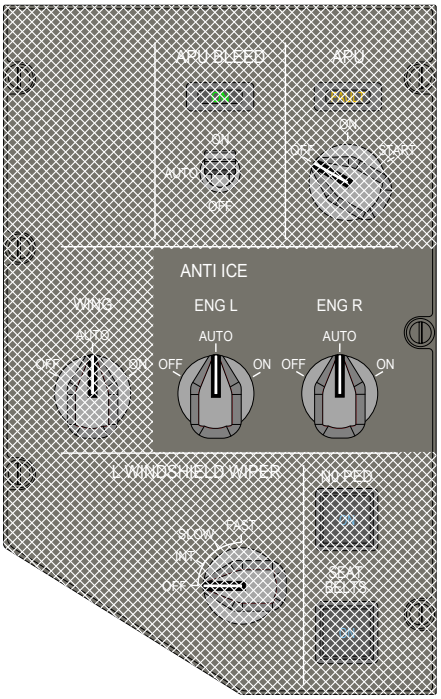


Рисунок 7 Панель управления противообледенительной системой воздухозаборников

Если галетный переключатель ENG L(R) ПОС воздухозаборников установлен в положение:

- AUTO - ПОС левого (правого) воздухозаборников работает в автоматическом режиме
- ON - ПОС левого (правого) воздухозаборников работает в ручном режиме
- OFF - ПОС левого (правого) воздухозаборников выключена.

3.4 Индикация ПОС воздухозаборников двигателей на комплексном кадре EWD

© ПАО "Корпорация "Иркут"

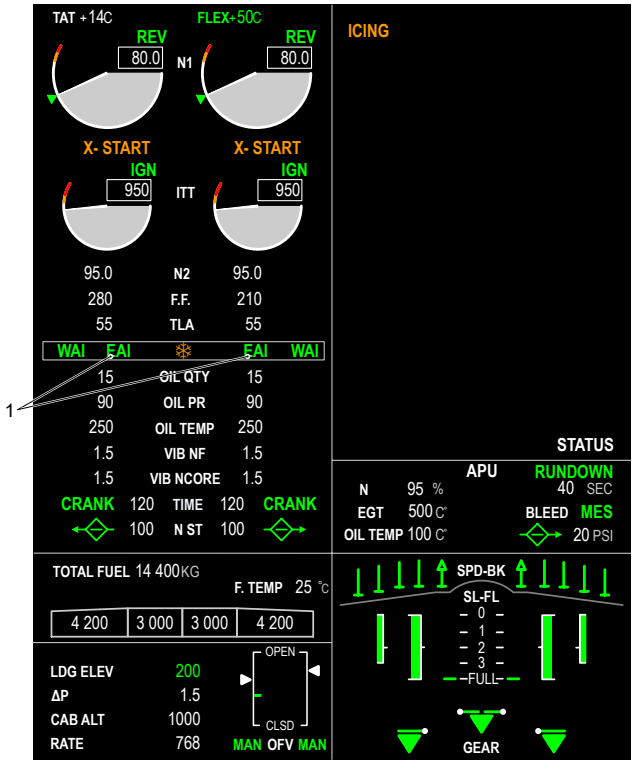


Рисунок 8 Индикация ПОС воздухозаборников двигателей на комплексном кадре EWD

Условные обозначения к Рис. 8:

1	Индикация ПОС воздухозаборников двигателей

3.4.1 Индикация ПОС воздухозаборника двигателя включена

Включенное состояние ПОС воздухозаборника двигателя отображается в одном из трех вариантов:

EAI	При наличии сигналов включения ПОС воздухозаборника двигателя
EAI	При наличии сигналов отказа ПОС воздухозаборника двигателя
	ПОС воздухозаборника двигателя отключена.

4 Электрообогрев остекления кабины экипажа

Электрообогрев остекления кабины экипажа предназначен для защиты остекления от обледенения и запотевания в целях обеспечения необходимой видимости для безопасного пилотирования самолета на всех этапах полета.

Система обогрева остекления кабины экипажа состоит из:

– электрических нагревательных элементов стекол

– блоков управления обогревом стекол

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– панели управления WINDOW HEAT с двумя галетными переключателями L и R.

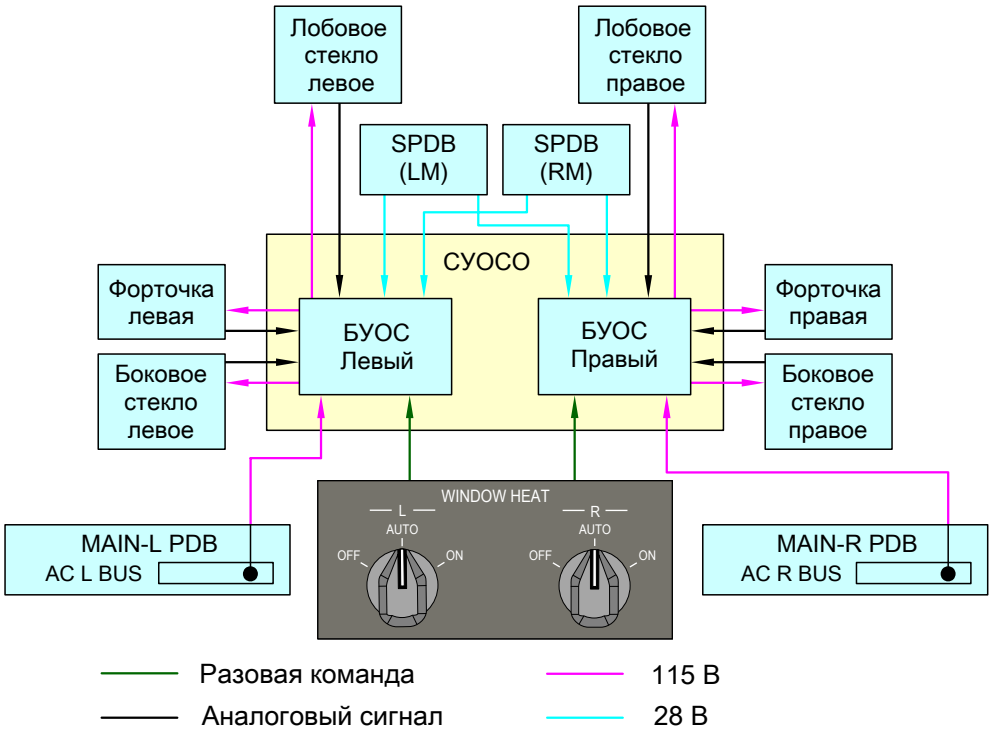


Рисунок 9 Принципиальная блок-схема электрообогрева остекления кабины экипажа

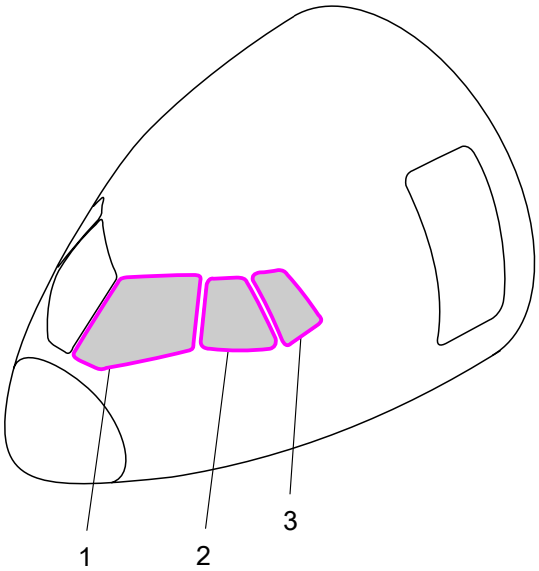


Рисунок 10 Обогреваемые стекла кабины экипажа

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 10:

1	Лобовое стекло	3	Боковое стекло
2	Форточка		

4.1 Работа электрообогрева остекления кабины экипажа

При подаче электропитания БУОС (блок управления обогревом стекол) автоматически переходит в режим включения электрообогрева. После окончания процедуры идентификации БУОС формирует сигнал исправности и приступает к управлению электрообогревом в соответствии с программой функционирования. В каждом стекле кабины экипажа установлены по три датчика температуры (ДТ). Сигналы с ДТ поступают в БУОС, используются для поддержания температуры каждого из стекол в диапазоне от 30 °C до 40 °C.

Электрообогрев имеет два режима работы: автоматический и ручной. В обоих режимах работы БУОС контролирует и управляет температурой каждого стекла кабины по отдельности.

Для поддержания температуры стекол в указанном диапазоне БУОС работает по следующему алгоритму:

– если от двух из трех ДТ поступает сигнал "Температура ниже 30 °C", БУОС включает обогреватели стекла, начинается цикл нагрева

– если от двух из трех ДТ поступает сигнал "Температура выше 40 °C", БУОС отключает обогреватели стекла, начинается цикл охлаждения.

4.2 Автоматический режим электрообогрева остекления кабины экипажа

Автоматический режим работы электрообогрева включается при установке переключателей L и R на панели WINDOW HEAT в положение AUTO (Рис. 11). Если отсутствует сигнал "Обледенение" от системы обнаружения обледенения (СОО), на обогрев: лобового стекла - подается электропитание мощностью 1600 Вт, стекла форточки - 700 Вт, бокового стекла - 400 Вт.

При поступлении от СОО сигнала "Обледенение", БУОС переводит работу обогревателей лобовых стекол на мощность 4800 Вт. Мощность обогревателей стекла форточки и бокового стекла не меняется.

4.3 Ручной режим электрообогрева остекления кабины экипажа

Ручной режим работы электрообогрева включается при установке переключателей L и R на пульте WINDOW HEAT в положение ON (Рис. 11). При этом БУОС переводит работу обогревателей лобовых стекол на повышенную мощностью, независимо от сигнала о наличии обледенения.

При необходимости, экипаж может выключить электрообогрев установкой переключателя L и R на пульте WINDOW HEAT в положение OFF.

4.4 Панель управления системы обогрева стекол

© ПАО "Корпорация "Иркут"

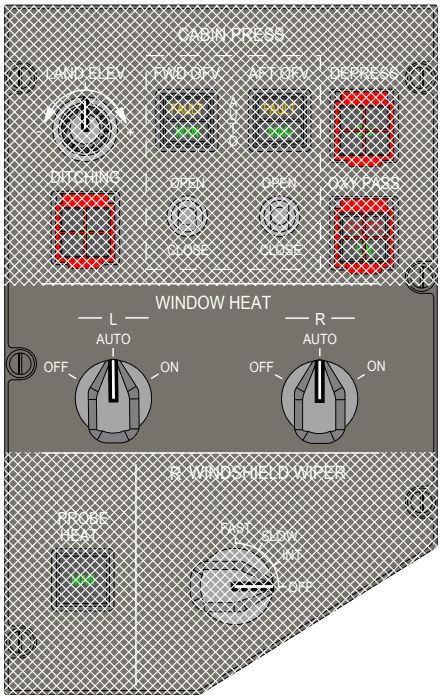


Рисунок 11 Панель управления системы обогрева стекол

Если галетный переключатель WINDOW HEAT (L, R) установлен в положение:

– OFF - обогрев остекления выключен

– AUTO - обогрев остекления работает в автоматическом режиме (основной режим работы)

– ON - обогрев остекления работает в ручном режиме на максимальной мощности.

4.5 Система очистки лобовых стекол

Система очистки лобовых стекол (СОЛС) кабины экипажа предназначена для удаления осадков с лобовых стекол на всех этапах полета.

В СОЛС входят две независимо управляемые подсистемы:

– очистки левого лобового стекла

– очистки правого лобового стекла.

Экипаж управляет режимом работы СОЛС с помощью переключателей на комплексном потолочном пульте.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

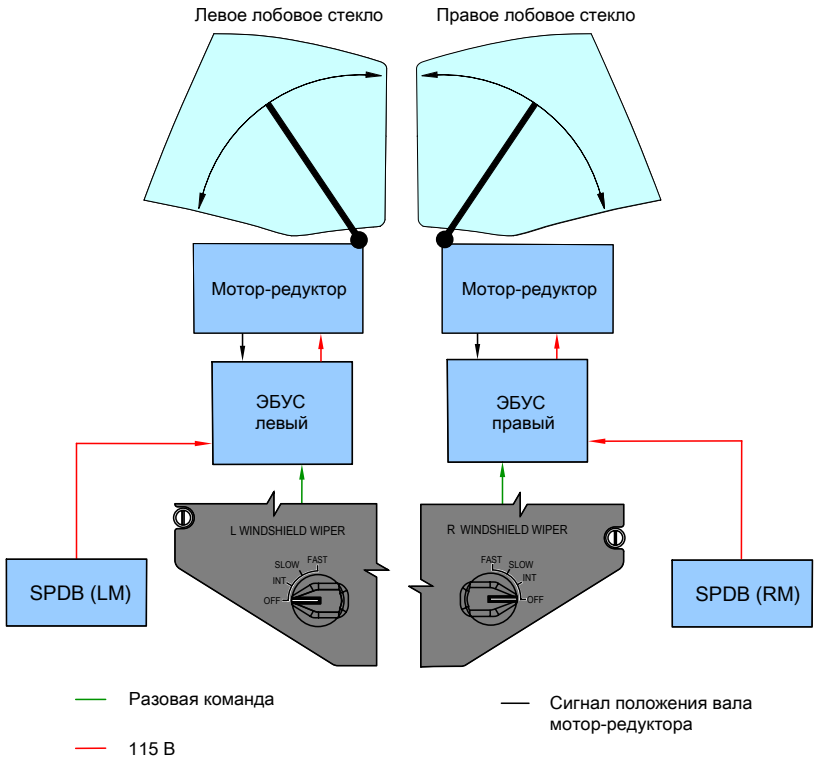


Рисунок 12 Блок-схема системы очистки лобовых стекол

4.6 Работа стеклоочистителей

Выбор режима работы стеклоочистителей выполняется посредством переключателей L и R на панелях WINDSHIELD WIPER КПП (Рис. 5).

Каждый переключатель имеет четыре положения: OFF, INT, SLOW, FAST.

На низкой скорости вал мотор-редуктора выполняет 83 ± 15 циклов/мин, на высокой скорости 125 ± 15 циклов/мин. Очистка в прерывистом режиме работы включает в себя: два последовательных цикла очистки с низкой скоростью, остановка щетки в парковочном положении на 2-3 секунды, после чего циклы очистки/остановки повторяются.

Примечание

Скорость вращения вала мотор-редуктора настраивается в заводских условиях без нагрузки. Фактическая скорость перемещения щетки стеклоочистителя по лобовому стеклу ниже стендовой, и зависит от: состояния поверхности лобового стекла, наличия влаги, степени износа щетки, параметров электропитания.

Максимально допустимая приборная скорость, на которой разрешается применение стеклоочистителей - 248 kt.

В отключенном состоянии стеклоочистители останавливаются в верхней точке на механическом упоре парковочного положения, вне поля зрения пилотов.

4.7 Органы управления

© ПАО "Корпорация "Иркут"

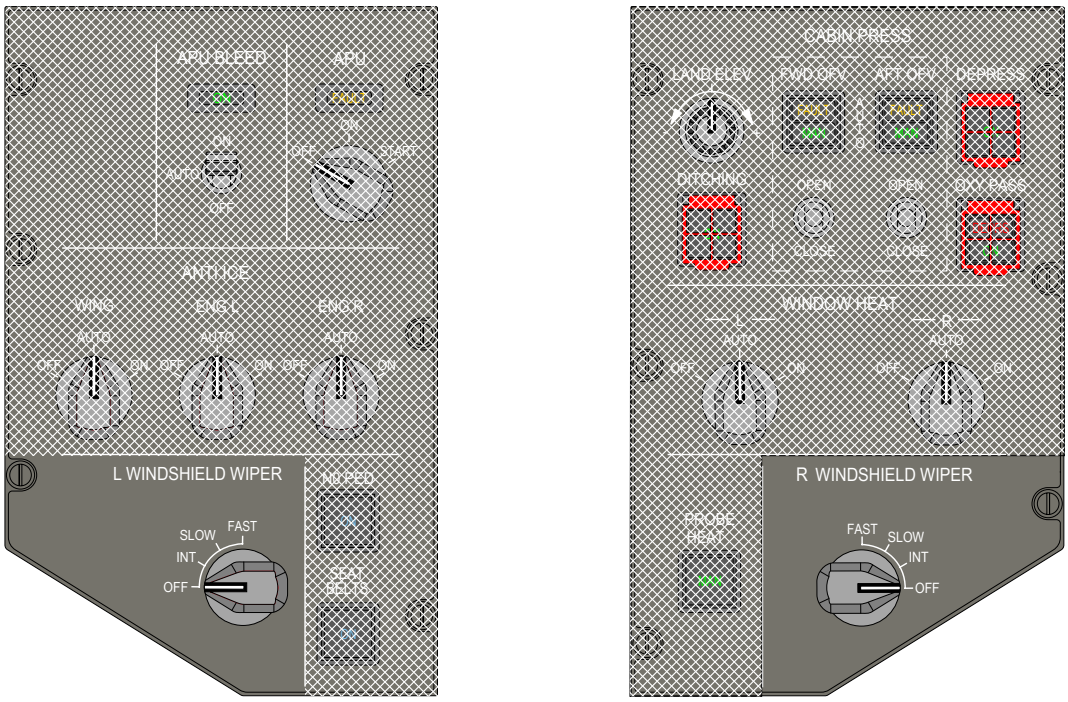


Рисунок 13 Панели управления стеклоочистителями

4.7.1 Панели управления стеклоочистителями

Если галетный переключатель (L, R) WINDSHIELD WIPER установлен в положение:

– OFF - стеклоочиститель находится в парковочном положении

– INT - стеклоочиститель работает в прерывистом режиме

– SLOW - стеклоочиститель работает постоянно с низкой скоростью

– FAST - стеклоочиститель работает постоянно с высокой скоростью.

5 Система обнаружения обледенения

Система обнаружения обледенения (СОО) предназначена для выявления обледенения ВС и формирования необходимых сигналов для информирования экипажа о начале и об окончании обледенения ВС, для автоматического включения и выключения ПОС крыла, ПОС воздухозаборников двигателей, максимальной интенсивности обогрева лобового стекла кабины экипажа.

СОО состоит из двух автоматов управления КВАНТ-2М (левый и правый борт). Датчики автоматов управления выступают в набегающий поток воздуха.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

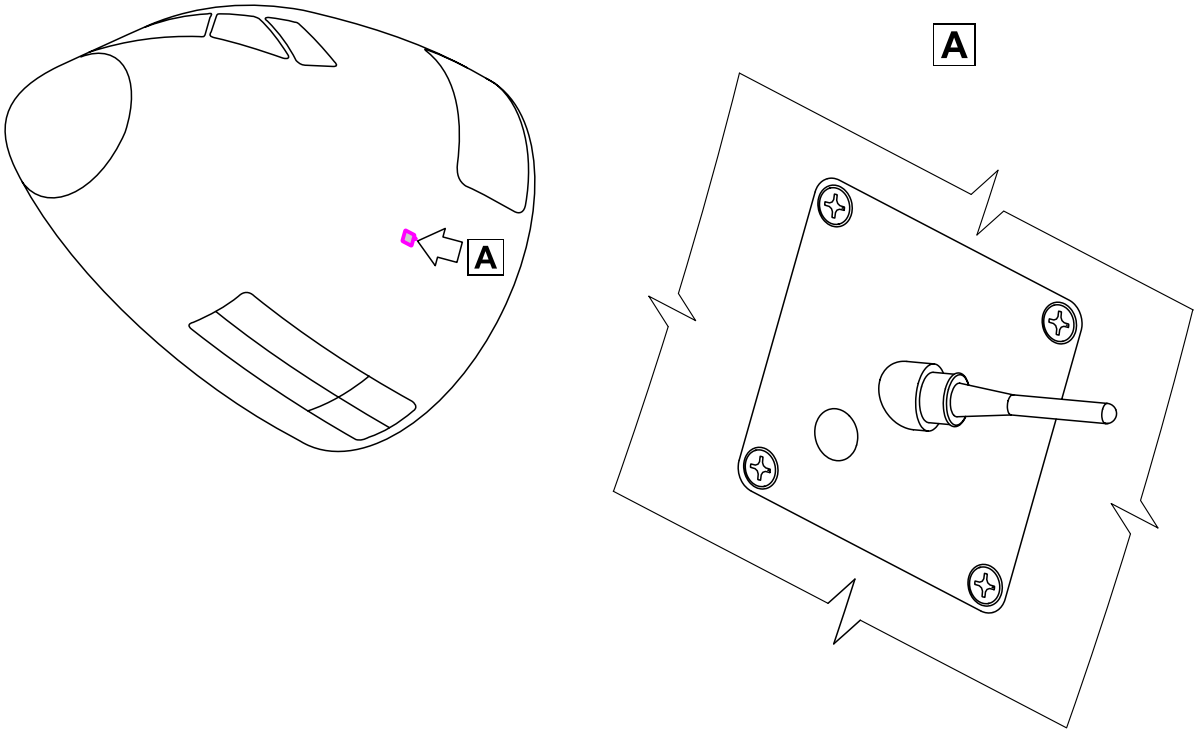


Рисунок 14 Расположение автоматов управления КВЛНТ-2М

5.1 Работа автоматов управления КВАНТ-2М

При попадании самолета в зону обледенения, на чувствительном элементе начинает нарастать ледяная пленка и увеличивает его вес. Увеличение веса приводит к снижению частоты колебаний чувствительного элемента. В случае увеличения толщины ледяной пленки свыше 0,5 мм, СОО выдает сигнал в виде текстового сообщения ОБЛЕДЕНЕНИЕ.

После срабатывания сигнал в виде текстового сообщения ОБЛЕДЕНЕНИЕ, с автомата управления поступает сигнал на нагрев чувствительного элемента в течение 15 сек. Когда температура чувствительного элемента достигнет плюсовое значение, набегающий поток воздуха сбрасывает лед. После отключения нагрева набегающий поток воздуха охлаждает чувствительный элемент, автомат управления повторно готов обнаружить обледенение.

Для предотвращения кратковременных включений-выключений режимов противообледенительных систем, в автомате управления конструктивно предусмотрена задержка на снятие сигнала ОБЛЕДЕНЕНИЕ.

Если за время задержки самолет не покинул зону обледенения, на чувствительном элементе опять нарастет ледяная пленка, автомат управления формирует сигнал ОБЛЕДЕНЕНИЕ, чувствительный элемент нагревается, лед сбрасывается. Такие циклы повторяются, пока самолет не покинет зону обледенения.

Автоматически включается ПОС крыла, двигателей.

Автоматически увеличивается интенсивность обогрева левого и правого лобовых стекол кабины экипажа.

После выхода самолета из условий обледенения через 110-120 секунд прекращается поступление сигнала "Обледенение" с сигнализатора обледенения в БУК и СУОСО. На комплексном кадре EWD (Рис. 14) исчезает отображение предупреждающего сообщения

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ICING и символ обледенения, гаснет ЦСО, автоматически выключаются ПОС крыла и ПОС воздухозаборников двигателей. Электрообогрев лобовых стекол кабины экипажа переходит на минимальный режим мощности.

Если от одного из сигнализаторов перестал поступать сигнал "Исправен", то его все сигналы блокируются и информация принимается только от исправного сигнализатора обледенения.

При отсутствие сигнала исправен, СУОСО формирует сигнал "СОО неисправен" который отображается на кадре STATUS (Рис. 15).

Мониторинг исправности сигнализаторов обледенения ведется в полете непрерывно.

5.2 Индикация обнаружения льда

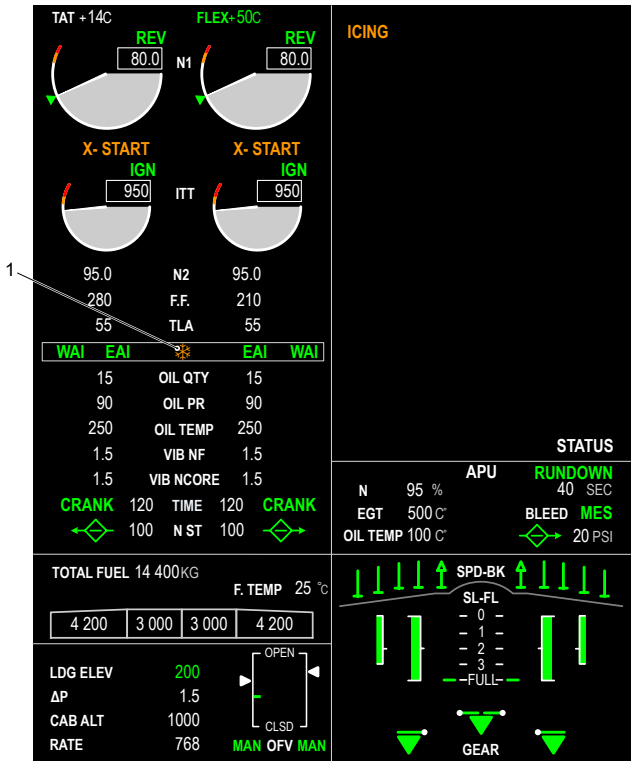


Рисунок 15 Индикация обнаружения льда на кадре EWD

Условные обозначения к Рис. 15:

1	Сигнализация о наличии обледенения

5.2.1 Индикация обледенения

Наличие сигнала обледенения самолета отображается в двух вариантах:



При наличии сигналов включения ПОС воздухозаборника двигателя



При отсутствии обледенения.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

5.3 Индикации сообщения на кадре STATUS при отказа автоматов управления



Рисунок 16 Индикации сообщения на кадре STATUS при отказах автоматов управления

6 Сообщения EICAS системы обнаружения обледенения

Таблица 1 Сообщения EICAS системы обнаружения обледенения

Сообщение системы CAS на EWD	Категория	Состояние	Звуковой сигнал	Исключаемые фазы полета
ICING	Предупреждающее (Caution)	Наличие условий обледенения	Один удар колокола	2, 7.1
A-ICE DET FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ двух автоматов управления	Один удар колокола	2, 6, 7.1
WAI FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ ПОС крыла	Один удар колокола	6, 7.1
WAI NOT ON	Предупреждающее (Caution)	Галетный переключатель ПОС крыла на КПП установлен в положение OFF в условиях обледенения	Один удар колокола	0
EAI L VALVES NOT OPEN	Предупреждающее (Caution)	Отказ ПОС воздухозаборника левого двигателя. Клапан закрыт.	Один удар колокола	2.1.2, 2.2, 6.2

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Сообщения EICAS системы обнаружения обледенения

Сообщение системы CAS на EWD	Категория	Состояние	Звуковой сигнал	Исключаемые фазы полета
EAI R VALVES NOT OPEN	Предупреждающее (Caution)	Отказ ПОС воздухозаборника правого двигателя. Клапан закрыт.	Один удар колокола	2.1.2, 2.2, 6.2
EAI L VALVES NOT CLSD	Предупреждающее (Caution)	Отказ ПОС воздухозаборника левого двигателя. Клапан открыт.	Один удар колокола	2.1.2, 2.2, 6.2
EAI R VALVES NOT CLSD	Предупреждающее (Caution)	Отказ ПОС воздухозаборника правого двигателя. Клапан открыт.	Один удар колокола	2.1.2, 2.2, 6.2
EAI L HOT LEAKAGE	Предупреждающее (Caution)	Утечка горячего воздуха от левого двигателя	Один удар колокола	2.1.2, 2.2, 6.2
EAI R HOT LEAKAGE	Предупреждающее (Caution)	Утечка горячего воздуха от правого двигателя	Один удар колокола	2.1.2, 2.2, 6.2

6.1 Фазы типового профиля полета

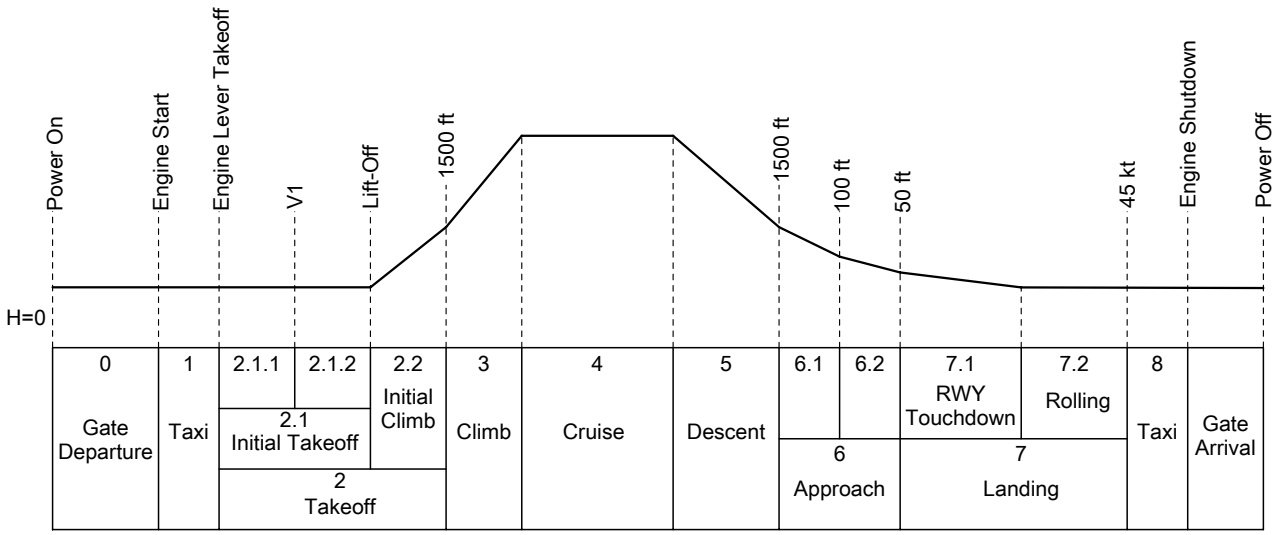


Рисунок 17 Фазы типового профиля полета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

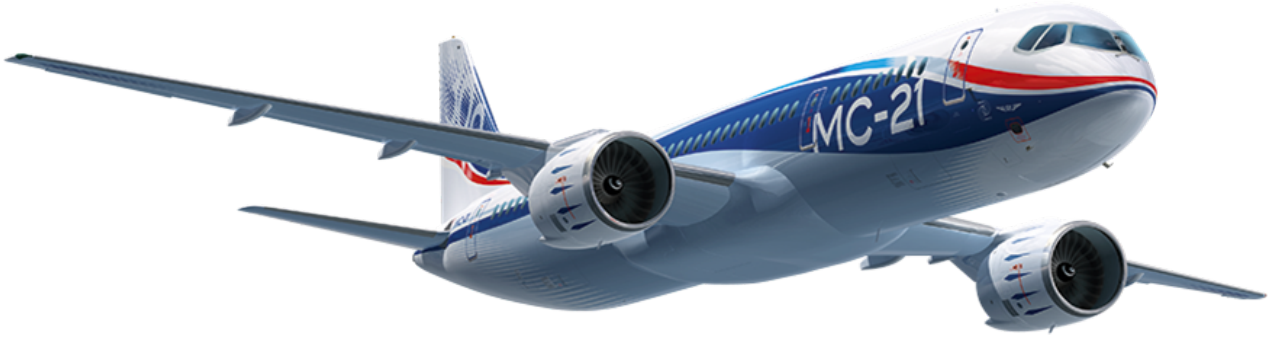
Экз. №____

Самолет МС-21-300

Руководство по летной эксплуатации - Описание систем - Том 2

21300-AA62F-FCOM2-02

Издание 006



Настоящий документ является собственностью ПАО "Корпорация "Иркут" и содержит конфиденциальные сведения.

Все права защищены. Любая часть данного документа не может быть воспроизведена или передана в любом виде или любым способом, электронным или механическим, включая фотокопирование или запись, или посредством какой-либо системы поиска и хранения информации, за исключением случаев, когда это разрешается соответствующим Актом о передаче авторского права или письменным разрешением ПАО "Корпорация "Иркут".

Издатель:

ПАО "Корпорация "Иркут"

Изготовитель:

ПАО "Корпорация "Иркут"
Ленинградский пр-кт 68
Москва, 125315, Российская Федерация

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Перечень действующих модулей данных

Перечень документов, включенных в публикацию, издание 006, дата 2018-03-01.

C = Измененные модули данных

N = Новые модули данных

Наименование	Код модуля данных		Дата издания	Число стр.	Действительно
Титульный лист	21300-A-15-00-00-02A-001B-A	C	2018-03-01	1	0001
Перечень действующих модулей данных	21300-A-15-00-00-02A-00SB-A	C	2018-03-01	3	0001
Лист регистрации изменений	21300-A-15-00-00-02A-00TB-A	C	2018-03-01	1	0001
Лист регистрации временных изменений	21300-A-15-00-00-02A-003B-A	C	2018-03-01	2	0001
Содержание	21300-A-15-00-00-02A-009B-A	C	2018-03-01	4	0001
Перечень сокращений и аббревиатур	21300-A-15-00-00-00A-005C-A	C	2018-03-01	24	0001
Перечень терминов	21300-A-15-00-00-00A-006C-A		2017-12-01	3	0001
Перечень условных обозначений	21300-A-15-00-00-00A-007C-A		2017-12-01	5	0001
Система индикации и регистрации *Информация для экипажа*	21300-A-31-00-00-00A-043A-A	C	2018-03-01	137	0001
Шасси *Информация для экипажа*	21300-A-32-00-00-00A-043A-A	C	2018-03-01	37	0001
Оборудование светотехническое *Информация для экипажа*	21300-A-33-00-00-00A-043A-A	C	2018-03-01	25	0001
Оборудование навигационное *Информация для экипажа*	21300-A-34-00-00-00A-043A-A	C	2018-03-01	65	0001
Система кислородная *Информация для экипажа*	21300-A-35-00-00-00A-043A-A	C	2018-03-01	18	0001
Система отбора воздуха *Информация для экипажа*	21300-A-36-00-00-00A-043A-A	C	2018-03-01	22	0001
Водоснабжение и удаление отходов *Информация для экипажа*	21300-A-38-00-00-00A-043A-A	N	2018-03-01	2	0001
Авионика интегрированная модульная *Информация для экипажа*	21300-A-42-00-00-00A-043A-A		2017-12-01	5	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Наименование	Код модуля данных		Дата издания	Число стр.	Действи-тельно
Система комплексная интегрированная *Информация для экипажа*	21300-A-46-00-00-00A-043A-A	C	2018-03-01	25	0001
Система нейтрального газа *Информация для экипажа*	21300-A-47-00-00-00A-043A-A	N	2018-03-01	1	0001
Вспомогательная силовая установка *Информация для экипажа*	21300-A-49-00-00-00A-043A-A	C	2018-03-01	14	0001
Люки и двери *Информация для экипажа*	21300-A-52-00-00-00A-043A-A	C	2018-03-01	16	0001
Двигатель *Информация для экипажа*	21300-A-72-00-00-00A-043A-A	C	2018-03-01	38	0001
Система обеспечения проведения сертификационных испытаний самолета *Информация для экипажа*	21300-A-88-00-00-00A-043A-A		2017-12-01	1	0001
Система балласта *Информация для экипажа*	21300-A-88-05-00-00A-043A-A		2017-12-01	10	0001
Система аварийного покидания *Информация для экипажа*	21300-A-88-15-00-00A-043A-A	C	2018-03-01	26	0001
Аварийно-спасательное оборудование *Информация для экипажа*	21300-A-88-20-00-00A-043A-A		2017-12-01	8	0001
Оборудование салона пассажиров и кабины экипажа *Информация для экипажа*	21300-A-88-30-00-00A-043A-A		2017-12-01	1	0001
Испытательные системы *Информация для экипажа*	21300-A-88-40-00-00A-043A-A		2017-12-01	4	0001
Комплекс бортовых траекторных измерений *Информация для экипажа*	21300-A-88-50-00-00A-043A-A		2017-12-01	15	0001
Оборудование СЕСМ для проведения испытаний МСУ	21300-A-88-60-00-00A-043A-A		2017-12-01	1	0001
Опора хвостовая *Информация для экипажа*	21300-A-88-70-00-00A-043A-A		2017-12-01	3	0001
Система воздушных сигналов дополнительная *Информация для экипажа*	21300-A-88-80-00-00A-043A-A		2017-12-01	3	0001
Система сбора и регистрации *Информация для экипажа*	21300-A-89-10-00-00A-043A-A		2017-12-01	2	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Наименование	Код модуля данных	Дата издания	Число стр.	Действи-тельно
Видеосистема *Информация для экипажа*	21300-A-89-20-00-00A-043A-A	2017-12-01	1	0001
Телеметрическая система *Информация для экипажа*	21300-A-89-30-00-00A-043A-A	2017-12-01	2	0001
Система управления, обработки и отображения данных *Информация для экипажа*	21300-A-89-40-00-00A-043A-A	2017-12-01	2	0001
Система дополнительного оборудования СБИ *Информация для экипажа*	21300-A-89-50-00-00A-043A-A	2017-12-01	2	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Лист регистрации изменений

Убедитесь, что предыдущие ревизии были внесены.

Внесенные ревизии должны быть учтены датой внесения и подписью ответственного лица.

Издание	Дата внесения	кем (подпись)	Издание	Дата внесения	кем (подпись)
001	2016-09-30	Аннулировано	026		
002	2017-03-01		027		
003	2017-06-01		028		
004	2017-09-01		029		
005	2017-12-01		030		
006	2018-03-01		031		
007			032		
008			033		
009			034		
010			035		
011			036		
012			037		
013			038		
014			039		
015			040		
016			041		
017			042		
018			043		
019			044		
020			045		
021			046		
022			047		
023			048		
024			049		
025			050		

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Лист регистрации временных изменений

Срок действия временных изменений (ВрИ) не более 12 месяцев, если нет других указаний по срокам действия.

№ ВрИ	№ документа	Срок действия ВрИ	Дата регистрации	Подпись	Дата аннулирования	Подпись

© ПАО "Корпорация "Иркут"

№ ВрИ	№ документа	Срок действия ВрИ	Дата регистрации	Подпись	Дата аннулирования	Подпись

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Содержание

Перечень документов, включенных в публикацию, издание 006, дата 2018-03-01.

Наименование	Код модуля данных	Дата издания	Действи-тельно
Информация для экипажа			
Информация для экипажа			
Перечень сокращений и аббревиатур	21300-A-15-00-00-00A-005C-A	2018-03-01	0001
Перечень терминов	21300-A-15-00-00-00A-006C-A	2017-12-01	0001
Перечень условных обозначений	21300-A-15-00-00-00A-007C-A	2017-12-01	0001
Система индикации и регистрации			
Система индикации и регистрации			
Система индикации и регистрации *Информация для экипажа*	21300-A-31-00-00-00A-043A-A	2018-03-01	0001
Шасси			
Шасси			
Шасси *Информация для экипажа*	21300-A-32-00-00-00A-043A-A	2018-03-01	0001
Оборудование светотехническое			
Оборудование светотехническое			
Оборудование светотехническое *Информация для экипажа*	21300-A-33-00-00-00A-043A-A	2018-03-01	0001
Оборудование навигационное			
Оборудование навигационное			
Оборудование навигационное *Информация для экипажа*	21300-A-34-00-00-00A-043A-A	2018-03-01	0001
Система кислородная			
Система кислородная			
Система кислородная *Информация для экипажа*	21300-A-35-00-00-00A-043A-A	2018-03-01	0001
Система отбора воздуха			
Система отбора воздуха			
Система отбора воздуха *Информация для экипажа*	21300-A-36-00-00-00A-043A-A	2018-03-01	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Наименование	Код модуля данных	Дата издания	Действи-тельно
Водоснабжение и удаление отходов			
Водоснабжение и удаление отходов			
Водоснабжение и удаление отходов *Информация для экипажа*	21300-A-38-00-00-00A-043A-A	2018-03-01	0001
Авионика интегрированная модульная			
Авионика интегрированная модульная			
Авионика интегрированная модульная *Информация для экипажа*	21300-A-42-00-00-00A-043A-A	2017-12-01	0001
Система комплексная интегрированная			
Система комплексная интегрированная			
Система комплексная интегрированная *Информация для экипажа*	21300-A-46-00-00-00A-043A-A	2018-03-01	0001
Система нейтрального газа			
Система нейтрального газа			
Система нейтрального газа *Информация для экипажа*	21300-A-47-00-00-00A-043A-A	2018-03-01	0001
Вспомогательная силовая установка			
Вспомогательная силовая установка			
Вспомогательная силовая установка *Информация для экипажа*	21300-A-49-00-00-00A-043A-A	2018-03-01	0001
Люки и двери			
Люки и двери			
Люки и двери *Информация для экипажа*	21300-A-52-00-00-00A-043A-A	2018-03-01	0001
Двигатель			
Двигатель			
Двигатель *Информация для экипажа*	21300-A-72-00-00-00A-043A-A	2018-03-01	0001
Система обеспечения проведения сертификационных испытаний самолета			
Система обеспечения проведения сертификационных испытаний самолета			
Система обеспечения проведения сертификационных испытаний самолета *Информация для экипажа*	21300-A-88-00-00-00A-043A-A	2017-12-01	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Наименование	Код модуля данных	Дата издания	Действи-тельно
Система балласта *Информация для экипажа*	21300-A-88-05-00-00A-043A-A	2017-12-01	0001
Система эвакуации			
Система аварийного покидания *Информация для экипажа*	21300-A-88-15-00-00A-043A-A	2018-03-01	0001
Аварийно-спасательное оборудование			
Аварийно-спасательное оборудование *Информация для экипажа*	21300-A-88-20-00-00A-043A-A	2017-12-01	0001
Оборудование салона пассажиров и кабины экипажа			
Оборудование салона пассажиров и кабины экипажа *Информация для экипажа*	21300-A-88-30-00-00A-043A-A	2017-12-01	0001
Испытательные системы			
Испытательные системы *Информация для экипажа*	21300-A-88-40-00-00A-043A-A	2017-12-01	0001
Комплекс бортовых траекторных измерений			
Комплекс бортовых траекторных измерений *Информация для экипажа*	21300-A-88-50-00-00A-043A-A	2017-12-01	0001
Оборудование СЕСМ для проведения испытаний МСУ			
Оборудование СЕСМ для проведения испытаний МСУ	21300-A-88-60-00-00A-043A-A	2017-12-01	0001
Опора хвостовая			
Опора хвостовая *Информация для экипажа*	21300-A-88-70-00-00A-043A-A	2017-12-01	0001
Система воздушных сигналов дополнительная			
Система воздушных сигналов дополнительная *Информация для экипажа*	21300-A-88-80-00-00A-043A-A	2017-12-01	0001
Система бортовых измерений			
Система сбора и регистрации			
Система сбора и регистрации *Информация для экипажа*	21300-A-89-10-00-00A-043A-A	2017-12-01	0001
Видеосистема			
Видеосистема *Информация для экипажа*	21300-A-89-20-00-00A-043A-A	2017-12-01	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Наименование	Код модуля данных	Дата издания	Действи-тельно
Телеметрическая система			
Телеметрическая система *Информация для экипажа*	21300-A-89-30-00-00A-043A-A	2017-12-01	0001
Система управления, обработки и отображения данных			
Система управления, обработки и отображения данных *Информация для экипажа*	21300-A-89-40-00-00A-043A-A	2017-12-01	0001
Система дополнительного оборудования СБИ			
Система дополнительного оборудования СБИ *Информация для экипажа*	21300-A-89-50-00-00A-043A-A	2017-12-01	0001

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Информация для экипажа

Перечень сокращений и аббревиатур

Содержание

Страница

Перечень сокращений и аббревиатур..... 1
Описание..... 1
1 Сокращения и аббревиатуры..... 1
1.1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке..... 1
1.2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке..... 15

Перечень таблиц

Страница

1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке..... 1
2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке..... 15

Описание

1 Сокращения и аббревиатуры

В данном подразделе приведены данные по аббревиатурам и сокращениям, которые используются в тексте FCOM

1.1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке приведен в таблице 1 (Таблица 1)

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
	A	
A	Above (altitude)	На или выше(при описании высоты)
A/C	Aircraft	Самолет (Воздушное судно)
AC	Alternating Current	Переменный ток
ACAS	Airborne Collision Avoidance System	Бортовая система предупреждения столкновений
ACARS	Aircraft Communications Addressing and Reporting System	Бортовая система адресации сообщений и отчетности
ACC	Automatic Control Computer	Вычислитель САУ
ACCU	Accumulator	Аккумулятор
ACN	Aircraft Classification Number	Классификационное число самолета
ACT	Active	Активный (действующий)
ADF	Automatic direction finder	Автоматический радиокомпас
ADLP	Airborne Data Link Processor	Бортовой процессор канала передачи данных

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
AFM	Aircraft Flight Manual	Летное руководство
A/P	Autopilot	Autopilot
APU	Auxiliary Power Unit	Вспомогательная силовая установка
AR	Aviation Regulations	Авиационные правила
ARFF	Airplane Rescue & Fire Fighting	Процедуры спасения и пожаротушения
ASA	Aircraft Safety Assessment	Анализ отказобезопасности самолета
ASAP	As Soon As Possible	Как можно быстрее
ASL	Above Sea Level	Над уровнем моря
A/T	Autothrottle	Автомат тяги
ATA	Air Transport Association of America	Ассоциация воздушного транспорта США
ATC	Air Traffic Control	Управление воздушным движением
AUX	Auxiliary	Вспомогательный
AVAIL	Availability	Доступность
AZFW	Actual Zero Fuel Weight	Фактический вес самолета без топлива
	B	
BAT	Battery	Аккумуляторная батарея
BIT	Built-In-Test	Встроенный контроль
BLKD	Blocked	Запертое положение
BM	Back Course Marker	Маркер обратного курса
BRG	Bearing	Пеленг
BRK	Brake	Тормоза
BRT	Brightness	Яркость
BUS	Bus	Шина электропитания
	C	
C/B	Circuit breaker	Автомат защиты сети
CAB	Cabin	Пассажирская кабина
CANC	Cancel	Отменить
CAP	Capable	Способный
CAPT	Captain	Командир Воздушного Судна
CAS	Calibrated airspeed	Индикаторная земная скорость
CCL	Compliance Check List	Чек-лист
CFG	Configuration	Конфигурация
CFIT	Controlled Flight Into Terrain	Столкновение исправного ВС с землей

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
CG	Center-of-Gravity	Центр тяжести самолета
CHKL	Checklist	Карта контрольных проверок
CKPT	Cockpit	Кабина экипажа
CLB	Climb	Набор высоты
CLR	Clear	Очистить (удалить)
COM	Communication	Средства связи
COORD	Coordinates	Координаты
CRS	Course	Курс
CSDB	Common Source Data Base	Общая База Исходных Данных
CTL	Control	Контролировать
CTR	Center	Центральный
CVR	Cockpit Voice Recorder	Бортовой речевой самописец
	D	
DA/H	Decision Altitude/Height	Абсолютная/относительная высота принятия решения
DC	Direct current	Постоянный ток
DC BUS	Direct Current Bus	Основная шина постоянного тока
DC ESS	Direct Current Essential Bus	Аварийная шина постоянного тока
DECR	Decrease	Уменьшение
DEL	Delete	Удалить
DEP	Departure	Выход (отправление, вылет)
DES	Descent	Снижение
DEST	Destination	Пункт назначения
DIFF	Differential	Дифференциальный
DIS	Distance	Расстояние
DISC	Disconnect	Отключить
	E	
E	East	Восток
EAS	Equivalent Airspeed	Индикаторная скорость
EASA	European Aviation Safety Agency	Европейское агентство по безопасности полетов
ECU	Electronic Control Unit	Блок управления электронный
EDP	Hydraulic Engine Driven Pump	Гидронасос
EEC	Electronic Engine, Control unit	Электронный блок управления двигателем
EFB	Electronic Flight Bag	Электронный портфель летчика
EFDMU	Enhanced Flight Data Monitoring Unit	Комбинированный блок сбора полётных данных

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
EGPWS	Enhanced Ground Proximity Warning System	Система предупреждения о приближении земли
EGS	External Ground Source	Аэродромный источник электропитания
EGT	Exhaust Gas Temperature	Температура выходящих газов
EH	Engine Hours	Часы наработки двигателя
EICAS	Engine Indication and Crew Alerting System	Система электронной индикации и сигнализации по силовой установке и самолетным системам
EIS	Entry into Service	Ввод в эксплуатацию
ELEV	Elevator	Руль высоты
ELEC	Electrical Power	Система электроснабжения
ELEC CP	Electrical Control Panel	Панель управления системы электроснабжения на комплексном потолочном пульте
ELT	Emergency Locator Transmitter	Радиомаяк аварийный
ELS	External Lighting System	Внешнее светотехническое оборудование
EMM	Engine Maintenance Manual	Руководство по технической эксплуатации двигателя
EMP	Electric Motor Pump	
EMER	Emergency	Аварийный
EMER EXTN	Emergency Extension	Аварийный выпуск шасси
EMER COND	Emergency Condition	Аварийная ситуация
EMS	Electronic Mock-up Surface	Электронный макет поверхностей
ENG	Engine (Indicator of engine parameters)	Двигатель (индикатор параметров двигателя)
EPAS	Emergency Passenger door Actuation System (Actuator-Damper of Passenger and Service Doors)	Система аварийной активации пассажирских дверей (Привод-демпфер пассажирских и служебных дверей)
EPN	Effective-Perceived Noise	Эффективно воспринимаемый уровень звуковых шумов
ESS-L PDB	Essential Left Power Distribution Box	Важное левое распределительное устройство электроэнергии
ESS-M PDB	Essential Middle Power Distribution Box	Важное среднее распределительное устройство электроэнергии
ESS-R PDB	Essential Right Power Distribution Box	Важное правое распределительное устройство электроэнергии
ETA	Estimated Time of Arrival	Расчетное время прибытия

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
ETOPS	Extended Twin (engine) Operations	Правила эксплуатации двухмоторных самолетов на маршрутах большой протяженности
EVS	Enhanced Vision System	Система улучшенного видения
EWD	Engine Warning Display	Формат отображения параметров двигателя и предупреждений/ Комплексный кадр
	F	
FADEC	Full Authority Digital Engine Control	Электронная система управления двигателем с полной ответственностью
FAM	Flight Attendant Manual	Руководство для бортпроводников
FAR	US Federal Aviation Regulations	Федеральные Авиационные Правила США
FCOM	Flight Crew Operating Manual	Руководство по летной эксплуатации для экипажа
FCS	Flight Control System	Комплексная система управления
FDIU	Flight Data Interface Unit	Модуль интерфейсов полётных данных
FDR	Flight Data Recorder	Регистратор полётной информации
FF	Fuel Flow	Расход топлива
FH	Flight Hour	Летный час
FHA	Functional Hazard Analysis	Анализ функциональных отказов
FNC	Functional Check	Контроль исправности
F/O	First Officer	Второй пилот
FOD	Foreign Object Damage	Повреждение посторонним предметом
FPPM	Flight Planning & Performance Manual	Руководство по лётным характеристикам и планированию полёта
FTA	Fault Tree Analysis	Анализ дерева отказов/неисправностей
FTV	Flight Test Vehicle	Аппарат для летных испытаний
FWD	Forward	Передний, вперед

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
	G	
GCU	Generator Control Unit	Блок управления генератором
GCJP	Ground Crew Jack Panel	Панель подключения гарнитуры наземного персонала
GEN	Generator	Генератор
GLONASS	Global Navigation Satellite System	Глобальная навигационная спутниковая система
GND	Ground	Земля, заземление, наземный
GOST	Federal Standard	Государственный стандарт
GPS	Global Positioning System	Глобальная система позиционирования
GRP	Grip Reference Point	Реперная точка рукоятки УБРУ
GSE	Ground Support Equipment	Средства наземного обслуживания
GS	Ground Speed	Путевая скорость
GVI	General Visual Inspection	Общий визуальный осмотр
	H	
HCU	HUD Combiner Unit	Комбайнер индикатора на лобовом стекле
HGT750[MC]	Engine Assy, Gas Turbine	Вспомогательный газотурбинный двигатель
HF	High Frequency	Высокочастотный
HFDL	High Frequency Data Link	Высокочастотный канал передачи данных
HGF	High Glideslope Frequency	Высокая частота по глиссаде
HHF	High Heading Frequency	Высокая частота по курсу
HI	High	Высокий
HIRF	High Intensity Radiated Fields	Поля высокой интенсивности излучения
HP	High Pressure	Высокое давление
HPC	High Pressure Compressor	Компрессор высокого давления
HPT	High Pressure Turbine	Турбина высокого давления
HPCS	High Pressure Compressor Stator	Статор компрессора высокого давления
HUD	Head-up Display	Индикатор на лобовом стекле
HUMID	Humidification	Увлажнение
HYD/ HS	Hydraulic Power	Система гидравлическая
	I	

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
IAC AR	Interstate Aviation Committee Aviation Register	Авиационный регистр Межгосударственного Авиационного Комитета
IAE	Integrated Airborne Equipment	Комплекс бортового оборудования
IAMS	Integrated Air Management System	Комплексная система кондиционирования воздуха
IATA	International Air Transport Association	Международная ассоциация воздушного транспорта
IC	Information Code	Информационный код
ICA	Instructions for Continued Airworthiness	Инструкции по поддержанию постоянной летной годности
ICAO	International Civil Aviation Organization	Международная организация гражданской
ICN	Information Control Number	Информационный контрольный номер
ICV	Information Code Variant	Вариант информационного кода
IDS	Integrated Display System	Интегрированная дисплейная система
IFCS	Integrated Flight Control System	Комплексная система управления
IFF	Identification Friend or Foe	Госопознавание
IGN	Ignition	Зажигание
ILS	Instrument Landing System	Система посадки по приборам
INFO	Information	Информация
I/O	Inputs/Outputs	Вход/Выход
IP	Intellectual Property	Интеллектуальная собственность
IRS	Inertial Reference System	Инерциальная навигационная система
IRU	Inertial Reference Unit	Вычислитель инерциальный
ISA	International Standard Atmosphere	Международная стандартная атмосфера
ISIS	Integrated Standby Instrument System	Интегрированная система резервных приборов
ITT	Inter Turbine Temperature	Температура газов между турбинами
	J	
JAA	Joint Aviation Authorities	Объединенные Авиационные власти
JAR	Joint Aviation Requirements	Единые европейские авиационные правила
JN	Jet Nozzle	Реактивное сопло

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
	K	
KCAS	Knots Calculated Air Speed	Индикаторная земная скорость в узлах
KIAS	Knots Indicated Air Speed	Приборная воздушная скорость в узлах
KCCP	Keyboard and Cursor Control Panel	Пульт-трекбол
	L	
LAV	Lavatory	Туалет
LCC	Life Cycle Cost	Стоимость жизненного цикла
LCI	Light Control Interface	Блок управления освещением
LED	Light-Emitting Diode	Светодиод
L/G	Landing Gear	Шасси
LNAV	Lateral Navigation	Боковая навигация
LO	Low	Низкий
LOT	Letter of Transmittal	Сопроводительное письмо
LP	Low Pressure	Низкое давление
LPC	Low Pressure Compressor	Компрессор низкого давления
LPT	Low Pressure Turbine	Турбина низкого давления
LSDU	Lighting System Dimming Unit	Блок регулировки яркости системы освещения
LT	Lights	Оборудование светотехническое
LTCV	Lube Trim Check Valve	Подлежит определению
LUB	Lubrication	Смазка
	M	
M	Indicated Mach Number	(Индикаторное) Приборное число Маха
MABS	Maggitt Aircraft Braking Systems	Система торможения колес по Maggitt
MADC	Multifunctional Air Data Computer	Модуль измерения воздушных данных
MAN	Manual	Ручной
MAX	Maximum	Максимальный
MAX REV	Maximum Reverse	Максимальный реверс
MB	Marker Beacon Receiver	Маркерный радиоприемник
MCC	Main Control Computer	Вычислитель основного режима
MCL	Maximum Climb	Максимальный режим набора высоты
MCT	Maximum Continuous	Максимальный продолжительный режим

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
MDU	Multifunctional Display Unit	Индикатор многофункциональный
MEMO	Memorandum	Меморандум
MES	Main Engine Start	Запуск маршевого двигателя
MEW	Manufacturer Empty Weight	Вес пустого самолета
MFE	Mid-Flight Engine	Маршевый двигатель
Max FW	Maximum Flight Weight	Максимальный полетный вес
Min FW	Minimum Flight Weight	Минимальный полетный вес
MIC	Cockpit Area Microphone	Микрофон зональный
MID	Middle	Средний
MIN	Minimum	Минимальный
MIN REV	Minimum Reverse	Минимальный реверс
MIP	Main Instrument Panel	Основная приборная доска
MLG	Main Landing Gear	Основная опора шасси
MLW	Maximum Landing Weight	Максимальный посадочный вес
MMEL	Master Minimum Equipment List	Главный перечень минимального состава оборудования
MNPS	Minimum Navigation Performance Specification (in space of Northern Atlantic)	Технические требования к минимальным навигационным характеристикам (в пространстве Северной Атлантики
MO	Months	Месяцы
MSG	Message	Сообщение
MSL	Mean See Level	Средний уровень моря
MSN	Manufacturer Serial Number	Заводской номер воздушного судна
MTO	Maximum Takeoff	Максимальный взлетный режим
MTOW	Maximum Takeoff Weight	Максимальный взлетный вес
MTW	Maximum Taxi Weight	Максимальный рулежный вес (у перрона)
MWL	Master Warning Light	Центральный сигнальный огонь
MZFW	Maximum Zero Fuel Weight	Максимальный вес самолета без топлива
	N	
N	North	Север
N/A	Not Applicable	Не применимо (Нет в наличии)
NAV	Navigation	Оборудование навигационное
ND	Navigation Display	Навигационный индикатор
NGS	Neutral Gas System	Система нейтрального газа
NDB	Non Direction Beacon	Приводная радиостанция

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
NPU	Numeric Processor Unit	Цифровой процессор
NSN	NATO/National Stock Number	Номенклатурный номер НАТО
NTE	Not To Exceed	Непревышаемый
No.	Number	Номер
	O	
OBOGS	On-Board Oxygen Generating System	Бортовая кислорододобывающая установка
ODM	Oil Debris Monitor	Сигнализатор стружки масла
OEW	Operational Empty Weight	Вес снаряженного самолета
OFF	Switch Off	Выключен
OFV	Outflow valve	Выпускной клапан
OHCP	Overhead Control Panel	Комплексный потолочный пульт
OLW	Operational Landing Weight	Эксплуатационный посадочный вес
ON	Switch ON	Включен
OPC	Operational check	Проверка работоспособности
OTOW	Operational Takeoff Weight	Эксплуатационный взлетный вес
OVHT	Overheat	Перегрев
OXYS	Oxygen System	Система кислородная
	P	
P/B	Push Button	Кнопка нажимная
PBE	Protective Breathing Equipment	Дымозащитный капюшон с коробкой для хранения
PBN	Performance Based Navigation	Навигация, основанная на характеристиках
PC	Pilot Controls	Органы управления
PCM	Pulse-Code Modulation	Импульсно-кодовая модуляция
PDB	Power Distribution Box	Распределительное устройство электроэнергии
PDR	Preliminary Design Review	Предварительная оценка проекта
PEM	Performance Engineer’s Manual	Инженерное руководство по летным характеристикам
PERF	Performance	Летно-технические характеристики
PF	Preflight	Предполетные мероприятия, предполетный
PFD	Primary Flight Display	Основной полетный дисплей
POCA	Portable Oxygen Unit	Портативный кислородный блок
POL	Petroleum, Oil, Lubricants	Горюче-смазочные материалы

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
PRESS	Pressure, Pressurization, Pressurize	Давление, герметизация, повышать давление
PRV	Pressure Regulating Valve	Регулятор давления
PSBC	Passenger Safety Briefing Card	Инструкция по безопасности для пассажиров
PSIG	Pounds Per Square Inch Gauge	Избыточное давление в фунтах на квадратный дюйм манометрическое
PTT	Push- to-Talk	"Нажмите и говорите"
P&W	Pratt & Whitney	Пратт энд Уитни
	Q	
QAR	Quick Access Recorder	Накопитель с быстрым доступом
QFE	Pressure at the Airport	Атмосферное давление на уровне ВПП
QNH	Mean Sea Level Pressure	Атмосферное давление, приведенное к среднему уровню моря
QNE	Q-code Nautical Elevation	Стандартное атмосферное давление
QTY	Quantity	Количество
QRH	Quick Reference Handbook	Сборник оперативной информации для летного экипажа
	R	
R	Right	Правый
RA	Radio Altimeter	Радиовысотомер
RAT	Ram Air Turbine	Турбина, работающая от набегающего потока
RAT GEN	Ram Air Turbine Generator	Генератор ТНУ
RBPU	Rudder and Brake Pedal Unit	Педальный пост управления
RCPT	Receptacle	Разъем для подключения аэродромного источника электропитания
RCVR	Receiver	Приемник
R&D	Air Research and Development	Научно-исследовательские и опытно-конструкторские разработки
RECIRC	Recirculation	Рециркуляция
REV	Reverse	Реверс
RNP	Required Navigation Performance	Требуемые навигационные характеристики
ROR	Record of Revisions	Регистрация изменений
rpm	Revolutions per Minute	Оборотов в минуту

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
RST	Restoration	Восстановление
RSV	Reserve	Резерв
RTE	Route	Маршрут
RTN	Return	Возврат
RTO	Rejected Takeoff	Прерванный взлет
RTR	Record of Temporary Revisions	Регистрация временных изменений
RWY	Runway	Взлетно-посадочная полоса
	S	
S	South	Юг
SAT	Static Air Temperature	Статическая температура воздуха
SATCOM	SATellite COMmunication	Спутниковая связь
SAV	Starter Air Valve	Пусковой воздушный клапан
SB	Service Bulletin	Сервисный бюллетень
S/C	Step Climb	Ступенчатый набор высоты
SCM	Speedbrake Control Module	Модуль управления воздушными тормозами
SCV	Surge Control Valve	Противопомпажный клапан
S/D	Steep Descent	Крутое снижение
SDC	System Difference Code	Отличительный код системы
SDI	Source/Destination Identifier	Идентификатор источника данных
SELCAL	Selective Calling System	Система избирательного вызова
SG	Starter-Generator	Стартер-генератор
SGML	Standard Generalized Markup Language	Стандартный обобщенный язык разметки данных
SGS	Starter Generator System	Система стартер-генератора
SI	International System of Units	Международная Система измерений
SNS	Standard Numbering System	Стандартная система нумерации
SPD-BK	Speed Brake	Воздушный тормоз
SPU	Start Power Unit	Блок запуска ВСУ
SQUAWK	Repeater’s identification code	Идентификационный код ответчика
SSA	System Safety Assessment	Анализ отказобезопасности системы
SSPC	Solid State Power Controller	Электронный автомат защиты сети
STA	Technical Author	Технический автор
STAB	Stabilizer	Стабилизатор

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
STE	Simplified Technical English	Упрощенный технический английский
STC	Supplemental Type Certificate	Дополнительный сертификат типа
SSI	Structural Significant Item	Конструктивно важный элемент
S/W	Software	Программное обеспечение
SWS	Stall Warning System	Система предупреждения о критических режимах полета
	T	
TAWS	Terrain Awareness and Warning System	Система предупреждения о приближении земли
TBC	To Be Confirmed	Требует подтверждения
TBD	To Be Defined	Подлежит определению
TBS	To Be Specified	Подлежит точному указанию
TC	Type Certificate	Сертификат типа
TCA	Turbine Cooling Air	Воздушное охлаждение турбины
TCAS	Traffic Alert and Collision Avoidance System	Система предупреждения столкновения в воздухе
TCM	Thrust Control Malfunction	Неисправность в управлении тягой
TCP	Trim Control Panel	Пульт управления триммированием
TCRR	Type Certificate Readiness Review	Обзор готовности сертификата типа
TEC	Turbine Exhaust Case Module	Выходной патрубок турбины
TF	Fuel temperature	Температура топлива
THSA	Trimmable Horizontal Stabilizer Actuator	Механизм перестановки стабилизатора
TLA	Thrust (throttle) Lever Angle	Угол положения РУД
TO/GA	Take-Off/Go Around	Взлет/Уход на второй круг
TPPP	Technical Publications Program Plan	План-программа технических публикаций
TQA-21	Throttle Quadrant Assy	Блок рычагов управления двигателями
TR	Transit	Транзитное обслуживание
TRA	Throttle RVDT Angle	Угол поворота индукционного датчика РУД
TRAS	Thrust Reverser Actuation System	Система приводов реверса тяги
TRIM	Trim tab	Триммер
TRR	Test Readiness Review	Обзор готовности к испытаниям
TRS	Technical Requirements Specification	Техническое задание

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
TREV/ T/R	Thrust Reverser	Реверс тяги
TRU	Transformer Rectifier Unit	Трансформаторно-выпрямительное устройство
TRUE AOA	True Angle of Attack	Угол атаки истинный
TSFC	Thrust Specific Fuel Consumption	Удельный расход топлива двигателя
TSO	Technical Standard Order	Инструкция о применении технических стандартов
Tx	Transmitter	Передатчик
	U	
UHF	Ultra High Frequency	Сверхвысокая частота
UK	United Kingdom	Соединенное Королевство (Великобритании и Северной Ирландии)
ULD	Unit Load Device	Средство пакетирования грузов (контейнер или поддон)
USA	United States of America	Соединенные Штаты Америки
USB	Universal Serial Bus	Универсальная последовательная шина
USSU	Universal Side Stick Unit	Универсальная боковая ручка управления
UTC	Universal Time Coordinated	Всемирное координированное время
	V	
VCK	Visual check	Визуальный осмотр
VDB	VHF Data Broadcast	Передача данных в УКВ
VFG	Variable Frequency Generator	Генератор переменной частоты
VHF	Very High Frequency	Ультракоротковолновый
VIB	Vibration	Вибрация
VOR	VHF Omnidirectional Range	УКВ всенаправленный радиомаяк
	W	
W	West	Запад
WAI	Wing Anti Ice System	Противообледенительная система крыла
WB	Wiper Blade	Щетка стеклоочистителя
WBM	Weight and Balance Manual	Руководство по загрузке и центровке
WDU	Wireless Download Unit	Блок беспроводной передачи данных
WE	Weeks	Недели

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень сокращений и аббревиатур на английском языке

English symbols	English meaning	Russian meaning
WECU	Wiper Electronic Control Unit	Блок управления очисткой остекления
WINDOW HEAT	Window Heating	Обогрев остекления
WOW	Weight On Wheels	Шасси обжато
WPT	Waypoint	Промежуточный пункт маршрута
WSHS	Windshield Heating System	Система обогрева стекол
WST	Wheel Speed Transducer	Датчик скорости колеса
WXR	Weather Radar	Метеолокатор
WWS	Windshield Wiper System	Система очистки лобового стекла
WWSC	Controller, Water Waste System	Контроллер управления системами водоснабжения и удаления отходов
	X	
XPDR	Transponder	Ответчик
	Y	
	Z	
ZFW	Zero Fuel Weight	Масса пустого самолета без топлива
ZSA	Zonal Safety Analysis	Зонный анализ безопасности

1.2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке

Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке приведен в таблице 2 (Таблица 2)

Таблица 2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке

Сокращения и аббревиатура	Полное наименование
Авар ТВУ	Аварийное трансформаторно- выпрямительное устройство
Авар.	Аварийный
АВПКО	Анализ видов, последствий и критичности отказов
АВФО	Анализ видов функциональных отказов
АГ	Авиационная гарнитура
АД	Авиационный двигатель
АДО	Анализ дерева отказов
АЗС	Автомат защиты сети
АКБ	Аварийный кислородный блок
АКК	Аккумулятор
АКК ВСУ	Аккумуляторная батарея, 40 Ач ВСУ
АП	Авиационные правила

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке

Сокращения и аббревиатура	Полное наименование
АП	Автопилот
АРК	Радиокомпас автоматический
АР МАК	Авиационный регистр Межгосударственного Авиационного Комитета
АС	Аварийная ситуация
АСО	Аварийно-спасательное оборудование
АС	Аналоговый сигнал
АТ	Авиационная техника
АТАКА ДОП	Угол атаки допустимый
АТАКА ИСТ	Угол атаки истинный
АФС	Антенно-фидерная система
АЭ	Альбом электрических схем
	Б
БГО	Багажно-грузовой отсек
БЗК	Блок защиты и коммутации
БКДУ	Бортовая кислорододобывающая установка
БО	Бортовое оборудование
БРУД	Блок рычагов управления двигателями
БРЭО	Бортовое радиоэлектронное оборудование
БУ	Блок управления
БУК КСКВ	Блок управления и контроля комплексной системы кондиционирования воздуха
БУОС	Блок управления обогревом стекол
БУ САРД	Блок управления системы автоматического регулирования давления
БУОО	Блок управления очисткой остекления
БУТ	Блок управления и контроля тормозами
	В
В	Восток
ВВФ	Внешние воздействующие факторы
ВГТД	Вспомогательный газотурбинный двигатель
ВЗ	Воздухозаборник
ВК	Встроенный контроль
ВКЛ	Включен
ВМР	Воздушно-масляный радиатор
ВНА	Входной направляющий аппарат
ВПП	Взлетно-посадочная полоса
ВС	Воздушное судно, самолет
ВСК	Встроенные средства контроля

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке

Сокращения и аббревиатура	Полное наименование
ВСС	Вычислительная система самолетовождения
ВСТО	Внешнее светотехническое оборудование
ВСУ	Вспомогательная силовая установка
ВТ	Воздушный тормоз
ВТС	Воздушный турбостартер
ВЧ	Высокочастотный
ВЧГ	Высокая частота по глиссаде
ВЧК	Высокая частота по курсу
ВЫКЛ	Выключен
	Г
ГТД	Газотурбинный двигатель (Honeywell
ГЛОНАСС	Глобальная навигационная спутниковая система
ГМ РВШ	Гидравлический модуль резервного выпуска шасси
ГМУ	Гидравлический модуль управления
ГО	Госопознавание
ГОСТ	Государственный стандарт
ГПМО	Главный перечень минимального состава оборудования
ГС	Система гидравлическая
ГС КПП	Панель управления системы гидравлической на комплексном потолочном пульте
ГСМ	Горюче-смазочные материалы
	Д
ДАУ	Датчик аэродинамических углов
Двиг	Двигатель (индикатор параметров двигателя)
ДСК	Датчик скорости колеса
ДТ	Дозатор топлива
ДЦН	Двигательные центробежные насосы
	Е
ЕСКД	ЕСКД
	З
З	Запад
ЗАБ	Зонный анализ безопасности
ЗБО	Задний бытовой отсек
ЗН ВС	Заводской номер воздушного судна
	И
ИБП	Инструкция по безопасности для пассажиров
ИВК	Информационно-вычислительный комплекс

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке

Сокращения и аббревиатура	Полное наименование
ИДС	Интегрированная дисплейная система
ИКАО	Международная организация гражданской авиации
ИКБО	Интегрированный комплекс бортового оборудования
ИЛС	Индикатор на лобовом стекле
ИМА	Авионика интегрированная модульная
ИНС	Инерциальная навигационная система
IP	Интеллектуальная собственность
ИССКОР	Интегрированная система сбора, контроля, обработки и регистрации полетных данных
ИСРП-21	Интегрированная система резервных приборов
Иркут	ПАО «Корпорация «Иркут»
ИЭТР	Интерактивное электронное техническое руководство
	К
Кол-во	Количество
К	Команда
КБО	Комплекс бортового оборудования
КБТИ	Комплекс бортовых траекторных измерений
КВ	Клапан выпускной
КВД	Компрессор высокого давления
КВС	Командир воздушного судна
КЗ	Короткое замыкание
КИ	Комплектующие изделия
КИНО	Комплексный индикатор навигационной обстановки
КИСС	КИСС
КЛС	Кодовая линия связи
КМ	Полнолицевая кислородная маска
КНД	Компрессор низкого давления
КП	Клапан перепускной
КПА	Контрольно-проверочная аппаратура
КПИ	Комплексный пилотажный индикатор
КПП МС-21	Комплексный потолочный пульт
КС	Катастрофическая ситуация
КСИ	Комплексная система измерений
КСКВ	Комплексная система кондиционирования воздуха
КСС	Конструктивно-силовая схема

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке

Сокращения и аббревиатура	Полное наименование
КСУ	Комплексная система управления
КСЭИС	Комплексная система электронной индикации и сигнализации
КТ	Квалификационные требования
	Л
ЛА	Летательный аппарат
ЛАП	Люк аварийного покидания
ЛКП	Лакокрасочное покрытие
ЛООШ	Левая основная опора шасси
ЛР	Летное руководство
ЛСИ	Логистическая структура изделия
ЛТХ	Летно-технические характеристики
	М
М	(Индикаторное) Приборное число Маха
МАРШ	Маршрут
МВД	Модуль воздушных данных
МВ	Модуль вычислительный (основной)
МГ	Мотогондола
МД	Модуль данных
МЗБН	Многофункциональный защищенный бортовой накопитель
МИВД	Модуль измерения воздушных данных
МУВТ	Модуль управления воздушными тормозами
МН РЛС	Метеолокатор
МПБ	Многофункциональный пульт бортпроводника
МПС	Механизм перестановки стабилизатора
МРП	Маркерный радиоприемник
МСА	Международная стандартная атмосфера
МСУ	Маршевая силовая установка
МУМК	Модуль управления механизацией крыла
МУП	Модуль управления приводами (резервный)
МФИ	Индикатор многофункциональный
	Н
НГ	Нейтральный газ
НИОКР	Научно-исследовательские и опытно-конструкторские разработки
НС	Насосная станция
НТД	Научно техническая документация
№	Номер

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке

Сокращения и аббревиатура	Полное наименование
	О
ОБС	Анализ отказобезопасности системы
об/мин	Оборотов в минуту
ОГВ	Огнегасящее вещество
ОКР	Опытно-конструкторская работа
ООШ	Основная опора шасси
ОПР-α	Ограничитель предельных режимов по углу атаки
ОСТ	Отраслевой стандарт
ОУ	Органы управления
ОФО	Оценка функциональных опасностей
	П
ПАО “ОАК”	Публичное акционерное общество “Объединенная авиастроительная корпорация”
ПБО	Передний бытовой отсек
ПЗУ	Постоянное запоминающее устройство
ПК	Персональный компьютер
ПК	Пассажирская кабина
ПКМ	Полимерно-композитный материал
ПООШ	Правая основная опора шасси
Прав	Правый
Привод ВНА	Привод входного направляющего аппарата
ПКУЗ (кабинный)	Пульт контроля и управления заправкой топлива (кабинный)
ПОС	Система противообледенительная
ПОС ВЗ	Система противообледенительная воздухозаборников двигателей
ПОШ	Передняя опора шасси
ППД	Приемник полного давления
ПП ИЛП	План-программа по интегрированной логистической поддержке
ППМ	Промежуточный пункт маршрута
ППУ	Педальный пост управления
ПС	Пассажирский салон
ПСИ	Приемо-сдаточные испытания
ПСП-К	Контроллер управления пассажирской сервисной панелью
ПТ-3	Пульт-трекбол
ПУ	Пульт/панель управления
ПУИ-17	Пульт управления индикацией

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке

Сокращения и аббревиатура	Полное наименование
ПУ КСИ	Пульт управления комплексной системой измерений
ПУТ	Пульт управления триммированием
ПЦ	Полетный цикл
	Р
РБ	Руководство для бортпроводников
РВ	Радиовысотомер
РВ	Руль высоты
РДУ	Рулежно-демпфирующее устройство
РЗГБ	Руководство по загрузке багажа и грузов
РЗЦ	Руководство по загрузке и центровке
Рис.	Рисунок
РК	Разовая команда
РЛС	Радиолокационная станция
РЛЭ	Руководство по летной эксплуатации для экипажа
РО	Расходный отсек
РМО	Рабочее место оператора
РН	Руль направления
РСО	Радиосвязное оборудование
РС	Реактивное сопло
РОВНО	Руководство по обеспечению вылета с неиспользуемым оборудованием
РИПО	Руководство по использованию программного обеспечения
РТЖ	Руководство по транспортировке животных
РУД	Рычаг управления двигателем
РУ	Рулежное устройство
РУЧ	Ручной
РЦ	Рекомендательный циркуляр
РЧ	Радиочастота
РЭ	Руководство по технической эксплуатации самолета
РЭД	Руководство по технической эксплуатации двигателя
РЭО	Радиоэлектронное оборудование
РЭС	Руководство по эвакуации самолета
	С
С	Север
САП	Система аварийного покидания

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке

Сокращения и аббревиатура	Полное наименование
САРД	Система автоматического регулирования давления
САРПС	Стандарты и рекомендуемая практика
САУ	Система автоматического управления
СБ-21	Сертификационный базис самолета МС-21
СБ	Сервисный бюллетень
СБИ	Система бортовых измерений
СВЧ	Сверхвысокая частота
СГНГ	Система генерирования нейтрального газа
СИ	Международная Система измерений
СИ ВСП-21	Система измерения высотно-скоростных параметров
СКВ	Система кондиционирования воздуха
СНГ	Система нейтрального газа
СНО	Средства наземного обслуживания
СОВ	Система отбора воздуха
СОЛС	Система очистки лобового стекла
СОО	Средства обнаружения льда
СОС	Система обогрева стекол
СОУ	Система обнаружения утечек
СПЗ	Средства пожарной защиты
СПС	Система пожарной сигнализации
СПТ	Система пожаротушения
СПУ	Самолетное переговорное устройство
СС	Сложная ситуация
ССН	Стандартная система нумерации
ССТК	Система стояночного торможения колес
СТК	Система основного торможения колес (тележка)
СУ	Силовая установка
СУВШ	Система уборки-выпуска шасси и управления створками
СУИТ-21	Система управления и измерения топлива
СУПК ПОШ	Система управления поворотом колес передней опоры шасси
СЦЗ	Система централизованной заправки
СЧ	Составная часть
США	Соединенные Штаты Америки
СЭС	Система электроснабжения
СЭС КПП	Панель управления системы электроснабжения на комплексном потолочном пульте

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке

Сокращения и аббревиатура	Полное наименование
	Т
Т	Температура
ТВГ	Температура выходящих газов
ТБ	Топливные баки
ТВС	Топливовоздушная смесь
ТВУ	Трансформаторно-выпрямительное устройство
ТД	Техническая документация
ТЗ	Техническое задание
ТМР	Топливо-масляный радиатор
ТНД	Турбина низкого давления
ТНУ	Турбонасосная установка
ТО	Техническое обслуживание
ТРДД	Турбореактивный двухконтурный двигатель Pratt &Whitney PW1400G-JM
ТС	Топливная система
ТТ	Технические требования
ТУ	Технические условия
	У
УБРУ	Универсальная боковая ручка управления
УВД	Управление воздушным движением
УВЗ	Наземная установка воздушного запуска
УКВ	Ультракоротковолновый
УКК-3-1	Устройство контроля и коммутации
УОВ	Установка охлаждения воздуха
УПГ	Установка питания гидросистем
УУП	Усложнение условий полета
	Ф
ФАА	Федеральная Авиационная Администрация США
ФПО	Функциональное программное обеспечение
ФПОС	Функциональное программное обеспечение само-летовождения
	Х
Ханивелл	Ханивелл Интернэшнл Инк
ХАЭ	Хронометр авиационный электронный
ХЧК	Часть крыла хвостовая
	Ц
ЦВА	Центральный вычислитель авионики
ЦЗ	Централизованная заправка
ЦСО	Центральный сигнальный огонь

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Перечень сокращений и аббревиатур на русском языке

Сокращения и аббревиатура	Полное наименование
Ч	
Ш	
ШРАП	Штепсельный Разъём Аэродромного Питания
Щ	
Э	
ЭБУ	Блок управления электронный
ЭБУ ВСУ	Электронный блок управления ВСУ
ЭБУД	Электронный блок управления двигателем
ЭЗУ	Энергонезависимое запоминающее устройство
ЭМС	Электромагнитная совместимость
ЭМ	Электронная модель
ЭП	Эскизный проект
ЭТХ	Эксплуатационно-технические характеристики
ЭЧ	Электронный чертеж
Ю	
Ю	Юг
Я	

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Информация для экипажа

Перечень терминов

Содержание

Страница

Перечень терминов..... 1
Описание..... 1
1 Перечень терминов..... 1
1.1 РЛЭ Книга 2 "Эксплуатация систем и оборудования"..... 1

Описание

1 Перечень терминов

Перечень основных терминов и определений, входящих в РЛЭ (FCOM), содержит информацию, которая необходима для безаварийной эксплуатации самолета на земле и в воздухе.

1.1 РЛЭ Книга 2 "Эксплуатация систем и оборудования"

Основные термины и определения, которая необходимы для подготовки и выполнения полета:

Безопасная эксплуатация — эксплуатация воздушного судна в соответствии с правилами, предусмотренными одобренной (утвержденной) эксплуатационной документацией, и в условиях, отвечающих применимым к данному воздушному судну требованиям норм летной годности.

Воздушное судно (ВС) — летательный аппарат, поддерживаемый в атмосфере за счет взаимодействия с воздухом, отличного от взаимодействия с воздухом, отраженным от поверхности земли или воды.

Дополнение (Supplement) — документ или часть документа (пакет страниц или модулей данных), содержащие дополнительную информацию к основному документу по летной эксплуатации, связанные с модификацией ВС, его особой конфигурацией, установкой специального оборудования или необходимостью выполнения специальных видов полетов и являющиеся обязательными к выполнению вместе с основным документом.

Изготовитель — организация, осуществляющая производство авиационной техники и принимающая на себя ответственность в отношении ее соответствия утвержденной типовой конструкции.

Изменение (Revision) — часть документа (пакет страниц или модулей данных), содержащая любую измененную информацию существующего документа по летной эксплуатации.

Контрольный номер иллюстрации (ICN) — идентификатор иллюстрации в общей базе данных и (или) поставляемой базе данных эксплуатационной документации.

Летная эксплуатация — часть эксплуатации ВС, включающая планирование и подготовку к полету, полет, а также необходимые послеполетные процедуры, выполняемые летным экипажем.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Летное руководство (AFM) — эксплуатационный документ, содержащий информацию о летно-технических характеристиках, требованиях и ограничениях в отношении летной годности и правил летной эксплуатации ВС.

Модуль данных (МД) — минимально необходимая законченная совокупность взаимосвязанных технических сведений, относящихся к определенной тематике, и не предусматривающая дальнейшего дробления на составные части.

Подрежим управления КСУ "Прямая связь" — работа КСУ в резервном режиме с признаками отказа демпфирования самолета и отображением предупреждающего аварийного сообщения FCS STBY DAMPER FAULT на EWD. Пилотирование должно выполняться с соблюдением дополнительных ограничений параметров полета.

Полет — движение воздушного судна с момента начала взлета до окончания пробега после посадки.

Процедура (Procedure) — обязательные подробные (пооперационные) указания о порядке действий и правилах выполнения работ в процессе летной и (или) технической эксплуатации ВС и его составных частей, излагаемые в технических документах, регламентирующих эксплуатацию авиационной техники:

- нормальная процедура **(Normal)**: стандартная эксплуатационная процедура, обычно выполняемая при нормальной работе бортовых систем ВС
- сложная процедура **(Abnormal или Non-normal)**: требует от экипажа выполнения определенных действий, направленных на сохранение приемлемого уровня летной годности ВС в случае какого-либо отказа бортовых систем или составных частей, с целью безопасного продолжения и завершения полета
- аварийная процедура **(Emergency)**: требует от экипажа немедленного выполнения определенных действий, направленных на предупреждение развития и ликвидацию угрозы для ВС и находящихся на борту людей

Разработчик — организация, осуществляющая разработку авиационной техники и принимающая на себя ответственность в отношении типовой конструкции авиационной техники.

Режим управления КСУ "Основной" — когда обеспечивается выполнение всех функций КСУ-МС-21, исправно все оборудование КСУ и исправна связь с взаимодействующими системами, при отказах части собственного оборудования КСУ-МС-21 и/или взаимодействующих систем или связей с ними, обеспечивается программная реконфигурация алгоритмов основного режима управления.

Режим управления КСУ "Резервный" — автономный режим работы КСУ с использованием минимального набора входных сигналов: перемещения рычагов управления, кнопки триммеров, собственных датчики угловых скоростей и датчиков положения механизации крыла и стабилизатора, признаков обжатия опор шасси. Резервный режим является максимально надёжным и независимым от внешних информационных систем, использует минимальное количество сигналов. В резервном режиме КСУ-МС-21 может работать только в режиме ручного управления. На EWD предупреждающее сообщение FCS MAIN MODE FAULT

Рекомендация — прямое указание на допустимость отклонения от рассматриваемого в рекомендации режима или процедуры, но без нарушения установленных общих ограничений или режима полетов.

Руководство по летной эксплуатации для экипажа (FCOM) — документ, регламентирующий правила летной эксплуатации ВС и включающий всю информацию

© ПАО "Корпорация "Иркут"

одобренной (утвержденной) части ЛР данного ВС, а также общее техническое описание ВС, сведения о бортовых функциональных системах, описание технологических процедур подготовки и выполнения полета, информацию о расчете и контроле загрузки и центровки, контрольные карты и другую информацию по летной эксплуатации данного ВС

Руководство по производству полетов (ОМ) — основной документ эксплуатанта, регламентирующий правила летной эксплуатации и производства полетов, содержащий про-цедуры и указания по организации и выполнению полетов на ВС данного эксплуатанта и предназначенный для использования персоналом эксплуатанта при выполнении своих служебных обязанностей.

Сборник оперативной информации (QRH) — часть документации по летной эксплуатации, выпускаемая отдельной книгой специального формата, удобной для использования в кабине экипажа и определяющей в краткой и наглядной форме контрольных карт правила действий экипажа в нормальных условиях и в особых ситуациях, а также содержащей наиболее важную информацию о летно-технических характеристиках и эксплуатационных ограничениях ВС. Примечание – Термин соответствует используемому в международной практике англоязычному термину «Quick Reference Handbook» (QRH).

Стандартная эксплуатационная процедура (SOP) — последовательность действий экипажа с органами управления и (или) оборудованием кабины, направленная на изменение (поддержание) режима полета или состояния систем ВС при отсутствии их отказов либо условий, требующих от экипажа применения особых приемов пилотирования.

Типовая конструкция — конструкция ВС или его составной части, описанная в их конструкторской документации и представляемая для оценки соответствия требованиям применимых норм летной годности (сертификационного или квалификационного базиса).

Учтенный экземпляр документации — экземпляры копий документов, которые учитывают в организации – держателе подлинников документации и об изменении которых извещают абонентов (адресатов-получателей).

Эксплуатант — лицо, на законном основании владеющее ВС и выполняющее или планирующее выполнять на нем полеты.

Эксплуатационные ограничения — Условия, режимы и (или) значения параметров, преднамеренный выход за пределы которых в процессе эксплуатации ВС недопустим.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Информация для экипажа

Перечень условных обозначений

Содержание

Страница

Перечень условных обозначений..... 1
Описание..... 1

Перечень таблиц

Страница

1 Перечень условных обозначений..... 1

Описание

Перечень условных обозначений приведен в таблице 1 (Таблица 1)

Таблица 1 Перечень условных обозначений

Условные обозначения	Единицы измерения		Полное название
	Россия	Англо-американские	
D	м/m (метр)	ft (фут)	Дистанция взлета и посадки
d	мм/mm (миллиметр)	in (дюйм)	Диаметр
L	км (километр)	NM (морская миля)	Дальность полета
G	кг/kg (килограмм)	lb (фунт)	Вес
$m_{тек}$	кг/kg (килограмм)	lb (фунт)	Текущая масса самолета
Хт %САХ (% MAC)	% САХ	% MAC	Положение центра тяжести
Gпуст снаряж	кг/kg (килограмм)	lb (фунт)	Вес пустого снаряженного самолета
Gmax взл	кг/kg (килограмм)	lb (фунт)	Максимальный взлетный вес самолета
Gmax рулеж	кг/kg (килограмм)	lb (фунт)	Максимальный рулежный вес самолета
Gmax посад	кг/kg (килограмм)	lb (фунт)	Максимальный посадочный вес самолета
Gбез т	кг/kg (килограмм)	lb (фунт)	Вес самолета без топлива
Gmax т	кг/kg (килограмм)	lb (фунт)	Максимальный вес топлива
Наэр (Apt. Elev)	м/m (метр)	ft (фут)	Высота превышения аэродрома
Нвпп (Rwy. Elev)	м/m (метр)	ft (фут)	Высота превышения порога ВПП
Нэш (FL)	м/m (метр)	ft (фут)	Эшелон полета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень условных обозначений

Условные обозначения	Единицы измерения		Полное название
	Россия	Англо-американские	
Нперех (TA)	м/m (метр)	ft (фут)	Высота перехода
Нэш перех (TL)	м/m (метр)	ft (фут)	Эшелон перехода
Нбар (PA)	м/m (метр)	ft (фут)	Барометрическая высота
Нист(TA)	м/m (метр)	ft (фут)	Истинная высота
Нпревыш (Elevation)	м/m (метр)	ft (фут)	Высота превышения
Vпр (V_{IAS})	км/ч	kt (узел)	Приборная воздушная скорость
Vист (V_{TAS})	км/ч	kt (узел)	Истинная воздушная скорость
W (GS)	км/ч	kt (узел)	Путевая скорость
Vмо (Ммо)	км/ч (-)	kt (узел) (-)	Максимальная скорость (Число М) при эксплуатации самолета
V_A	км/ч	kt (узел)	Маневренная скорость
V_{RA}	км/ч	kt (узел)	Рекомендуемая скорость для пролета зоны турбулентности
$V_{кр}$ (V_c)	км/ч	kt (узел)	Крейсерская скорость
$V_{пред}$ (V_D)	км/ч	kt (узел)	Предельная скорость
V_S	км/ч	kt (узел)	Скорость сваливания
V_S	км/ч	kt (узел)	Скорость начала уборки предкрылков
V_F	км/ч	kt (узел)	Скорость начала уборки закрылков
V_{S1}	км/ч	kt (узел)	Скорость сваливания или минимальная скорость полета, полученная в конкретной конфигурации
V_{S0}	км/ч	kt (узел)	Скорость сваливания или минимальная скорость в посадочной конфигурации
V_1	км/ч	kt (узел)	Скорость принятия решения
Vотк. дв (V_{EF})	км/ч	kt (узел)	Скорость отказа критического двигателя на взлете
Vmin эр (V_{MCG})	км/ч	kt (узел)	Минимальная эволютивная скорость разбега

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень условных обозначений

Условные обозначения	Единицы измерения		Полное название
	Россия	Англо-американские	
Vmin эод (V_{MC})	км/ч	kt (узел)	Минимальная эволютивная скорость с отказавшим критическим двигателем
Vmin эзп (V_{MCL})	км/ч	kt (узел)	Минимальная эволютивная скорость при заходе на посадку и посадке
Vп. ст (V_R)	км/ч	kt (узел)	Скорость подъема передней стойки шасси
$V_{2\ min}$($V_{2\ MIN}$)	км/ч	kt (узел)	Минимальная безопасная скорость взлета
V_2	км/ч	kt (узел)	Безопасная скорость взлета
Vmin отр (V_{MU})	км/ч	kt (узел)	Минимальная скорость отрыва на взлете
Vотр (V_{LOF})	км/ч	kt (узел)	Скорость отрыва на взлете
V_{FE}	км/ч	kt (узел)	Максимальная допустимая скорость полета с выпущенной механизацией
V_{FTO}	км/ч	kt (узел)	Скорость на конечном этапе взлета
Vзп (V_{REF})	км/ч	kt (узел)	Рекомендуемая скорость захода на посадку со всеми работающими двигателями
Vмах вш (V_{LE})	км/ч	kt (узел)	Максимальная скорость полета с выпущенным шасси
Vмах в.у.ш (V_{LO})	км/ч	kt (узел)	Максимальная скорость выпуска и уборки шасси
Vmin	км/ч	kt (узел)	Скорость минимальная
Vнаивыг (V_{DOT})	км/ч	kt (узел)	Скорость наивыгоднейшая
Vторм. устр (V_{MBE})	км/ч	kt (узел)	Максимальная скорость для тормозных устройств
V_{DF} (M_{DF})	км/ч	kt (узел)	Скорость, продемонстрированная в испытаниях
Vy	м/с	ft/min	Вертикальная скорость

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень условных обозначений

Условные обозначения	Единицы измерения		Полное название
	Россия	Англо-американские	
n_y	-	-	Вертикаль-ная перегрузка
n_x	-	-	Продольная перегрузка
n_z	-	-	Боковая перегрузка
α (Alpha)	° (градус)	° (градус)	Угол атаки
β (Beta)	° (градус)	° (градус)	Угол скольжения
α(Gamma)	° (градус)	° (градус)	Угол крена
Θ (Theta)	° (градус)	° (градус)	Угол тангажа
$\varphi_{ст}$	° (градус)	° (градус)	Угол отклонения стабилизатора
МК ($\Psi_{мк}$)	° (градус)	° (градус)	Магнитный курс (heading)
ИК ($\Psi_{ик}$)	° (градус)	° (градус)	Истинный курс (true)
δпр	° (градус)	° (градус)	Угол отклоне-ния предкрылков
δз	° (градус)	° (градус)	Угол отклоне-ния закрылков
δинт	° (градус)	° (градус)	Угол отклонения интерцепторов
δвт	° (градус)	° (градус)	Угол отклонения воз-душных тормозов
δрв	° (градус)	° (градус)	Угол отклоне-ния руля высоты
δэ	° (градус)	° (градус)	Угол отклоне-ния элеронов
δрн	° (градус)	° (градус)	Угол отклонения руля направления
δвт	° (градус)	° (градус)	Угол отклонения воз-душного тормоза
δинт 1	° (градус)	° (градус)	Угол отклонения 1-й секции интерцепторов
δинт 2	° (градус)	° (градус)	Угол отклонения 2-й секции интерцепторов
δинт 3	° (градус)	° (градус)	Угол отклонения 3-й секции интерцепторов
δинт 4	° (градус)	° (градус)	Угол отклонения 4-й секции интерцепторов
Ху	° (градус)	° (градус)	Отклонение БРУ по тангажу
Хэл	° (градус)	° (градус)	Отклонение БРУ по крену

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень условных обозначений

Условные обозначения	Единицы измерения		Полное название
	Россия	Англо-американские	
Хп	мм/mm (миллиметр)	in (дюйм)	Перемещение педалей
ω_x	°/с	°/s	Угловая скорость крена
ω_y	°/с	°/s	Угловая скорость рыскания
ω_z	°/с	°/s	Угловая скорость тангажа
a_x	м/с^2	m/s^2	Линейное ускорение по крену
a_y	м/с^2	m/s^2	Линейное ускорение по рысканью
a_z	м/с^2	m/s^2	Линейное ускорение по тангажу

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Система индикации и регистрации

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа ... 1
1 Система отображения информации ... 8
1.1 Общие сведения ... 8
1.2 Приборы и устройства контроля и управления ... 10
1.2.1 Дисплеи ... 10
1.2.2 Управление дисплеями ... 10
1.3 Система электронной индикации и предупреждения экипажа ... 10
1.3.1 Система предупреждающей сигнализации ... 11
1.3.2 Цветовое кодирование сообщений ... 11
1.3.3 Звуковая сигнализация ... 12
1.3.4 Громкоговоритель ... 13
1.4 Управление дисплеями ... 13
1.4.1 Распределение информации EICAS в штатной ситуации ... 13
1.4.2 Распределение информации EICAS при отказах MDU ... 14
1.4.3 Пульт управления индикацией ПУИ-17 ... 15
1.4.4 Пульт-трекбол ПТ-3 ... 16
2 Комплексный кадр отображения параметров двигателя (EWD) ... 18
2.1 Формат кадра EWD ... 18
2.2 Основные принципы формирования текстовых сообщений системы EICAS ... 20
3 Индикация состояния систем самолета ... 25
3.1 Синоптическая страница SD ... 26
4 Индикация пилотажного кадра ... 27
4.1 Компоновка индикации на пилотажном кадре (PFD) ... 27
4.2 Общий вид мнемокадров основного полетного дисплея (PFD) ... 28
4.3 Индикатор пространственного положения ... 29
4.3.1 Индикация символа самолета ... 30
4.3.2 Индикация шкалы крена ... 30
4.3.3 Индекс угла крена ... 32
4.3.4 Индекс угла скольжения ... 32
4.3.5 Индикация шкалы тангажа ... 32
4.3.6 Индикация символов защиты от превышения максимально допустимых углов крена и тангажа ... 33
4.3.7 Индикация меток курса на авиагоризонте ... 35
4.3.8 Индикация сигнализатора о достижении высоты принятия решения ... 36
4.3.9 Индикация значения высоты принятия решения ... 36
4.3.10 Индикация значения высоты по радиовысотомеру ... 36
4.3.11 Индикация источника данных об отклонении по вертикали ... 36
4.3.12 Индикация шкалы отклонения по вертикали ... 37
4.3.13 Отображение индекса отклонения по вертикали ... 37
4.3.14 Индикация шкалы отклонения по горизонтали ... 38
4.3.15 Индикация индекса отклонения по горизонтали ... 38
4.3.16 Отображение индикаторов маркерных радиомаяков ... 38
4.3.17 Индикация минимальной высоты снижения ... 38
4.3.18 Индикация директорных планок ... 39
4.3.19 Индикация вектора траектории полета ... 40
4.3.20 Индикация заданного угла наклона траектории полета ... 40
4.3.21 Отображение предупреждающих сообщений об обнаружении сдвига ветра ... 40

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4.3.22 Отображение предупреждающих сообщений о попадании в сдвиг ветра..... 40
4.3.23 Отображение сообщения о необходимости увеличения торможения..... 40
4.3.24 Отображение сообщения о рассогласовании пространственного положения..... 40
4.3.25 Отображение сигнализации от системы TAWS..... 41
4.4 Индикатор воздушной скорости..... 41
4.4.1 Индикация шкалы воздушной скорости..... 42
4.4.2 Индикация числового значения воздушной скорости..... 43
4.4.3 Индикация числа M..... 44
4.4.4 Индикация вектора изменения скорости..... 44
4.4.5 Индикация зоны минимально достижимой скорости при работающем ОПР - α..... 44
4.4.6 Индикация зоны отключения автопилота..... 45
4.4.7 Индикация зоны скорости сваливания..... 45
4.4.8 Индикация зоны минимальной эксплуатационной скорости 45
4.4.9 Индикация зоны максимально допустимой скорости..... 45
4.4.10 Индикация символа заданной скорости..... 45
4.4.11 Индикация числового значения заданной скорости..... 46
4.4.12 Индикация числового значения заданного числа Маха..... 46
4.4.13 Индикация предварительно заданной скорости..... 46
4.4.14 Индикация скорости принятия решения (V_1)..... 47
4.4.15 Индикация числового значения скорости принятия решения (V_1)..... 47
4.4.16 Отображение индекса скорости подъема передней опоры (V_R)..... 47
4.4.17 Индикация числового значения скорости подъема передней опоры (V_R)..... 47
4.4.18 Индикация безопасной скорости взлета (V_2) на шкале скорости..... 47
4.4.19 Минимально допустимая скорость уборки закрылков..... 47
4.4.20 Минимально допустимая скорость уборки предкрылков..... 47
4.4.21 Максимально допустимая скорость выпуска закрылков в следующее положение ($V_{FE\ NEXT}$)..... 48
4.4.22 Оптимальная скорость полета на одном двигателе (V_O)..... 48
4.4.23 Индикация работоспособности системы предупреждения о приближении к критическим режимам..... 48
4.4.24 Индикация предупреждения о рассогласовании данных по скорости..... 48
4.5 Индикатор высоты..... 48
4.5.1 Индикация шкалы высоты..... 49
4.5.2 Индикация числового значения высоты..... 50
4.5.3 Отображение индекса заданной высоты..... 51
4.5.4 Индикация числового значения заданной высоты..... 51
4.5.5 Индикация числового значения заданной высоты в метрической системе..... 52
4.5.6 Числовая индикация барометрического давления..... 52
4.5.7 Индикация абсолютной высоты ВПП аэродрома вылета/прибытия..... 53
4.5.8 Индикация высоты, вычисляемой FMS..... 53
4.5.9 Индикация числового значения высоты, вычисляемой FMS..... 53
4.5.10 Индикация числового значения высоты, вычисляемой FMS в метрической системе..... 53
4.5.11 Индикация предупреждения о рассогласовании данных по высоте..... 54
4.5.12 Индикация вектора изменения высоты..... 54
4.6 Шкала вертикальной скорости..... 54
4.6.1 Индикация шкалы вертикальной скорости..... 55
4.6.2 Индикация текущего значения на шкале вертикальной скорости..... 56
4.6.3 Индикация числового значения вертикальной скорости..... 56
4.6.4 Индикация ограничений вертикальной скорости от TCAS..... 57
4.6.5 Отображение индекса заданной вертикальной скорости..... 58
4.6.6 Индикация режима работы TCAS..... 58

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4.7 Индикатор угла атаки и перегрузки ... 59
4.7.1 Индикация шкалы угла атаки ... 59
4.7.2 Индикация текущего значения угла атаки на шкале и числового значения ... 60
4.7.3 Индикация зоны предупреждения сваливания ... 61
4.7.4 Индикация зоны максимально достижимого значения угла атаки ... 61
4.7.5 Индикация числового значения перегрузки ... 62
4.7.6 Индикация угла атаки, при котором происходит отключение автопилота ... 63
4.8 Индикатор горизонтальной обстановки ... 63
4.8.1 Индикация шкалы курса ... 64
4.8.2 Индикация статических маркеров и символа самолета ... 65
4.8.3 Индикация текущего путевого угла ... 66
4.8.4 Индикация заданного значения курса/заданного путевого угла ... 66
4.8.5 Индикация числового значения заданного курса/заданного путевого угла ... 66
4.8.6 Индикация числового значения путевой скорости ... 67
4.8.7 Индикация числового значения истинной воздушной скорости ... 67
4.8.8 Индикация направления ветра и угла сноса ... 67
4.8.9 Индикация источника навигационных данных ... 68
4.8.10 Индикация частоты радионавигационного средства/следующего ППМ ... 68
4.8.11 Индикация выбранного курса/путевого угла ... 69
4.8.12 Индикация расстояния до радионавигационного средства/следующего ППМ ... 70
4.8.13 Индикация признака истинного курса ... 70
4.8.14 Индикация указателя пеленга комплекта № 1 ... 70
4.8.15 Индикация частоты навигационного средства комплекта № 1 ... 71
4.8.16 Индикация расстояния до VOR ... 71
4.8.17 Индикация указателя пеленга комплекта № 2 ... 72
4.8.18 Индикация частоты навигационного средства комплекта № 2 ... 73
4.8.19 Индикация расстояния до VOR ... 73
4.8.20 Индикация заданного маршрута от FMS ... 73
4.8.21 Мнемоника точки пути ... 75
4.8.22 Мнемоника аэродромов ... 76
4.8.23 Мнемоника навигационных средств ... 76
4.8.24 Индикация текущего значения курса ... 76
4.8.25 Индикация предупреждения о рассогласовании данных по курсу ... 77
4.8.26 Индикация объектов, привязанных к координатам ... 77
4.9 Указатель режимов САУ ... 78
4.9.1 Режимы автомата тяги ... 78
4.9.2 Боковой канал ... 79
4.9.3 Режим включения САУ и автомата тяги ... 81
4.9.4 Продольный канал ... 82
4.10 Индикация сигнальных надписей о рассогласовании данных между дисплеями ... 84
5 Общее описание кадра комплексного индикатора навигационной обстановки (ND) ... 84
5.1 Формат индикации ND 1/2 ... 85
5.2 Формат индикации Full ND ... 87
6 Основная навигационная информация ... 87
6.1 Символ самолета ... 89
6.2 Индикация курсовых шкал ... 89
6.2.1 Вращающаяся шкала курса в режиме ARC ... 89
6.3.1 Вращающаяся шкала курса в режиме ROSE ...
6.4 Статические маркеры ... 90
6.5 Предупреждение о рассогласовании данных по курсу ... 91
6.6 Масштаб дальности ... 91

© ПАО "Корпорация "Иркут"

6.6.1 Выбор масштаба автоматического/ручного регулирования дальности в режиме ARC ... 91
6.6.2 Выбор масштаба автоматического/ручного регулирования дальности в режиме ROSE ... 92
6.6.3 Масштаб дальности в режиме PLAN ... 92
6.7 Индикация цифровых значений широты и долготы ... 93
6.8 Индикация дополнительной навигационной информации ... 94
6.8.1 Отображение числовогоо значения путевой скорости ... 94
6.8.2 Индикация числового значения истинной воздушной скорости ... 94
6.8.3 Отображение направления ветра и угла сноса ... 95
7 Данные от FMS ... 95
7.1 Обозначение активной точки пути ... 96
7.2 Курс к активной точке пути ... 96
7.3 Отображение расстояния (дальности) до активной точки пути ... 97
7.4 Ожидаемое время достижения активной точки пути ... 97
7.5 Индикация бокового уклонения самолета от заданной линии пути ... 97
7.6 Сообщения системы FMS ... 97
7.7 Индикация сообщения об ошибке FMS ... 97
7.8 Данные карты от FMS ... 98
7.8.1 Таблицы базы данных активного маршрута ... 99
7.8.2 Индикация данных о текущей фазе вертикального профиля ... 100
7.9 Описание индикации объектов, используемых в плане полета ... 100
7.9.1 Зона индикации карты ... 100
7.9.2 Характеристики зоны индикации карты в режиме ARC и ROSE ... 100
7.9.3 Индикация символа самолета в режиме PLAN ... 101
7.10.1 Видимость плана полета ...
7.10.2 Активный план полета ... 101
7.10.3 Модифицируемый план полета ... 102
7.10.4 План полета со смещением ... 103
7.10.5 Неактивный план полета ... 104
7.10.6 Данные участка плана «дуга постоянного радиуса до контрольной точки» ... 104
7.10.7 Мнемоника плана полета ... 104
7.10.8 Мнемоника аэродромов ... 105
7.10.9 Мнемоника навигационных средств ... 107
7.10.10 Мнемоника вертикального профиля ... 107
7.10.11 Мнемоника зоны ожидания и стандартных разворотов ... 108
7.10.12 Мнемоника точки пути ... 109
7.10.13 Мнемоника ограничений по скорости и высоте ... 110
7.11 Индикация меню управления форматом ND ... 110
7.11.1 Общие требования к меню управления форматом ND ... 111
7.11.2 Подменю NAVAID 1 ... 111
7.11.3 Подменю ND MODE ... 112
7.11.4 Подменю MAP DATA ... 112
7.11.5 Подменю NAVAID 2 ... 113
7.11.6 Подменю HEADING ... 113
7.12 Индикация информации от метеолокатора ... 113
7.12.1 Индикация режимов работы метеолокатора ... 114
7.12.2 Индикация отказов метеолокатора ... 115
7.12.3 Отображение метеолокатора ... 115
7.12.4 Сообщение о состоянии управления усилением антенны ... 116
7.12.5 Индикация предупреждения об обнаружении метеообразования ... 116
7.12.6 Индикация выбранной высоты/выбранного эшелона ... 116
7.12.7 Индикация сообщений об обнаружении сдвига ветра ... 116

© ПАО "Корпорация "Иркут"

7.13 Отображение информации от системы предупреждения столкновения с землей (TAWS)..... 117
7.13.1 Индикация режимов работы системы TAWS..... 117
7.13.2 Индикация данных от системы TAWS..... 118
7.14 Индикация информации от TCAS..... 119
7.14.1 Индикация состояния системы TCAS..... 120
7.14.2 Индикация кольца дальности TCAS..... 120
7.14.3 Предупреждающие сообщения TCAS при отсутствии пеленга других ВС..... 121
7.14.4 Сообщение TCAS ABOVE/BELLOW..... 121
7.14.5 Индикация символов других ВС на дисплее..... 121
7.14.6 Вид символов от системы TCAS 122
7.15 Индикация вертикального профиля полета..... 123
7.15.1 Индикация горизонтальной шкалы..... 124
8 Информационное поле IT..... 127
8.1 Общий вид информационного табло 127
8.1.1 Номер рейса..... 128
8.1.2 Отображение системы избирательного вызова..... 129
8.1.3 Отображение SQUAWK..... 129
8.1.4 Отображение времени по Гринвичу..... 129
8.1.5 Отображение даты..... 129
8.1.6 Отображение счетчика полетного времени..... 130
8.1.7 Отображение хронографа..... 130
9 Портфель электронный летчика..... 130
9.1 Состав..... 130
9.2 Работа..... 131
10 Система автоматического сбора данных..... 131
10.1 Состав..... 131
10.1.1 Многофункциональный защищенный бортовой накопитель (iMPFR)..... 131
10.1.2 Комбинированный блок сбора полетных данных (EFDMU)..... 131
10.1.3 Подводный акустический маяк..... 132
10.1.4 Пульт управления кабинный (iCCU)..... 132
10.2 Работа системы..... 133
11 Принтер..... 133
11.1 Кнопка-табло TEST/ABORT..... 134
11.2 Кнопка-табло PAPER/SLEW..... 134
11.3 Кнопка-табло POWER/FAULT..... 134
12 Приборы независимые..... 134
13 Индикация..... 135
13.1 Фазы типового профиля полета..... 137

Перечень таблиц

Страница

1 Пульт сигнализации..... 12
2 Символы точки пути..... 75
3 Символы точки пути..... 104
4 Символы ограничения по высоте 110
5 Программа функционирования EICAS 135

Перечень иллюстраций

Страница

1 Доска приборная..... 9

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2 Дополнительное оборудование ... 10
3 Система оповещения центральная ... 12
4 Распределение информации на MDU ... 14
5 Штатная конфигурация отображения информации на MDU ... 14
6 Реконфигурация отображения информации при отказе MDU-1 ... 15
7 Реконфигурация отображения информации при отказе MDU-1 и нажатии кнопки 1/2 ... 15
8 Расположение органов управления на ПУИ-17 ... 16
9 Расположение органов управления на КССР ... 17
10 Формат кадра EWD ... 19
11 Текстовые сообщения на кадре EWD ... 20
12 Перемещение сообщений с EWD на страницу STATUS ... 21
13 Кнопки взаимодействия на КССР ... 22
14 Расположение кнопки джойстика ... 23
15 Пульт ПУИ-17Л ... 24
16 Расположение кнопок PREV и NEXT ... 25
17 Общий вид формата PFD Norm ... 28
18 Общий вид мнемокадров на 1/2 поля индикатора ... 29
19 Мнемокадр индикации пространственного положения ... 29
20 Индикация шкалы крена, угла тангажа ... 31
21 Шкала крена ... 32
22 Шкала тангажа ... 33
23 Индикация в режиме MAIN MODE ... 34
24 Индикация в режиме RESERVE MODE ... 35
25 Метки курса ... 35
26 Индикация директорных планок ... 39
27 Индикатор воздушной скорости ... 41
28 Шкала воздушной скорости ... 43
29 Индикация высоты ... 49
30 Шкала высоты ... 50
31 Индикация за пределами числового отображения ... 50
32 Индикация вертикальной скорости ... 55
33 Шкала вертикальной скорости ... 56
34 Индикация текущего значения на шкале вертикальной скорости ... 56
35 Числовое значение вертикальной скорости ... 57
36 Символ рекомендации к снижению или набору высоты ... 57
37 Диапазон вертикальных скоростей запрещенных для маневрирования ... 58
38 Индикатор угла атаки и перегрузки ... 59
39 Шкала угла атаки ... 60
40 Указатель текущего значения угла атаки ... 60
41 Числовое значение угла атаки ... 61
42 Зона предупреждения сваливания ... 61
43 Зона максимально достижимого значения угла атаки ... 62
44 Индикатор горизонтальной обстановки ... 64
45 Шкала курса ... 65
46 Отказ шкалы курса ... 65

© ПАО "Корпорация "Иркут"

47 Активный план полета ... 74
48 Модифицируемый план полета ... 74
49 План полета со смещением ... 75
50 Неактивный план полета ... 75
51 Вид маски зоны индикации карты PFD ... 78
52 Режимы САУ ... 78
53 ND в режиме ARC с изображением данных от TCAS и FMS ... 85
54 ND в режиме ROSE с изображением данных от TCAS и в случае отказа FMS ... 86
55 ND в режиме PLAN с изображением данных от FMS ... 86
56 ND с предупреждающими надписями ... 87
57 Основная навигационная информация ... 88
58 Шкала в режиме ARC ... 89
59 Шкала при отсутствии данных курса ... 90
60 Шкала курса в режиме ROSE ... 90
61 Статические маркеры ... 91
62 Масштаб дальности, установленный в режиме ARC ... 92
63 Масштаб дальности, установленный в режиме ROSE ... 92
64 Масштаб дальности в режиме PLAN ... 93
65 Индикация дополнительной навигационной информации ... 94
66 Индикация данных от FMS в формате ND 1/2 ... 96
67 Индикация данных от FMS в формате ND 1/2 ... 98
68 Индикация данных от FMS в формате FULL ND ... 99
69 Общий вид отображения информации на FPLN NDA ... 99
70 Общий вид поля VNAV ND ... 100
71 Взаимное положение символа самолета и выбранной точки отсчета в режиме PLAN ... 101
72 Активный план полета ... 102
73 Модифицируемый план полета ... 103
74 План полета со смещением ... 104
75 Индикация меню управления форматом ND ... 111
76 Индикация метеолокатора ... 114
77 Отображение метеолокатора в режиме ROSE ... 115
78 Индикация границ зоны обзора метеолокатора в режиме ARC ... 116
79 Пример индикации маршрута от FMS ... 117
80 Индикация зоны отображения данных от TAWS в режиме ROSE ... 118
81 Индикация границ зоны отображения данных от TAWS в режиме ARC ... 119
82 Индикация информации от TCAS ... 119
83 Расположение символа другого ВС в зоне индикации карты ... 122
84 Расположение символа другого ВС за пределами карты ... 122
85 Индикация вертикального профиля полета ... 123
86 Общий вид информационного табло ... 128
87 Пульт управления кабинный ... 132
88 Принтер ... 133
89 Маркер линии визирования ... 135

© ПАО "Корпорация "Иркут"

90 Фазы типового профиля полета..... 137

Описание для экипажа

1 Система отображения информации

1.1 Общие сведения

Система индикации и сигнализации обеспечивает:

– отображение основной пилотажно-навигационной информации:

  • отображение навигационной информации (информации от метеолокатора, систем предупреждения столкновений - EGPWS и TCAS), отображение навигационной информации на территории аэропорта (ANF) и отображение вертикальной навигации (VD - индикатор вертикального профиля полета)

– отображение информации о параметрах работы двигателей и предупреждениях EICAS:

  • основные параметры работы двигателей и системы управления полетом

  • электронные карты контрольных проверок

  • системные страницы: отображение информации, связанной с системами самолета, такими как: СЭС, ГС, КСКВ, ПОС, ТС, система двери/люки, КС, МСУ, ВСУ, КСУ, СПЗ, системы шасси

  • изображения от видеокамер внутреннего и внешнего обзора самолета, включая пространство перед дверью в кабине экипажа

При работе самолетных систем и бортового оборудования в штатном режиме в кабине отсутствует сигнальная информация. При отклонениях в работе систем и оборудования от штатного режима или при появлении аварийной ситуации, выдается необходимая аварийная, предупреждающая или уведомляющая сигнализация.

Приборы и пульты управления предназначены для отображения информации о состоянии полета, контроля и управления различными системами самолета в полете. Приборы и пульты управления размещены по принципу важности, досягаемости органов управления и последовательности работы с ними.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

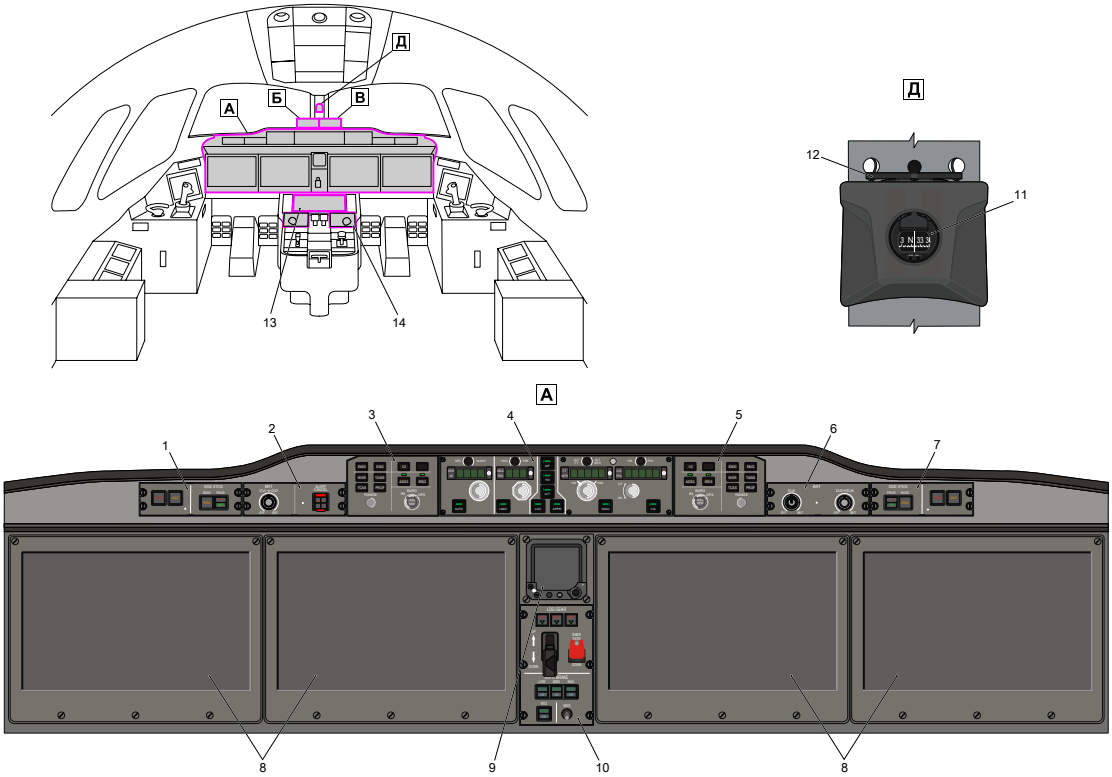


Рисунок 1 Доска приборная

Условные обозначения к Рис. 1:

1, **7**	Пульт сигнализации ALERT CP (левый и правый)	**10**	Пульт управления системами шасси
2, **6**	Пульт регулировки яркости (левый и правый)	**11**	Компас магнитный
3, **5**	Пульт управления индикацией (левый и правый)	**12**	Маркер линии визирования
4	Пульт управления САУ	**13**	Индикатор многофункциональный
8	Индикатор многофункциональный (4 шт.)	**14**	Пульт-трекбол
9	Индикатор многофункциональный резервных приборов		

Дополнительное оборудование Рис. 2 установлено на самолетах 0001 и 0003.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

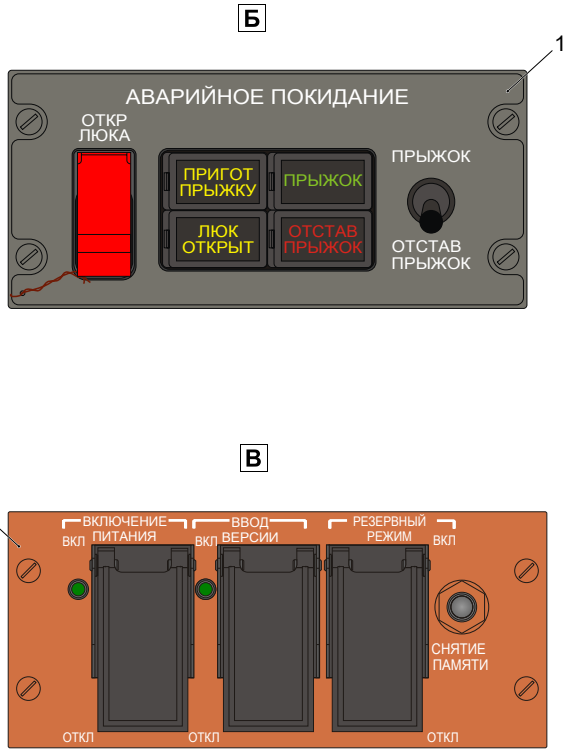


Рисунок 2 Дополнительное оборудование

Условные обозначения к Рис. 2:

1	Пульт управления система аварийного покидания САП	2	Пульт испытательный ПИ-13

1.2 Приборы и устройства контроля и управления

1.2.1 Дисплеи

На приборной доске пилотов установлено пять одинаковых многофункциональных индикаторов (MDU), посредством которых в графическом виде (в виде мнемокадров) отображается основная информация.

Дисплеи имеют входы, по которым поступает одна и та же информация, независимо от их местоположения, что позволяет легко конфигурировать индикацию в случае отказа одного из дисплеев. Предусмотрена возможность конфигурации отображаемой информации, как вручную так и автоматически.

1.2.2 Управление дисплеями

Управление дисплеями состоит из:

- двух пультов регулировки яркости индикаторов
- двух пультов-трекболов (КССР)
- двух пультов управления индикацией (ПУИ).

1.3 Система электронной индикации и предупреждения экипажа

Сигналы EICAS отображаются на дисплее EWD (основные параметры двигателей), а также на MDU в виде страниц бортовых систем.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.3.1 Система предупреждающей сигнализации

Система оповещения центральная обеспечивает выдачу сообщений на сигнальное поле кадра EWD на MDU. Для привлечения внимания экипажа к вновь отображаемому сообщению, на сигнальном поле кадра EWD на MDU и в звуковой канал используются два центральных сигнальных огня (далее по тексту - ЦСО), которые расположены на пультах Alert Control Panel Рис. 3.

1.3.2 Цветовое кодирование сообщений

Для передачи информации во всех ожидаемых условиях, качественной оценки степени важности и опасности отклонения работы от штатного режима используются пять цветов кодирования сигнализации и индикации: красный, янтарный, зеленый, голубой и белый.

WARNING - красный цвет световой сигнализации используется только для аварийной сигнализации.

Это аварийные сообщения, которые требуют немедленных корректирующих действий со стороны экипажа. При этом - располагаемое время для парирования отказа менее 15 с.

CAUTION - янтарный цвет световой сигнализации используется для предупреждающей сигнальной информации.

Это предупреждающие сообщения, о которых экипаж необходимо уведомлять немедленно, для принятия решения на выполнение корректирующих действий. располагаемое время для парирования отказа более 15 с.

ADVISORY - янтарный цвет световой сигнализации используется также для предупреждающей сигнальной информации в форме предупреждающих сообщений, о которых экипаж необходимо уведомлять обязательно.

MEMO - зеленый цвет используется для информации о нормальной работе систем и оборудования.

MEMO - белый цвет используется для уведомляющей сигнализации связанной с отключенным состоянием систем и агрегатов вследствие их отказа во время полета.

Голубой цвет используется для текстов инструкций (подсказок) по действиям экипажа по парированию отказов.

Внутрикабинная сигнализация обеспечивает выдачу интегральной сигнальной информации, что особенно важно на этапах взлета и посадки, а также выдачу сигналов в зависимости от категории сигнальной информации по приоритету.

ЦСО работают в проблесковом режиме. Пульты Alert Control Panel Рис. 3 размещены на приборной доске, по одному перед каждым пилотом.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

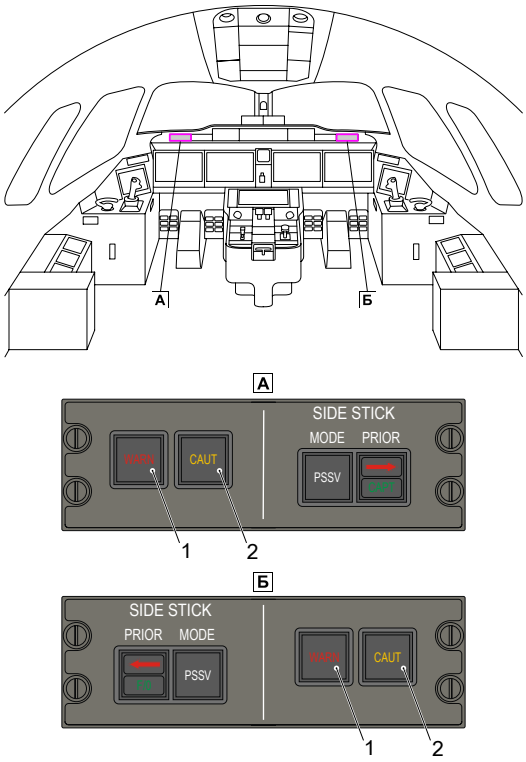


Рисунок 3 Система оповещения центральная

Таблица 1 Пульт сигнализации

Поз.	Обозначение	Описание
[1] Рис. 3	**WARN**	Надпись на световом поле кнопки не светится - работа в нормальных условиях. Надпись светится красным цветом - неисправность, требуется немедленное действие летного экипажа. Световое табло с надписью гаснет после нажатия кнопки членом экипажа.
[2] Рис. 3	**CAUT**	Надпись на световом поле кнопки не светится - работа в нормальных условиях. Надпись светится янтарным цветом - предупреждающее сообщение ПРЕДУПРЕЖДАЮЩИЙ (CAUTION) или ПРЕДУПРЕЖДАЮЩИЙ (ADVISORY), не требующее немедленных действий летного экипажа. Световое табло с надписью гаснет после нажатия кнопки членом экипажа.

1.3.3 Звуковая сигнализация

Речевые сообщения предназначены для сопровождения отдельных, наиболее ответственных сигналов об отказах. Тексты речевых сообщений совпадают по формулировкам и последовательности построения фраз с текстовыми сообщениями на сигнальном поле EWD. Они передаются женским голосом и повторяются не менее чем два раза для аварийных сигналов.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Также в качестве звуковых сигналов используются:

– «Два удара колокола» совместно с ЦСО красного цвета - для привлечения внимания экипажа к аварийным сигналам на сигнальном поле EWD. Сигнал звучит непрерывно до момента, пока экипаж не нажмет кнопочный переключатель WARN

– «Один удар колокола» совместно с ЦСО янтарного цвета - для привлечения внимания экипажа к предупреждающим сигналам на сигнальном поле EWD.

Примечание

Одновременная выдача речевого сообщения и звукового сигнала для сигнализации одного события не допускается.

1.3.4 Громкоговоритель

В кабине установлены два громкоговорителя.

1.4 Управление дисплеями

1.4.1 Распределение информации EICAS в штатной ситуации

В штатной конфигурации каждый пилот управляет только тремя информационными полями:

– КВС – левым и правым полями на MDU-2, левым полем на MDU-5

– второй пилот – левым и правым полями на MDU-3, правым полем MDU-5.

На указанных рабочих полях могут быть отображены следующие форматы информации:

– IT – информационное поле

– SD – синоптические страницы

– CHKL – карты контрольных проверок

– ND – навигационный кадр

– FMS – кадр системы управления полетом

– VCP – виртуальный пульт

– EWD – информация по двигателю и поле для сигнальных сообщений.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

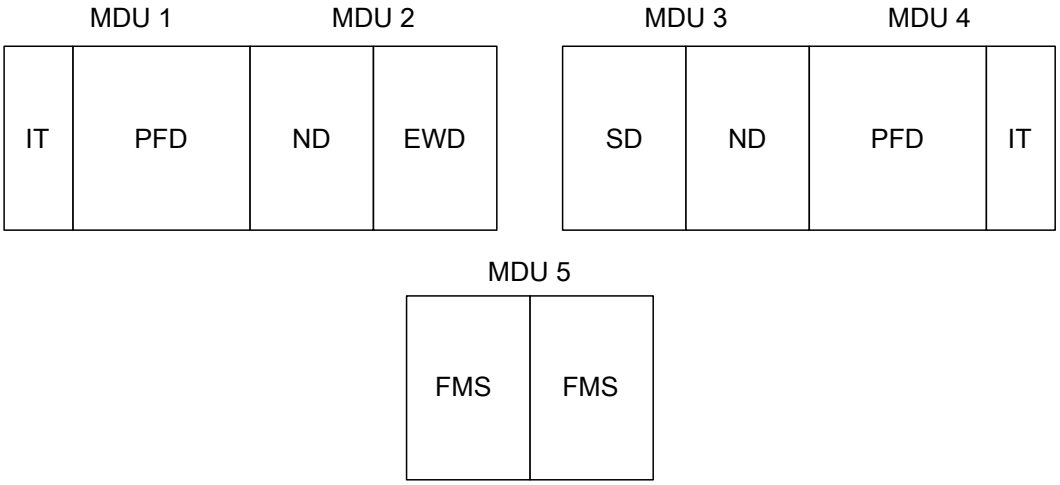


Рисунок 4 Распределение информации на MDU

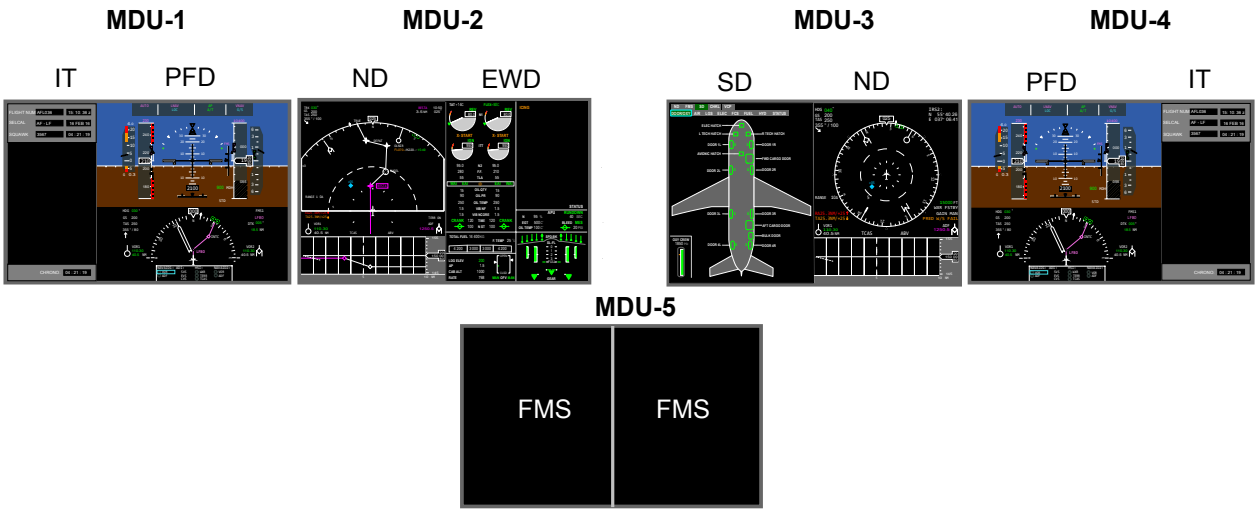


Рисунок 5 Штатная конфигурация отображения информации на MDU

1.4.2 Распределение информации EICAS при отказах MDU

Целью реконфигурации является сохранение необходимой для полета пилотажно-навигационной информации (PFD и ND) и информации о состоянии силовой установки, самолетных систем и предупреждений экипажу (EWD).

Реконфигурация выполняется автоматически. Кроме того, предусмотрена возможность ручной реконфигурации по усмотрению экипажа.

В случае отказа MDU-1 пилотажный кадр PFD и информационное поле IT автоматически перемещаются на MDU-2. При этом комплексный кадр EWD автоматически перемещается на левое рабочее поле MDU-3.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

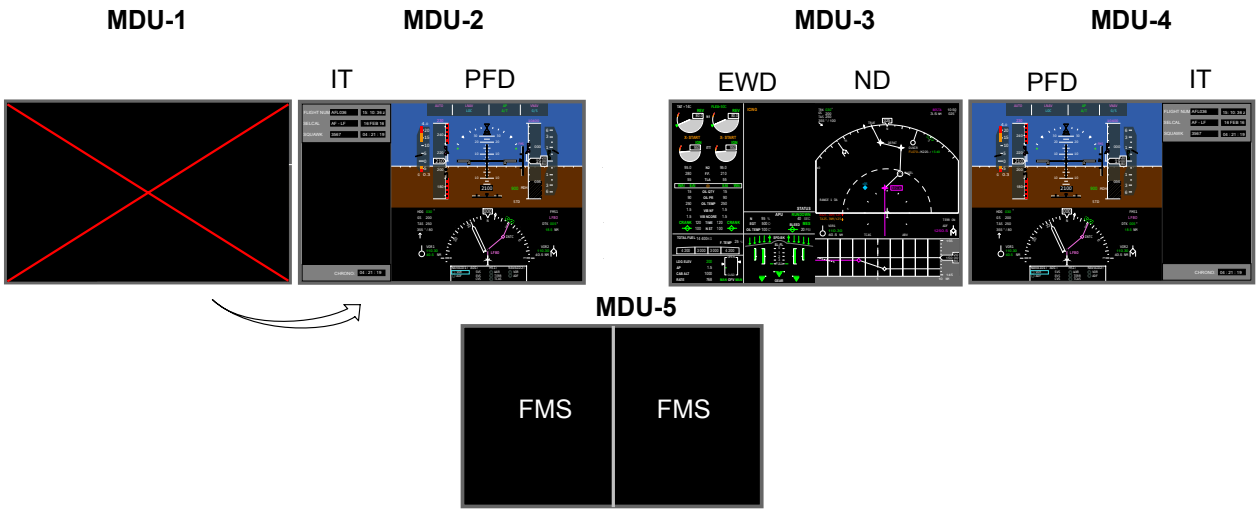


Рисунок 6 Реконфигурация отображения информации при отказе MDU-1

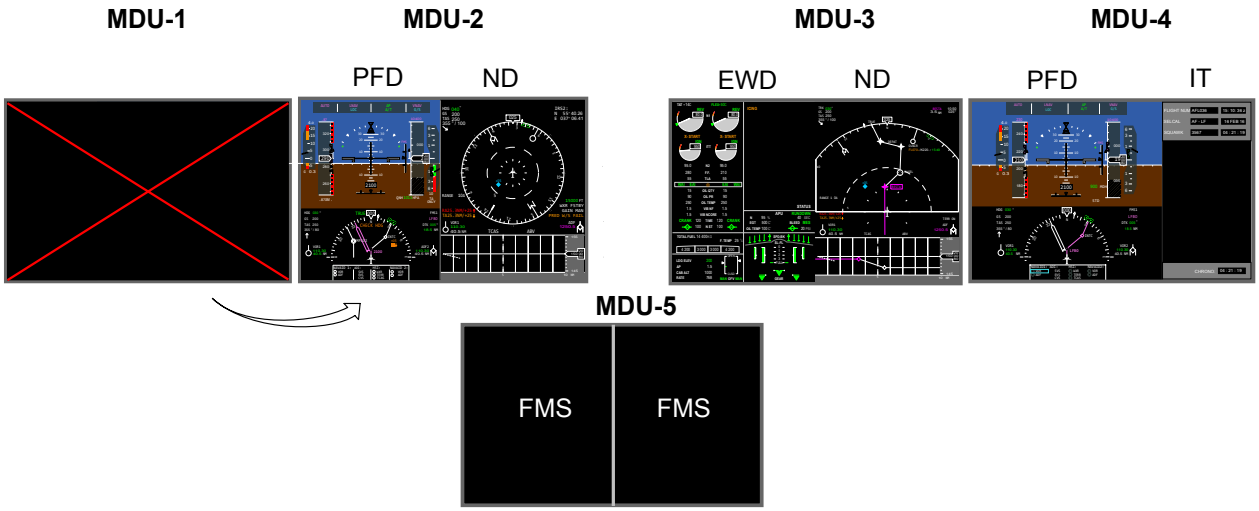


Рисунок 7 Реконфигурация отображения информации при отказе MDU-1 и нажатии кнопки 1/2

В случае необходимости, КВС может нажать кнопку 1/2 на пульте ПУИ-17Л [1] Рис. 8 и вызвать на левом рабочем поле дисплея MDU-2 уплотненный кадр PFD без информационного поля IT. При этом на правом рабочем поле появится навигационный кадр ND.

При необходимости экипаж может вызвать на рабочие поля MDU-2, MDU-3 и MDU-5 информацию FMS, виртуальный пульт VCP, а также кадры SD и CHKL.

При отказе MDU-5 информация на других индикаторах не меняется. В случаи необходимости экипаж может вызвать на рабочие поля MDU-2 и MDU-3 информацию FMS, виртуальный пульт VCP, а также кадры SD и CHKL.

1.4.3 Пульт управления индикацией ПУИ-17

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Рисунок 8 Расположение органов управления на ПУИ-17

Условные обозначения к Рис. 8:

1	Кнопка включения режима отображения кадра PFD в формате 1/2	**7**	Кнопка WXR включения отображения информации метеолокатора
2	Кнопка включения отображения данных от системы ADS 3	**8**	Кнопка включения режима отображения информации системы TAWS
3	Кнопка включения отображения данных от системы IRS 3	**9**	Кнопка включения режима отображения информации системы TCAS
4	Ручка ввода барокоррекции	**10**	Кнопка PROF включения режима отображения вертикального профиля
5	Кнопка ENG для вызова данных (информации) о вторичных параметрах двигателя на кадр EWD	**11**	Ручка регулировки масштаба дальности
6	Кнопка EWD (на левом ПУИ-17 - для перемещения кадра EWD на правое поле MDU-2 для КВС, на правом ПУИ-17 - для перемещения кадра EWD на левое поле MDU-3 для второго пилота)		

1.4.4 Пульт-трекбол ПТ-3

Многофункциональный клавиатурный пульт-трекбол ПТ-3 (КССР) является основным пультом управления индикацией и сигнализацией на MDU системы EICAS и устанавливается на рабочих местах летного экипажа: КССР L – для КВС, КССР R – для второго пилота.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Каждый пульт предназначен для управления информацией: по самолетным системам SD, пилотажно-навигационной обстановки ND, системы самолетовождения FMS, карт контрольных проверок CHECK LIST.

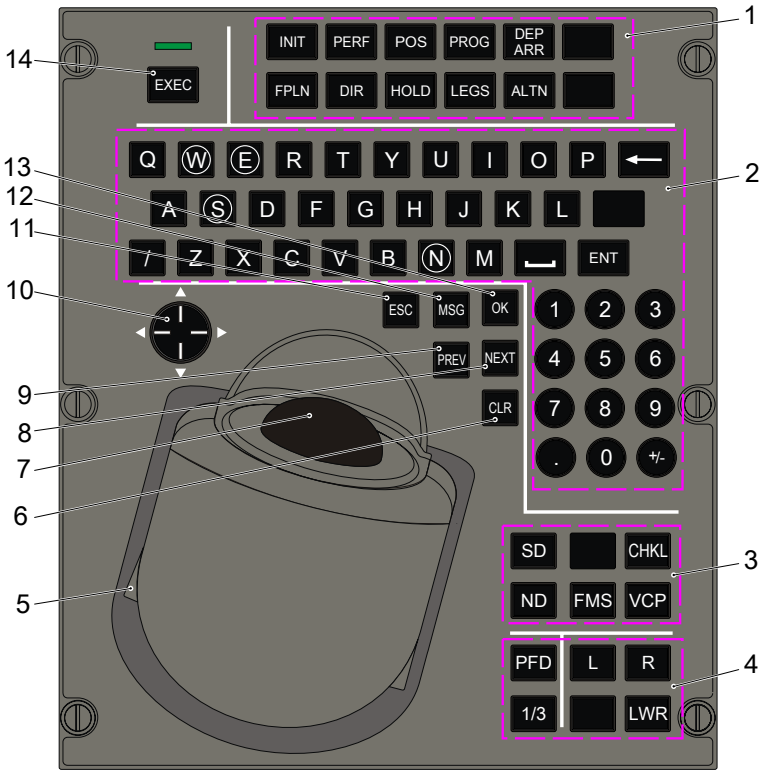


Рисунок 9 Расположение органов управления на КССР

Условные обозначения к Рис. 9:

1 Функциональные кнопки системы управления полетом (FMS)

2 Буквенно-цифровая клавиатура ввода данных

3 Функциональные кнопки:

- SD – системные страницы
- ND – навигационный кадр
- CHKL – карты контрольных проверок
- FMS – система управления полетом
- VCP – виртуальные

8 Кнопка NEXT для просмотра следующей страницы

9 Кнопка PREV для просмотра предыдущей страницы

10 Джойстик для работы с меню

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 9:

	пульты управления		
4	Кнопки L, R и LWR для активирования рабочих полей индикаторов. Кнопка 1/3 для активации сигнальной зоны информационного поля IT на PFD. Кнопка PFD для вызова меню на пилотажный индикатор	11	Кнопка ESC для дезактивации рабочего поля
5	Кнопки ввода (дублирование функций кнопок OK и ENTER)	12	Кнопка MSG для активации сигнального поля EWD
6	Кнопка CLR для сброса предупреждающих текстовых сообщений с сигнального поля EWD на информационное поле INOP SYS кадра STATUS	13	Кнопка OK для подтверждения выбранной информации
7	Трекбол	14	Кнопка EXEC

Левый пульт КССР L предназначен для управления индикацией на рабочих полях (L и R) MDU-2 и на левом рабочем поле (LWR) нижнего индикатора MDU-5.

Правый пульт КССР R предназначен для управления индикацией на рабочих полях (L и R) MDU-3 и на правом рабочем поле (LWR) нижнего индикатора MDU-5.

2 Комплексный кадр отображения параметров двигателя (EWD)

2.1 Формат кадра EWD

Основной частью системы EICAS является комплексный кадр EWD, который в штатном режиме работы системы электронной индикации автоматически отображается на правом рабочем поле MDU-2. Комплексный формат EWD состоит из следующих основных зон индикации Рис. 10.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

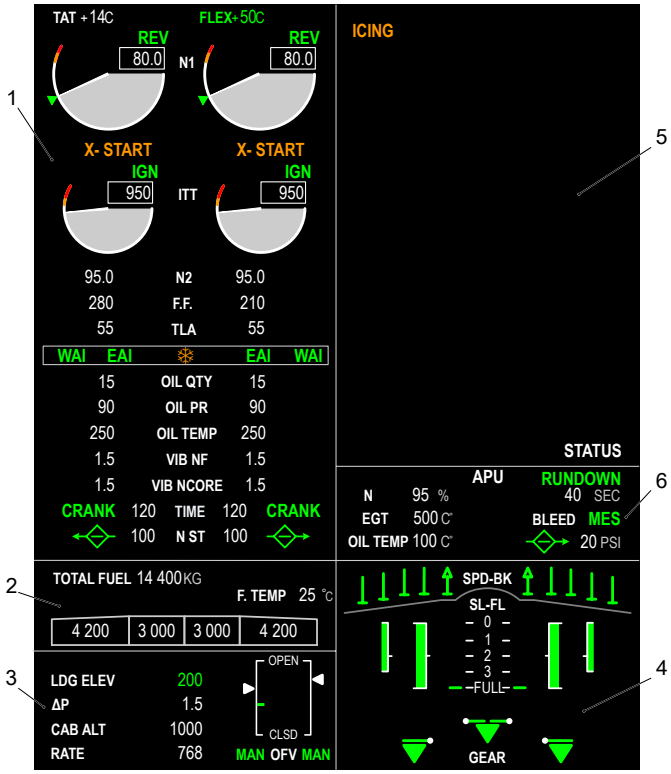


Рисунок 10 Формат кадра EWD

Условные обозначения к Рис. 10:

1	Зона отображения первичных и вторичных параметров двигателей	**4**	Зона отображения положения интерцепторов, воздушных тормозов, механизации крыла и положения шасси
2	Зона отображения параметров топливной системы	**5**	Зона отображения аварийных, предупреждающих и уведомляющих сообщений
3	Индикатор параметров системы автоматического регулирования давления	**6**	Зона отображения параметров вспомогательной силовой установки

Для работы с текстовыми сообщениями на кадре EWD необходимо активировать сигнальную зону кадра EWD. Для этого необходимо нажать кнопку MSG Рис. 12 на левом пульте КССР. После активации зоны на сигнальном поле появляется маркер в виде точки белого цвета рядом с верхним предупреждающим сообщением. Последнее по времени сообщение отображается над предыдущим сообщением своей категории. Если сигнализация об отказе связана с однозначными действиями экипажа, то на сигнальном поле EWD вместе с текстовым сообщением об отказе появляется подсказка (голубого цвета) по парированию отказа Рис. 11.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

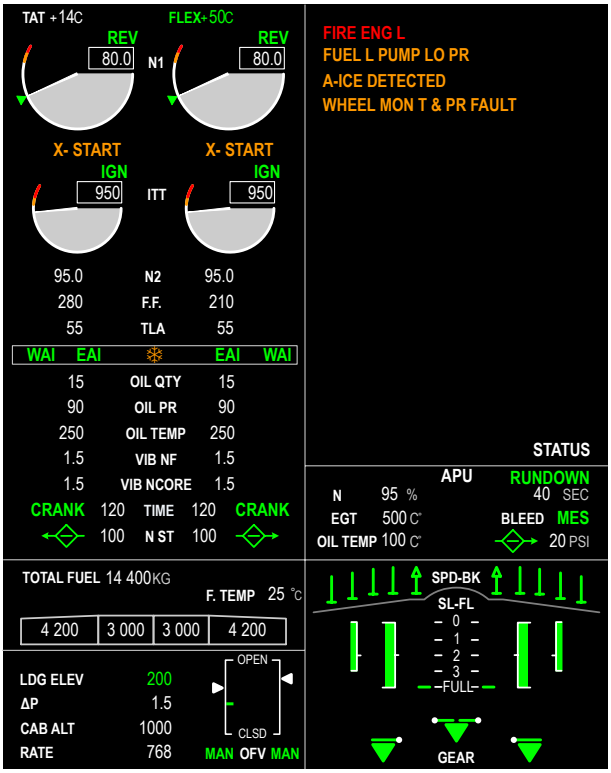


Рисунок 11 Текстовые сообщения на кадре EWD

2.2 Основные принципы формирования текстовых сообщений системы EICAS

Система EICAS выдает текстовые сообщения по самолетным системам на сигнальное поле EWD при условии, что системы включены и есть сигнал (сигналы) о неисправности систем и агрегатов. Эти сообщения делятся на три категории:

– аварийные

– предупреждающие

– уведомляющие.

К категории аварийных относятся сообщения, которые сигнализируют о ненормальных условиях эксплуатации или аварийных ситуациях, которые требуют немедленных действий экипажа. Категория аварийных сигналов "Warning" отображается красным цветом.

К категории предупреждающих относятся:

– сообщения категории "Caution", которые связанны с событиями, требующими немедленного привлечения внимания экипажа для принятия решения о возможных корректирующих действиях

– сообщения категории "Advisory", связанные с событиями, которые требуют уведомления экипажа, но не необходимы для действий экипажа для парирования ситуации.

Предупреждающие сигналы категории "Caution" и "Advisory" отображаются янтарным цветом.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

К категории уведомляющих - "Memo" - относятся сообщения, которые сигнализируют, когда светятся:

– зеленым цветом - о нормальной работе систем или агрегатов

– белым цветом - об отключенных агрегатах и системах из-за отказов.

Для снижения психологической нагрузки на членов экипажа, некоторые сообщения могут быть заблокированы на отдельных этапах полета, при условии, что это не влияет на безопасность полета. Сообщения, которые были заблокированы, выходят сразу же после снятия команды блокировки на этапе полета.

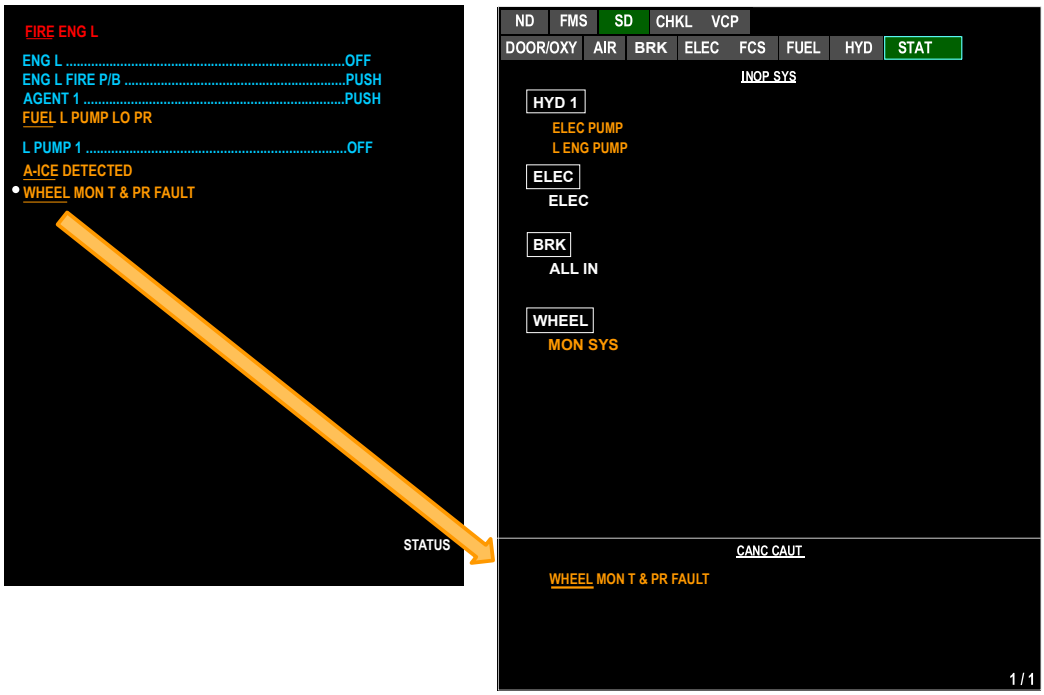


Рисунок 12 Перемещение сообщений с EWD на страницу STATUS

Предупреждающие сообщения исчезают с EWD автоматически после выполнения экипажем предписанных действий, или могут быть вручную сброшены с EWD на страницу STATUS в зону CANC CAUT. Для этого посредством джойстика на пульте КССР экипаж выполняет выбор текстового сообщения, которое хочет убрать. При нажатии на кнопку CLR [2] Рис. 13 на пульте КССР соответствующее сообщение удаляется с сигнального поля EWD и перемещается без подсказки в зону CANC CAUT кадра STATUS. После этого на нижней строчке сигнального поля сообщений EWD появляется надпись STATUS белого цвета Рис. 12.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Рисунок 13 Кнопки взаимодействия на КССР

Условные обозначения к Рис. 13:

1	Кнопка MSG активирует курсор вблизи первого текстового сообщения	**2**	Кнопка CLR удаляет текстовые сообщения

Аварийные сообщения не могут быть вручную сброшены с EWD и отображаются на экране до тех пор, пока существует аварийная ситуация на борту.

Предупреждающие сообщения CAUTION и ADVISORY могут исчезнуть с EWD автоматически после выполнения экипажем предписанных действий или при исчезновении условия появления ситуации, либо они могут быть вручную сброшены с EWD на страницу STATUS в зону CANC CAUT.

Выбор текстовых сообщений, которые необходимо сбросить, выполняется перемещением маркера в вертикальном направлении по имеющемуся перечню предупреждающих сообщений посредством джойстика [1] Рис. 14, размещенного на пульте КССР.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Рисунок 14 Расположение кнопки джойстика

Условные обозначения к Рис. 14:

1	Джойстик для навигации в меню	**3**	Кнопка ESC для выхода из отображаемого меню
2	Кнопка OK для выбора или подтверждения пункта в отображаемом меню		

Если это меню верхнего уровня, двойным нажатием на кнопку ESC выходите из обоих меню.

После чего, по нажатию кнопки CLR - на пульте КССР, выбранное сообщение перемещается с сигнального поля EWD в зону CANC CAUT (Сброшенные сообщения) на кадре STATUS, где оно отображается без подсказок. При этом в нижнем правом углу сигнального поля EWD появляется надпись STATUS белого цвета.

Надпись RECALL STATUS отображается голубым цветом только при появлении нового сообщения в зоне INOP SYS кадра STATUS, если в этот момент не отображается на MDU. После вызова кадра STATUS на любой MDU , надпись голубого цвета на EWD перекрашивается в белый цвет STATUS. Надпись STATUS не отображается при отсутствии сообщений в зонах INOP SYS и CANC CAUT.

При нажатии кнопки ESC - [3] Рис. 14, или выборе другого активного поля, кадр EWD отображается в неактивном режиме, поэтому маркер в виде точки белого цвета исчезает.

Для работы с текстовыми сообщениями на комплексном кадре EWD с рабочего места левого пилота необходимо нажать кнопку EWD [2] Рис. 14 на пульте ПУИ-17Л.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

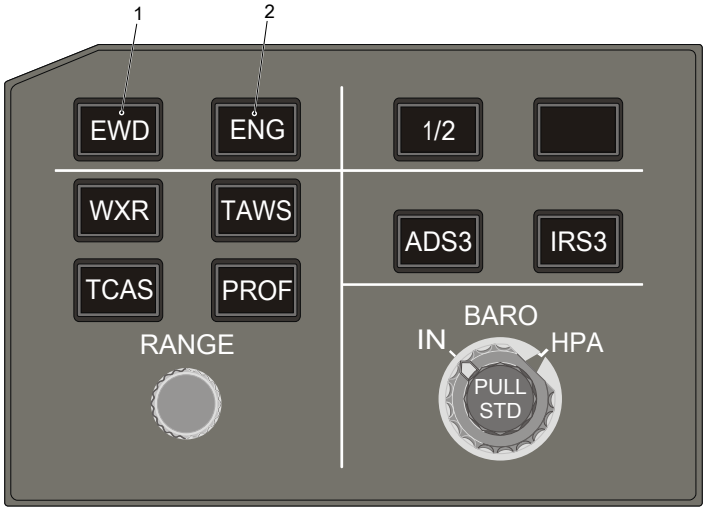


Рисунок 15 Пульт ПУИ-17Л

При этом кадр EWD переходит с правого информационного поля MDU-2 на левое информационное поле MDU-3. А ранее отображаемый кадр на левом поле MDU-3 автоматически перемещается на правое поле MDU-2. Затем, посредством кнопки MSG на пульте ПТ второй пилот активирует сигнальное поле EWD. Дальнейшие действия необходимо выполнять по вышеописанной процедуре.

Вторичные параметры работы двигателя отображаются автоматически:

– на земле и на взлете до уборки шасси

– на посадке при выпущенном шасси

– при любом отказе МСУ.

При необходимости, во время полета пилот может вызывать и сбрасывать вторичные параметры работы двигателя вручную посредством кнопки ENG [2] Рис. 15 на пульте ПУИ-17(Л/П).

В случае, если сигнальное поле EWD переполняется предупреждающими сообщениями, объем текстовых сообщений формируется постранично. При создании новых страниц текстовых сообщений в нижнем левом углу сигнального поля EWD появляется индекс 1/N, в котором 1 – обозначает отображаемую страницу, а N - количество страниц.

Для просмотра новых страниц текстовых сообщений на кадре EWD необходимо активировать сигнальную зону кадра EWD. Для этого необходимо нажать кнопку MSG на пульте КССР. После активации сигнального поля рядом с верхним (последним) предупреждающим сообщением появляется маркер в виде точки белого цвета. При помощи кнопок NEXT - [2] Рис. 16 и PREV - [1] Рис. 16 на пульте КССР выполняется постраничный просмотр предупреждающих сообщений.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Рисунок 16 Расположение кнопок PREV и NEXT

Условные обозначения к Рис. 16:

1	Кнопка PREV выводит на дисплей предыдущую страницу STATUS memo	2	Кнопка NEXT выводит на дисплей следующую страницу STATUS memo

Кнопка NEXT вызывает следующую страницу, а PREV - предыдущую. При этом маркер в виде точки белого цвета перемещается рядом с верхним сообщением категории CAUTION или ADVISORY на вновь открывшейся странице. Перемещение маркера выполняется при помощи джойстика в пределах сообщений текущей страницы.

3 Индикация состояния систем самолета

Состояние систем самолета отображается на мнемокадрах, на которых схематично изображаются основные элементы, относящиеся к одной, двум или нескольким системам самолета, если эти системы имеют функциональную связь.

На дисплей MDU могут быть последовательно вызваны семь мнемокадров, отображающих состояние систем самолета:

– мнемокадр ENG/APU (система кондиционирования воздуха, пневматическая система и противообледенительная система)

– мнемокадр BRK (система управления ПОШ, тормозами)

– мнемокадр HYD (гидравлическая система)

– мнемокадр ELEC (система электроснабжения)

– мнемокадр FUEL (топливная система)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– мнемокадр DOOR/OXY (двери, люки и кислородная система)

– мнемокадр FCS (система управления самолетом).

3.1 Синоптическая страница SD

Для вызова синоптических страниц на рабочие поля дисплеев MDU-2, MDU-3 и MDU-5 используются кнопки активации рабочих полей L, R, LWR [4] Рис. 9 и функциональная кнопка SD [3] Рис. 9 на КССР. Например, для отображения синоптических страниц на левом рабочем поле дисплея MDU-2, необходимо его активировать с помощью кнопки L на левом КССР. В этом случае в верхней левой части кадра на выбранном MDU появится меню управления конфигурацией (меню первого уровня) с отображением выбора в виде рамки голубого цвета.



Режима SD можно выбрать следующими способами:

– отклонить джойстик ПТ влево или вправо, установить индекс выбора на позицию SD. Отклонить джойстик вниз или нажать на кнопку OK и вызвать меню выбора системных страниц (меню второго уровня)

– нажать на кнопку SD на пульте ПТ, в этом случае индекс выбора автоматически перемещается на позицию SD и автоматически появится меню выбора системных страниц.

Когда на кадре появится меню выбора системных страниц индекс выбора устанавливается на первом элементе меню. Кнопка выбора отображаемой системной страницы светится зеленым цветом (в случае первого включения отображается страница DOOR/OXY).

Если последней была страница, отличная от страницы DOOR/OXY (например, AIR), то во время расположения курсора на поле SD отображается страница AIR. Выбор синоптической страницы выполняется перемещением индекс выбора по меню второго уровня с помощью джойстика КССР. Синоптическая страница появляется автоматически по перемещению индексом выбора на соответствующую кнопку меню второго уровня. Выход из меню выполняется по двойному нажатию на кнопку ESC или через 10 с. В этом случае с индикации снимаются меню обоих уровней. Во время однократного нажатия на кнопку ESC снимается только меню второго уровня. В этом случае курсор переходит на поле SD меню первого уровня.

Для деактивации рабочего поля необходимо нажать кнопку ESC [11] Рис. 9 на пульте КССР.

При одном нажатии кнопки ESC снимается только меню нижнего уровня, при этом селекторная рамка переходит на меню верхнего уровня.

При повторном нажатии кнопки ESC исчезает меню верхнего уровня, а на рабочем поле отображается последняя выбранная страница режима SD.

Для отображения синоптических страниц на левом рабочем поле дисплея MDU-3, необходимо поле активировать при помощи кнопки L на пульте КССР R.

При активации левого рабочего поля MDU-3 появляется меню верхнего уровня с селекторной рамкой голубого цвета, которая идентифицирует активный режим рабочего поля. Селекторная рамка при этом устанавливается на позицию меню отображаемой страницы. Это позиция SD, выделенная зеленым цветом.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

При нажатии кнопки SD на пульте КССР R, на левом рабочем поле MDU-3 отображается меню верхнего уровня с установленной позицией SD и меню нижнего уровня с селекторной рамкой голубого цвета, установленной на синоптической странице, которая отображалась на левом рабочем поле MDU-3 до нажатия кнопки. При этом ячейка меню установленной страницы окрашивается в зеленый цвет.

Если до этого момента, на левом рабочем поле MDU-3 индицировался кадр не из меню SD, то при нажатии кнопки SD на пульте КССР R, на левом рабочем поле MDU-3 отображается меню верхнего уровня с установленной позицией SD и меню нижнего уровня с селекторной рамкой голубого цвета, установленной на синоптической странице DOOR/OXY.

4 Индикация пилотажного кадра

4.1 Компоновка индикации на пилотажном кадре (PFD)

На пилотажном кадре отображается наиболее необходимая пилотам информация:

- приборная скорость
- максимальная эксплуатационная приборная скорость
- выставленное пилотом барометрическое давление
- барометрическая высота
- крен
- тангаж
- скольжение (боковая перегрузка)
- вертикальная скорость
- текущий угол атаки с отображением до допустимого угла атаки
- нормальная перегрузка с отображением максимальной эксплуатационной перегрузки
- текущее значение числа M с индикацией максимального эксплуатационного значения числа M (Mмо)
- барометрическая высота в футах при полете самолета по трассам с футовым измерением высот эшелонов.

Сигнальная информация:

- достижение максимальной эксплуатационной приборной скорости (Vмо)
- достижение допустимых в эксплуатации углов крена (с указанием или без указания знака крена)
- достижение допустимого угла атаки
- сигнализация достижения максимальной эксплуатационной перегрузки
- достижение максимального эксплуатационного значения числа M (Mмо).

Компоновка формата PFD выполнена таким образом, что размеры и взаимное расположение элементов остаются неизменными при переключении между сжатым и нормальным форматом индикации PFD.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4.2 Общий вид мнемокадров основного полетного дисплея (PFD)

В основном дисплее предусмотрены два формата PFD:

– нормальный, который отображается на 2/3 поля индикатора

– сжатый, который отображается на 1/2 поля индикатора.



Рисунок 17 Общий вид формата PFD Norm

© ПАО "Корпорация "Иркут"

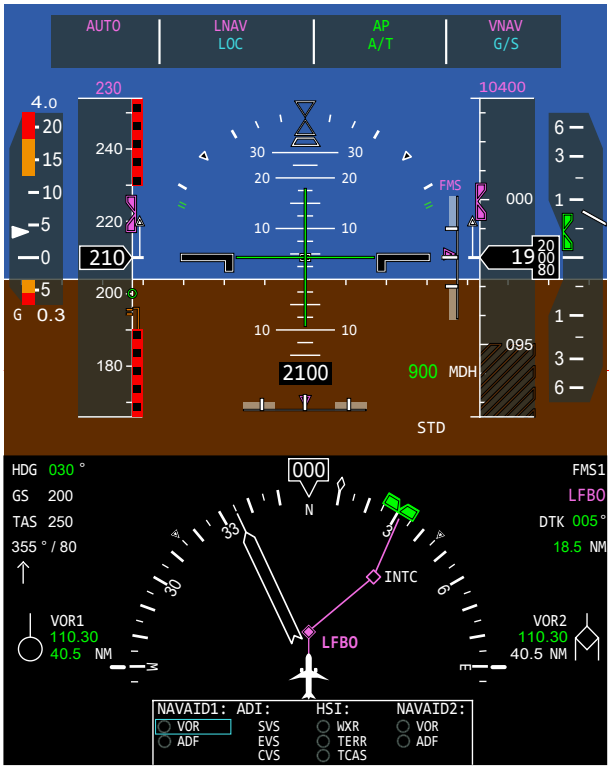


Рисунок 18 Общий вид мнемокадров на 1/2 поля индикатора

4.3 Индикатор пространственного положения

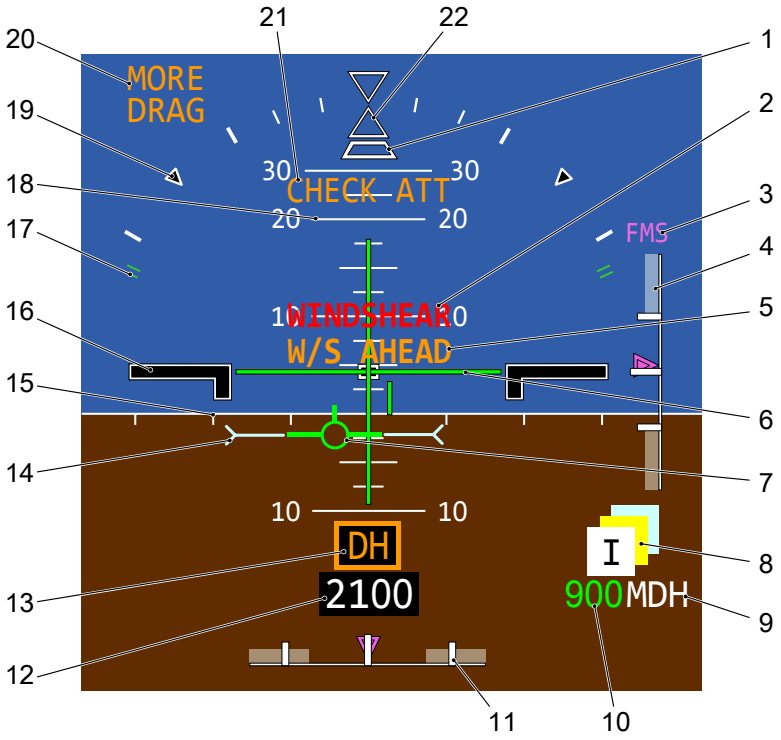


Рисунок 19 Мнемокадр индикации пространственного положения

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 19:

1	Индекс угла скольжения	12	Отображение высоты по радиовысотомеру
2	Предупреждающая сигнализация о попадании в сдвиг ветра	13	Сигнализатор о достижении высоты принятия решения
3	Источник данных об отклонении по вертикали	14	Заданный угол наклона траектории полета
4	Шкала и индекс отклонения по вертикали	15	Метки курса на авиагоризонте
5	Предупреждающая сигнализация об обнаружении сдвига ветра	16	Символ самолета
6	Директорные планки	17	Символ защиты от превышения максимально допустимых углов крена и тангажа
7	Вектор траектории полета	18	Шкала тангажа
8	Индикаторы маркерных радиомаяков	19	Шкала крена
9	Индикация значения высоты принятия решения	20	Сообщение о необходимости увеличения торможения
10	Индикация минимальной высоты снижения	21	Сигнализатор рассогласования пространственного положения
11	Шкала и индекс отклонения по горизонтали	22	Индекс угла крена

4.3.1 Индикация символа самолета

Символ самолета отображает положение самолета по отношению к символам пространственного положения, помогая определить тангаж и команды директорных планок.



Символ самолета отображается черным цветом, обведенным белым контуром. Он включает в себя две схематические части крыла/шасси и центральный квадрат, по которому определяется угол тангажа. Центр квадрата отображает угловое положение самолета в текущих условиях полета.

4.3.2 Индикация шкалы крена

© ПАО "Корпорация "Иркут"

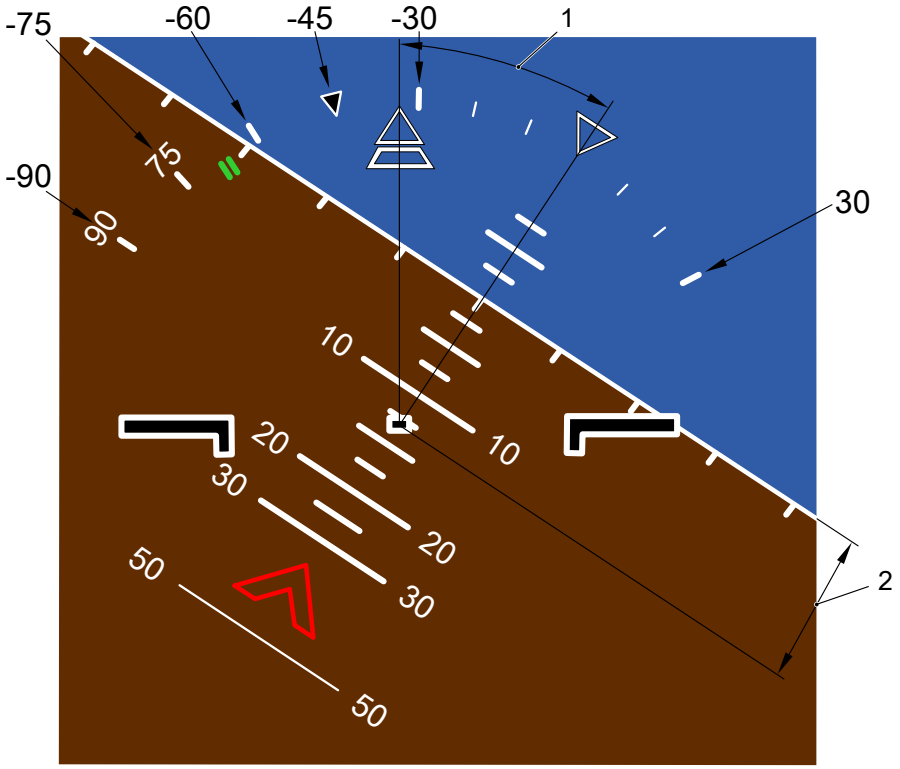


Рисунок 20 Индикация шкалы крена, угла тангажа

На шкале крена [1] Рис. 20 отображаются риски, соответствующие следующим значениям: 0°, ± 10°, ± 20°, ± 30°, ± 45°, ± 60°, ± 75° и ± 90°.

Шкала крена отображается в одном из следующих вариантов:

– белого треугольника для угла 0°

– белых рисок для углов ± 10°, ± 20° и ± 30°

– белых треугольников, залитых черным цветом, для углов ± 45°

– вспомогательные белые риски для углов ± 60°

– вспомогательные белые риски для углов ± 75°, ± 90° с надписями 75, и 90 соответственно.

Отображает только элементы, находящиеся в области ± 69° относительно текущего значения угла крена.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

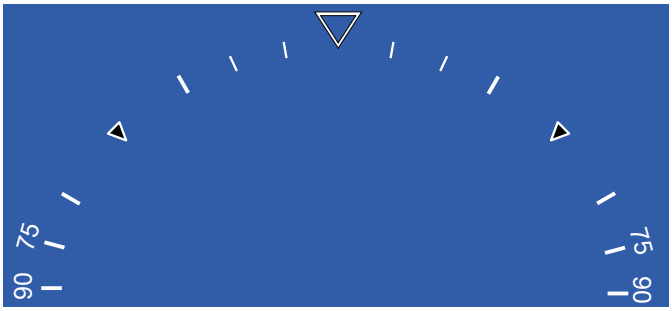


Рисунок 21 Шкала крена

4.3.3 Индекс угла крена

Индекс угла крена отображает текущее значение угла на неподвижной шкале крена.

Индекс отображается внутри сферы пространственного положения перпендикулярно линии горизонта, указывая наружу. Индекс угла крена неподвижен.



Самолет отклоняется на угол крена до 45º включительно - индекс отображается в виде незаполненного белого треугольника.



Самолет отклоняется на угол крена от 45º до 60º - индекс отображается в виде заполненного треугольника желтого цвета.



Заполненный красный треугольник - символ защиты от превышения максимального угла крена на значениях максимального и минимального угла крена, используемого КСУ.

4.3.4 Индекс угла скольжения

Индекс угла скольжения отображает текущее значение бокового ускорения [1] Рис. 19.



Индекс угла скольжения отображается в виде незаполненного белого трапециевидного символа под индексом угла крена.

Индекс угла скольжения двигается влево или вправо под индексом угла крена в соответствии со значением параметра.

Максимальное смещение индекса угла скольжения равно длине верхней части индекса и соответствует значению ± 0,3g.

4.3.5 Индикация шкалы тангажа

Шкала тангажа [2] Рис. 20 позволяет пилоту определять текущее положение самолета в вертикальной плоскости и предупредить его о достижении чрезмерных углов тангажа.

Цена деления на шкале тангажа равна:

- 2,5° в интервале от минус 20° до 20°
- 5° в интервалах от минус 30° до минус 20° и от 20° до 30°
- 20° в интервалах от минус 50° до минус 30° и от 30° до 50°
- 30° в интервалах от минус 80° до минус 50° и от 50° до 80°

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– 30°, если угол тангажа меньше минус 80° и больше 80°, но при этом само деление и число, соответствующее ему, не отображается.

Деления на шкале тангажа выполнены в белом цвете и пронумерованы с двух сторон шкалы.

На шкале тангажа отображаются треугольные контурные стрелки красного цвета, указывающие в направлении горизонта. Маленькие стрелки отображаются в интервалах от 35° до 45° и от минус 35° до минус 45°. Средние стрелки отображаются в интервалах от 55° до 75° и от минус 55° до минус 75°. Большие стрелки отображаются в интервалах от 85° до 105° и от минус 85° до минус 105°.

Шкала перемещаться вверх и вниз нелинейно по частям согласно делениям.

Шкала вращаться вокруг центра символа самолета.

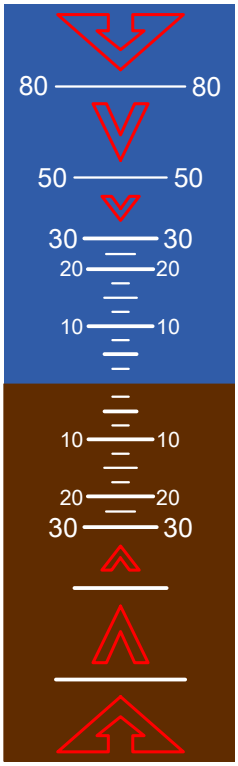


Рисунок 22 Шкала тангажа

4.3.6 Индикация символов защиты от превышения максимально допустимых углов крена и тангажа

Вид символов защиты от превышения максимально допустимых углов крена и тангажа зависит от режима КСУ.

При работе КСУ в режиме MAIN MODE:

– символы защиты от превышения максимального угла крена отображаются в виде двух двойных линий зеленого цвета на шкале крена на значениях максимального положительного и отрицательного угла крена, используемого КСУ

– символы защиты от превышения максимального угла тангажа отображаются в виде двух двойных линий зеленого цвета по обеим сторонам шкалы тангажа на значениях максимального положительного и отрицательного угла тангажа, используемого КСУ.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

При работе КСУ в режиме RESERVE MODE:

– символы защиты от превышения максимального угла крена отображаются в виде двух красных треугольников на значениях максимального положительного и отрицательного угла крена, используемого КСУ

– символы защиты от превышения максимального угла тангажа отображаются в виде двух крестов янтарного цвета по обеим сторонам шкалы тангажа на значениях максимального положительного и отрицательного угла тангажа используемого КСУ

– на шкале крена отображается дуга белого цвета.

Символы защиты от превышения максимально допустимых углов крена и тангажа отображается в одном из следующих вариантов:

– отображаются символы, соответствующие работе КСУ в режиме MAIN MODE

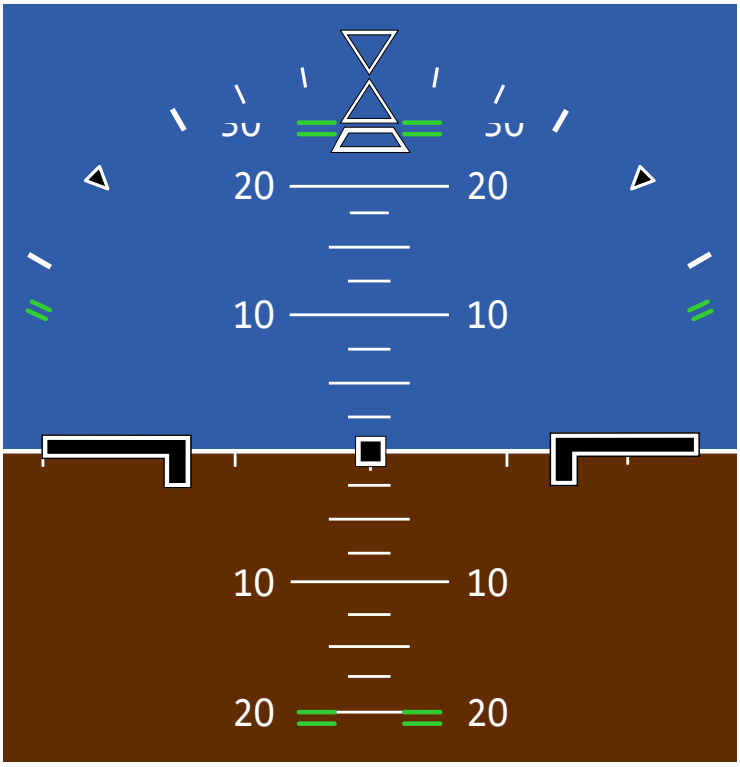


Рисунок 23 Индикация в режиме MAIN MODE

– отображаются символы, соответствующие работе КСУ в режиме RESERVE MODE.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

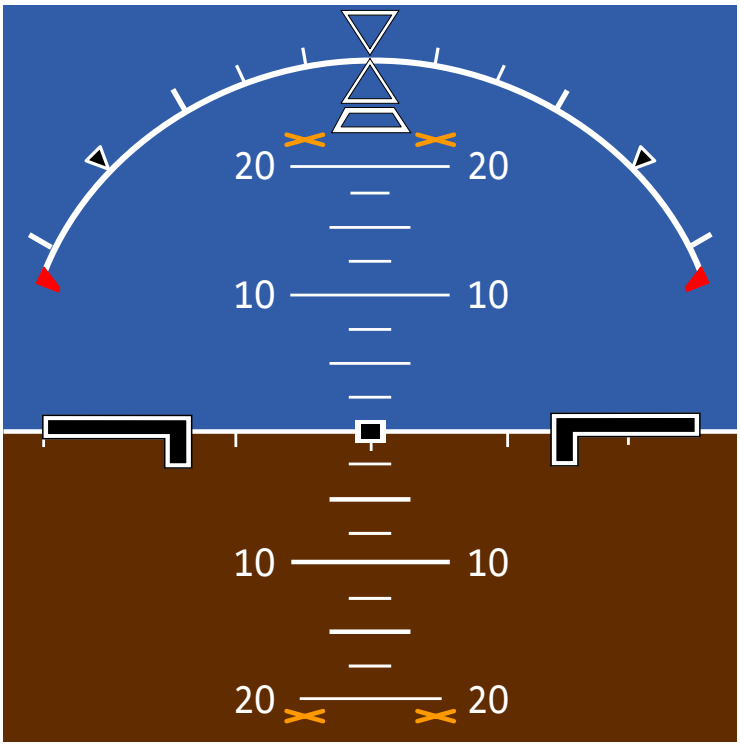


Рисунок 24 Индикация в режиме RESERVE MODE

4.3.7 Индикация меток курса на авиагоризонте

На линии горизонта отображаются метки курса, расстояние между которыми соответствует 10°. Это метки используются как шкала для отображения выбранного курса или путевого угла.

Метки курса:

– перемещаются с линией горизонта, в соответствии со значением угла тангажа

– вращаются с линией горизонта, в соответствии со значением угла крена

– перемещаются вдоль линии горизонта, в соответствии со значением угла курса, таким образом, что для каждого значения курса, кратного десяти, метка становится вровень с центром символа самолета, причем, если изменение значения курса отрицательное - перемещаются вправо, если изменение значения курса положительное - перемещаются влево.

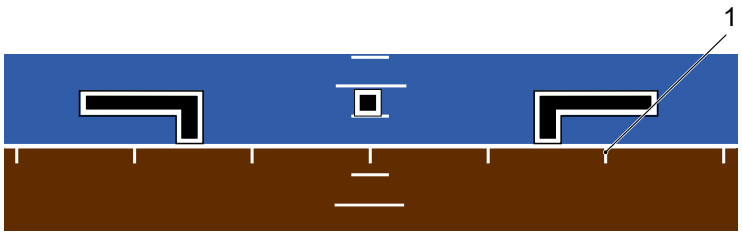


Рисунок 25 Метки курса

Метки курса отображаются в виде коротких белых линий, расположенных на линии горизонта и перпендикулярные ей [1] Рис. 25.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4.3.8 Индикация сигнализатора о достижении высоты принятия решения

Сигнализатор о достижении высоты принятия решения сообщает пилоту, что самолет пересекает высоту принятия решения.



Сигнализатор отображается в виде надписи DH янтарного цвета в рамке такого же янтарного цвета. На фоне черного цвета.

4.3.9 Индикация значения высоты принятия решения

Установленная высота принятия решения отображается на PFD только на этапах взлета и посадки.

Значение высоты принятия решения отображается в правой нижней части индикатора пространственного положения под индикаторами маркерных радиомаяков в виде трехзначного числа без знака. Шаг значения высоты - 1 ft, диапазон высоты - от 0 до 999 ft.



Индикация показывает установленную высоту принятия решения. Число отображается зеленым цветом, символ DH отображается белым цветом после числового значения.



Если данные DH недостоверны, отображается 3 прочерка янтарного цвета, символ DH индицируется белым цветом после прочерков.

4.3.10 Индикация значения высоты по радиовысотомеру

На кадре PFD отображается текущее значение высоты от радиовысотомера, выбранного в качестве источника данных RA COM.

Значение высоты по радиовысотомеру отображается в нижней части сферы пространственного положения под сигнализатором о достижении высоты принятия решения в виде четырехзначного числа, со знаком минус или без знака. Шаг значения высоты - 1 ft, 5 ft или 10 ft, в зависимости от значения радиовысоты. Диапазон высоты - от минус 99 до 2500 ft.



Значение высоты состоит из четырех цифр, число отображается белым цветом.



Если при захода на посадку значение радиовысоты меньше высоты принятия решения, то радиовысота отображается янтарным цветом.



При отказе радиовысотомера отображается четыре прочерка янтарного цвета.

4.3.11 Индикация источника данных об отклонении по вертикали



Источником данных является маяк ILS.



Источником данных является FMS.



Источником данных является GLS. **(не используется в версии ПО 1.0)**

© ПАО "Корпорация "Иркут"

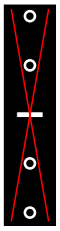
4.3.12 Индикация шкалы отклонения по вертикали



При посадке по ILS или GLS шкала отображается в виде четырех белых точек и центральной толстой белой линии.



При полете по FMS шкала отображается в виде двух белых линий, положение которых показывает текущие границы RNP, и центральной толстой белой линии, показывающей заданную траекторию полета от FMS в вертикальной плоскости и двух ограничительных шкал серого цвета (текущие навигационные характеристики ANP.)

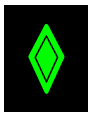


Если шкала отображается в виде четырех белых точек и центральной белой линии, перечеркнутых двумя красными линиями - данные об отклонениях по глиссаде не достоверны **(не используется в версии ПО 1.0)**.

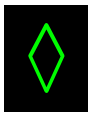
4.3.13 Отображение индекса отклонения по вертикали

Индекс отклонения по вертикали указывает экипажу на отклонение от глиссады (если источником является ILS) или от вертикальной траектории (если источником является FMS).

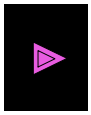
Индекс двигается вверх и вниз по шкале вертикального отклонения.



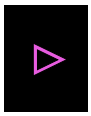
При посадке по ILS или GLS индекс отклонения отображается в виде залитого ромба зеленого цвета.



При полете по FMS, когда получены данные об отклонении по ILS или GLS, дополнительный индекс отклонения отображается в виде незалитого ромба зеленого цвета.



При полете по FMS индекс отклонения отображается в виде залитого треугольника малинового цвета (когда он находится внутри двух ограничительных шкал серого цвета на шкале отклонения).



При полете по FMS индекс отклонения отображается в виде незалитого треугольника малинового цвета (когда он находится на одной из ограничительных шкал серого цвета на шкале отклонения).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

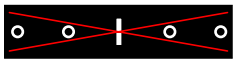
4.3.14 Индикация шкалы отклонения по горизонтали



Отображается в следующих вариантах: шкала отображается в виде четырех белых точек и центральной толстой белой линии. При посадке по ILS или GLS.



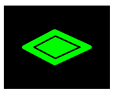
Отображается в виде двух белых линий, положение которых показывает границы RNP, и центральной толстой белой линии, показывающей заданную траекторию полета от FMS и двух ограничительных шкал серого цвета (текущие навигационные характеристики ANP) при полете по FMS.



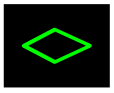
Если шкала отображается в виде четырех белых точек и центральной белой линии - перечеркнутых красными линиями, сведения по курсу не достоверны **(не используется в версии ПО 1.0)**

4.3.15 Индикация индекса отклонения по горизонтали

Индекс отклонения по горизонтали указывает экипажу на отклонение от курсового маяка (если источником является ILS) или от линии заданного маршрута (если источником является FMS).



При полете по ILS или GLS индекс отклонения отображается в виде залитого ромба зеленого цвета.



При полете по FMS, когда получены данные об отклонении по ILS или GLS, дополнительный индекс отклонения отображается в виде незалитого ромба зеленого цвета.



При полете по FMS индекс отклонения отображается в виде залитого треугольника малинового цвета (когда он находится внутри двух ограничительных шкал серого цвета на шкале отклонения).



При полете по FMS индекс отклонения отображается в виде незалитого треугольника малинового цвета (когда он находится на одной из ограничительных шкал серого цвета на шкале отклонения).

4.3.16 Отображение индикаторов маркерных радиомаяков

Отображение маркерных радиомаяков информирует пилотов о том, что сигнал принимается и от какого радиомаяка он принимается.



Внешний маркер отображается в виде символа “O” черного цвета на фоне прямоугольника голубого цвета.



Средний маркер отображается в виде символа “M” черного цвета на фоне прямоугольника жёлтого цвета.



Ближний маркер отображается в виде символа “I” черного цвета на фоне прямоугольника белого цвета.

4.3.17 Индикация минимальной высоты снижения

Минимальная высота снижения отображается только на этапах взлета и захода на посадку.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Значение минимальной высоты снижения отображается в правой нижней части индикатора пространственного положения под индикаторами маркерных радиомаяков в виде пятизначного числа без знака. Шаг значения высоты - 1 ft, диапазон высоты - от 0 до 19999 ft.

117000MDA	Минимальная абсолютная высота снижения.
_____ MDA	Отсутствие или недостоверность параметра.
900MDH	Минимальная относительная высота снижения.
_____ MDH	Отсутствие или недостоверность параметра.

4.3.18 Индикация директорных планок

Управляющие команды по крену и тангажу передаются экипажу с помощью директорных планок.

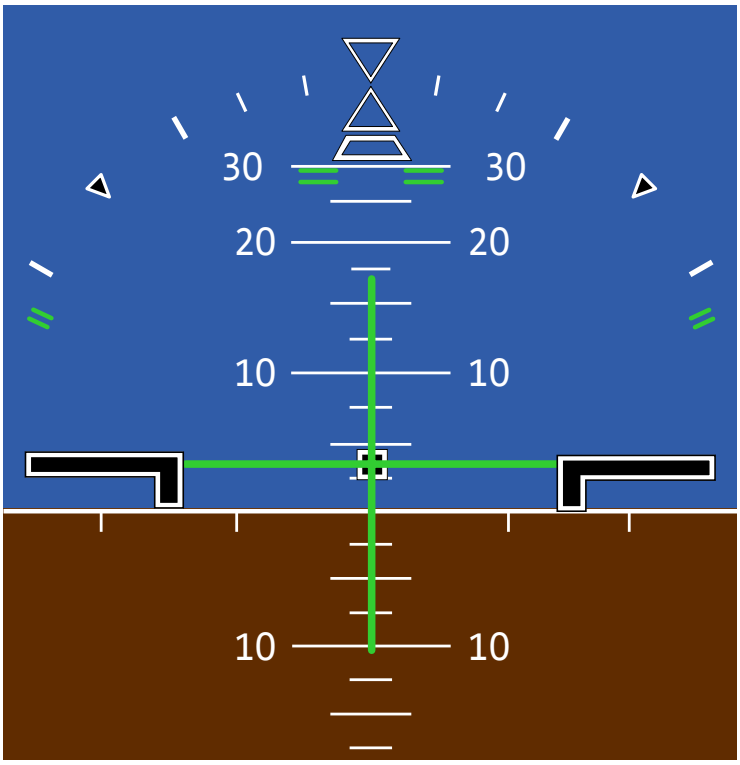


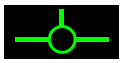
Рисунок 26 Индикация директорных планок

Индикация директорных планок состоит из двух линий: одной вертикальной для команд управления по крену и одной горизонтальной для команд управления по тангажу. Линии имеют одинаковую длину, равную расстоянию между схематическим изображением консолей символа самолета.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4.3.19 Индикация вектора траектории полета

Вектор траектории полета показывает фактическую траекторию полета с учетом влияния ветра.



Вектор траектории полета отображается зеленым цветом в виде схематичного изображения самолета: круг и три короткие линии.

4.3.20 Индикация заданного угла наклона траектории полета

Символ заданного угла наклона траектории отображается на одной оси с символом вектора траектории полета.



Символ заданного угла наклона траектории состоит из двух голубых линий, заканчивающихся символами > < голубого цвета.

4.3.21 Отображение предупреждающих сообщений об обнаружении сдвига ветра

Такое сообщение отображается на сфере пространственного положения над символом самолета в случае обнаруженя сдвига ветра прямо по курсу самолета.



При обнаружении сдвига ветра прямо по курсу самолета.



При опасности сдвига ветра впереди самолета.

4.3.22 Отображение предупреждающих сообщений о попадании в сдвиг ветра

Такое сообщение отображается на сфере пространственного положения над символом самолета в случае попадания в сдвиг ветра.



При вероятности входа в зону сдвига ветра.



При входе в зону сдвига ветра.

4.3.23 Отображение сообщения о необходимости увеличения торможения

Это сообщение отображается при необходимости увеличения торможения самолета для восстановления профиля полета или для уменьшения скорости перед следующим этапом полета.



Отображается в двух строках в янтарном цвете.

4.3.24 Отображение сообщения о рассогласовании пространственного положения

Появление на экране надписи CHECK ATT предупреждает экипаж о расхождении между данными по крену или тангажу, которыми пользуется КВС и второй пилот.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

CHECK ATT — Отображается в виде надписи CHECK ATT янтарного цвета.

4.3.25 Отображение сигнализации от системы TAWS

Это сообщение отображается при активации аварийной или предупреждающей сигнализации базовых режимов системы TAWS.

На сфере пространственного положения над символом самолета.

TERRAIN — Сообщение отображается при сближении с земной поверхностью, когда продолжение полета по текущей траектории может привести к столкновению с землей.

PULL UP — Сообщение отображается при опасном сближении с земной поверхностью, для избежания столкновения с которой требуется выполнить немедленный набор высоты.

4.4 Индикатор воздушной скорости

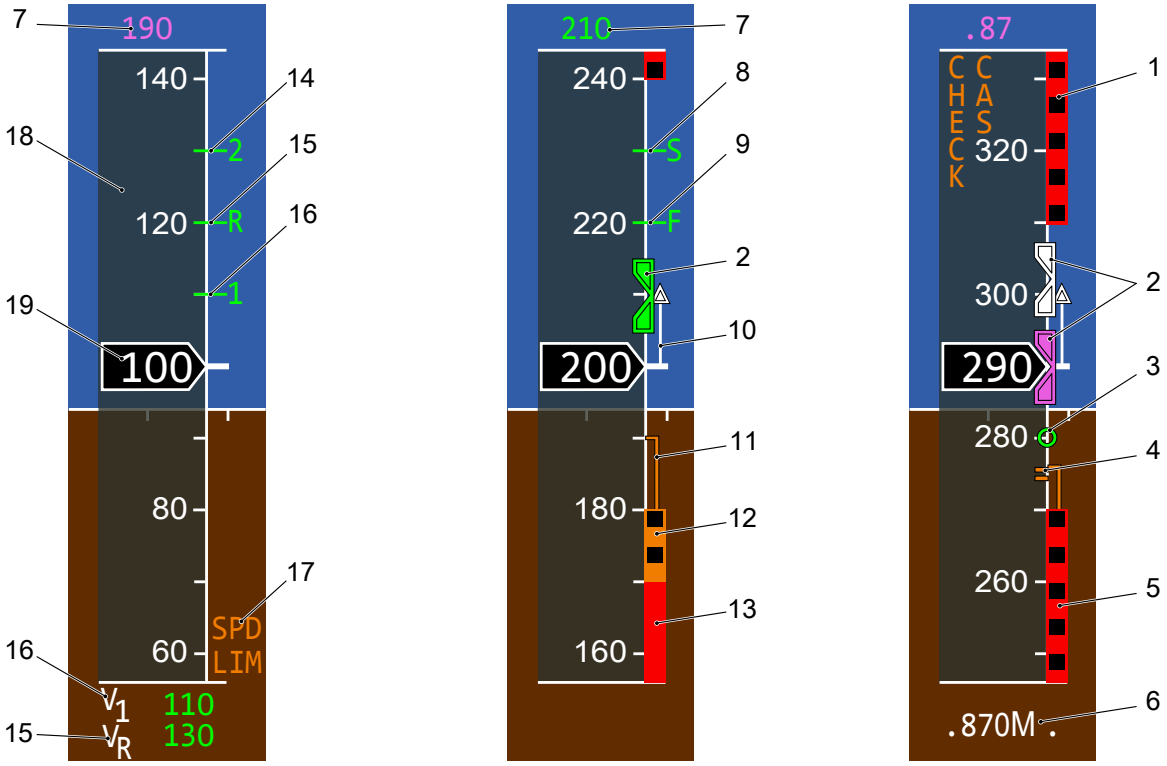


Рисунок 27 Индикатор воздушной скорости

Условные обозначения к Рис. 27:

1	Зона максимальной скорости	11	Шкала VLS
2	Индикация заданной скорости	12	Скорость отключения автопилота ($V_{AOA\ AP\ OFF}$)
3	Оптимальная скорость полета на одном двигателе (Vo)	13	Минимально достижимая скорость ($V_{AOA\ LIMIT}$)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 27:

4	Максимальная скорость выпуска закрылков в следующее положение ($V_{FE\ NEXT}$)	**14**	Индикация безопасной скорости взлета (V_2)
5	Скорость сваливания ($V_{CAS\ SW}$)	**15**	Индикация скорости отрыва носовой опоры (V_R)
6	Индикация числа M	**16**	Индикация скорости принятия решения (V_1)
7	Индикация заданной скорости	**17**	Индикация отказа SWS
8	Минимальная скорость уборки предкрылков (V_{SV})	**18**	Шкала воздушной скорости
9	Минимальная скорость уборки закрылков (V_F)	**19**	Индикация цифрового значения скорости
10	Вектор изменения скорости		

4.4.1 Индикация шкалы воздушной скорости

Шкала воздушной скорости отображается в виде вертикальной полосы на фоне серого прямоугольника с разметками через каждые 10 kt, с числовыми подписями каждые 20 kt в промежутке от 30 kt до 450 kt. Отображаемая часть шкалы находится в пределах ± 42 kt от значения текущей скорости. Белый индекс скорости показывает текущее значение скорости самолета и отображается по центру шкалы. Текущее значение скорости всегда находится напротив индекса скорости.

Шкала скорости двигается вверх при уменьшении текущего значения скорости и вниз при увеличении текущего значения скорости.

Если текущее значение скорости превысило значение 450 kt, то индекс показывает значение скорости 450 kt.

Минимальное значение, которое показывает индекс, равно 30 kt.

Если данные воздушной скорости недостоверны, то на шкале появляется сообщение красного цвета.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

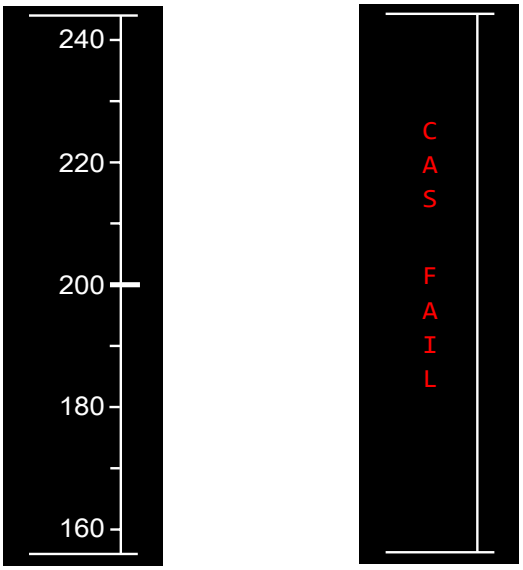


Рисунок 28 Шкала воздушной скорости

4.4.2 Индикация числового значения воздушной скорости

Значение воздушной скорости отображается на шкале воздушной скорости напротив белого индекса скорости в рамке изменяемого цвета в виде трехзначного числа изменяемого цвета. Шаг значения скорости 1 kt, диапазон скорости от 30 до 450 kt.

На земле при значении скорости меньше 30 kt отображается значение 0.



Числовое значение отображается белым цветом на черном фоне.



Числовое значение и рамка отображаются янтарным цветом, если:

- текущее значение скорости меньше значения скорости, при которой происходит отключение автопилота в СДУ, и
- текущее значение скорости меньше значения максимально допустимой скорости, и
- текущее значение скорости больше значения минимально допустимой скорости, и
- текущее значение скорости больше значения скорости срабатывания предупреждения о приближении сваливания, и
- текущее значение скорости больше значения минимальной эксплуатационной скорости.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Числовое значение и рамка отображаются красным цветом, если:

- текущее значение скорости больше значения максимально допустимой скорости, или
- текущее значение скорости меньше значения минимально допустимой скорости, или
- текущее значение скорости меньше значения скорости срабатывания предупреждения о приближении сваливания, или
- текущее значение скорости меньше значения минимальной эксплуатационной скорости.

4.4.3 Индикация числа M

Значение числа M отображается под шкалой воздушной скорости в виде трехзначной дробной части числа после точки. Шаг значения скорости 0,001 M, диапазон скорости - от 0 до 0,999 M.

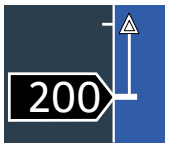


Когда самолет находится в воздухе и данные по числу Маха достоверны. Числовое значение числа M отображается белым цветом, светло-серый символ M отображается за цифровым значением числа M.



Когда самолет находится в воздухе и данные по числу M недостоверны и выбран режим барокоррекции STD. Отображается в виде сигнальной надписи MACH красным цветом на фоне черного цвета.

4.4.4 Индикация вектора изменения скорости



Вектор изменения скорости отображается в виде белой стрелки, которая начинается от индекса текущей скорости, и указывает на прогнозируемое значение скорости на шкале воздушной скорости через 10 секунд.

4.4.5 Индикация зоны минимально достижимой скорости при работающем ОПР - α

Скорость $V_{AOA\ LIMIT}$ соответствует максимально достижимому значению угла атаки, с учетом возможного динамического заброса.



Зона минимального значения скорости отображается в виде закрашенного прямоугольника красного цвета по правому краю шкалы воздушной скорости. Нижняя граница зоны соответствует нижней границе шкалы, а верхняя меняется в соответствии со значением $V_{AOA\ LIMIT}$.

Зона скорости $V_{AOA\ LIMIT}$ не отображается, если данные о воздушной скорости недостоверны или значение $V_{AOA\ LIMIT}$ меньше нижнего отображаемого значения скорости.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4.4.6 Индикация зоны отключения автопилота



Зона отключения автопилота отображается в виде закрашенных янтарными и черными участками прямоугольников по правому краю шкалы воздушной скорости. Нижняя граница зоны соответствует нижней границе шкалы, а верхняя изменяется в соответствии со значением $V_{AOA\ AP\ OFF}$.

Зона скорости $V_{AOA\ AP\ OFF}$ не отображается если данные воздушной скорости недостоверны.

4.4.7 Индикация зоны скорости сваливания



Зона скорости сваливания отображается в виде закрашенных красными и черными участками прямоугольников по правому краю шкалы воздушной скорости. Нижняя граница зоны соответствует нижней границе шкалы, а верхняя изменяется в соответствии со значением $V_{CAS\ SW}$.

Зона скорости $V_{CAS\ SW}$ не отображается, если данные о воздушной скорости недостоверны или значение $V_{CAS\ SW}$ меньше нижнего отображаемого значения скорости.

4.4.8 Индикация зоны минимальной эксплуатационной скорости



Зона минимальной эксплуатационной скорости отображается в виде горизонтальной и вертикальной линий янтарного цвета по правому краю шкалы воздушной скорости. Горизонтальная линия соответствует верхней границе зоны, вертикальная оранжевая линия отображает зону V_{LS}. Зона V_{LS} уже, чем зона $V_{AOA\ AP\ OFF}$ и $V_{CAS\ SW}$.

Зона скорости V_{LS} не отображается, если данные о воздушной скорости недостоверны или значение V_{LS} меньше нижнего отображаемого значения скорости.

4.4.9 Индикация зоны максимально допустимой скорости

V_{MAX} отображает максимальную скорость, которую самолет не должен превысить для данной конфигурации. Она зависит от текущей конфигурации самолета.



Зона максимально допустимой скорости отображается в виде закрашенных красными и черными участками прямоугольников по правому краю шкалы воздушной скорости. Нижняя граница зоны меняются в соответствии со значением V_{MAX}, а верхняя соответствует верхней границе шкалы.

Зона скорости V_{MAX} не отображается, если данные о скорости недостоверны или данные V_{MAX} недостоверны.

4.4.10 Индикация символа заданной скорости

Символ отображает заданную воздушную скорость, автоматически вычисленную или введенную вручную экипажем.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Скорость задана вручную.



Скорость вычислена автоматически.

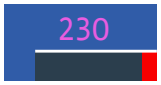
4.4.11 Индикация числового значения заданной скорости

Числовое значение соответствует воздушной скорости, введенной вручную экипажем или заданной в автоматическом режиме.

Значение заданной скорости отображается над шкалой воздушной скорости в виде трехзначного числа после точки. Шаг значения скорости - 1 kt.



Задано с пульта управления автопилотом.



Задано из FMS.



Отсутствие или недостоверность параметра.

4.4.12 Индикация числового значения заданного числа Маха

Числовое значение соответствует числу Маха, автоматически вычисленному или введенному вручную экипажем.

Значение заданного числа Маха отображается над шкалой воздушной скорости в виде двузначной дробной части числа после точки, без знака. Шаг значения скорости 0,01 M.



Задано с пульта управления автопилотом.



Задано из FMS.



Отсутствие или недостоверность параметра.

4.4.13 Индикация предварительно заданной скорости



Символ отображает воздушную скорость, предварительно введенную экипажем вручную.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4.4.14 Индикация скорости принятия решения (V_1)



Индекс отображает значение скорости принятия решения (V_1) на шкале скорости.

4.4.15 Индикация числового значения скорости принятия решения (V_1)

Индекс отображает числового значение введенной скорости принятия решения.

Числовое значения скорости V_1 отображается под шкалой воздушной скорости в виде трехзначного числа. Шаг индикации - 1 kt, диапазон скорости - от 0 до 999 kt.



Значение скорости V_1 .



Отсутствие или недостоверность параметра V_1 .

4.4.16 Отображение индекса скорости подъема передней опоры (V_R)



Индекс отображает значение введенной скорости подъема передней опоры на шкале скорости.

4.4.17 Индикация числового значения скорости подъема передней опоры (V_R)

Индекс отображает числовое значение введенной скорости подъема носовой опоры.

Числовое значения скорости V_R отображается под числовым значением скорости V_1 в виде трехзначного числа. Шаг скорости - 1 kt, диапазон значения скорости - от 0 до 999 kt.



Значение скорости V_R .



Отсутствие или недостоверность параметра V_R .

4.4.18 Индикация безопасной скорости взлета (V_2) на шкале скорости



Индекс отображает значение введенной безопасной скорости взлета (V_2) на шкале скорости.

4.4.19 Минимально допустимая скорость уборки закрылков



Индекс отображает минимально допустимая скорость уборки закрылков.

4.4.20 Минимально допустимая скорость уборки предкрылков



Индекс отображает минимально допустимую скорость уборки предкрылков.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4.4.21 Максимально допустимая скорость выпуска закрылков в следующее положение ($V_{FE\ NEXT}$)



Индекс отображает максимально допустимую скорость выпуска закрылков в следующее положение.

4.4.22 Оптимальная скорость полета на одном двигателе (V_O)



Индекс GREEN DOT показывает скорость, соответствующую наивысшему качеству самолета, когда один или два двигателя отказали.

4.4.23 Индикация работоспособности системы предупреждения о приближении к критическим режимам



Предупреждающая надпись SPD LIM отображается в случае, когда отсутствуют данные о значениях характерных скоростей.

4.4.24 Индикация предупреждения о рассогласовании данных по скорости

Появление надписи CHECK CAS предупреждает экипаж о расхождении между данными по скорости, которыми пользуются КВС и второй пилот.



Надпись CHECK CAS отображается в верхней левой части шкалы воздушной скорости, если обнаружена разница по высоте между СВС, выбранными пилотами для индикации.

4.5 Индикатор высоты

© ПАО "Корпорация "Иркут"

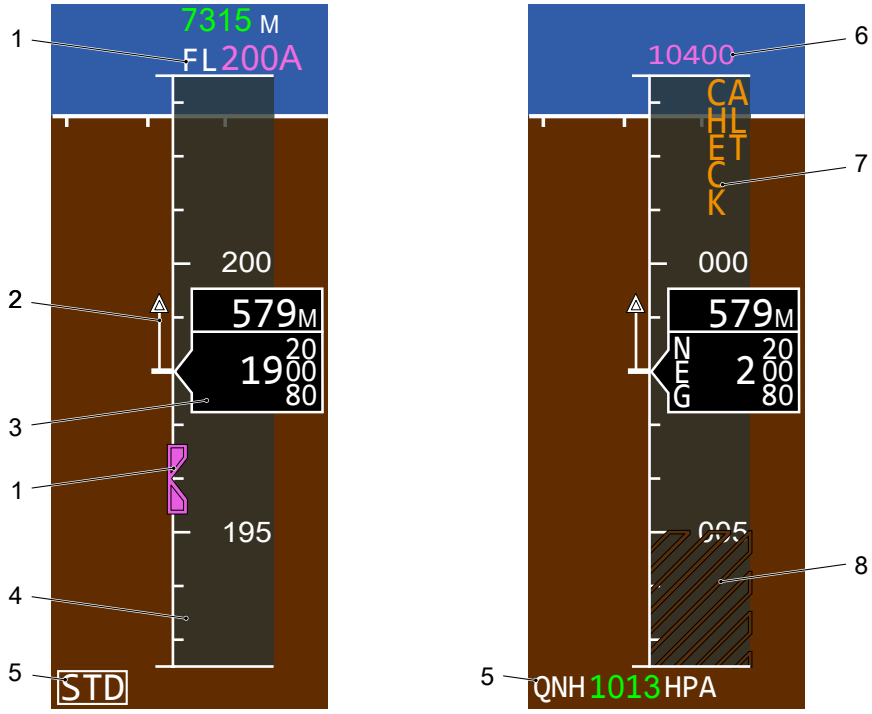


Рисунок 29 Индикация высоты

Условные обозначения к Рис. 29:

1	Индикация заданной высоты	**5**	Числовая индикация барометрического давления
2	Индикация вектора изменения высоты	**6**	Индикация высоты, вычисляемой FMS
3	Индикация числового значения высоты	**7**	Индикация предупреждения о рассогласовании данных по высоте
4	Индикация шкалы высоты	**8**	Индикация абсолютной высоты ВПП аэродрома вылета/ прибытия

4.5.1 Индикация шкалы высоты

Индикатор высоты имеет вид серого прямоугольника, на котором отображается вся необходимая пилоту информация о высоте полета.

Шкала высоты отображается в виде вертикальной ленты белого цвета на фоне серого прямоугольника с разметками через каждые 100 ft и с числовыми надписями каждые 500 ft в пределах от минус 2000 ft до 50000 ft.

Числовые надписи обозначают сотни футов и отображаются в виде числа состоящего из трех знаков с лидирующим нулем. Минус перед числовыми надписями не отображается.

Отображаемая часть шкалы находится в пределах ± 550 ft от значения текущей высоты. Индекс белого цвета показывает текущее значение высоты самолета и отображается по центру шкалы.

Шкала высоты двигается вверх при уменьшении значения текущей высоты и вниз при увеличении значения текущей высоты.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Шкала высоты отображается в виде скобки белого цвета с вертикальной надписью ALT FAIL красного цвета - если данные о барометрической высоте недостоверны.

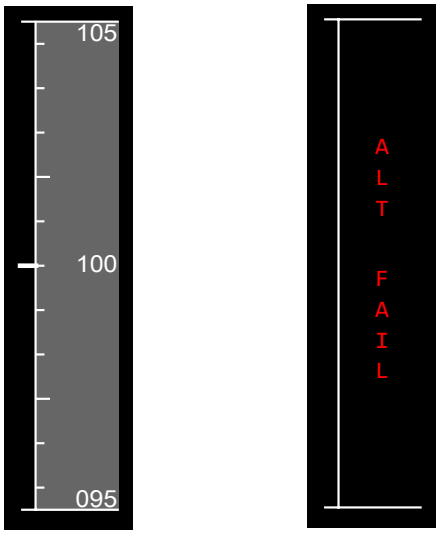


Рисунок 30 Шкала высоты

Примечание

За пределами диапазона от минус 2000 ft до 50000 ft разметки и числовые подписи не отображаются.

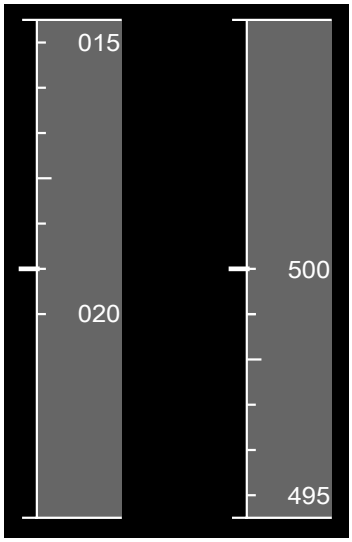


Рисунок 31 Индикация за пределами числового отображения

4.5.2 Индикация числового значения высоты

Индикация показывает числового значение текущей высоты на шкале высоты в футах и метрах, если это необходимо.

Числовое значение высоты отображается напротив белого индекса по центру шкалы высоты в виде пятизначного числа без знака, без лидирующих нулей, в рамке изменяемой формы и цвета. Сотни, тысячи и десятки тысяч отображаются большим шрифтом, чем последние две цифры, показывающие десятки футов. Сотни, тысячи и десятки тысяч выравниваются по правому краю и отображается без лидирующих нулей.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Десятки и единицы отображаются в виде счетчика барабанного типа со значениями 00, 20, 40, 60, 80. Шаг значения высоты - 1 ft, диапазон высоты - от минус 2000 до 50000 ft.

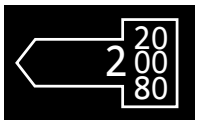
Отрицательное значение обозначается надписью NEG в рамке слева от значения высоты.

Числовое значение высоты в метрах отображается над рамкой высоты в футах в виде пятизначного числа, без знака или со знаком минус, без лидирующих нулей, с символом M светло серого - цвета справа от числа, в прямоугольной рамке изменяемого цвета. Шаг значения высоты - 1 метр, диапазон высоты - от минус 610 до 15240 метров.

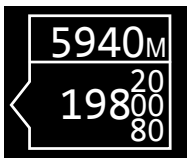
Рамка обрамления перекрашивается с белого на янтарный цвет, если:

– самолет находится ниже высоты MDA/MDH на посадке

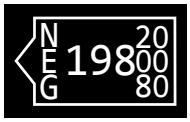
– при отклонении от заданной высоты на 200 ft.



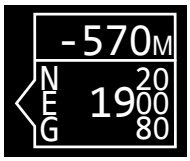
Число значение отображается белым цветом на черном фоне. Рамка отображается в виде T-образного символа, если на пульте не выбрана индикация высоты в метрах и значение барометрической высоты выше или равно 0.



Число значение отображается белым цветом на черном фоне. Рамка отображается в виде прямоугольного символа. Над рамкой отображается прямоугольная рамка, со значением высоты в метрах, если на пульте выбрана индикация высоты в метрах и значение барометрической высоты выше или равно 0.



Число значение отображается белым цветом на черном фоне. Перед числовым значением отображается вертикально расположенная надпись NEG. Рамка отображается в виде прямоугольного символа, если данные по выбору индикации высоты в футах достоверны и барометрическая высота имеет отрицательное значение.



Число значение отображается белым цветом на черном фоне. Перед числовым значением отображается вертикально расположенная надпись NEG. Рамка отображается в виде прямоугольного символа если данные по выбору индикации высоты в метрах достоверны и барометрическая высота имеет отрицательное значение.

4.5.3 Отображение индекса заданной высоты



Индекс заданной высоты отображается в виде M-образного символа зеленого цвета.

4.5.4 Индикация числового значения заданной высоты

В дополнение к индексу над шкалой высоты отображается числовое значение выбранной экипажем высоты.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Числовое значение отображается в виде пяти цифр зеленого цвета с шагом в 100 ft в диапазоне от 0 до 99900 ft.



Числовое значение отображается в виде белой надписи FL и трех цифр зеленого цвета справа от надписи, с шагом в один эшелон полета (Flight Level), в диапазоне от 0 до 999 FL.

4.5.5 Индикация числового значения заданной высоты в метрической системе

При необходимости экипаж может вызвать на индикацию значение заданной высоты в метрах.



Значение заданной высоты в метрах отображается над числовым значением заданной высоты и состоит из 5 цифр зеленого цвета. За цифрами отображается буква M светло-серого цвета.

4.5.6 Числовая индикация барометрического давления

Числовая индикация барометрического давления показывает текущий выбор барометрической поправки и связанное значение в гектапаскалях (HPa) или inches (InHg).

Значение барометрического давления отображается под шкалой высоты в виде четырехзначного числа без знака. При единицах измерения HPA, шаг значения давления 1 HPa, диапазон давления от 595 до 1089 HPa. При единицах измерения INHG, шаг значения давления 1 InHg, диапазон давления от 17.57 до 32.16 InHg.



Если отображается надпись QNH белого цвета, за ней следуют цифры зеленого цвета, за ними следует надпись светло-серого цвета HPA - это обозначает давление, приведенное к уровню моря. Шкала измерения в гектапаскалях.



Если отображается надпись QNH белого цвета, за ней следуют цифры зеленого цвета, за ними следует надпись светло-серого цвета INHG - это обозначает давление, приведенное к уровню моря. Шкала измерения в inches.



Если отображается надпись QFE белого цвета, за ней следуют цифры зеленого цвета, за ними следует надпись светло-серого цвета HPA - это обозначает давление, относительно аэродрома. Шкала измерения в гектапаскалях.



Если отображается надпись QFE белого цвета, за ней следуют цифры зеленого цвета, за ними следует надпись светло-серого цвета INHG - это обозначает давление, относительно аэродрома. Шкала измерения в inches.



Надпись STD отображается белым цветом в белой рамке.



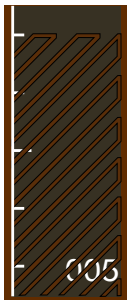
QNH отсутствие или недостоверность параметра.



QFE отсутствие или недостоверность параметра.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4.5.7 Индикация абсолютной высоты ВПП аэродрома вылета/прибытия



Зона абсолютной высоты ВПП аэродрома вылета/прибытия отображается в виде заштрихованной области коричневого цвета на шкале высоты. Нижняя граница зоны соответствует нижней границе шкалы, а верхняя изменяется в соответствии со значением высоты аэродрома посадки.

4.5.8 Индикация высоты, вычисляемой FMS



Индекс показывает высоту полета, вычисленную в FMS.

Примечание

Если значение заданной высоты выше или ниже диапазона ± 550 ft от текущего значения высоты, то индекс показывает максимальное видимое на шкале значение высоты. При этом часть индекса, которая находится выше шкалы, не отображается.

4.5.9 Индикация числового значения высоты, вычисляемой FMS

В дополнение к индексу над шкалой высоты отображается числовое значение вычисленной в FMS высоты.



Числовое значение отображается в виде пяти цифр малинового цвета, без лидирующих нулей, с шагом в 100 ft, в диапазоне от 0 до 99900 ft. Заданной по давлению QFE/QNH.



Числовое значение отображается в виде надписи FL белого цвета и трех цифр малинового цвета справа от надписи, без лидирующих нулей, с шагом в один эшелон полета (Flight Level), в диапазоне от 0 до 999 FL.

4.5.10 Индикация числового значения высоты, вычисляемой FMS в метрической системе

При необходимости экипаж может вызвать на индикацию значение заданной высоты в метрах.



Значение заданной высоты в метрах отображается над числовым значением заданной высоты и состоит из цифр малинового цвета, без лидирующих нулей. За цифрами отображается буква M светло-серого цвета.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4.5.11 Индикация предупреждения о рассогласовании данных по высоте

Предупреждающая надпись CHECK ALT отображается при обнаружении расхождений в отображении данных о высоте.

Надпись CHECK ALT предупреждает экипаж о расхождении между отображаемыми данными по высоте, которыми пользуется КВС и второй пилот.



Если между СВС обнаружена разница в показаниях по высоте, в верхней правой части шкалы высоты, по вертикали, отображается предупреждающая надпись CHECK ALT янтарного цвета.

4.5.12 Индикация вектора изменения высоты

Вектор изменения высоты указывает на значение высоты, которое самолет достигнет через 10 секунд при текущем значении вертикальной скорости.



Вектор изменения высоты отображается в виде белой стрелки, которая начинается от белого индекса по центру шкалы, и указывает на прогнозируемое значение высоты.

4.6 Шкала вертикальной скорости

© ПАО "Корпорация "Иркут"

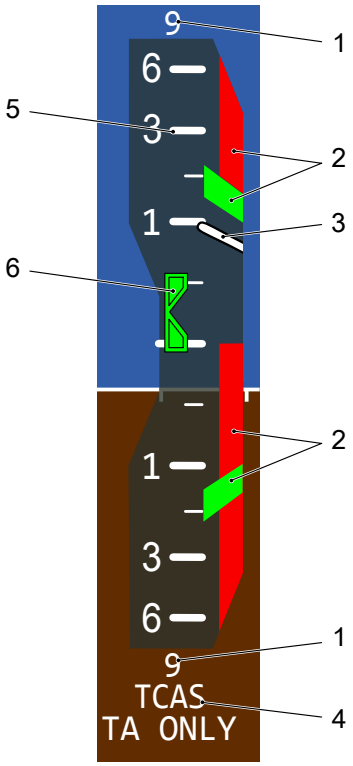


Рисунок 32 Индикация вертикальной скорости

Условные обозначения к Рис. 32:

1	Индикация числового значения вертикальной скорости	**4**	Индикация режима работы TCAS
2	Индикация ограничений вертикальной скорости от TCAS	**5**	Индикация шкалы вертикальной скорости
3	Индикация текущего значения на шкале вертикальной скорости	**6**	Отображение индекса заданной вертикальной скорости

4.6.1 Индикация шкалы вертикальной скорости

На шкале вертикальной скорости отображается вся необходимая пилоту информация о вертикальной скорости.

Шкала вертикальной скорости отображается в виде ленты серого цвета, с белыми отметками на значениях ± 6000 fpm (ft per minute), ± 3000 fpm, ± 2000 fpm, ± 1000 fpm и ± 500 fpm.

Шкала нелинейна, функционально разделена на пять частей:

– первая часть - от минус 6000 fpm до минус 3000 fpm

– вторая часть - от минус 3000 fpm до минус 1000 fpm

– третья часть - от минус 1000 fpm до 1000 fpm

– четвертая часть - от 1000 fpm до 3000 fpm

– пятая часть - от 3000 fpm до 6000 fpm.

Толстая белая линия в центре шкалы показывает нулевое значение вертикальной скорости.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Если данные о вертикальной скорости недостоверны - шкала вертикальной скорости отображается в виде скобки белого цвета и вертикальной надписи VS FAIL красного цвета.

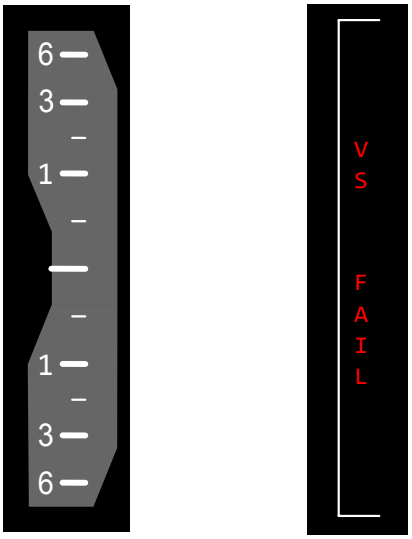


Рисунок 33 Шкала вертикальной скорости

4.6.2 Индикация текущего значения на шкале вертикальной скорости

Стрелка показывает текущее значение вертикальной скорости на шкале.

Стрелка отображается в виде линии белого цвета, начинающейся за границами экрана, заканчивающейся на шкале вертикальной скорости. Отображается только часть стрелки, находящаяся на шкале скорости. При этом стрелка перемещается нелинейно, по частям, согласно делению шкалы.



Рисунок 34 Индикация текущего значения на шкале вертикальной скорости

Стрелка не отображается, если данные о вертикальной скорости недостоверны.

4.6.3 Индикация числового значения вертикальной скорости

Числовое значение показывает текущую вертикальную скорость в сотнях футов в минуту (fpm).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Значение вертикальной скорости отображается над шкалой - если значение положительное, или под шкалой - если значение отрицательное, в виде двузначного числа без знака. Шаг индикации - 100 fpm, диапазон индикации - от ± 200 fpm до ± 9900 fpm.

Числовое значение вертикальной скорости отображается белым цветом.

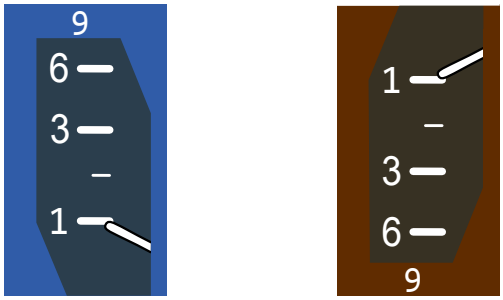


Рисунок 35 Числовое значение вертикальной скорости

Числовое значение вертикальной скорости не отображается, если данные о вертикальной скорости недостоверны.

4.6.4 Индикация ограничений вертикальной скорости от TCAS

При необходимости выполнения снижения или набора высоты, зона зеленого цвета на шкале показывает рекомендованное TCAS значение вертикальной скорости для выполнения маневра снижения, набора или выравнивания.

Символ рекомендации при снижении или наборе высоты отображается в виде зеленого сектора.

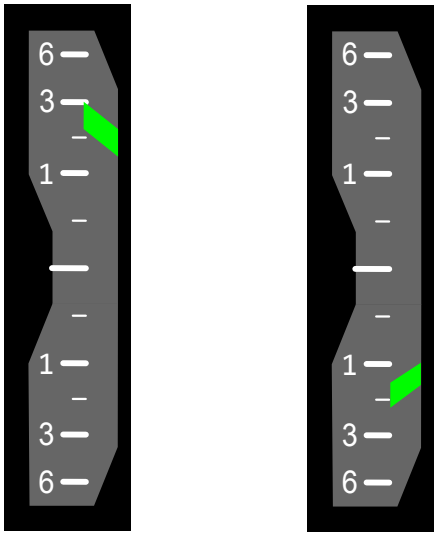


Рисунок 36 Символ рекомендации к снижению или набору высоты

Символ рекомендации не отображается при отсутствии сигнала вертикальной скорости от TCAS.

Зона красного цвета на шкале показывает значения вертикальной скорости, которые запрещены для выполнения маневров.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

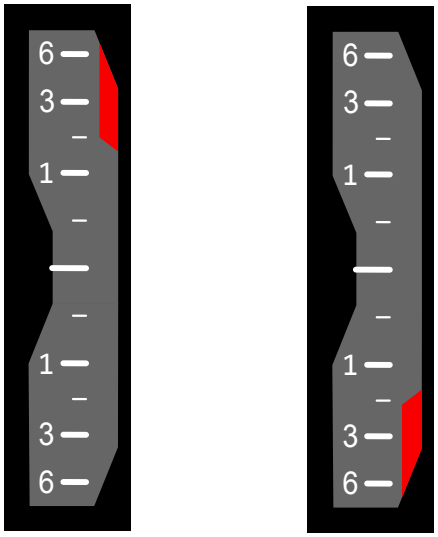
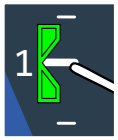


Рисунок 37 Диапазон вертикальных скоростей запрещенных для маневрирования

Символ рекомендации не отображается при отсутствии сигнала вертикальной скорости от TCAS.

4.6.5 Отображение индекса заданной вертикальной скорости

Индекс показывает активную заданную вертикальную скорость. Он расположен на шкале вертикальной скорости в виде индекса М-образной формы.



Индекс заданного значения вертикальной скорости отображается в виде М-образного символа зеленого цвета.



Индекс предварительно выбранного значения вертикальной скорости отображается в виде М-образного символа белого цвета.

4.6.6 Индикация режима работы TCAS

Индикация текущего состояния или режима работы системы TCAS.

TCAS FAIL

Отказ TCAS. Рекомендуемые и ограничивающие вертикальные скорости от TCAS не выдаются.

TCAS TEST

TCAS в режиме TEST - режим проверки.

TCAS TA ONLY

TCAS в режиме TA ONLY - только диспетчерские рекомендации.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

TCAS STBY	TCAS в режиме TCAS STBY - предварительное включение.
	Надпись не отображается.

4.7 Индикатор угла атаки и перегрузки

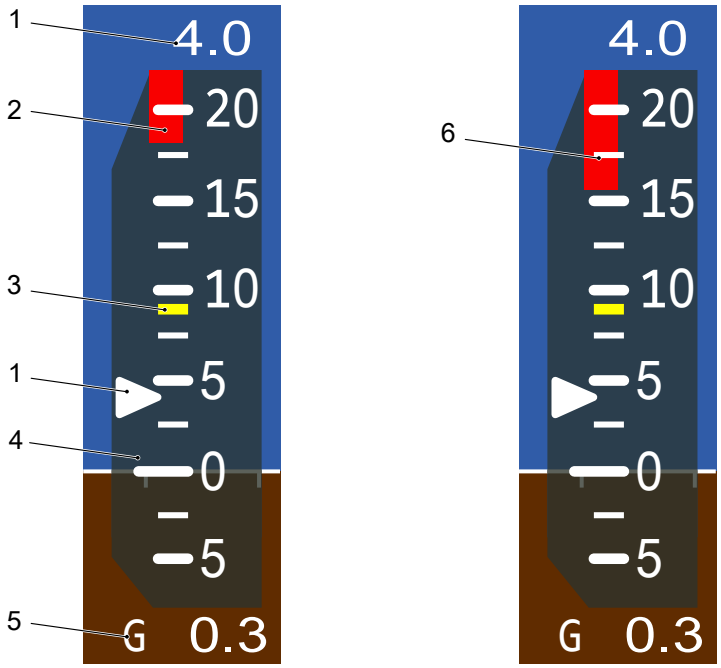


Рисунок 38 Индикатор угла атаки и перегрузки

Условные обозначения к Рис. 38:

1	Индикация текущего значения угла атаки на шкале и числового значения	4	Индикация шкалы угла атаки
2	Индикация зоны максимально достижимого значения угла атаки	5	Индикация числового значения перегрузки
3	Индикация угла атаки, при котором происходит отключение автопилота	6	Индикация зоны предупреждения сваливания

4.7.1 Индикация шкалы угла атаки

На шкале угла атаки отображается вся необходимая пилоту информация об угле атаки.

Шкала угла атаки, линейна, отображается в виде серой ленты с разметкой через каждые 2,5°. Толстая линия белого цвета показывает нулевое значение угла атаки. Значения, находящиеся ниже нулевого значения – отрицательные, выше – положительные. Цифрами

© ПАО "Корпорация "Иркут"

обозначены метки, соответствующие следующим значениям углов атаки: минус 5°, 0°, 5°, 10°, 15° и 20°.

Если данные угла атаки недостоверны - шкала угла атаки отображается в виде скобки белого цвета и вертикальной надписи AOA FAIL красного цвета.

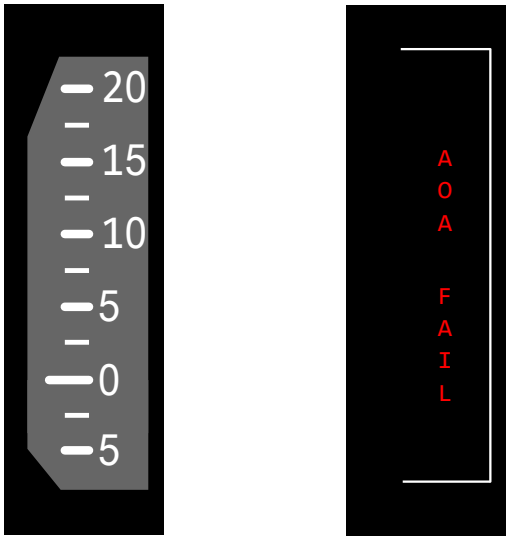


Рисунок 39 Шкала угла атаки

4.7.2 Индикация текущего значения угла атаки на шкале и числового значения

Текущее значение угла атаки отображается в виде залитого треугольника белого цвета.

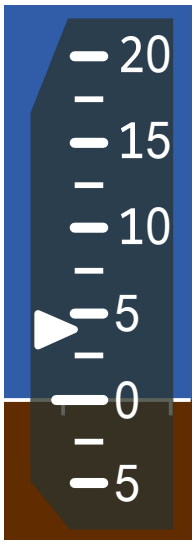


Рисунок 40 Указатель текущего значения угла атаки

Если данные AOA недостоверны - указатель не отображается.

Значение угла атаки отображается над шкалой угла атаки в виде трехзначного числа без знака или со знаком минус. Шаг индикации - 0,1º, диапазон индикации - от минус 5,0º до 20,0º.

При отрицательном значении параметра перед числом отображается знак минус.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Рисунок 41 Числовое значение угла атаки

Если данные AOA недостоверны - указатель не отображается.

4.7.3 Индикация зоны предупреждения сваливания

Зона предупреждения сваливания отображается в виде залитого прямоугольника красного цвета на шкале угла атаки и перегрузки. Верхняя граница зоны соответствует верхней границе шкалы, а нижняя изменяется в соответствии со значением угла сваливания.

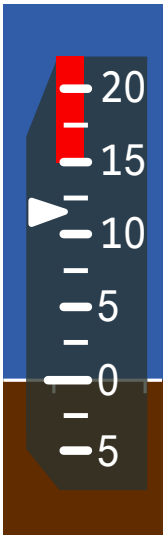


Рисунок 42 Зона предупреждения сваливания

Зона предупреждения сваливания не отображается, если данные AOA недостоверны.

4.7.4 Индикация зоны максимально достижимого значения угла атаки

Зона максимально достижимого значения угла атаки отображается в виде залитого прямоугольника красного цвета на шкале угла атаки и перегрузки. Верхняя граница зоны соответствует верхней границе шкалы, а нижняя изменяется в соответствии с максимально достижимым значением угла атаки.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Рисунок 43 Зона максимально достижимого значения угла атаки

Зона максимально достижимого значения угла атаки не отображается - если данные AOA недостоверны.

4.7.5 Индикация числового значения перегрузки

Значение перегрузки отображается под шкалой угла атаки в виде трехзначного числа без знака или со знаком минус. Шаг индикации - 0,1g, диапазон индикации - от минус 1,2 до 2,7g.

При отрицательном значении параметра перед значением отображается знак минус.

Цвет индикации изменяется в соответствии со следующей логикой:

– для крейсерского режима (закрылки, предкрылки убраны):
  - отображен белым цветом в диапазоне - от минус 0,8g до 2,3g
  - отображен желтым цветом в диапазоне - от минус 1g до минус 0,8g и от 2,3g до 2,5g
  - отображен красным (мигающим) цветом в диапазоне - от минус 1g до минус 1,2g и от 2,5g до 2,7g

– во взлетно-посадочной конфигурации (закрылки, предкрылки выпущены):
  - отображен белым цветом в диапазоне - от 0,2g до 1,8g
  - отображен желтым цветом в диапазоне - от 0g до 0,2g и от 1,8g до 2g
  - отображен красным (мигающим) цветом в диапазоне - от 0g до минус 1,2g и от 2g до 2,7g.



Перегрузка не превышает допустимую эксплуатационную.

© ПАО "Корпорация "Иркут"





Превышение допустимой перегрузки.





Опасное превышение максимально допустимой перегрузки.



Данные нормальной перегрузки недостоверны, или менее минус 1,2 и больше 2,7g.

4.7.6 Индикация угла атаки, при котором происходит отключение автопилота

Угол атаки, по достижении которого будет отключен автопилот, отображается в виде желтой линии.



Индикация угла атаки, при котором происходит отключение автопилота.



Не отображается, если автопилот отключен или данные недостоверны.

4.8 Индикатор горизонтальной обстановки

© ПАО "Корпорация "Иркут"

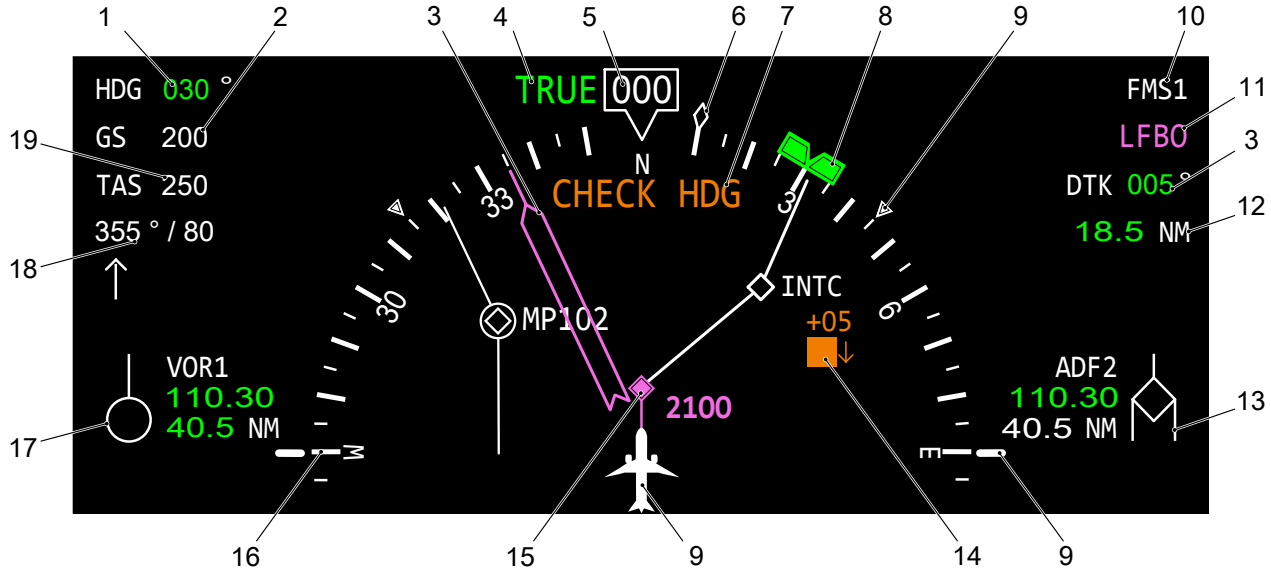


Рисунок 44 Индикатор горизонтальной обстановки

Условные обозначения к Рис. 44:

1	Индикация числового значения заданного курса / заданного путевого угла	11	Индикация частоты радионавигационного средства / следующего ППМ
2	Индикация числового значения путевой скорости	12	Индикация расстояния до радионавигационного средства / следующего ППМ
3	Индикация выбранного курса / путевого угла	13	Индикация указателя пеленга комплекта № 2
4	Индикация признака истинного курса	14	Индикация символов от системы TCAS
5	Индикация текущего значения курса	15	Индикация заданного маршрута от FMS
6	Индикация текущего путевого угла	16	Индикация шкалы курса
7	Индикация предупреждения о рассогласовании данных по курсу	17	Индикация указателя пеленга комплекта № 1
8	Индикация заданного значения курса / заданного путевого угла	18	Индикация направления ветра и угла сноса
9	Индикация статических маркеров и символа самолета	19	Индикация числового значения истинной воздушной скорости
10	Индикация источника навигационных данных		

4.8.1 Индикация шкалы курса

Шкала курса отображается в виде расположенных по дуге окружности малых (через каждые 5°) и больших (через каждые 10°) меток разметки курса. Разметка отображается белым цветом на черном фоне. Пределы отображаемой части шкалы - плюс/минус 110° от значения текущего курса.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Числовое значение меток на шкале выполнена через 30º, кроме углов соответствующих сторонам света: 0° заменен символом N, 90° - E, 180° - S, 270° - W.

Шкала курса вращается против часовой стрелки, если значение курса увеличивается и по часовой – если значение курса уменьшается. При этом верхняя точка шкалы соответствует текущему значению курса.

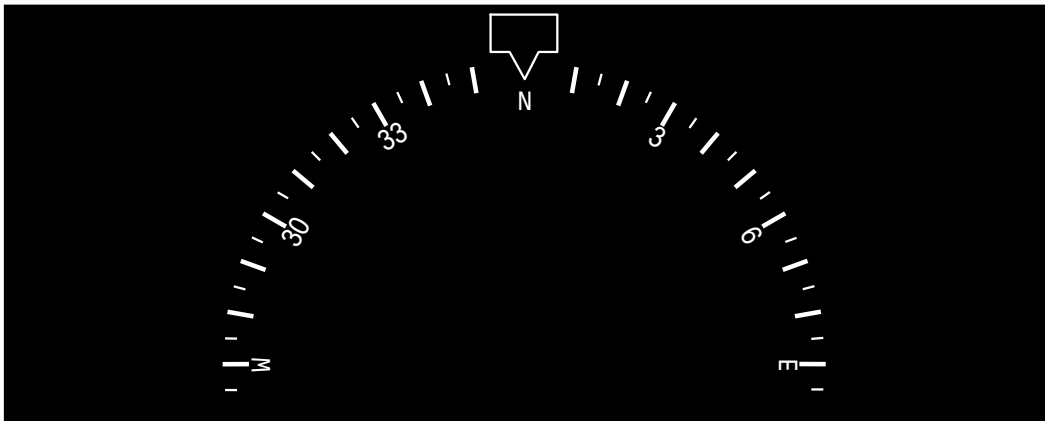


Рисунок 45 Шкала курса

Если данные курса недостоверны, шкала курса отображается в виде дуги окружности белого цвета и надписи HDG FAIL красного цвета. Метки и надписи к ним не отображаются.

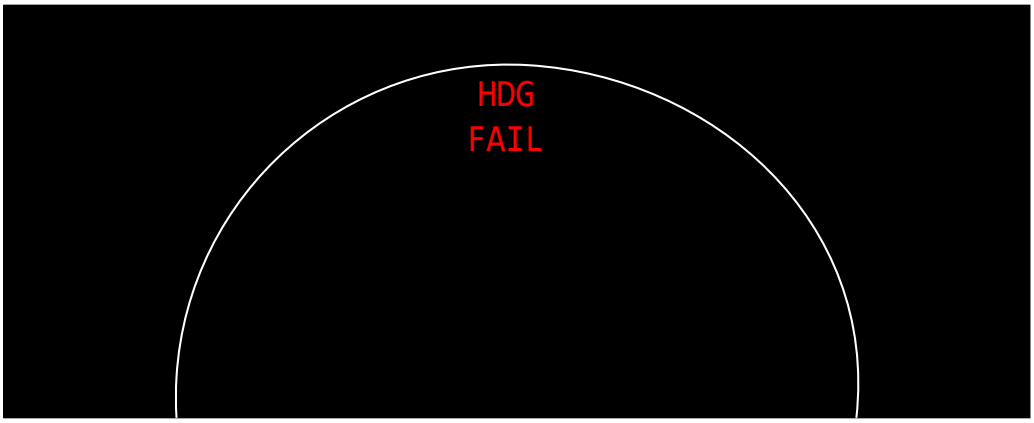


Рисунок 46 Отказ шкалы курса

4.8.2 Индикация статических маркеров и символа самолета

Маркеры на шкале курса показывают фиксированные значения относительно текущего курса [9] Рис. 44.

Маркеры отображаются в одном из следующих вариантов на шкале курса:

- два маркера в виде треугольников белого цвета, расположенных на углах 45° и минус 45° относительно текущего курса
- два маркера в виде длинных линий белого цвета, расположенных на углах 90° и минус 90° относительно текущего курса

© ПАО "Корпорация "Иркут"



маркеры на шкале курса не отображаются.



Символ самолета отображает положения самолета относительно других элементов на индикаторе горизонтальной обстановки.

4.8.3 Индикация текущего путевого угла

Индекс текущего путевого угла отображается в виде ромбовидной рамки белого цвета, нижняя вершина которой направлена на символ самолета.



Индекс текущего путевого угла перемещается по внешней границе шкалы курса и указывает на точку на шкале, соответствующую текущему значению путевого угла. Если текущее значение путевого угла увеличивается, то символ перемещается по шкале по часовой стрелке. Если текущее значение путевого угла уменьшается, то символ перемещается по шкале против часовой стрелки.

Индекс текущего путевого угла не отображается, если данные путевого угла недостоверны.

4.8.4 Индикация заданного значения курса/заданного путевого угла



Индекс на шкале курса отображает заданное значение курса или путевого угла в соответствии с выбором пилота.



Индекс на шкале курса отображает предварительно выбранное значение курса или путевого угла в соответствии с выбором пилота.



Индекс не отображается - не выбран путевой угол или данные недостоверны.

4.8.5 Индикация числового значения заданного курса/заданного путевого угла

Отображается в виде числового значения курса или путевого угла в соответствии с выбором пилота.



Отображение индикации курса HDG белого цвета и три цифры зеленого цвета с лидирующим нулем. Символ "°" белого цвета отображается за цифрами. Числа отображаются - от 001° до 360° с шагом в 1°.



Данные недостоверны. Надпись HDG белого цвета и три прочерка янтарного цвета. Символ "°" белого цвета отображается за прочерками.



Отображении индикации путевого угла TRK белого цвета и три цифры зеленого цвета с лидирующим нулем. Символ "°" белого цвета отображается за цифрами. Числа отображаются - от 001° до 360° с шагом в 1°.



Данные недостоверны. Надпись TRK белого цвета и три прочерка янтарного цвета. Символ "°" белого цвета отображается за прочерками.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4.8.6 Индикация числового значения путевой скорости

Числовое значение путевой скорости отображается с шагом 1 kt, диапазон скорости - от 0 до 999 kt.

GS 200

При вычислении путевой скорости. Надпись GS белого цвета с трехзначным числом белого цвета справа от надписи.

GS ---

Данные недостоверны. Надпись GS белого цвета с тремя прочерками янтарного цвета справа от надписи.

4.8.7 Индикация числового значения истинной воздушной скорости

Цифровое значение истинной воздушной скорости, вычисляемой системой воздушных сигналов (СВС), отображается с шагом 1 kt, диапазон скорости - от 0 до 999 kt.

TAS 250

При вычислении истинной воздушной скорости. Надпись TAS белого цвета с трехзначным числом белого цвета справа от надписи.

TAS ---

При недостоверности данных. Надпись TAS белого цвета с тремя прочерками оранжевого цвета справа от надписи.

4.8.8 Индикация направления ветра и угла сноса



Вектор направления ветра отображается в виде стрелки белого цвета относительно истинного или магнитного курса.

При недостоверности данных вектор направления ветра не отображается.

4.8.8.1 Индикация направления и текущей скорости ветра

Числовое значение направления и текущей скорости ветра отображаются в левой верхней части индикатора горизонтальной обстановки под значением истинной воздушной скорости.

Направление ветра отображается в виде трехзначного числа без знака. Шаг направления ветра - 1º, диапазон - от 0 до 359º, значение отображается в соответствии с истинным направлением ветра.

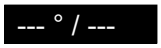
Текущая скорость ветра отображается в виде трехзначного числа без знака. Шаг скорости верта - 1 kt, диапазон - от 0 до 256 kt, значение отображается в соответствии со значением скорости ветра.

Отображаются значения параметров следующим образом: истинное направление ветра + 180º/U. Если значение скорости ветра превышает 256 kt, то отображается значение 256. Значения округлены до целой части.

355 ° / 80

Отображается направление ветра и символ градусов, затем, после наклонной черты, текущая скорость ветра. Все - белым цветом.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Параметры истинной воздушной скорости отсутствуют. Индикация в виде трех прочерков белого цвета слева от символа “°” белого цвета и трех прочерков белого цвета справа от “°/”, если данные о скорости и направлении ветра недостоверны.



При недостоверности данных. Индикация в виде трех прочерков янтарного цвета слева от символа “°” белого цвета и трех прочерков янтарного цвета справа “°/”, если данные о скорости и направлении ветра недостоверны.

4.8.9 Индикация источника навигационных данных

Индикация показывает какое навигационное средство выбрано в качестве источника данных.



Если выбрано навигационное средство VOR1 - надпись белого цвета.



Если выбрано навигационное средство VOR2 - надпись белого цвета.



Если выбрано навигационное средство ILS1 - надпись белого цвета.



Если выбрано навигационное средство ILS2 - надпись белого цвета.



Если выбрано навигационное средство FMS1 - надпись белого цвета.



Если выбрано навигационное средство FMS2 - надпись белого цвета.



Если выбрано навигационное средство GNSS - надпись белого цвета.

4.8.10 Индикация частоты радионавигационного средства/следующего ППМ

Частота радионавигационного средства или название следующего ППМ отображается в правой верхней части индикатора горизонтальной обстановки под значением источника навигационных данных.

Частота радионавигационного средства отображается в виде пятизначного числа без знака. Шаг значения частоты - 0,05 МГц, диапазон - от 100,00 до 199,00 МГц.



Когда в качестве источника навигационных данных выбран ILS или VOR , частота радионавигационного средства отображается зеленым цветом.



Когда в качестве источника навигационных данных выбран FMS , частота радионавигационного средства отображается малиновым цветом.



Когда в качестве источника навигационных данных выбран ILS или VOR и данные о частоте не достоверны, отображается пять прочерков янтарного цвета.



Когда в качестве источника навигационных данных выбран FMS, отображается название следующего ППМ малиновым цветом.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

FMS1

Когда в качестве источника навигационных данных выбран FMS и данные от него не достоверны или отсутствует информация о следующем ППМ, то отображается семь прочерков янтарного цвета.

Признак выбора частоты отображается, только когда в качестве источника навигационных данных выбран ILS или VOR.

A

Когда частота радионавигационного средства выбрана в автоматическом режиме, справа от значения частоты отображается буква A белого цвета.

M

когда частота радионавигационного средства выбрана в ручном режиме, справа от значения частоты отображается буква M белого цвета.

Когда источником навигационных данных выбрано FMS, ничего не должно отображается.

4.8.11 Индикация выбранного курса/путевого угла

Значения выбранного курса посадки (ILS) и путевого угла (FMS) отображаются в правой верхней части индикатора горизонтальной обстановки под значением частоты радионавигационного средства или следующего ППМ.

Значение выбранного курса отображается в виде трехзначного числа без знака, с лидирующими нулями. Шаг значения курса - 1º, диапазон - от 0 до 359º.

CRS 120°

Когда в качестве источника навигационных данных выбран ILS или VOR, отображается слово CRS белым цветом и значение выбранного курса зеленым цветом. После цифр отображается символ "°" светло-серым цветом.

CRS ---°

Когда в качестве источника навигационных данных выбран ILS или VOR и данные о курсе не достоверны, отображается слово CRS белого цвета, три прочерка янтарного цвета. После прочерков отображается символ "°" светло-серым цветом.

DTK 005°

Когда в качестве источника навигационных данных выбран FMS, отображается слово DTK белым цветом, значение выбранного путевого угла зеленым цветом. После цифр отображается символ "°" светло-серым цветом.

DTK ---°

Когда в качестве источника навигационных данных выбран FMS и данные о путевом угле не достоверны, отображается слово DTK белым цветом, три прочерка янтарного цвета. После прочерков отображается символ "°" светло-серым цветом.

Признак выбранного курса/путевого угла отображается в виде стрелки. Она направлена от символа самолета в сторону шкалы. Вращение стрелки происходит по часовой стрелке.

Если выбранное значение курса совпадает со значением текущего курса, то признак выбранного курса направлен вверх.

Когда в качестве источника навигационных данных выбран ILS или VOR отображается признак в виде стрелки зеленого цвета на шкале курса.



© ПАО "Корпорация "Иркут"

Когда в качестве источника навигационных данных выбран FMS, отображается признак в виде стрелки малинового цвета на шкале курса.



4.8.12 Индикация расстояния до радионавигационного средства/следующего ППМ

Расстояние до радионавигационного средства или следующего ППМ отображается в правой верхней части индикатора горизонтальной обстановки под значением выбранного курса/путевого угла, в виде трехзначного числа без знака, без лидирующих нулей, с выравниванием по правому краю.

Когда расстояние до выбранного навигационного источника или ППМ меньше 100 NM, шаг значения расстояния - 0,1 NM, диапазон - от 0,1 до 99,9 NM.

Когда расстояние до выбранного навигационного источника или ППМ больше или равно 100 NM, шаг значения расстояния - 1 NM, диапазон - от 100 до 999 NM.



Когда расстояние до выбранного навигационного источника или ППМ меньше 100 NM, расстояние до выбранного навигационного источника или ППМ отображается зеленым цветом, справа от него, надпись светло-серого цвета NM.



Когда расстояние до выбранного навигационного источника или ППМ больше или равно 100 NM, расстояние до выбранного навигационного источника или ППМ отображается зеленым цветом, справа от него, надпись светло-серого цвета NM.



Когда данные о расстоянии до выбранного навигационного источника или ППМ недостоверны, отображается три прочерка янтарного цвета. Надпись светло-серого цвета NM отображается после прочерков.

4.8.13 Индикация признака истинного курса



Индикация признака истинного курса.

4.8.14 Индикация указателя пеленга комплекта № 1

Указатель пеленга комплекта № 1 отображается в одном из следующих вариантов:

– отображается белым цветом. Указатель круглой формы:

  • соответствующий значению пеленга от системы VOR, если комплектом № 1 выбрана система VOR

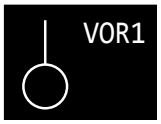
  • соответствующий значению пеленга от системы ADF, если комплектом № 1 выбрана система ADF



– указатель не отображается.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Тип навигационного средства отображается в левой нижней части индикатора горизонтальной обстановки в виде символа, состоящего из линии и круга, с названием выбранного источника. Символ соответствует указателю пеленга навигационного средства.



Когда комплектом № 1 выбран VOR1, тогда указатель отображается в белым цветом. Надпись VOR1 белого цвета находится справа.



Когда комплектом № 1 выбран ADF1, тогда указатель отображается в белым цветом. Надпись ADF1 белого цвета находится справа.



Когда комплектом № 1 выбран ADF, тогда указатель отображается в белым цветом. Надпись ADF белого цвета находится справа.

4.8.15 Индикация частоты навигационного средства комплекта № 1

Индикация частоты навигационного средства комплекта № 1 отображается под индикацией типа навигационного средства комплекта № 1.

Когда комплектом № 1 выбран VOR, частота отображается в виде пятизначного числа без знака, без лидирующих нулей, с выравниванием по правому краю, с шагом значения частоты - 0,05 МГц, диапазоном - от 100,00 до 199,00 МГц.

Когда комплектом № 1 выбран ADF, частота отображается в виде пятизначного числа без знака, без лидирующих нулей, с выравниванием по правому краю, с шагом значения частоты - 0,5 КГц, диапазоном - от 100,0 до 2999,5 КГц.



Когда комплектом № 1 выбран VOR и частота радиосредства выбрана в автоматическом режиме, она отображается малиновым цветом.



Когда комплектом № 1 выбран VOR и частота радиосредства выбрана в ручном режиме, она отображается зеленым цветом.



Когда комплектом № 1 выбран VOR, но данные о частоте недостоверны, отображается пять прочерков янтарного цвета.



Когда комплектом № 1 выбран ADF и частота радиосредства выбрана в автоматическом режиме, она отображается малиновым цветом.



Когда комплектом № 1 выбран ADF и частота радиосредства выбрана в ручном режиме, она отображается зеленым цветом.



Когда комплектом № 1 выбран ADF, но данные о частоте недостоверны, отображается пять прочерков янтарного цвета.

4.8.16 Индикация расстояния до VOR

Расстояние до выбранного VOR отображается под индикацией частоты навигационного средства комплекта № 1, в виде трехзначного числа без знака, без лидирующих нулей, с выравниванием по правому краю.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Когда расстояние до VOR меньше 100 NM, шаг значения расстояния - 0,1 NM, диапазон - от 0,1 до 99,9 NM.

Когда расстояние до VOR больше или равно 100 NM, шаг значения расстояния 1 NM, диапазон от 100 до 999 NM.



Когда расстояние до VOR меньше 100 NM, его значение отображается белым цветом, справа от него - надпись светло-серого цвета NM.



Когда расстояние до VOR больше 100 NM, его значение отображается белым цветом, справа от него - надпись светло-серого цвета NM.



Когда данные о расстоянии до VOR недостоверны, отображаются три прочерка янтарного цвета. Надпись светло-серого цвета NM отображается после прочерков.



Данные о расстоянии до VOR не отображается.

4.8.17 Индикация указателя пеленга комплекта № 2

Указатель отображает пеленг на радионавигационное средство, которое выбрано комплектом № 2.



Указатель пеленга комплекта № 2 отображается в одном из следующих вариантов:

– указатель отображается белым цветом. Ромбовидный указатель повернут на угол:

  • соответствующий значению пеленга от системы VOR, если комплектом № 2 выбрана система VOR

  • соответствующий значению пеленга от системы ADF, если комплектом № 2 выбрана система ADF.

Тип навигационного средства отображается в правой нижней части индикатора горизонтальной обстановки в виде символа, состоящего из линии и ромба. Символ соответствует указателю пеленга навигационного средства.



Когда комплектом № 2 выбран VOR2, тогда указатель отображается белым цветом. Надпись VOR2 белого цвета находится слева.



Когда комплектом № 2 выбран ADF2, тогда указатель отображается зеленым цветом. Надпись ADF2 белдого цвета находится слева.



Когда комплектом № 2 выбран ADF, тогда указатель отображается белым цветом. Надпись ADF белого цвета находится слева.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4.8.18 Индикация частоты навигационного средства комплекта № 2

Индикация частоты навигационного средства комплекта № 2 отображается под индикацией типа навигационного средства комплекта № 2.

Когда комплектом № 2 выбран VOR, частота отображается в виде пятизначного числа без знака, без лидирующих нулей, с выравниванием по правому краю, с шагом значения частоты - 0,05 МГц, диапазоном индикации - от 100,00 до 199,00 МГц.

Когда комплектом № 2 выбран ADF, частота отображается в виде пятизначного числа без знака, без лидирующих нулей, с выравниванием по правому краю, с шагом значения частоты - 0,5 КГц, диапазоном - от 100,0 до 2999,5 КГц.



Когда комплектом № 2 выбран VOR и частота радиосредства выбрана в автоматическом режиме, она отображается малиновым цветом.



Когда комплектом № 2 выбран VOR и частота радиосредства выбрана в ручном режиме, она отображается зеленым цветом.



Когда комплектом № 2 выбран VOR, но данные о частоте недостоверны, отображается пять прочерков янтарного цвета.



Когда комплектом № 2 выбран ADF и частота радиосредства выбрана в автоматическом режиме, она отображается малиновым цветом.



Когда комплектом № 2 выбран ADF и частота радиосредства выбрана в ручном режиме, она отображается зеленым цветом.



Когда комплектом № 2 выбран ADF, но данные о частоте недостоверны, отображается пять прочерков янтарного цвета.

4.8.19 Индикация расстояния до VOR

Расстояние до выбранного VOR отображается под индикацией частоты навигационного средства комплекта № 2, в виде трехзначного числа без знака, без лидирующих нулей, с выравниванием по правому краю.

Когда расстояние до VOR меньше 100 NM, шаг значения расстояния - 0,1 NM, диапазон - от 0,1 до 99,9 NM.

Когда расстояние до VOR больше или равно 100 NM, шаг значения расстояния - 1 NM, диапазон индикации - от 100 до 999 NM.



Когда расстояние до VOR меньше 100 NM, его значение отображается белым цветом, справа от него - надпись светло-серого цвета NM.



Когда расстояние до VOR больше 100 NM, его значение отображается белым цветом, справа от него - надпись светло-серого цвета NM.



Когда данные о расстоянии до VOR недостоверны, отображаются три прочерка янтарного цвета. Надпись светло-серого цвета NM отображается после прочерков.



Данные о расстоянии до VOR не отображается.

4.8.20 Индикация заданного маршрута от FMS

Функциональное программное обеспечение системы (ФПОС) самолетовождения передает активный план полета в виде набора векторов и кривых. Отрезки маршрута и дуги активного плана полета, за исключением выполняемых, отображаются линиями белого цвета.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Выполняемые отрезки маршрута и дуги активного плана полета отображаются линиями малинового цвета.

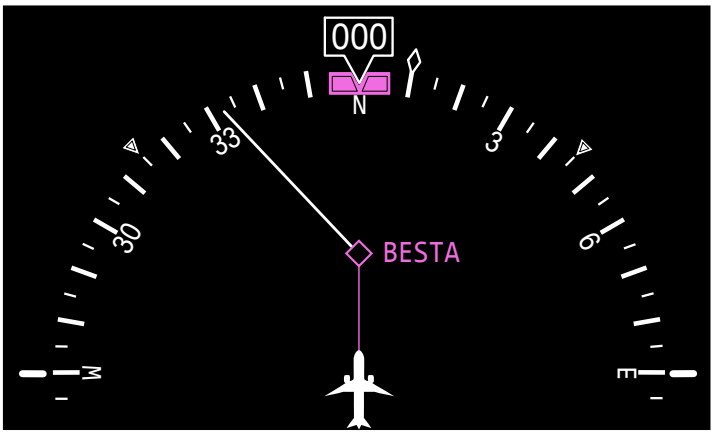


Рисунок 47 Активный план полета

При редактировании плана полета ФПОС передает модифицируемый план полета в виде набора векторов и кривых, относящихся только к тем участкам плана, которые в настоящий момент изменены.

Отрезки маршрута и дуги модифицируемого плана полета отображаются линиями голубого цвета.

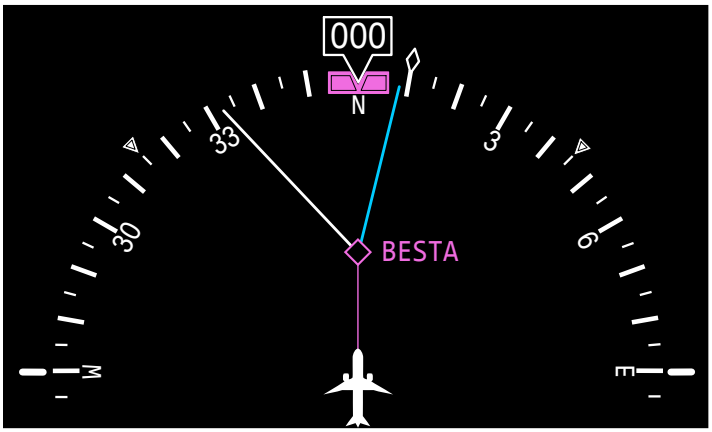


Рисунок 48 Модифицируемый план полета

При активации полета со смещением от активного плана полета ФПОС вычисляет местоположение смещенных точек пути, необходимых для построения смещенного плана полета и передает набор векторов и кривых для смещенного плана полета. Отрезки маршрута и дуги смещенного плана полета, за исключением выполняемых, отображаются прерывистыми линиями зеленого цвета. Выполняемые отрезки маршрута и дуги смещенного плана полета отображаются линиями малинового цвета.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

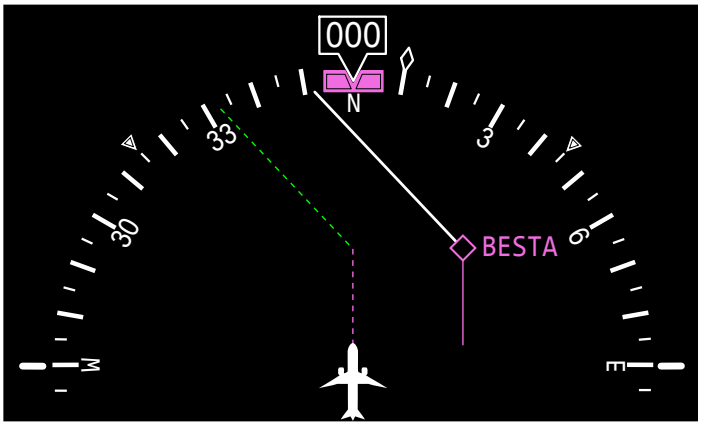


Рисунок 49 План полета со смещением

ФПОС передает неактивный план полета в виде набора векторов и кривых. Отрезки маршрута и дуги неактивного плана полета отображаются прерывистыми линиями белого цвета.

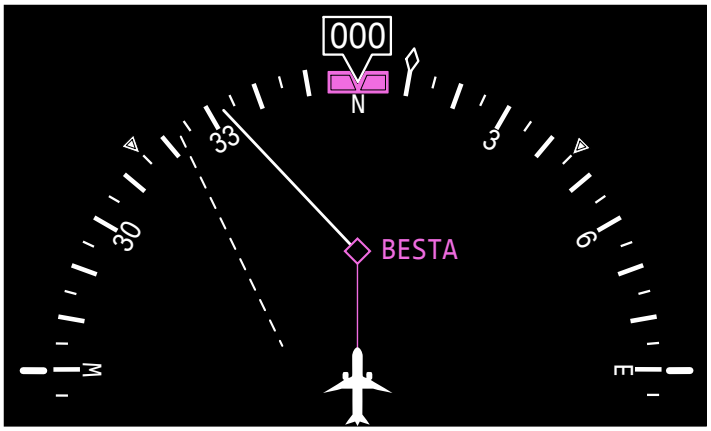


Рисунок 50 Неактивный план полета

4.8.21 Мнемоника точки пути

Точки пути (ТП) на плане обозначаются специальными символами. ТП с обязательным донесением о пролете и донесением по запросу, с ЛУР или обязательным пролетом. Символ ТП сопровождается пятибуквенным идентификатором.

Таблица 2 Символы точки пути

	Активная ТП	Неактивная ТП	Неактивная пользовательская ТП
С обязательным донесением и ЛУР	BESTA	BESTA	BESTA
С обязательным донесением и обязательным пролетом	BESTA	BESTA	BESTA
С донесением по запросу и ЛУР	BESTA	BESTA	BESTA

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Символы точки пути

	Активная ТП	Неактивная ТП	Неактивная пользовательская ТП
С донесением по запросу и обязательным пролетом			

4.8.22 Мнемоника аэродромов

На плане отображаются невращающиеся символы аэродромов из неактивного плана полета от ФПОС. Аэродромы отображаются белым цветом.



Невращающийся символ аэродрома из неактивного плана полета.



Аэродромы вылета и назначения активного плана полета от ФПОС с отсутствующими данными об ориентации полосы отображаются малиновым цветом.



Вращающийся символ полосы отображает в соответствии с данными о курсе полосы белым цветом, сопровождается блоком текста, включающего четырехбуквенный идентификатор аэродрома на первой строчке и номером полосы на второй. Блок текста находится справа от символа полосы.

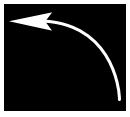
4.8.23 Мнемоника навигационных средств

Символ радионавигационного средства изображает местонахождение VOR радиомаяка, совмещенного VOR/DME радиомаяка, TACAN радиомаяка, совмещенного VOR/TACAN радиомаяка, MKR радиомаяка, NDB радиостанции, либо прочих радионавигационных средств NAVAID.

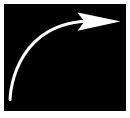


Символ радионавигационного средства сопровождается блоком текста, включающего идентификатор средства. Блок текста находится справа от символа радионавигационного средства.

Символ стандартного разворота и зоны ожидания является псевдоточкой пути, отображающей упреждение на путевой разворот или вход в зону ожидания. Отображается в виде дугообразных стрелок белого цвета.



Символ стандартного левого разворота или входа в зону ожидания.



Символ стандартного правого разворота или входа в зону ожидания.

4.8.24 Индикация текущего значения курса

Текущее числовое значение истинного или магнитного курса самолета отображается в рамке в верхней части шкалы курса индикатора горизонтальной обстановки в виде трехзначного числа без знака. Шаг значения курса - 1°, диапазон - от 000 до 359°.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Текущее значение курса.



Текущее значение курса не отображается, если данные курса недостоверны.

4.8.25 Индикация предупреждения о рассогласовании данных по курсу

Надпись CHECK HDG предупреждает экипаж о расхождении данных по курсу, обнаруженном между данными, используемыми пилотами.



Надпись CHECK HDG, янтарного цвета, отображается в верхней части индикатора горизонтальной обстановки (ИГО), под шкалой курса, при обнаружении разницы по курсу между IRS.

Предупреждение не отображается, если сигнал о рассогласовании курса недостоверен.

4.8.26 Индикация объектов, привязанных к координатам

Зона индикации карты позволяет перевести координаты символов от систем FMS и TCAS в координаты на формате PFD. Зона индикации карты определяется геометрическими характеристиками для каждого режима индикации PFD, текущего масштаба индикации и точки отсчета:

– точка отсчета для относительных систем координат. Например, для отображения символов системы TCAS

– точка отсчета для прямоугольных систем координат. Например, для отображения символов системы FMS.

Центр символа самолета соответствует географическим координатам самолета, получаемым от системы FMS. Индикация символов от систем TCAS и FMS выполняется относительно центра символа самолета.

Расстояние на индикаторе между символами от систем FMS и TCAS и символом самолета соответствует реальному расстоянию в морских милях, умноженному на соотношение выбранного масштаба (SELECTED RANGE) в морских милях к радиусу внешнего кольца масштаба.

Угловое положение символов от систем FMS и TCAS на формате PFD определяется с учетом текущего значения параметра HEADING.

Для того, чтобы избежать наложения индикации различных сообщений и плана полета от FMS, индикация плана полета ограничивается маской зоны индикации карты: вне границ этой маски индикация плана полета не осуществляется.

Маска является замкнутой фигурой, ограниченной частью окружности с центром в точке (0, минус 400).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

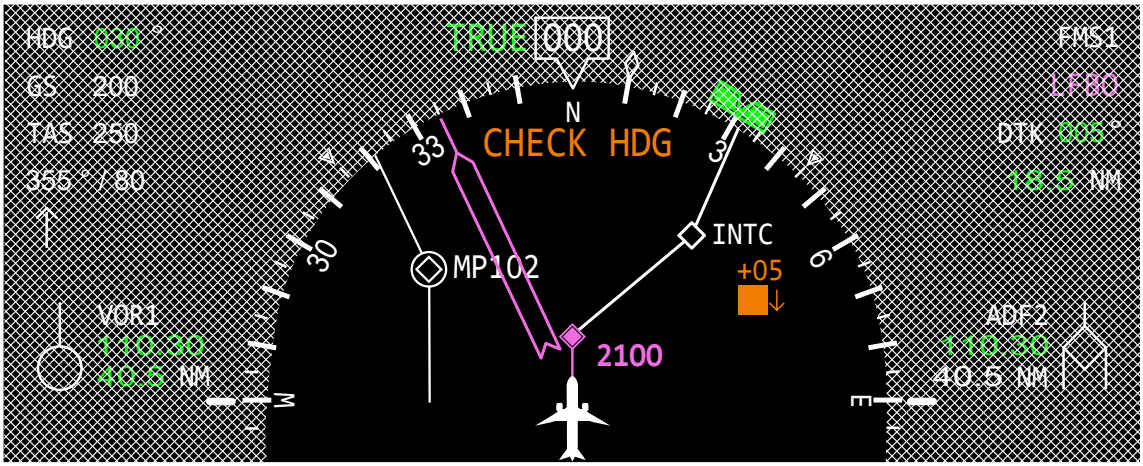


Рисунок 51 Вид маски зоны индикации карты PFD

4.9 Указатель режимов САУ



Рисунок 52 Режимы САУ

Сигнализатор режима полета отображает в четырех колонках и в три строчки в верхней части PFD состояние эксплуатационных режимов АР, сообщения состояния, сообщения контроля основных полетных данных.

В первой строке первого, второго и четвертого столбцов отображаются включенные режимы, во второй строке – подготовленные режимы.

В третье столбце отображается статус АП, ДУ и АТ (подключены / не подключены) и категория захода на посадку.

4.9.1 Режимы автомата тяги

4.9.1.1 Включение режима автомата тяги

В первой строке первого столбца зоны FMA сообщение показывает, какой текущий режим автомата тяги включен.

Обозначение	Режим/ функция АТ
SPEED	Стабилизация приборной скорости (Vпр).
MACH	Стабилизация числа М.
THRUST	Стабилизация режима работы двигателей.
RETARD	Сброс газа.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Обозначение	Режим/ функция AT
	Стабилизация приборной скорости/числа Маха от системы самолетовождения.

4.9.1.2 Подготовленный режим

Во второй строчке первого столбца FMA сообщение показывает, что режим управления AT подготовлен.

Обозначение	Режим/ функция AT
	Режим сброса газа подготовлен.

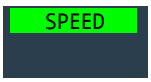
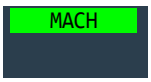
4.9.1.3 Предварительно установленная заданная скорость

В третьей строчк, первого столбца FMA индикация показывает, какой режим AT является в данный момент предварительно выбранным. Отображается в виде надписи белого цвета.

Обозначение	Режим/ функция AT
	Предварительно выбранная скорость включена и значение предпредварительно заданной скорости достоверно.
	Предварительно выбранная скорость MACH включена и значение предпредварительно заданной скорости MACH достоверно.

4.9.1.4 Вынужденно включенный режима

Вынужденно включенный режим связан с включением режима, который не является режимом запрашиваемым пилотом и который появляется в результате некорректных действий экипажа, отказа другого режима.

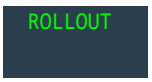
Обозначение	Режим/ функция AT
	Режим включен системой из-за отказа другого режима, некорректных действий экипажа, в ряде других случаев. Экипаж должен ПОДТВЕРДИТЬ вынужденно включенный режим.
	
	

4.9.2 Боковой канал

4.9.2.1 Включение режима бокового канала

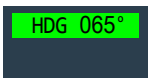
В первой строчке второго столбца зоны FMA сообщение показывает, какой режим управления курсом в данный момент включен.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Обозначение	Режим/ функция AT
	Режим LNAV включен, навигация по курсу выполняется от FMS.
	Режим LNAV в состоянии «Выполняется».
	Режим LNAV в состоянии «Подготовлено».
	Функция «Стабилизация текущего курса», навигация выполняется через AP вручную.
	Режим «Заданный путевой угол», навигация выполняется через AP вручную.
	Этап «Выход на курсовую зону» автоматически переключается на этап «Стабилизация курсовой зоны».
	Этап «Выход на курсовую зону» в состоянии «Выполняется».
	Режим «Директорный взлет» включается путем нажатия кнопки «TO/GA» хотя бы на одном из двух РУД.
	Режим «Уход на второй круг» включается из режима «Курсовая зона» или режима «Заход на посадку» путем нажатия кнопки «TO/GA» хотя бы на одном из двух РУД или переводом РУД во взлетное положение.
	Этап «Доворот» в состоянии «Выполняется».
	Этап «Пробег» в состоянии «Выполняется».

4.9.2.2 Вынужденное включение

В первой строчке второго столбца зоны FMA сообщение показывает вынужденное включение при отказе в момент захода на посадку.

Обозначение	Режим/ функция AT
	Режим «Заданный путевой угол» включается в состояние «Вынуждено включен» при отказе режима «Курсовая зона» и «Заход на посадку».
	Режим «Заданный курс» включается в состояние «Вынуждено включен» при отказе режимов «Заход на посадку» или «Горизонтальная навигация».

4.9.2.3 Подготовленный режим бокового канала

Во второй строчке второго столбца зоны FMA сообщение показывает, что режим управления курсом в данный момент подготовлен.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Обозначение	Режим/ функция АТ
LNAV	Режим LNAV в состоянии «Подготовлен».
LOC*	Этап «Выход на курсовую зону» в состоянии «Подготовлен».
ALIGN	Этап «Доворот» в состоянии «Подготовлен».
ROLLOUT	Этап «Пробег» в состоянии «Подготовлен».

4.9.2.4 Предустановленное значение TRK/HDG

В третьей строчке второго столбца зоны FMA сообщение показывает символы TRK, HDG с числовыми значениями заданного угла белого.

Обозначение	Режим/ функция АТ
TRK 065°	Предустановка заданного значения режима «Заданный путевой угол».
HDG 065°	Предустановка заданного значения режима «Заданный курс».

4.9.3 Режим включения САУ и автомата тяги

4.9.3.1 Индикация включения САУ

В первой строчке третьего столбца зоны FMA сообщение показывает символы AP и FD, свидетельствующие о подключении САУ к системе дистанционного управления СДУ и к системе директорного управления.

Обозначение	Режим/ функция АТ
AP	Подключение САУ к системе дистанционного управления СДУ (включение автопилота) происходит при нажатии на пульте управления САУ (далее ПУ САУ) кнопки-табло AP.
FD	Подключение САУ к системе директорного управления в боковом и продольном канале и автоматическое управления в канале тяги.

4.9.3.2 Индикация включения автомата тяги

Во второй строчке третьего столбца зоны FMA сообщение показывает символы A/T, свидетельствующие о подключении автоматического управления тягой двигателей.

Подключение САУ к системе автомата тяги обеспечивается, если включен один из режимов, использующих канал автоматического управления тягой двигателей.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Обозначение	Режим/ функция АТ
	Режим «A/T» в состоянии готовности.
	Режим «A/T L» в готовности включения автомата тяги только для левого двигателя.
	Режим «A/T R» в готовности включения автомата тяги только для левого двигателя.

4.9.3.3 Индикация категории захода на посадку

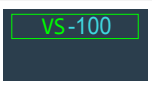
В третьей строчке третьего столбца зоны FMA сообщение показывает символы APP для уведомления экипажа о возможности выполнения захода на посадку по категории I, II или III (APP1, APP2, APP3).

Обозначение	Режим/ функция АТ
	Выполняется режим «Заход на посадку» по категории I.
	Выполняется режим «Заход на посадку» по категории II.
	Выполняется режим «Заход на посадку» по категории III.

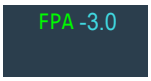
4.9.4 Продольный канал

4.9.4.1 Режим Стабилизация высоты

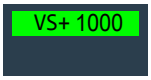
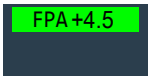
В первой строчке четвертого столбца зоны FMA сообщение показывает символы «Стабилизация Высоты», как обеспечивается стабилизация абсолютной высоты полета, достигнутой к моменту включения режима.

Обозначение	Режим/ функция АТ
	Этап «Выход на высоту» в состоянии «Выполняется».
	Этап «Стабилизация» в состоянии «Выполняется».
	Этап «Набор» в состоянии «Выход на заданный эшелон» обеспечивается при включенном автопилоте или директорном управлении.
	Этап «Снижение» в состоянии «Выход на заданный эшелон» обеспечивается при включенном автопилоте или директорном управлении.
	Символ «Вертикальная скорости» VS (трафарет зеленого цвета, в течение 10 с после включения режима трафарет отображается в рамке зеленого цвета) и численное значение заданной вертикальной скорости.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Обозначение	Режим/ функция AT
	Режим «Вертикальная скорость» в состоянии «Выполняется».
	Режим «Угол наклона траектории» обеспечивается при включенном автопилоте или директорном управлении.
	Режим «Вертикальная навигация» в состоянии «Выполняется».
	Режим «Директорный взлет» включается посредством нажатия кнопки TO/GA.
	Режим «Стабилизация глиссады».
	Режим «Выход на глиссаду».
	Режим «Выравнивание» в состоянии «Выполняется».
	Режим «Опускание переднего колеса» в состоянии «Выполняется».
	Режим «Уход на второй круг».

4.9.4.2 Вынужденное включение

Обозначение	Режим/ функция AT
	Режим «Вертикальная скорость» переключается в состояние «Вынуждено включен». При снижении - если заданная высота устанавливается выше текущей, при наборе высоты - если заданная высота устанавливается ниже текущей.
	Режим «Угол наклона траектории» включается в состояние «Вынуждено включен» при отказе режима «Заход на посадку».

4.9.4.3 Подготовленный режим

Во второй строчке четвертого столбца зоны FMA сообщение показывает, какой вертикальный режим подготовлен в данный момент к включению.

Обозначение	Режим/ функция AT
	Режим «Вертикальная навигация» подготовлен.
	Режим «Выход на глиссаду» подготовлен.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Обозначение	Режим/ функция AT
FLARE	Режим «Выравнивание» подготовлен.

4.9.4.4 Предустановленный режим

В третье строчке четвертого столбца зоны FMA сообщение показывает, какой вертикальный режим предварительно выбран в данный момент.

Обозначение	Режим/ функция AT
VS-500	Предустановка заданного значения режима «Вертикальная скорость».
FPA+5.8	Предустановка заданного значения режима «Угол наклона траектории».

4.10 Индикация сигнальных надписей о рассогласовании данных между дисплеями

Целью использования мониторинга данных между дисплеями является контроль индикации критических параметров, получаемых разными дисплеями. Мониторинг осуществляется другим дисплеем. Если функция обратной связи дисплеев обнаруживает рассогласование критических данных - отображается сигнальная надпись о рассогласовании данных.

Сигнальные надписи на дисплеях отображаются в случае рассогласования между данными на PFD1, PFD2 или EWD.

Сигнальная надпись расположена в верхней части сферы пространственного положения.

CHECK PFD CAPT

Надпись CHECK PFD CAPT янтарного цвета при обнаружении рассогласования обратной связи в PFD1.

CHECK PFD FO

Надпись CHECK PFD FO янтарного цвета при обнаружении рассогласования обратной связи в PFD2.

CHECK EWD

Надпись CHECK EWD янтарного цвета при обнаружении рассогласования обратной связи в EWD.

5 Общее описание кадра комплексного индикатора навигационной обстановки (ND)

На кадре навигационной обстановки (ND) отображается информация, необходимая пилотам для длительной навигации (план полета, предупреждения о метеообразованиях (WXR) и столкновении с землей (TAWS), предупреждения о столкновении в воздухе (TCAS).

Информация, отображаемая на ND, зависит от текущего отображаемого режима: ARC, ROSE или PLAN.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Символы отображаются в соответствии со следующим приоритетом (в порядке возрастания приоритета):

– информация от метеолокатора
– информация от TAWS
– дополнительные навигационные символы
– основные навигационные символы (кроме символа самолета, числового значения курса и отображение, истинного/магнитного курса)
– данные FMS
– символ самолета, числовое значение курса и отображение истинного/магнитного курса
– сообщения о рассогласовании данных и сообщения об ошибках FMS
– информация от TCAS.

5.1 Формат индикации ND 1/2

Общий вид кадра ND в крейсерском полете с режимами ARC, ROSE или PLAN и специальными надписями и сообщениями представлен на следующих рисунках Рис. 53 Рис. 54 Рис. 55 Рис. 56.

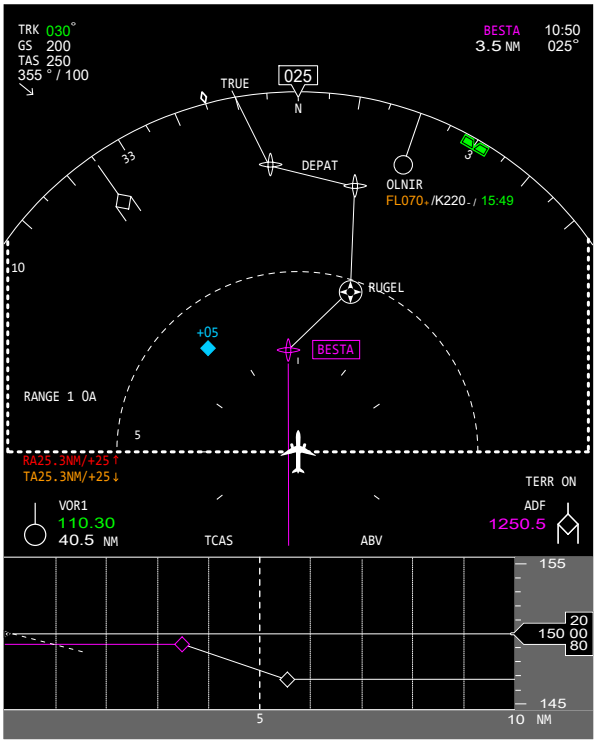


Рисунок 53 ND в режиме ARC с изображением данных от TCAS и FMS

© ПАО "Корпорация "Иркут"

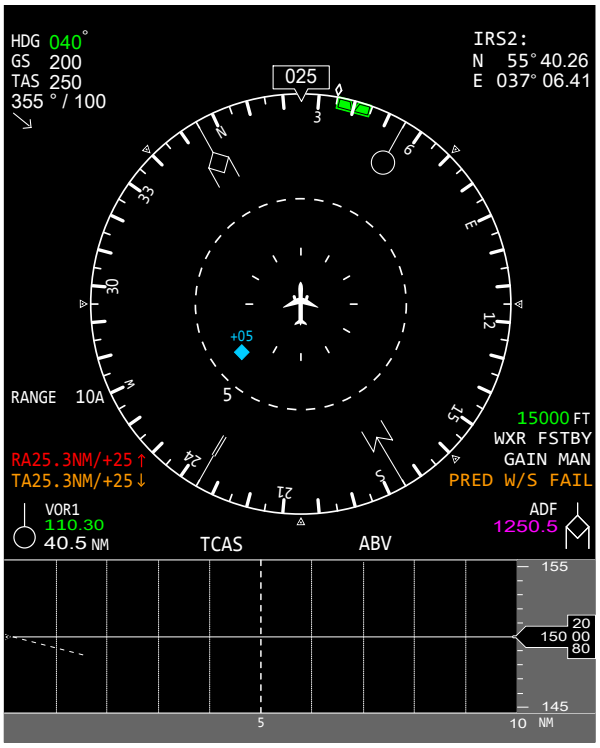


Рисунок 54 ND в режиме ROSE с изображением данных от TCAS и в случае отказа FMS

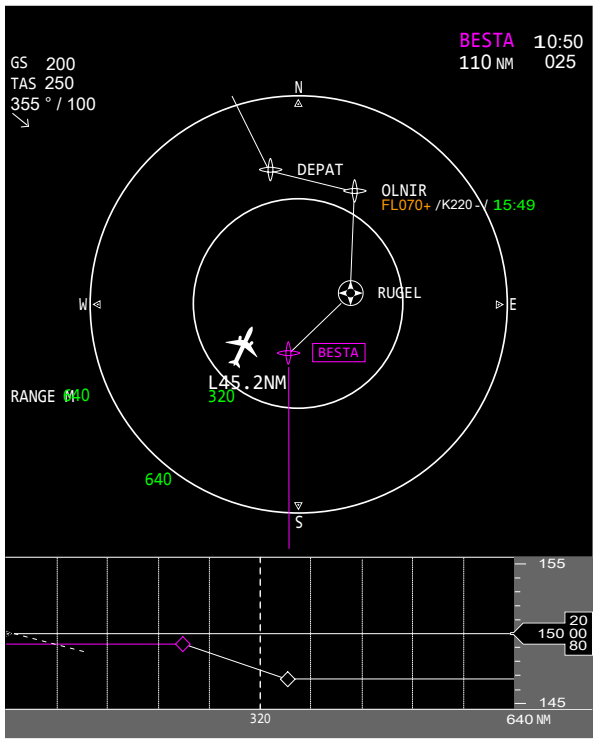


Рисунок 55 ND в режиме PLAN с изображением данных от FMS

© ПАО "Корпорация "Иркут"

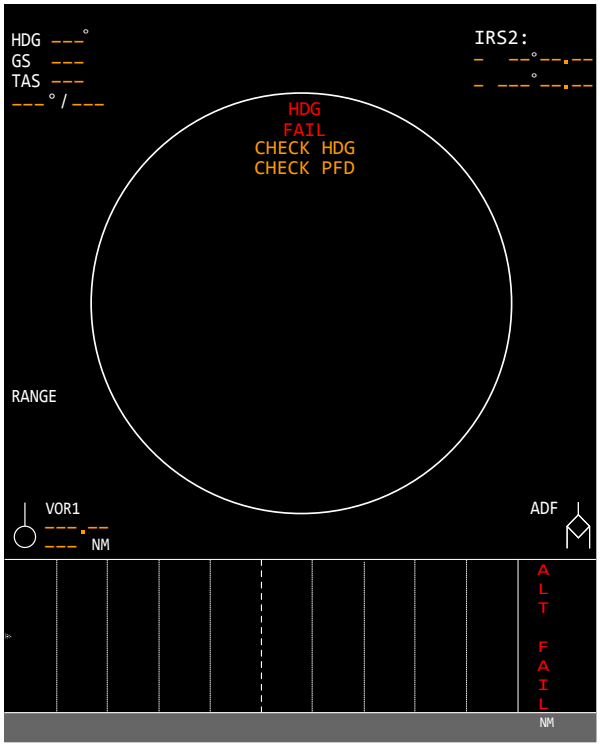


Рисунок 56 ND с предупреждающими надписями

5.2 Формат индикации Full ND

Формат индикации FULL ND отображается на всю ширину рабочего поля индикации.

Логика индикации всех элементов, за исключением данных о точках пути, совпадает для форматов индикации ND 1/2 и Full ND. Для точек пути на формате индикации FULL ND используется дополнительная область, которая содержит информацию о следующих восьми точках пути и текущем вертикальном профиле полета.

6 Основная навигационная информация

© ПАО "Корпорация "Иркут"

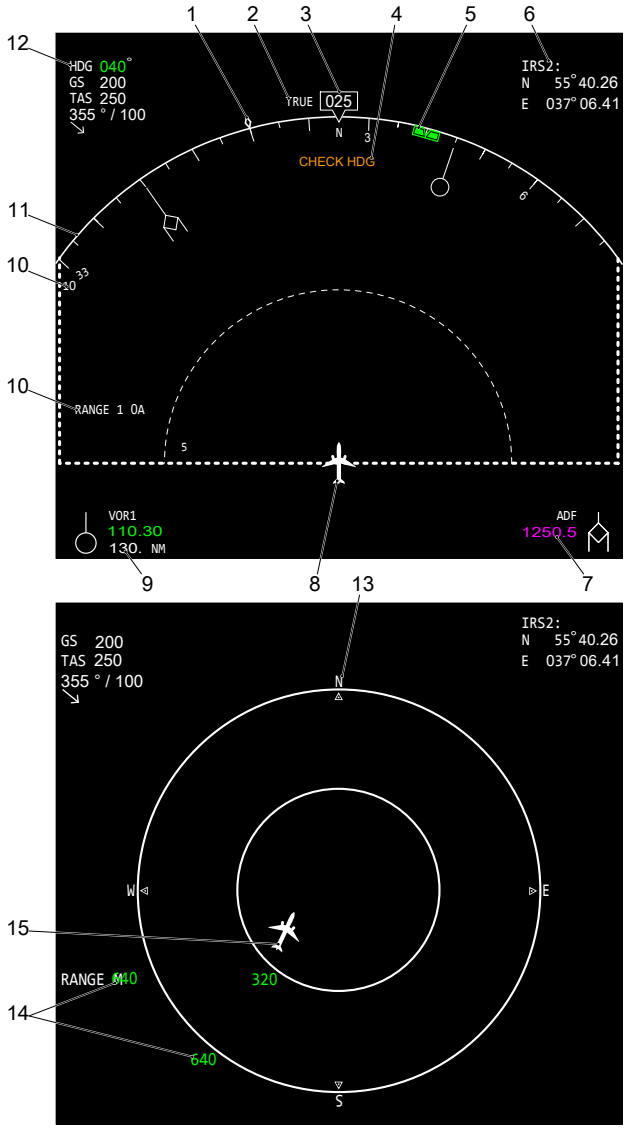


Рисунок 57 Основная навигационная информация

Условные обозначения к Рис. 57:

1	Индекс путевого угла самолета	**9**	Индикация указателя пеленга комплекта № 1
2	Индикация признака истинного курса самолета	**10**	Масштаб дальности
3	Числовая индикация курса самолета	**11**	Индикация курсовых шкал
4	Предупреждение о рассогласовании данных по курсу	**12**	Заданное числовое значение курса/путевого угла
5	Индекс заданного курса / путевого угла	**13**	Статические маркеры
6	Индикация числовых значений широты и долготы	**14**	Масштаб дальности

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 57:

7	Индикация указателя пеленга комплекта № 2	15	Символ самолета
8	Символ самолета		

6.1 Символ самолета



Символ самолета отображается в двух вариантах:

- неподвижный символ самолета в режимах ARC и ROSE ориентирован по направлению вверх, размещается в геометрическом центре шкалы курса
- в режиме PLAN символ самолета является динамическим объектом, ориентирован по направлению полета самолета.

Символ расположен в соответствии со своими координатами (широта/долгота) согласно проекции опорной точки, определяемой FMS.

6.2 Индикация курсовых шкал

6.2.1 Вращающаяся шкала курса в режиме ARC

Шкала в режиме ARC соответствует шкале для отображения информации обо всех углах в режиме ARC и отображается в следующих вариантах:

- дуга окружности белого цвета, ограничивающей сектор с углом плюс/минус 110º, центр дуги соответствует местоположению символа самолета. Дуга состоит из маленьких меток - через 5º, и больших меток - через 10º. Числовая индикация меток на шкале выполнена через 30°, кроме углов соответствующих сторонам света: 0° заменен символом N, 90° - E, 180° - S, 270° - W.

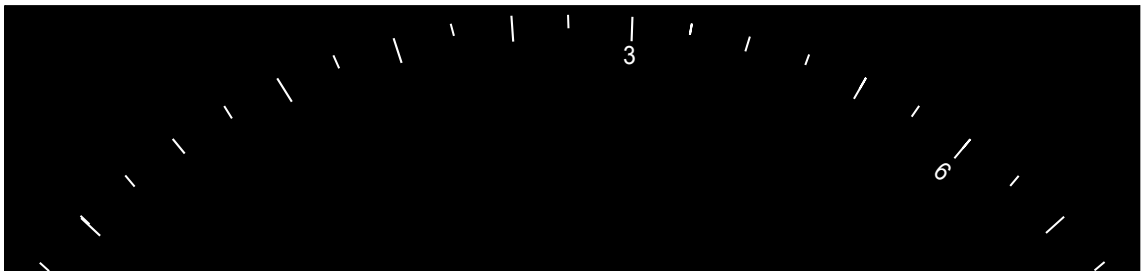


Рисунок 58 Шкала в режиме ARC

- при отсутствии данных курса отображается в виде окружности белого цвета, ограничивающей сектор с углом в плюс/минус 110º, с надписью HDG FAIL красного цвета.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

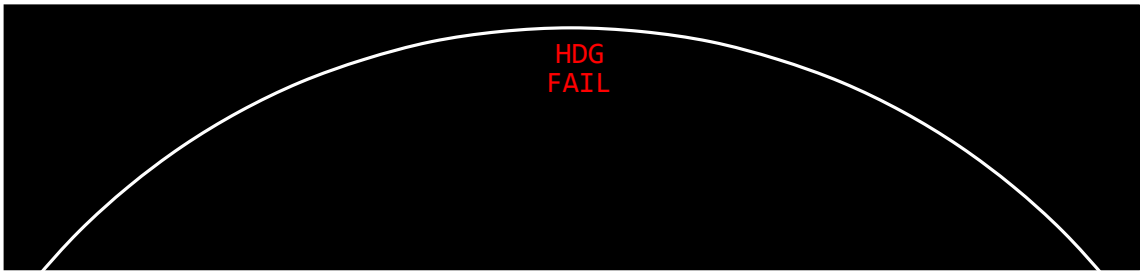


Рисунок 59 Шкала при отсутствии данных курса

6.3.1 Вращающаяся шкала курса в режиме ROSE

Шкала в режиме ROSE соответствует шкале для отображения информации обо всех углах в режиме ROSE и отображается в одном из следующих вариантов:

– окружность белого цвета, центрованная относительно символа самолета и состоящая из маленьких меток, через 5º, и больших меток, через 10º. Индикация числовых значений (десятков), через 30º, кроме углов соответствующих сторонам света: 0° заменен символом N, 90° - E, 180° - S, 270° - W

– при отсутствии данных курса, отоброжается в виде окружность белого цвета и надписи HDG FAIL красного цвета.

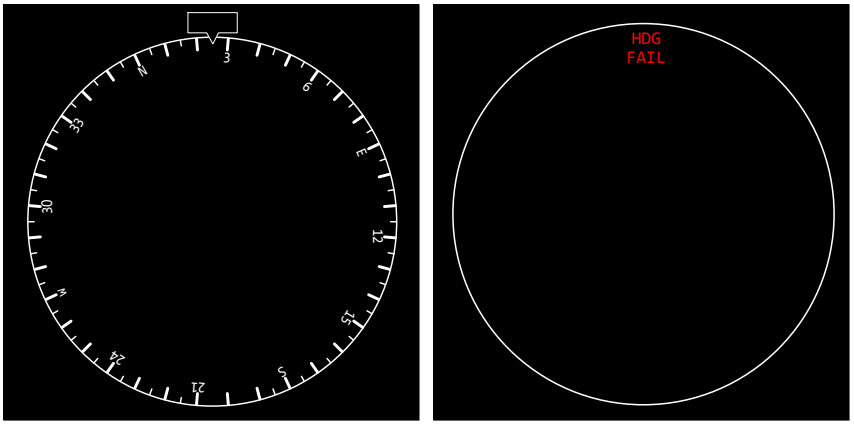


Рисунок 60 Шкала курса в режиме ROSE

6.4 Статические маркеры

Маркеры соответствуют фиксированным значениям курса в режиме ROSE.

На шкале отображается семь маркеров, в виде треугольников белого цвета, которые расположены на углах: 45º, 90º, 135º, 180º, 225º, 270º и 315º.

Маркеры соответствуют фиксированным значениям курса в режиме PLAN.

На шкале отображаются четыре треугольника белого цвета, соответствующих основным направлениям: N - 0º, E - 90º, S - 180º и W - 270º.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

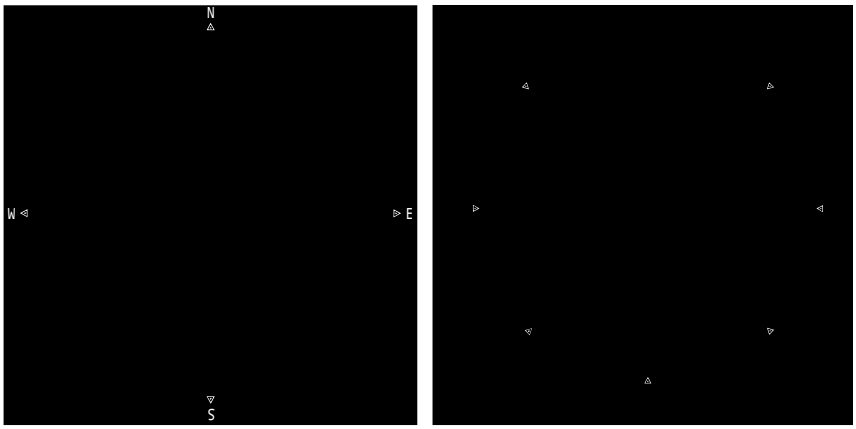


Рисунок 61 Статические маркеры

6.5 Предупреждение о рассогласовании данных по курсу

CHECK HDG

Эта надпись, янтарного цвета, предупреждает экипаж о расхождении данных по курсу, обнаруженном между данными, используемыми пилотами.

Предупреждение отображается в виде надписи, расположенной в верхней части шкалы курса с внутренней стороны.

6.6 Масштаб дальности

Масштаб дальности пилот выбирает вручную посредством задатчика RANGE на пульте ПУИ-17 или выбирается системой электронной индикации в автоматическом режиме.

При первоначальной загрузке, при отсутствии данных от ПУИ или при отказе задатчика RANGE автоматически выбирается масштаб индикации равный 40 NM.

Выбранный масштаб дальности отображается в одном из следующих вариантов:

RANGE 640M — ручной режим - надпись RANGE белого цвета, за которой отображается числовое значение выбранного масштаба зеленого цвета без лидирующего нуля. Буква M белого цвета отображается после цифр

RANGE 10A — автоматический режим - надпись RANGE белого цвета, за которой отображается числовое значение выбранного масштаба белого цвета без лидирующего нуля. Буква A белого цвета отображается после цифр

выбранный масштаб дальности не отображается.

6.6.1 Выбор масштаба автоматического/ручного регулирования дальности в режиме ARC

Выбор дальности дает пилоту возможность определять расстояние до любого объекта в области карты. Масштаб дальности определяется радиусом дуги или окружности, отображаемой на ND. Дальность выбирается автоматически или вручную.

Масштаб дальности состоит из внешней дуги в виде сплошной линии белого цвета, ограничивающей сектор с углом плюс/минус 110°, (центр дуги соответствует местоположению символа самолета), цифр, расположенных слева с внутренней стороны

© ПАО "Корпорация "Иркут"

внешней дуги. Внутренней дуги в виде пунктирной линии белого цвета, ограничивающей сектор в 180º. Центр внутренней дуги также соответствует местоположению символа самолета. Радиус внутренней дуги равен половине радиуса внешней дуги.

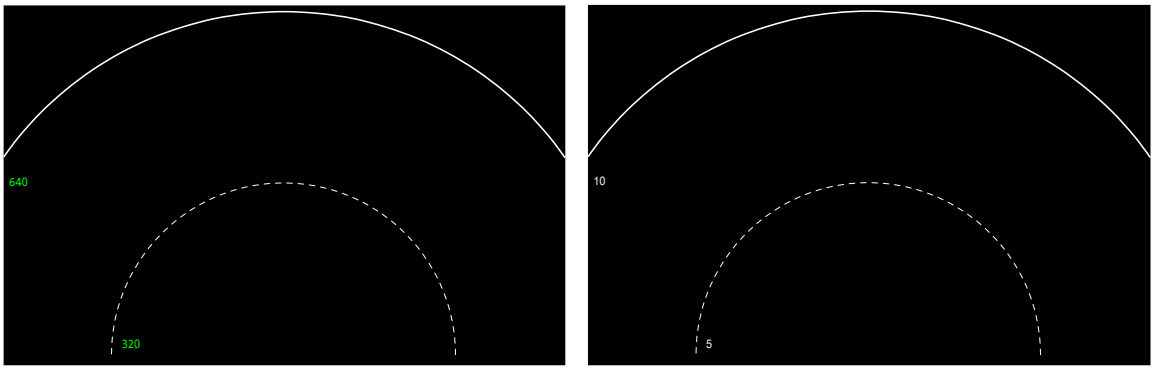


Рисунок 62 Масштаб дальности, установленный в режиме ARC

6.6.2 Выбор масштаба автоматического/ручного регулирования дальности в режиме ROSE

Масштаб дальности состоит из внешнего белого круга в виде сплошной окружности, центр соответствует местоположению символа самолета, цифр с левым выравниванием, расположенных внизу, слева, с внешней стороны внешней окружности, а также: внутреннего белого круга в виде пунктирной окружности, радиус которого равен половине радиуса внешнего круга, цифр, расположенных в нижней левой части внутреннего круга с его внешней стороны.

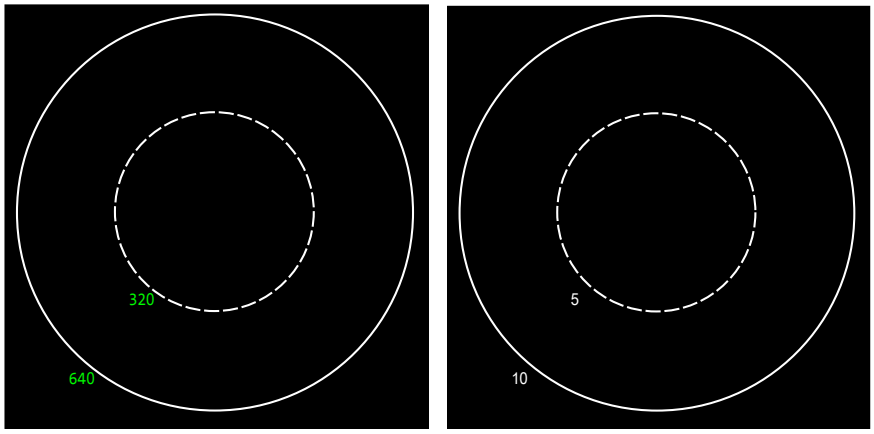


Рисунок 63 Масштаб дальности, установленный в режиме ROSE

6.6.3 Масштаб дальности в режиме PLAN

Масштаба дальности состоит из внешнего белого круга в виде сплошной окружности трех цифр зеленого цвета с левым выравниванием, расположенных внизу, слева, с внешней стороны внешней окружности. Внутреннего белого круга в виде сплошной окружности, радиус которого равен половине радиуса внешнего круга. Центр внутреннего круга совпадает с центром внешнего, трех цифр зеленого цвета, с левым выравниванием, расположенных в нижней левой части внутреннего круга с внешней стороны.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

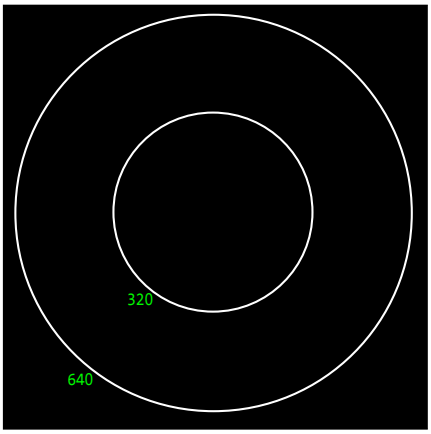


Рисунок 64 Масштаб дальности в режиме PLAN

6.7 Индикация цифровых значений широты и долготы

В случае отказа FMS1 и FMS2 вместо отображения данных системы FMS, расположенных в верхнем правом углу навигационного дисплея, отображаются текущие координаты самолета (широта/долгота), определяемые другим оборудованием.

Надпись информирует о текущем источнике данных о широте и долготе.

GPS1	Надпись GPS1 отображается белым цветом, если источником данных о широте и долготе выбран GPS1.
GPS2	Надпись GPS2 отображается белым цветом, если источником данных о широте и долготе выбран GPS2.
IRS1	Надпись IRS1 отображается белым цветом, если источником данных о широте и долготе выбран IRS1.
IRS2	Надпись IRS2 отображается белым цветом, если источником данных о широте и долготе выбран IRS2.
IRS3	Надпись IRS3 отображается белым цветом, если источником данных о широте и долготе выбран IRS3.
GLONASS1 :	Надпись GLONASS1 отображается белым цветом, если источником данных о широте и долготе выбран GLONASS1.
GLONASS2 :	Надпись GLONASS2 отображается белым цветом, если источником данных о широте и долготе выбран GLONASS2.

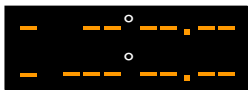
Отображение числовых значений широты и долготы располагается в верхней правой части кадра ND снизу от индикации источника данных о широте/долготе.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Значение широты и долготы отображается в виде двух строк. Первая строка состоит из надписи N или S белого цвета, двухзначного числа в диапазоне - от 00 до 90°, с шагом 1°, символа "°" белого цвета четырехзначного числа в диапазоне - от 00,00 до 59,99 минут, с шагом 0,01 минута.

Вторая строка состоит из надписи E или W белого цвета, трехзначного числа в диапазоне - от 000 до 180°, с шагом 1°, символа "°" белого цвета, четырехзначного числа в диапазоне - от 00,00 до 59,99 минут, с шагом 0,01 минуты.



Если данные недостоверны или отсутствуют, значение широты и долготы не отображаются.

6.8 Индикация дополнительной навигационной информации

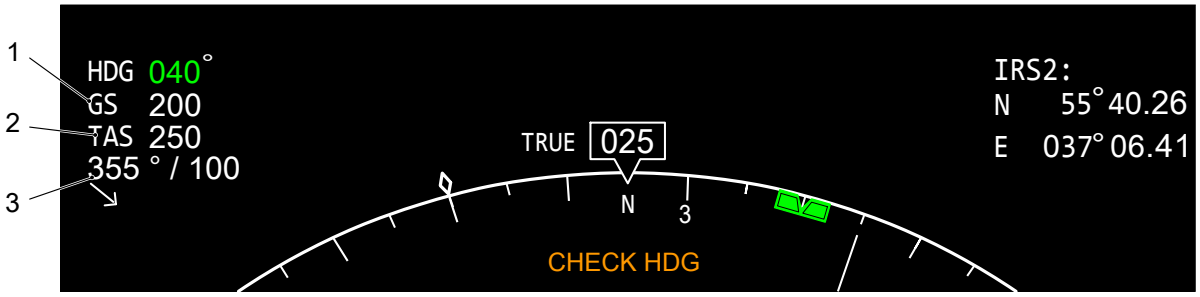


Рисунок 65 Индикация дополнительной навигационной информации

Условные обозначения к Рис. 65:

1	Отображение числового значения путевой скорости	3	Отображение направления ветра и угла сноса
2	Отображение числового значения истинной воздушной скорости		

6.8.1 Отображение числовогоо значения путевой скорости

Отображение путевой скорости, вычисленной инерциальной системой, расположена в левом верхнем углу кадра ND.



Надпись GS с трехзначным числом белого цвета справа от надписи. Диапазон скорости - от 0 до 999 kt, с шагом - 1 kt.



При недостоверности вычисленных данных.

6.8.2 Индикация числового значения истинной воздушной скорости

Индикация соответствует истинной воздушной скорости, вычисленной системой воздушных сигналов (СВС), расположена снизу под индикацией путевой скорости.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

TAS 250	Надпись TAS с трехзначным числом белого цвета справа от надписи. Диапазон скорости - от 0 до 999 kt, с шагом - 1 kt.
TAS ___	При недостоверности вычисленных данных.

6.8.3 Отображение направления ветра и угла сноса

Отображение соответствует графическому отображению текущего направления ветра относительно истинного или магнитного курса.



Вектор направления ветра отображается в виде стрелки белого цвета ниже числовой индикации направления и текущей скорости ветра.

Индикация соответствует числовому отображению текущих направления и скорости ветра относительно истинного мередиана.

355 ° / 80	Отображается в виде трехзначного числа в диапазоне - от 001° до 360° слева от символа “°/” белого цвета и трехзначного числа белого цвета в диапазоне от 0 kt до 256 kt, с шагом 1 kt справа от символа.
--- ° / ---	Если входные параметры истинной воздушной скорости не получены или недостоверны.
--- ° / ---	Если данные о скорости и направлении ветра недостоверны.

7 Данные от FMS

© ПАО "Корпорация "Иркут"

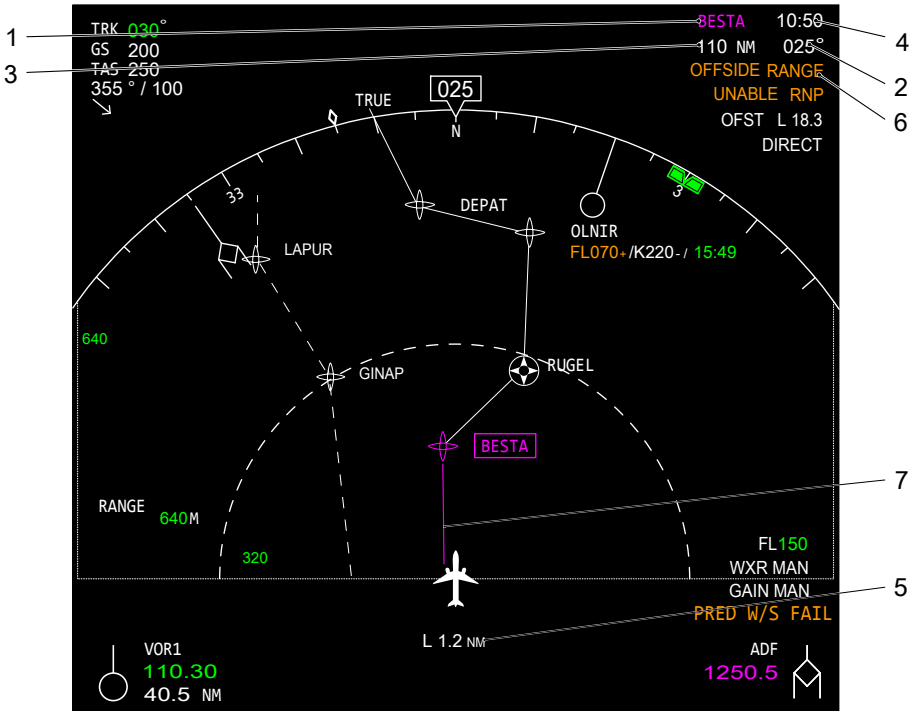


Рисунок 66 Индикация данных от FMS в формате ND 1/2

Условные обозначения к Рис. 66:

1	Обозначение активной точки пути	5	Индикация бокового уклонения самолета от заданной линии пути
2	Курс к активной точке пути	6	Сообщения системы FMS
3	Удаление от активной точки пути	7	Данные карты от FMS
4	Ожидаемое время достижения активной точки пути		

7.1 Обозначение активной точки пути

Идентификатор следующего пункта назначения отображается в верхней части ND в правом углу.

LFBO	Идентификатор пункта маршрута, в который следует самолет.
-------	Недостоверность данных о следующем пункте маршрута.

7.2 Курс к активной точке пути

Числовое значение курса к активной точке пути отображается в правом верхнем углу ND под отображением ожидаемого времени достижения активной точки пути.

025 °	Трехзначное число белого цвета. Диапазон индикации - от 001 до 360 градусов, с шагом - 1 градус. Единицы измерения отображаются после числового значения пеленга в виде символа “°” светло серого цвета.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Недостоверность данных о курсе.

7.3 Отображение расстояния (дальности) до активной точки пути

Информация о расстоянии до активной точки пути отображается в правом верхнем углу ND под обозначением идентификатора следующего пункта назначения.



От 0,1 до 99,9 NM с шагом 0,1 NM.



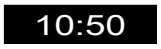
От 100 до 999 NM с шагом 1 NM.



Данные о расстоянии до следующего пункта маршрута недостоверны.

7.4 Ожидаемое время достижения активной точки пути

Ожидаемое время достижения активной точки пути отображается в правом верхнем углу ND, справа от обозначения активной точки пути.



Отображается числовое значение из четырех цифр в формате HH:MM белого цвета, где HH–часы в формате UTC, MM–минуты в формате UTC.



Данные ETA недостоверны.

7.5 Индикация бокового уклонения самолета от заданной линии пути

Эта информация соответствует боковому уклонению самолета от заданной линии пути. Боковое уклонение от заданной линии пути отображается под символом самолета.



Символ R или L белого цвета, сопровождаемый трехзначным числом белого цвета с правым выравниванием. Диапазон индикации - от 0,0 NM to 99,9 NM, с шагом 0,1 NM. Единицы измерения отображаются после числового значения в виде символа NM светло - серого цвета.

7.6 Сообщения системы FMS

Сообщения системы FMS индицируются в виде трех блоков данных:

– первый блок данных состоит из двух строк максимальной длиной 13 символов
– второй блок данных состоит из одной строки максимальной длиной 11 символов
– третий блок данных состоит из одной строки максимальной длинной 7 символов.

7.7 Индикация сообщения об ошибке FMS



© ПАО "Корпорация "Иркут"

Сообщение информирует пилота о невозможности отображения плана полета FMS. Отображается в правом верхнем углу ND под отображением числовых значений расстояния до активной точки пути и курса к активной точке пути.

7.8 Данные карты от FMS

Данные карты от FMS отображаются в 2D и псевдо-3D-режиме по выбору пилота.

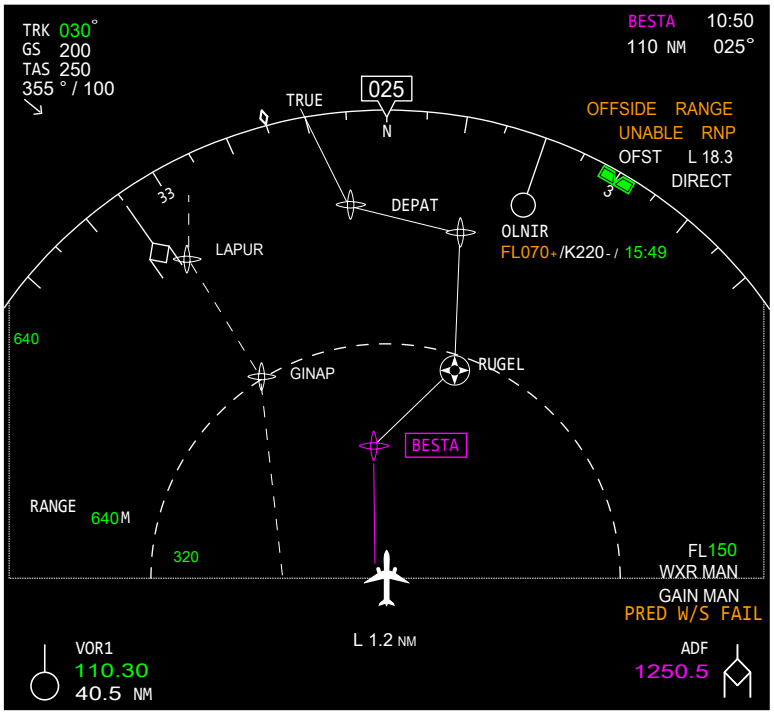


Рисунок 67 Индикация данных от FMS в формате ND 1/2

© ПАО "Корпорация "Иркут"

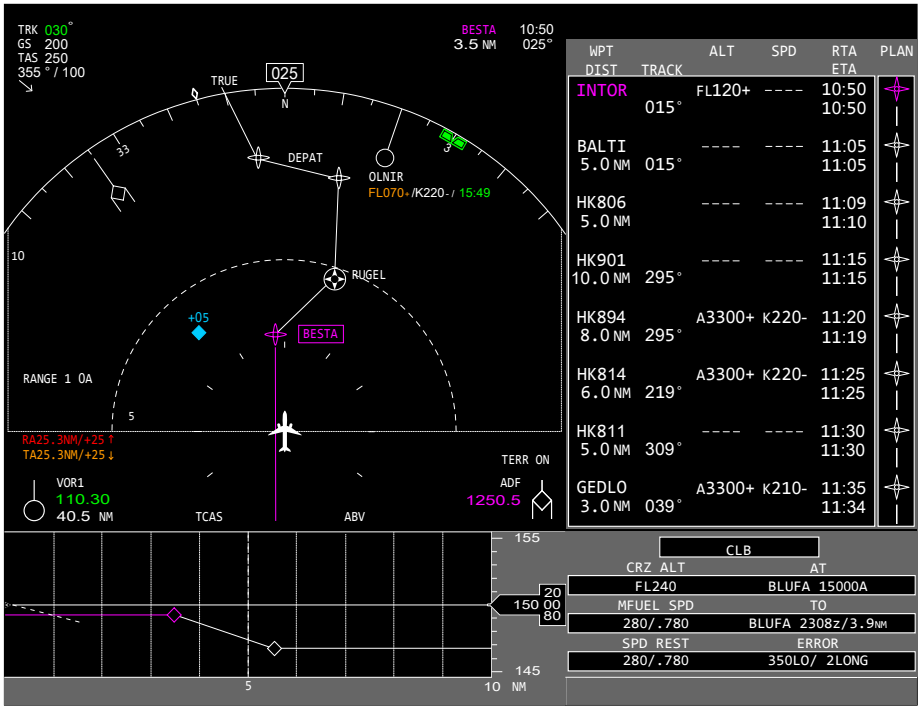


Рисунок 68 Индикация данных от FMS в формате FULL ND

7.8.1 Таблицы базы данных активного маршрута

Страница активного маршрута - FPLN ND - отображает последовательность путевых точек активного плана полета с основными данными о них, имеющихся в базе данных FMS, таких как: ограничения по высоте и скорости пролета, ожидаемое и требуемое время прибытия, расстояние между точками и направление на точку.

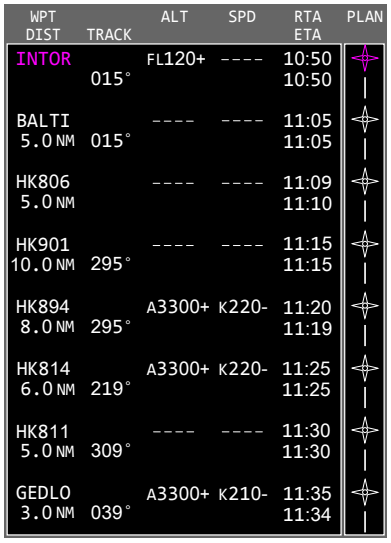


Рисунок 69 Общий вид отображения информации на FPLN NDA

Страница FPLN ND имеет вид списка из восьми строк по шесть столбцов в каждой с информацией об активной и последующих за ней точках пути. Информация о каждой путевой точке маршрута размещается на двух уровнях. На верхнем уровне строки отображаются: идентификатор точки маршрута, ограничения по высоте и скорости

© ПАО "Корпорация "Иркут"

пролета, требуемое время пролета. На втором уровне строки отображается информация о расстоянии между точками, направлении на точку и ожидаемое время пролета. При отсутствии данных об ограничениях - на соответствующем поле отображаются прочерки.

Идентификаторы точек маршрута и все числовые значения отображаются белым цветом, единицы измерения и ограничения, такие как Nautical Miles (NM), Flight Level (FL), Altitude (A), Knots (K) отображаются меньшим размером шрифта.

Идентификатор активной точки маршрута и соответствующий символ в столбце PLAN отображается малиновым цветом.

7.8.2 Индикация данных о текущей фазе вертикального профиля

Поле VNAV ND отображает данные о текущей фазе вертикального профиля FMS.

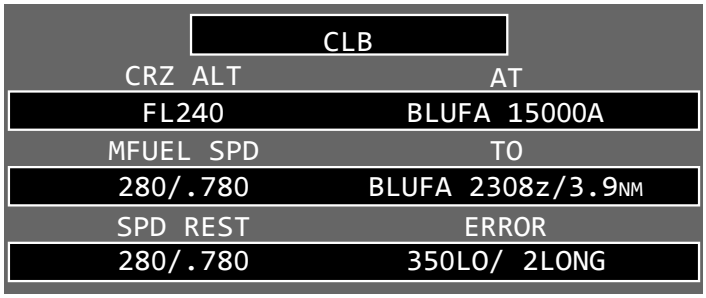


Рисунок 70 Общий вид поля VNAV ND

Поле VNAV ND состоит из четырех строк и двух колонок. В первой строке всегда отображается текущий этап полета. Отображаемые данные второй, третьей и четвертой строк зависятт от этапа полета.

Идентификаторы точек маршрута и все числовые значения отображается белым цветом, единицы измерения отображаются меньшим размером шрифта.

7.9 Описание индикации объектов, используемых в плане полета

7.9.1 Зона индикации карты

Символы систем FMS и TCAS отображаются внутри предварительно определенной зоны (зона отображения карты) на формате ND, которая ограничивается текущей выбранной маской.

Зона отображения карты позволяет перевести координаты символов от систем FMS и TCAS в координаты на формате ND. Зона отображения карты определяется геометрическими характеристиками для каждого режима индикации ND, текущего масштаба отображения и точки отсчета:

– точка отсчета для относительных систем координат TCAS

– точка отсчета для относительных систем координат FMS.

7.9.2 Характеристики зоны индикации карты в режиме ARC и ROSE

В режиме ARC и ROSE центр символа самолета соответствует географическим координатам самолета, получаемым от системы FMS. Индикация символов от систем TCAS и FMS выполняется относительно центра символа самолета.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Ориентация символов от систем FMS и TCAS на формате ND определяется с учетом того, что верх на формате ND соответствует направлению на север.

7.9.3 Индикация символа самолета в режиме PLAN

Символ самолета в режиме PLAN отображает позицию самолета относительно выбранной точки отсчета. Символ самолета вращается вокруг своего центра в соответствии со значением курса, а центр отображения символа самолета соответствует географическим координатам самолета, получаемым от FMS.

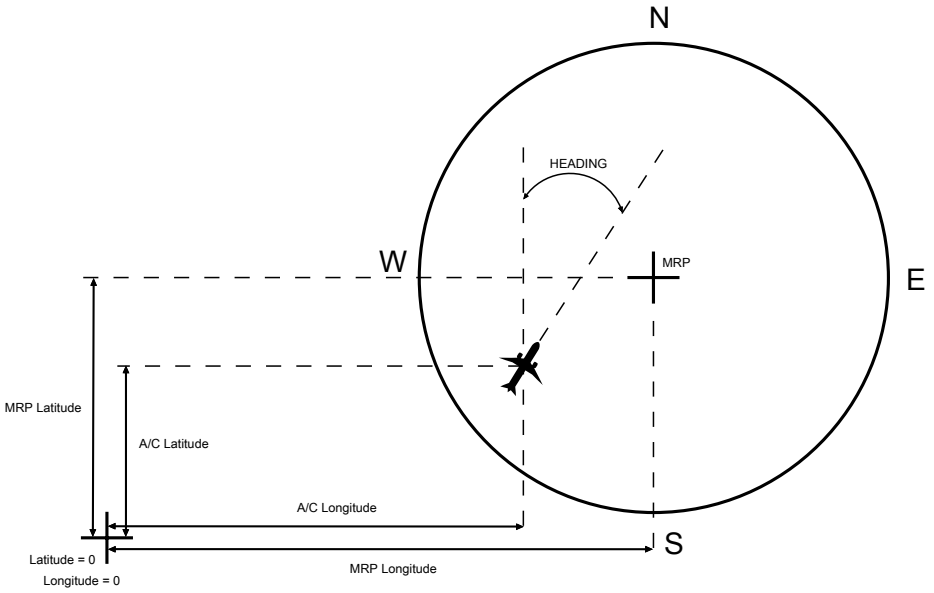


Рисунок 71 Взаимное положение символа самолета и выбранной точки отсчета в режиме PLAN

7.10.1 Видимость плана полета

При изменении значения выбранного масштаба текущий отображаемый план полета и все символы удаляются перед отображением нового плана полета.

При изменении значения режима индикации формата ND текущий отображаемый план полёта и все символы должны быть удалены перед отображением нового плана полета.

7.10.2 Активный план полета

FMS отображает активный план полета, как последовательность векторов и углов. Отрезки маршрута и дуги активного плана полета, за исключением выполняемых, отображаются линиями белого цвета.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

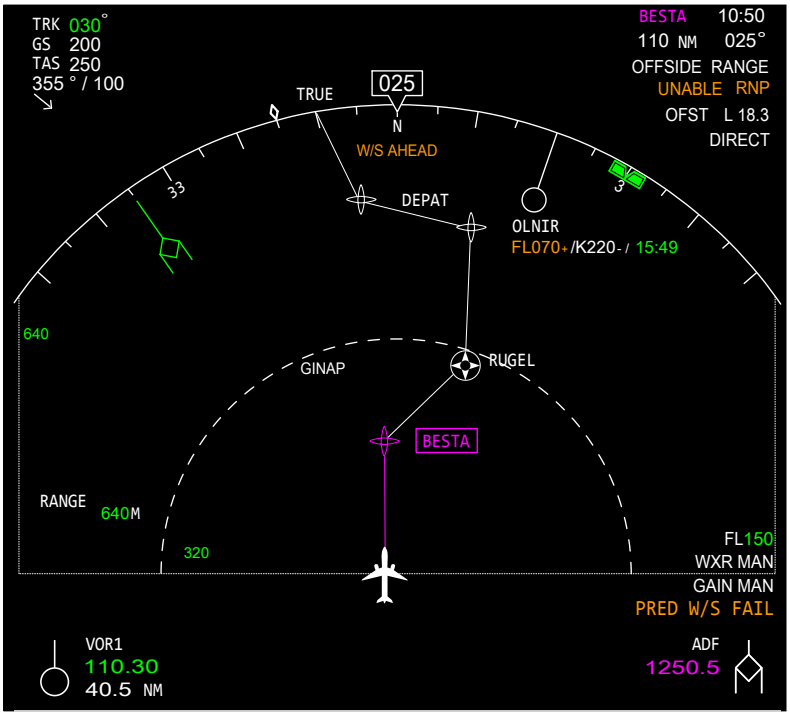


Рисунок 72 Активный план полета

Размещение активного плана полета на поле зависит от положения символа самолета на карте, выбранного масштаба и текущей ориентации самолета.

7.10.3 Модифицируемый план полета

В случае изменения плана полета, FMS отображает изменения только относительно тех участков измененного плана полета, которые отличаются от активного плана полета. Отрезки и дуги маршрута модифицируемого плана полета отображаются линиями голубого цвета.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

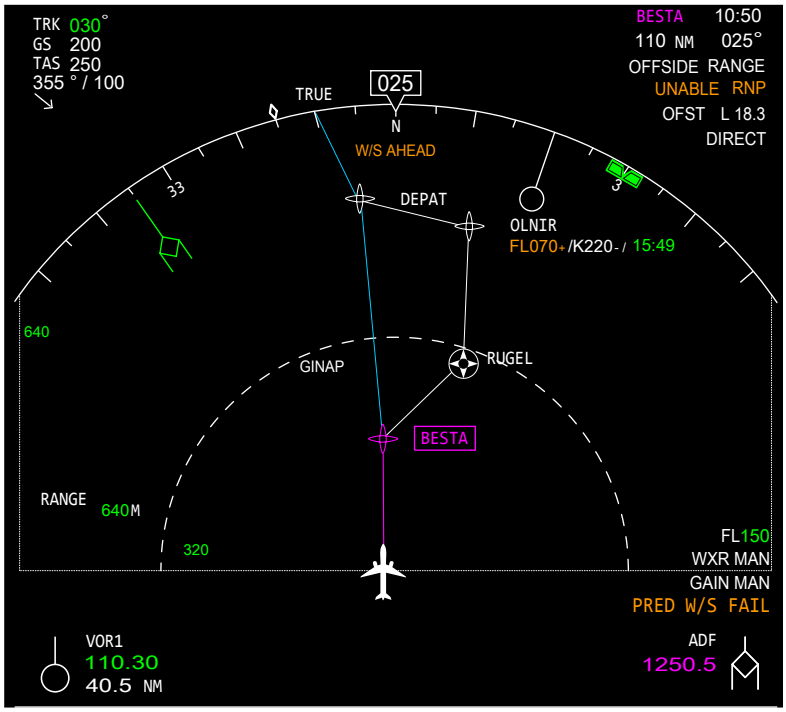


Рисунок 73 Модифицируемый план полета

7.10.4 План полета со смещением

Если пилот выбирает горизонтальное смещение активного плана полета, FMS вычисляет координаты нужной точки смещения, чтобы определить траекторию смещения. Отрезки маршрута и дуги смещенного плана полета, за исключением выполняемых, отображаются штриховыми линиями зеленого цвета.

Выполняемые отрезки маршрута и дуги смещенного плана полета отображаются штриховыми линиями малинового цвета.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

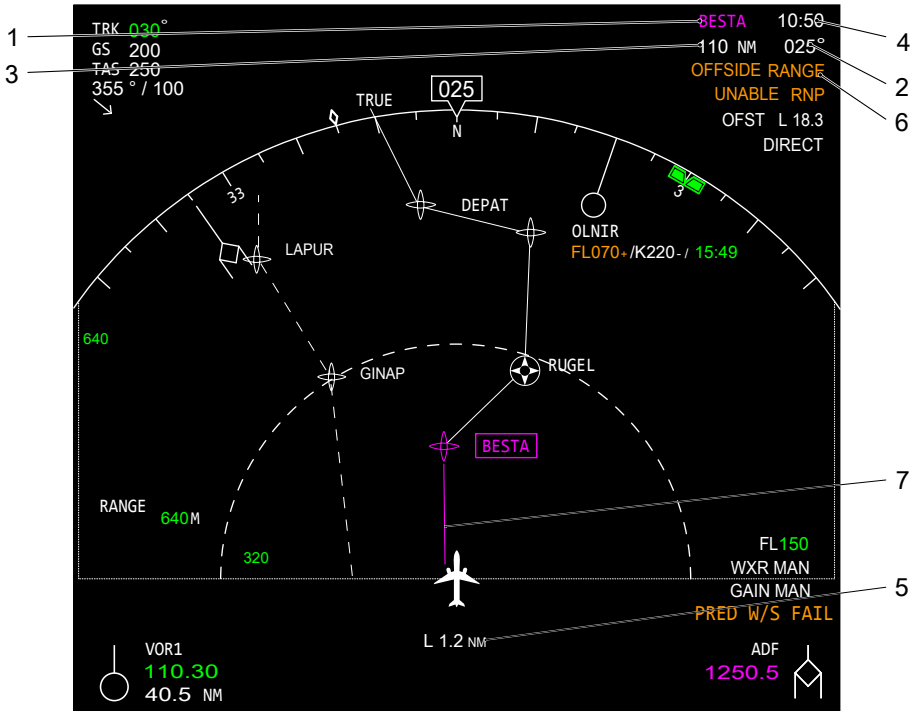


Рисунок 74 План полета со смещением

7.10.5 Неактивный план полета

FMS может обеспечить два независимых плана полета, но только один план полета является активным в одно и то же время. Отрезки и дуги маршрута неактивного плана полета отображаются штриховыми линиями белого цвета.

7.10.6 Данные участка плана «дуга постоянного радиуса до контрольной точки»

Экипаж может выбрать опорную точку, для которой рассчитаны пересечения траверза, радиала и заданной дальности относительно активного плана полета. Отрезки маршрута и дуги радиала отображаются линиями зеленого цвета.

7.10.7 Мнемоника плана полета

Точки пути (ТП) на плане обозначаются специальными символами. ТП с обязательным донесением о пролете и донесением по запросу, с ЛУР или обязательным пролетом. Все типы точек пути могут одновременно отображаться во всех режимах навигационного дисплея.

Таблица 3 Символы точки пути

	Активная ТП	Неактивная ТП	Неактивная пользовательская ТП
С обязательным донесением и ЛУР	BESTA	BESTA	BESTA
С обязательным донесением и обязательным пролетом	BESTA	BESTA	BESTA
С донесением по запросу и ЛУР	BESTA	BESTA	BESTA

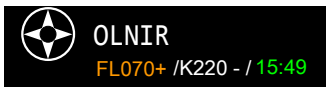
© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 3 Символы точки пути

	Активная ТП	Неактивная ТП	Неактивная пользовательская ТП
С донесением по запросу и обязательным пролетом			

Символ ТП сопровождается пятибуквенным идентификатором.

При активном режиме отображения [CSTR] и наличии ограничений по высоте и/или скорости и/или времени пролета, символ точки пути (ТП) на плане сопровождается соответствующими полями.





Поля ограничений высоты, скорости или времени пролета ТП размещены возле символа ТП следующим образом и в следующем порядке.

При отсутствии какого-либо типа ограничений для ТП - соответствующее поле не отображается.

При наличии для ТП какого-либо типа ограничения, полученного из навигационной базы данных, текст ограничения обозначается надписью белого цвета.

При наличии для ТП какого-либо типа ограничения, введенного пользователем, текст ограничения обозначается надписью зеленого цвета.

При прогнозировании нарушения существующего какого-либо ограничения ТП (из НБД или введенного пользователем) какого-либо типа, введенного экипажем, текст ограничения обозначается надписью янтарного цвета.

7.10.8 Мнемоника аэродромов

На плане отображается четыре типа символов аэродрома:

– невращающийся символ аэродрома для:
  - аэродромов вылета и назначения из активного плана полета от ФПОС при выбранном масштабе выше 160 NM
  - аэродромов вылета и назначения из активного плана полета от ФПОС при отсутствии данных об ориентации полосы
  - аэродромов вне активного плана полета от ФПОС при активном режиме ARPT

– вращающийся масштабируемый символ аэродрома для аэродромов вылета и назначения активного плана полета с имеющимися данными об ориентации полосы при выбранном масштабе ниже 80 NM

– вращающийся немасштабируемый символ аэродрома для аэродромов вылета и назначения активного плана полета с имеющимися данными об ориентации полосы при выбранном масштабе выше 80 NM, но ниже 160 NM.

  Символ аэродрома сопровождается четырехбуквенным идентификатором и номером полосы (при наличии данных).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Примечание

Вращающиеся символы ориентируются с отсчетом направления от истинного севера. Направление на истинный север зависит от выбранного режима индикации ARC, ROSE или PLAN.

7.10.8.1 Невращающийся символ аэродрома

Символ аэродрома на плане отображается для гражданских, военных и совместного использования аэродромов. Символ аэродрома сопровождается его четырехбуквенным идентификатором и номером полосы (при наличии данных) малинового цвета, если аэродром является аэродромом вылета или назначения активного плана полета и белым цветом в остальных случаях.



Символ военного аэродрома.



При отсутствии какого-либо типа ограничений для ТП - соответствующее поле не отображается.



Символ совместного аэродрома.



Символ гражданского аэродрома вылета/назначения из активного плана полета.

7.10.8.2 Вращающийся масштабируемый символ полосы аэродрома

Вращающийся масштабируемый символ полосы аэродрома на плане отображается для гражданских, военных и совместного использования аэродромов, являющихся аэродромами вылета или посадки активного плана полета, при наличии данных о направлении полосы и при выбранном масштабе < 80 NM.



Вращающийся символ полосы сопровождается блоком текста, включающего четырехбуквенный идентификатор аэродрома на первой строчке и номером полосы на второй (при наличии данных) белым цветом.

7.10.8.3 Вращающийся немасштабируемый символ аэродрома

Вращающийся символ полосы аэродрома на плане отображается для гражданских, военных и совместного использования аэродромов, являющихся аэродромами вылета или посадки активного плана полета, при наличии данных о направлении полосы и при выбранном масштабе 80 NM < SELECTED RANGE < 160 NM.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Вращающийся символ полосы сопровождается блоком текста, отображающим четырехбуквенный идентификатор аэродрома на первой строчке и номер полосы на второй белого цвета. Блок текста находится справа от символа полосы.

7.10.9 Мнемоника навигационных средств

Символ радионавигационного средства отображает местонахождение VOR радиомаяка, VOR/DME, TACAN, VOR/TACAN, MKR, NDB, либо прочих радионавигационных средств NAVAID.



Символ VOR.



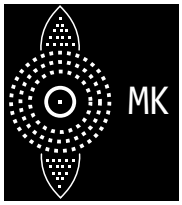
Символ VOR/DME.



Символ TACAN.



Символ VORTAC.



Символ MKR.



Символ NDB.



Символ NAVAID.

7.10.10 Мнемоника вертикального профиля

Символы вертикального профиля являются псевдоточками пути, предоставляющими информацию о начале либо-об окончании этапов набора высоты или снижения, вычисляемые FMS для соблюдения высотных ограничений. Символы вертикального профиля отображаются линиями белого цвета.

Размещение символов вертикального профиля на поле зависит от положения символа самолета на карте, выбранного масштаба и текущей ориентации самолета.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Символ начала снижения.



Символ окончания снижения.



Символ начала набора высоты.



Символ окончания набора высоты.

Символ начала торможения является псевдоточкой пути, предоставляющей информацию о необходимости начала уменьшения скорости для соблюдения скоростных ограничений. Символ начала торможения отображается в белым цветом.



Символ начала торможения.

7.10.11 Мнемоника зоны ожидания и стандартных разворотов

7.10.11.1 Символ зоны ожидания

Зона ожидания или процедура разворота отображается посредством символа отображается в виде круглой стрелки белого цвета, направленной влево или вправо от исходной точки, при выбранном масштабе не более 80 NM.

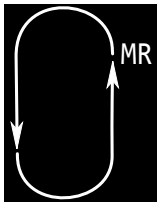


Символ зоны ожидания с разворотом влево.



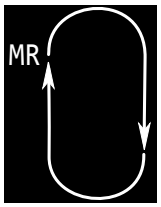
Символ зоны ожидания с разворотом вправо.

Символ зоны ожидания с разворотом влево или вправо при выбранном масштабе более 80 NM.



Символ зоны ожидания с разворотом влево.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

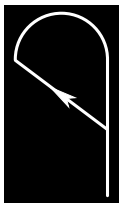


Символ зоны ожидания с разворотом вправо.

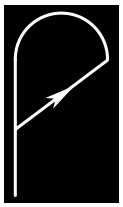
Если участок зоны ожидания является активным участком маршрута то он отображается малиновым цветом.

7.10.11.2 Символ стандартного разворота

Символ стандартного левого или правого разворота отображается белым цветом при выбранном масштабе не более 80 NM.

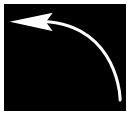


Символ стандартного левого разворота.

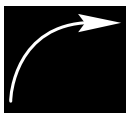


Символ стандартного правого разворота.

Символ стандартного левого или правого разворота отображается белым цветом при выбранном масштабе более 80 NM.



Символ стандартного левого разворота.



Символ стандартного правого разворота.

7.10.12 Мнемоника точки пути



Активная точка пути на вертикальном плане отображается малиновым цветом.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Неактивная точка пути на вертикальном плане отображается белым цветом.

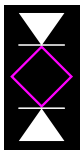
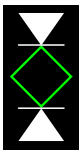


Неактивная пользовательская точка пути на вертикальном плане отображается зеленым цветом.

7.10.13 Мнемоника ограничений по скорости и высоте

Символы ТП с ограничением по высоте предоставляют информацию о минимальной и/или максимальной, либо точной - высоте, на которой можно выполнять полет по плану.

Таблица 4 Символы ограничения по высоте

	Активная ТП с ограничением	Неактивная ТП с ограничением	Неактивная пользовательская ТП с ограничением
Символ ограничения типа РАВНО			
Символ ограничения типа НЕ ВЫШЕ ЧЕМ			
Символ ограничения типа НЕ НИЖЕ ЧЕМ			
Символ ограничения типа ОКНО			

7.11 Индикация меню управления форматом ND

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Рисунок 75 Индикация меню управления форматом ND

7.11.1 Общие требования к меню управления форматом ND

Меню управления форматом ND выводится на индикацию, когда формат ND активен и снялась активность меню управления форматами индикации.

Индикация меню управления форматом ND прекращается в следующих случаях:

– при однократном нажатии на кнопку ESC

– при перемещении фокуса вверх с элементов ROSE, CSTR, VOR 1, VOR 2 и MAG

– если в течение 10 секунд отсутствовали команды от пульта-трекбола.

7.11.2 Подменю NAVAID 1



Подменю NAVAID 1 используется для выбора источника указателя пеленга комплекта № 1.

При получении команды о нажатии на кнопку OK или на любую из клавиш подтверждения на пульте ПТ происходит изменение состояний элементов, на которых установлен фокус выбора:

– если фокус установлен на элемент ADF, то:

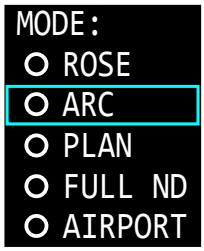
  • если элемент в состоянии INACTIVE, то он переходит в состояние ACTIVE, а элемент VOR переходит в состояние INACTIVE.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– если фокус установлен на элемент VOR, то:

  • если элемент в состоянии INACTIVE, то он переходит в состояние ACTIVE, а элемент ADF переходит в состояние INACTIVE.

7.11.3 Подменю ND MODE



Подменю ND MODE используется для выбора режима индикации на кадре ND.

При получении команды о нажатии на кнопку OK или на любую из клавиш подтверждения на пульте ПТ происходит следующее изменение состояний элементов, на которых установлен фокус выбора:

– если фокус установлен на элемент ROSE, то:

  • если до получения команды элемент в состоянии INACTIVE, то он переходит в состояние ACTIVE, а элементы ARC и PLAN переходят в состояние INACTIVE

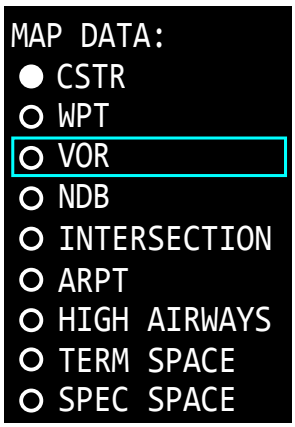
– если фокус установлен на элемент ARC, то:

  • если до получения команды элемент в состоянии INACTIVE, то он переходит в состояние ACTIVE, а элементы ROSE и PLAN переходят в состояние INACTIVE

– если фокус установлен на элемент PLAN, то:

  • если до получения команды элемент в состоянии INACTIVE, то он переходит в состояние ACTIVE, а элементы ROSE и ARC переходят в состояние INACTIVE.

7.11.4 Подменю MAP DATA



Подменю MAP DATA используется для вызова на индикацию на кадре ND дополнительной навигационной информации.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

При получении команды о нажатии на кнопку OK или на любую из клавиш подтверждения на пульте ПТ происходит следующее изменение состояний элемента CSTR, если фокус установлен на нем:

– если элемент в состоянии INACTIV, то он переходит в состояние ACTIV

– если элемент в состоянии ACTIV, то он переходит в состояние INACTIV.

7.11.5 Подменю NAVAID 2



Подменю NAVAID 2 используется для выбора источника указателя пеленга комплекта №2.

При получении команды о нажатии на кнопку OK или на любую из клавиш подтверждения на пульте ПТ происходит следующее изменение состояний элементов, на которых установлен фокус выбора:

– если фокус установлен на элемент ADF, то:

  • если элемент в состоянии INACTIV, то он переходит в состояние ACTIV, а элемент VOR переходит в состояние INACTIV.

– если фокус установлен на элемент VOR, то:

  • если элемент в состоянии INACTIV, то он переходит в состояние ACTIV, а элемент ADF переходит в состояние INACTIV.

7.11.6 Подменю HEADING



Подменю HEADING используется для выбора истинного или магнитного курса.

При получении команды о нажатии на кнопку OK или на любую из клавиш подтверждения на пульте ПТ происходит формирование команд о выборе элементов подменю HEADING в соответствии со следующей логикой:

– если фокус установлен на элемент MAG, то:

  • формируется команда о выборе магнитного курса, при этом команда о выборе истинного курса снимается

– если фокус установлен на элемент TRUE, то:

  • формируется команда о выборе истинного курса, при этом команда о выборе магнитного курса снимается.

7.12 Индикация информации от метеолокатора

Выбор источника информации выполняется пилотом посредством нажатия на кнопки WXR и TAWS на пульте ПУИ-17. В случае срабатывания сигнализации от этих систем, смена источника информации происходит автоматически.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

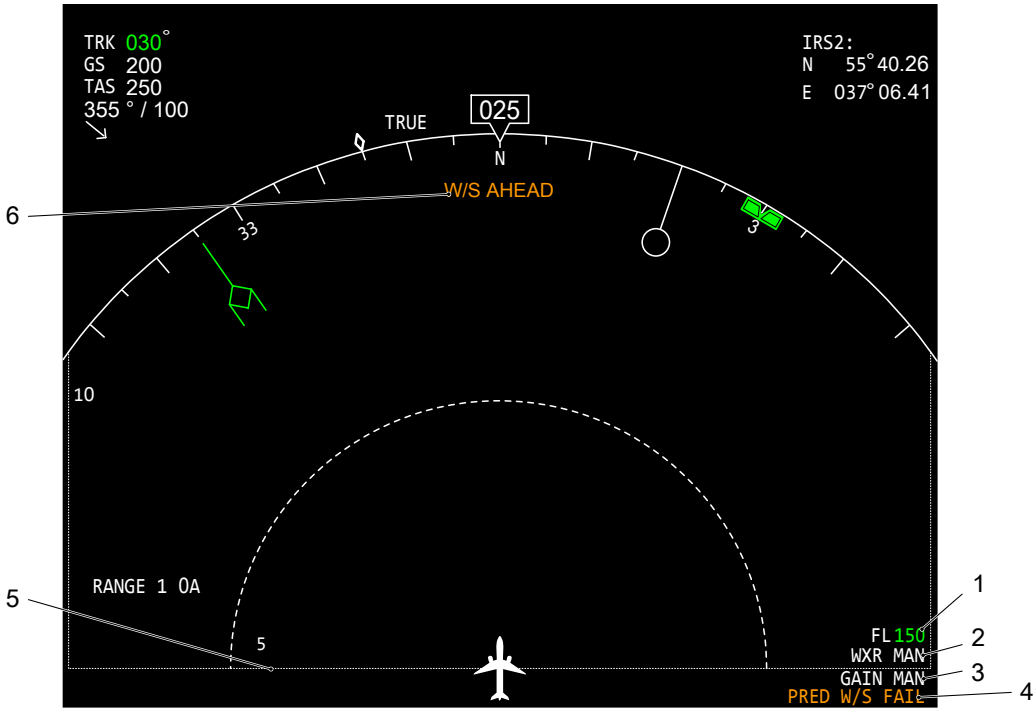


Рисунок 76 Индикация метеолокатора

Условные обозначения к Рис. 76:

1	Индикация выбранной высоты/ выбранного эшелона	4	Индикация отказов метеолокатора
2	Индикация режимов работы метеолокатора	5	Индикация изображения метеолокатора
3	Сообщение о состоянии управления усилением антенны	6	Индикация предупреждения об обнаружении метеообразования, сдвига ветра

7.12.1 Индикация режимов работы метеолокатора

Режим работы метеолокатора отображается в правом нижнем углу кадра ND [2] Рис. 76 отображением информации о состоянии управления усилением антенны.

WXR TEST	Метеолокатор находится в режиме тестирования, для проверки работоспособности метеолокатора на экране отображается специальное тестовое изображение.
WXR STBY	Метеолокатор находится в резервном режиме, в состоянии готовности к работе, сканирование антенны метеолокатора остановлено, передатчик не работает на передачу, память дисплея очищена.
WXR MAN WXR AUTO	Метеолокатор находится в рабочем режиме. В режиме WXR MAN отображаются метеообразования, расположенные на высоте, заданной пилотом. В режиме WXR AUTO отображаются метеообразования на высотах по вертикальному профилю полета.
WXR MAP	Система находится в режиме наземной съемки. Система полностью работоспособна и все параметры установлены, чтобы усилить возвращающие сигналы от наземных целей.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

WXR FSTBY	Вынужденный резервный режим является автоматическим, он не является выбираемым режимом. В качестве установочной опции - зависит от обжатия стойки шасси. Метеолокатор находится в режиме FSTBY, когда самолет находится на земле.

7.12.2 Индикация отказов метеолокатора

В случае отказа метеолокатора, отображается информация о причине отказа в соответствии с полученными данными о состоянии метеолокатора. Предупреждение об отказе метеолокатора отображается в правом нижнем углу кадра ND [4] Рис. 76 сообщением о состоянии управления усилением антенны.

WXR TURB FAIL	В случае отказа функции обнаружения турбулентности.
PRED W/S FAIL	В случае отказа функции определения сдвига ветра.
WXR FAIL	Во всех остальных случаях.

7.12.3 Отображение метеолокатора

Символ метеолокатора отображается только в режимах ROSE и ARC, в предварительно заданном участке экрана.

7.12.3.1 Индикация границ зоны обзора метеолокатора в режиме ROSE

Индикация зоны обзора метеолокатора состоит из двух пунктирных линий, соответствующих боковым границам угла ± 90°. Центр сектора совпадает с местоположением символа самолета в режиме ROSE и шкалой курса в режиме ROSE.

В случае, когда масштаб дальности равен 640 NM, индикация обзора метеолокатора ограничивается до 320 NM, центр сектора совпадает с местоположением символа самолета в режиме ROSE и ограниченного внутренней частью шкалы курса в режиме ROSE.

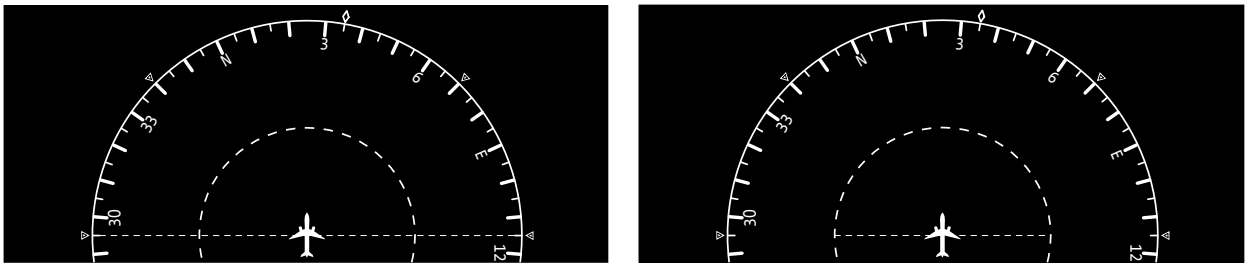


Рисунок 77 Отображение метеолокатора в режиме ROSE

7.12.3.2 Индикация границ зоны обзора метеолокатора в режиме ARC

Индикация зоны обзора метеолокатора состоит из двух пунктирных линий, соответствующих боковым границам угла обзора ± 90°, центр сектора совпадает с местоположением символа самолета в режиме ARC и шкалой курса в режиме ARC.

В случае, когда масштаб дальности равен 640 NM, индикация обзора метеолокатора ограничивается до 320 NM, центр сектора совпадает с местоположением символа самолета в режиме ARC и ограниченного шкалой курса в режиме ARC.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

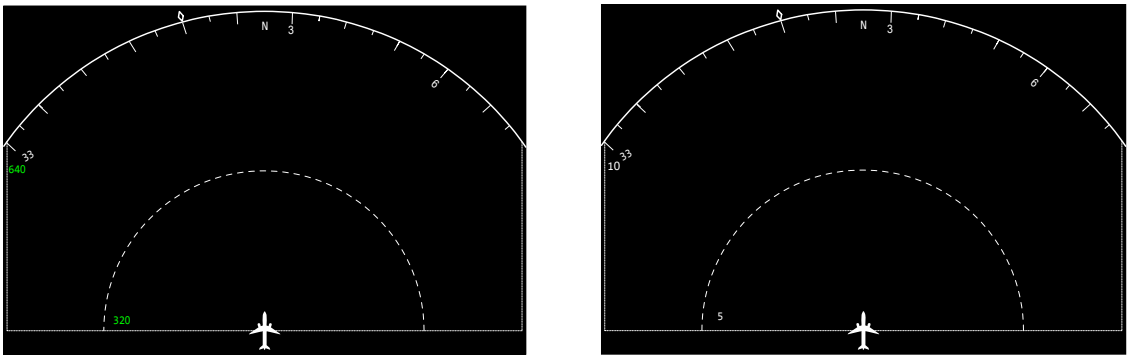


Рисунок 78 Индикация границ зоны обзора метеолокатора в режиме ARC

7.12.4 Сообщение о состоянии управления усилением антенны

GAIN MAIN

Отображается режим управления усилением антенны. Индикация GAIN MAIN означает, что неактивна калибровка усиления антенны. Сообщение о состоянии антенны отображается в правом нижнем углу ND над отображением информации об отказах метеолокатора [3] Рис. 76.

7.12.5 Индикация предупреждения об обнаружении метеообразования

TGT

Индикация информирует пилота о потенциально опасном метеообразовании, находящемся впереди самолета, вне зоны выбранного масштаба дальности. При получении аварийного предупреждения, пилот выбирает больший масштаб дальности, для просмотра метеообразования. (Сигнал об обнаружении метеообразования не активизируется в пределах выбранной дальности).

7.12.6 Индикация выбранной высоты/выбранного эшелона

Индикация отображает значение высоты или эшелона полета, для которых показываются метеообразования. Индикация расположена в правом нижнем углу кадра ND [1] Рис. 76 над индикацией режимов работы метеолокатора.

15000 FT

Экипаж может выбрать значение высоты среза в диапазоне от 0 до 63000 ft с шагом 1000 ft на своей панели управления WXR, если отсчет высоты выполняется по давлению QNH/QFE.

FL150

Экипаж может выбрать значение высоты среза в диапазоне от FL 0 до FL 630 с шагом 10 на своей панели управления WXR, если отсчет высоты выполняется по стандартному давлению.

7.12.7 Индикация сообщений об обнаружении сдвига ветра

Сообщения о сдвиге ветра предупреждают пилота о том, что метеолокатором обнаружен сдвиг ветра по курсу полета самолета.

Эти сообщения отображаются даже в случае, если информация от метеолокатора не выбрана на индикацию. При этом возможен автоматический вызов индикации информации от метеолокатора.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

W/S AHEAD — Если PWS WXR обнаружил предупреждающий сдвиг ветра впереди самолета.

W/S AHEAD — Если PWS WXR обнаружил опасный сдвиг ветра впереди самолета.

7.13 Отображение информации от системы предупреждения столкновения с землей (TAWS)

Пилот выполняет выбор источника вручную посредством нажатия на кнопки WXR и TAWS на пульте ПУИ-17. А в случае срабатывания сигнализации от этих систем, смена источника информации происходит автоматически.

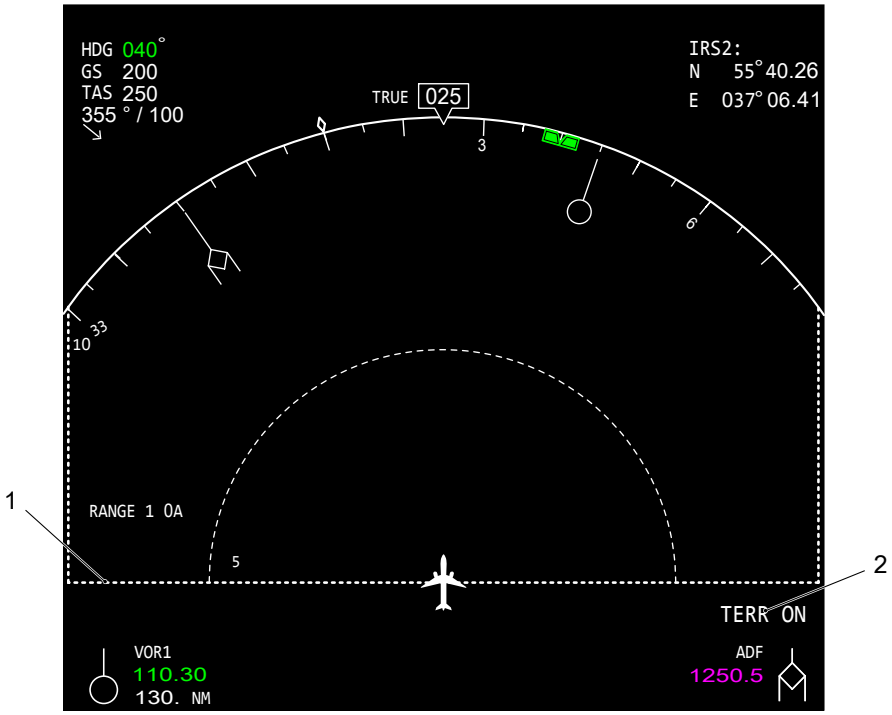


Рисунок 79 Пример индикации маршрута от FMS

Условные обозначения к Рис. 79:

1	Индикация данных от системы TAWS	2	Индикация режимов работы

7.13.1 Индикация режимов работы системы TAWS

Индикация расположена по центру кадра ND под отображением курсовых шкал.

TERR OFF — Режим раннего предупреждения о приближении к земле и отображение земной поверхности отключен.

TERR FAIL — Отказ режима раннего предупреждения о приближении к земле и отображения земной поверхности.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

TERR AHEAD OBST AHEAD	Сигнализация режима раннего предупреждения о приближении к земле (звучит речевое сообщение, на дисплее отображается карта рельефа с зоной, вызвавшей срабатывание сигнализации).
TERR AHEAD OBST AHEAD	Сигнализация опасного сближения с земной поверхностью, для избежания столкновения с которой, требуется выполнить немедленный набор высоты и/или уклонение в сторону от препятствия.
TERR TEST	Система TAWS находится в тестовом режиме.
TERR ON	Режим раннего предупреждения о приближении к земле работоспособен и на дисплее включено отображение земной поверхности.

7.13.2 Индикация данных от системы TAWS

Данные от системы TAWS отображаются только в режимах ROSE и ARC в предварительно определенном секторе экрана.

7.13.2.1 Индикация границ зоны отображения данных от TAWS в режиме ROSE

Индикация зоны отображения данных от TAWS состоит из двух пунктирных линий, соответствующих боковым границам угла обзора ± 90°, центр сектора совпадает с местоположением символа самолета в режиме ROSE и шкалой курса в режиме ROSE.

В случае, когда масштаб дальности составляет 640 NM, индикация данных от TAWS ограничивается до 320 NM, потому что максимальная дальность TAWS составляет 320 NM. Центр сектора совпадает с местоположением символа самолета в режиме ROSE и ограниченного внутренней окружностью в режиме ROSE.

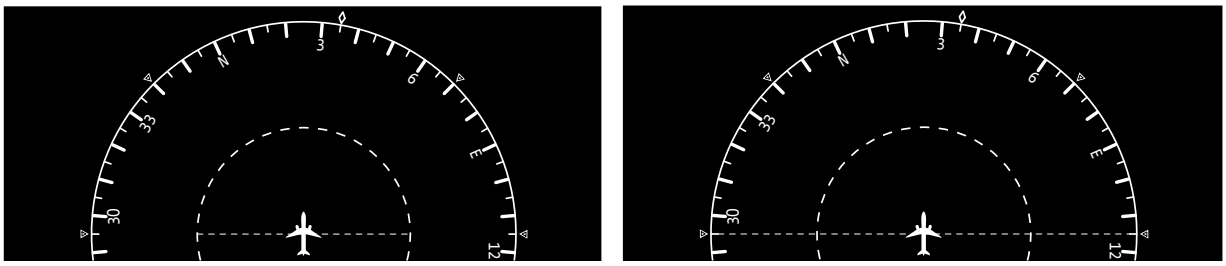


Рисунок 80 Индикация зоны отображения данных от TAWS в режиме ROSE

7.13.2.2 Индикация границ зоны отображения данных от TAWS в режиме ARC

Индикация зоны отображения данных от TAWS состоит из двух пунктирных линий, соответствующих боковым границам угла обзора ± 90°, центр сектора совпадает с местоположением символа самолета в режиме ARC и ограниченного шкалой курса в режиме ARC.

В случае, когда масштаб дальности составляет 640 NM, индикация данных от TAWS ограничивается до 320 NM, потому что максимальная дальность TAWS составляет 320 NM, центр сектора совпадает с местоположением символа самолета в режиме ARC и ограниченного внутренней окружностью в режиме ARC.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

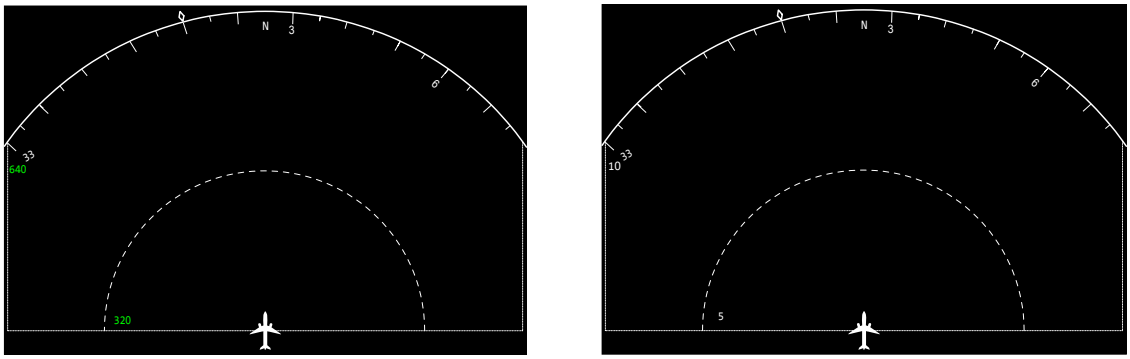


Рисунок 81 Индикация границ зоны отображения данных от TAWS в режиме ARC

7.14 Индикация информации от TCAS

По умолчанию информация о воздушном движении от системы TCAS отображается только в случае формирования консультативной информации о воздушном движении (TA) и рекомендации по разрешению угрозы столкновения (RA) — режим «POP-UP». После нажатия на кнопку TCAS на пульте ПУИ-17 экипаж может перейти к постоянной индикации информации о воздушном движении — режим «ALL INTRUDERS».

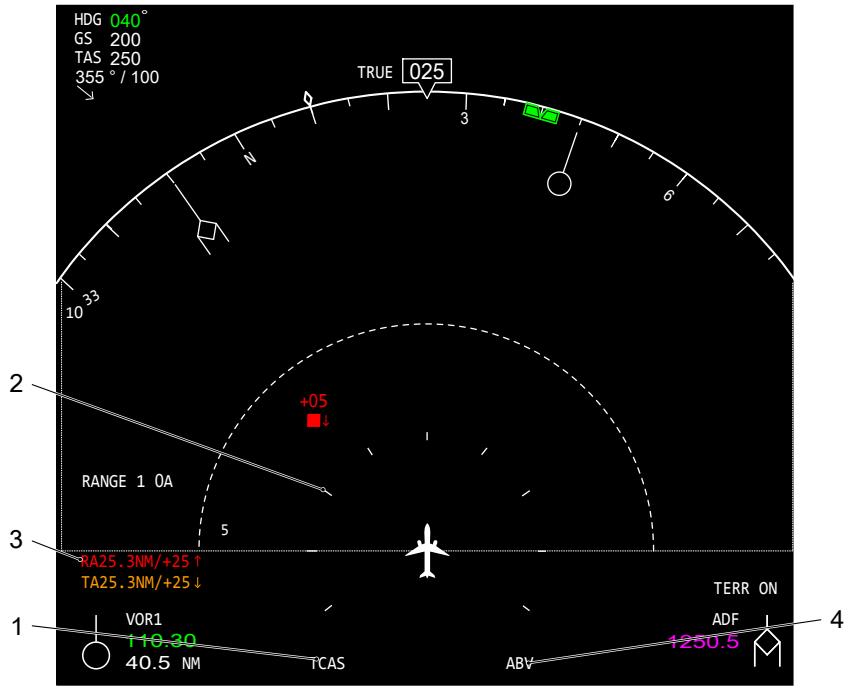


Рисунок 82 Индикация информации от TCAS

Условные обозначения к Рис. 82:

1	Индикация состояния системы TCAS	3	Предупреждающие сообщения TCAS при отсутствии пеленга
2	Индикация кольца дальности TCAS	4	Сообщение TCAS «ABOVE/ BELLOW»

© ПАО "Корпорация "Иркут"

7.14.1 Индикация состояния системы TCAS

Индикация состояния TCAS информирует экипаж о текущем состоянии системы и находится в центре зоны сообщений.

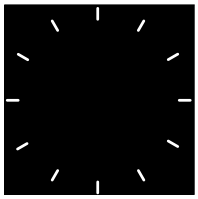
FAIL	Отказ системы TCAS.
TEST	Система TCAS находится в режиме тестирования.
TA ONLY	Система TCAS находится в режиме выдачи консультативной информации о воздушном движении (TA).
TCAS STBY	Система TCAS находится в режиме ожидания.
TCAS	На дисплее отображается информация от системы TCAS.

7.14.2 Индикация кольца дальности TCAS

7.14.2.1 Индикация кольца дальности TCAS в режиме ROSE

При малом выбранном масштабе, дополнительно к кольцам дальности ND, TCAS отображает зону круга в радиусе 2.5 NM вокруг самолета.

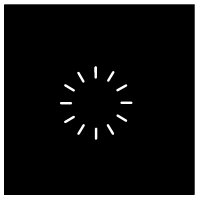
Существуют три варианта индикации.



Двенадцать белых черточек отображают двенадцатичасовые отметки по кругу. Центр круга совпадает с местом расположения символа собственного самолета, радиус круга равен радиусу внутреннего круга в режиме ROSE.



Двенадцать белых черточек отображают двенадцатичасовые отметки по кругу. Центр круга совпадает с местом расположения символа собственного самолета, радиус круга равен половине радиуса внутреннего круга в режиме ROSE.



Двенадцать белых черточек отображают двенадцатичасовые отметки по кругу. Центр круга совпадает с местом расположения символа собственного самолета, радиус круга равен четверти радиуса внутреннего круга в режиме ROSE.

7.14.2.2 Индикация кольца дальности TCAS в режиме ARC

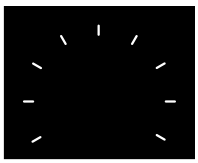
При малом выбранном масштабе, дополнительно к кольцам дальности ND, TCAS отображает зону круга в радиусе 2.5 NM вокруг самолета.

Существуют три варианта индикации.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Семь белых черточек отображают двенадцатичасовые отметки по кругу, за исключением четырех-, пяти-, шести-, семи- и восьмичасовых отметок. Центр круга совпадает с местом расположения символа собственного самолета, радиус круга равен радиусу внутреннего круга в режиме ARC



Девять белых черточек отображают 12-ти часовые отметки по кругу за исключение пяти-, шести- и семичасовых отметок. Центр круга совпадает с местом расположения символа собственного самолета, радиус круга равен половине радиуса внутреннего круга в режиме ARC



Девять белых черточек отображают 12-ти часовые отметки по кругу за исключение пяти-, шести- и семичасовых отметок. Центр круга совпадает с местом расположения символа собственного самолета, радиус круга равен четверти радиуса внутреннего круга в режиме ARC

7.14.3 Предупреждающие сообщения TCAS при отсутствии пеленга других ВС

В случае отсутствия информации о пеленге другого ВС, имеющего тип TA (ВС-нарушитель) или RA (ВС-угроза), информация о нем отображается в текстовом виде под индикацией выбранного машстаба. Отображается информация о двух наиболее опасных ВС.

Предупреждающее сообщение № 1 отображается в левой части формата ND под индикацией выбранного масштаба.

Предупреждающее сообщение № 2 отображается в левой части формата ND под индикацией выбранного масштаба и под предупреждающим сообщением № 1.





Предупреждающие сообщения с метками «RA» - красного цвета и «TA» - оранжевого цвета. Диапазон дальности - от 0,0 до 99,9 NM с шагом 0,1 NM. Разница в высоте - от минус 99 до 9900 ft с шагом 100 ft.





Сообщения с метками «RA» - красного цвета и «TA» - оранжевого цвета. Диапазон дальности - от 0,0 до 99,9 NM с шагом 0,1 NM.

7.14.4 Сообщение TCAS ABOVE/BELLOW

Сообщение информирует экипаж о выбранном диапазоне относительных высот в пределах области наблюдения за воздушной обстановкой, для которого отображаются метки прочих ВС (исключая ВС-угрозы, ВС-нарушители и близкорасположенные ВС, которые отображаются независимо от выбранного диапазона).



Отображаются метки других ВС, находящихся в диапазоне от минус 2000 до 9000 ft относительно высоты собственного ВС.



Отображаются метки других ВС, находящихся в диапазоне от минус 9000 до 2000 ft относительно высоты собственного ВС.

7.14.5 Индикация символов других ВС на дисплее

© ПАО "Корпорация "Иркут"

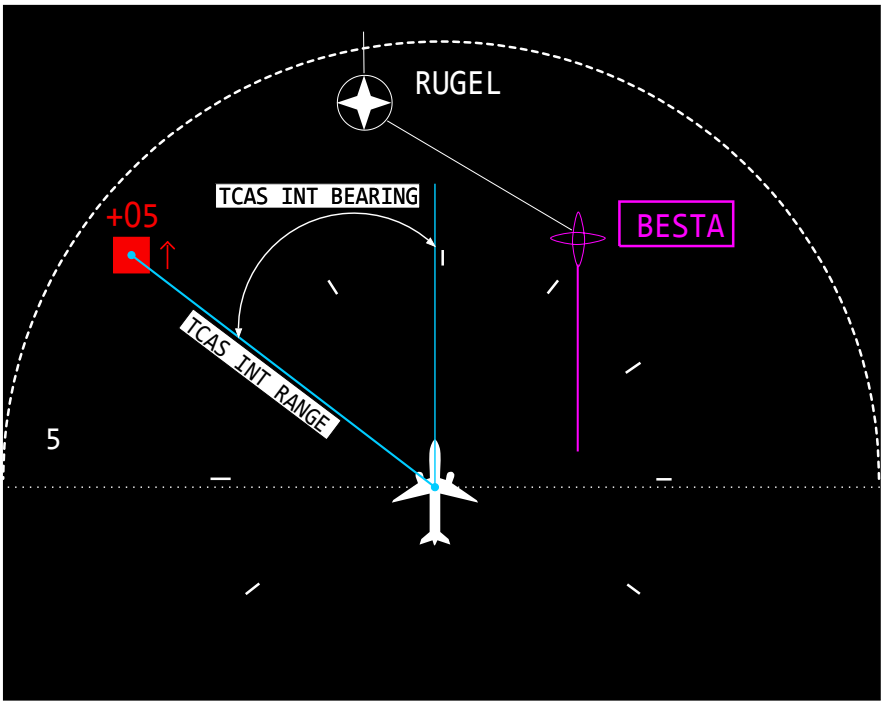


Рисунок 83 Расположение символа другого ВС в зоне индикации карты

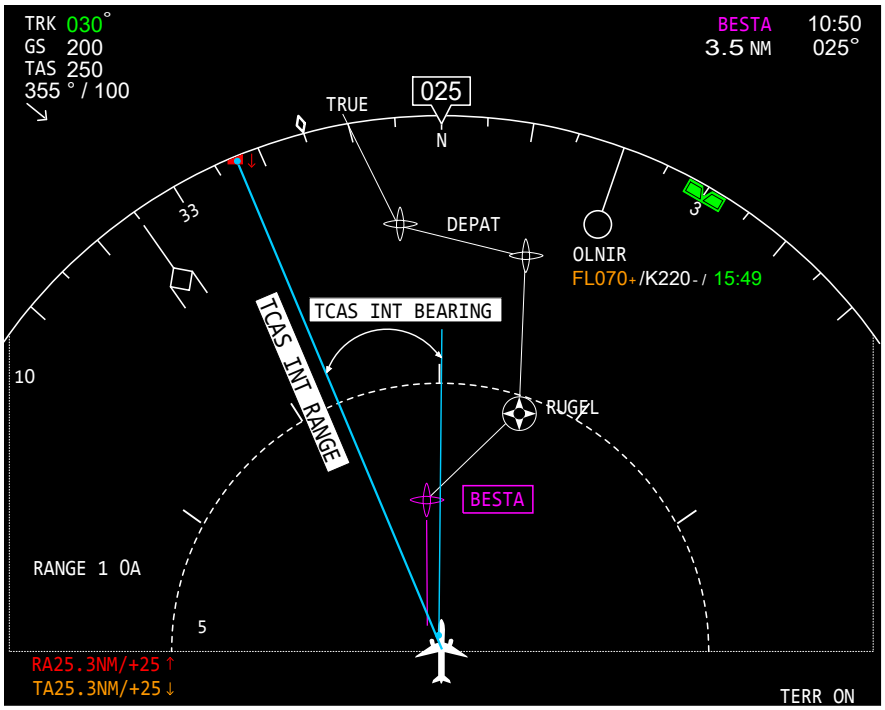


Рисунок 84 Расположение символа другого ВС за пределами карты

7.14.6 Вид символов от системы TCAS

Индикация метки ВС, представляющего угрозу столкновения, для которого формируется рекомендация по разрешению угрозы столкновения «RA» (Resolution Advisory).

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Символ RA отображает непосредственную опасность для самолета.



Числовая индикация над символом показывает отрицательное или положительное числовое значение вертикального отклонения объекта относительно самолета в диапазоне от 00 до 99 сотен ft, с лидирующими нулями, с шагом 100 ft.



Стрелка справой стороны символа показывает направление вертикальной скорости движущего объекта, и индицируется, если абсолютное значение вертикальной скорости объекта превышает 500ft/min.

Индикация метки ВС, представляющего потенциальную опасность столкновения, для которого формируется консультативная информация о воздушном движении «TA» (Traffic Advisory).



Символ TA, отображает умеренную опасность для самолета.

Индикация метки ВС, находящегося в пределах 6 nm по дальности и 1200 ft по высоте от собственного ВС, но не представляющего опасности «PT» (Proximate Traffic).



Символ PT отображает самолет в ситуации, которая может начать развиваться по опасному сценарию (RA или TA).

Индикация метки ВС, находящегося в зоне наблюдения за воздушной обстановкой, но не являющегося близкорасположенным «OT» (Other Traffic).



Символ OT отображает движение объекта, чей транспондер посылает сигналы, но он не классифицируется как нарушитель или приближающийся самолет.

7.15 Индикация вертикального профиля полета

Экипаж может включать и отключать индикацию вертикального профиля полета нажатием на кнопку PROF на пульте ПУИ-17.

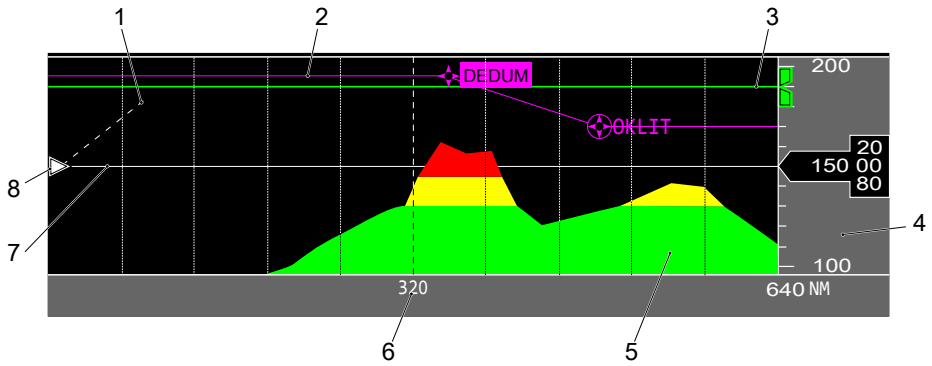


Рисунок 85 Индикация вертикального профиля полета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 85:

1	Индикация вертикальной траектории полета	5	Индикация информации от систем TCAS, WXR и TAWS
2	Индикация вертикального профиля полета от FMS	6	Индикация горизонтальной шкалы
3	Индикация заданной высоты	7	Отображение индекса текущей высоты
4	Индикация шкалы высоты	8	Индикация символа самолета

7.15.1 Индикация горизонтальной шкалы

7.15.1.1 Индикация шкалы выбранного масштаба

Отображает числовое значение масштаба, выбранного для индикации вертикального профиля полета.



Шкала серого цвета с надписями белого цвета, соответствующими половине и целому значению выбранного масштаба. Справа от числового значения выбранного масштаба отображается название единицы величины - NM - свело-серым цветом.

7.15.1.2 Индикация вертикальных отметок масштаба



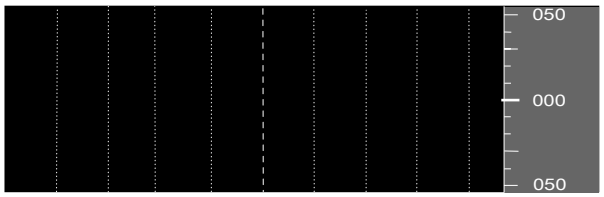
Вертикальные отметки показывают удаление от самолета до объектов, которые отображаются на вертикальном профиле полета.

Линия, соответствующая половине значения выбранного масштаба отображается в виде штриховой линии большей толщины.

Вертикальные отметки масштаба отображается постоянно.

7.15.1.3 Индикация шкалы высоты

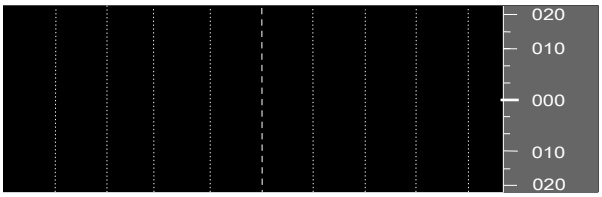
Шкала высоты имеет вид серой ленты, на которой отображается вся необходимая пилоту информация о высоте полета.



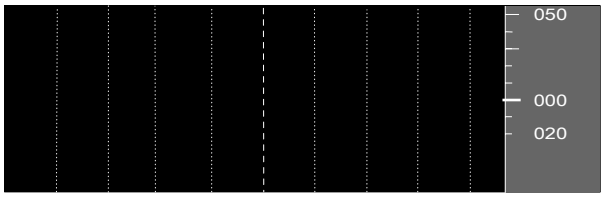
При выбранном масштабе, равном 5 NM или 10 NM шкала высоты отображается с разметками через каждые 100 ft и с числовыми надписями каждые 500 ft в промежутке от минус 2000 ft до 50000 ft. Отображаемая часть шкалы находится в пределах ± 550 ft от значения текущей высоты. Минус перед числовыми надписями не отображается. Индекс белого цвета показывает текущее значение высоты самолета и отображаются по центру

© ПАО "Корпорация "Иркут"

шкалы. Верхняя и нижняя границы шкалы высоты отображается в виде линий белого цвета на всю ширину зоны индикации вертикального профиля полета.



При выбранном масштабе, равном 20 NM, 40 NM или 80 NM шкала высоты отображается с разметками через каждые 500 ft и с числовыми надписями каждые 1000 ft в диапазоне от минус 2000 ft до 50000 ft. Отображаемая часть шкалы находится в пределах ± 2200 ft от значения текущей высоты.



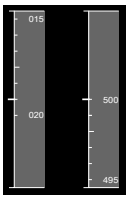
При выбранной масштабе, равном 160 NM, 320 NM или 640 NM шкала высоты отображается с разметками через каждые 1000 ft и с числовыми надписями каждые 5000 ft в диапазоне от минус 2000 ft до 50000 ft. Для значения высоты минус 2000 ft отображается числовая надпись. Отображаемая часть шкалы находится в пределах ± 5500 ft от значения текущей высоты.



Если данные высоты недостоверны, шкала высоты отображается в виде скобки белого цвета с вертикальной надписью ALT FAIL красного цвета.

Примечание

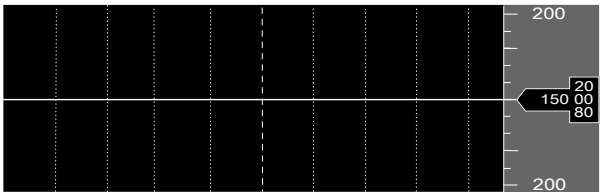
За пределами диапазона от минус 2000 ft до 50000 ft разметка и числовой надписи не отображаются.



7.15.1.4 Отображение индекса текущей высоты

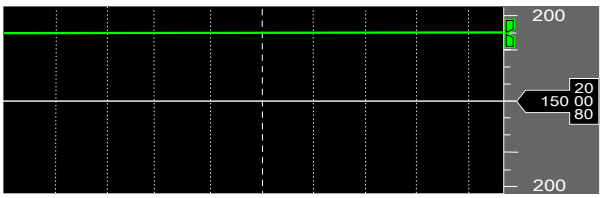
Индекс текущей высоты показывает значение высоты относительно объектов отображаемых на вертикальном профиле полета.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Вертикальная линия белого цвета, начинающаяся от индекса белого цвета на шкале высоты и заканчивающаяся на левой границе зоны вертикального профиля.

7.15.1.5 Индикация заданной высоты



Индекс заданной высоты показывает высоту полета, выбранную пилотом вручную. Отображается в виде М-образного символа зеленого цвета с горизонтальной линией зеленого цвета, начинающейся от центра символа и заканчивающейся на левой границы зоны вертикального профиля полета.

Примечание

Если значение заданной высоты выше или ниже диапазона, которым ограничена шкала высоты, то индекс показывает максимальное видимое на шкале значение высоты. При этом часть индекса, которая находится выше шкалы, не отображается.

7.15.1.6 Индикация символа самолета



Символ самолета показывает положение самолета относительно объектов на вертикальном профиле полета, отображается в виде треугольника белого цвета у левой границы зоны вертикального профиля полета.

7.15.1.7 Индикация вертикальной траектории полета

Индикация вертикальной траектории полета показывает, где будет находиться самолет при сохранении текущей путевой скорости и текущего угла наклона траектории через 10 секунд.

Индекс вертикальной траектории полета отображается в виде штриховой линии белого цвета, начинающейся из вершины треугольника, показывающей символ самолета.

Длина линии зависит от значения путевой скорости и выбранного масштаба индикации. Угол наклона линии зависит от текущего угла наклона траектории. Линия вращается относительно своего начала.

7.15.1.8 Индикация информации от систем TCAS, WXR и TAWS

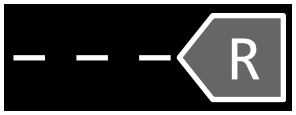
В зоне вертикального профиля полета по выбору экипажа отображается информация от систем TCAS, WXR, TAWS и из базы данных профиля земной поверхности.

В зависимости от выбранного режима навигации (HDG/TRK или VNAV/LNAV) информация от систем отображается по текущему курсу полета самолета или по плану полета.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

7.15.1.9 Индикация ограничений по высоте от системы FMS

Символы меток ограничений по высоте информируют о приближении самолета к высоте соответствующего ограничения. Существуют следующие варианты:



высота начала/конца ограничения по скорости



высота начала снижения тяги



высота начала разгона



высота перехода приборная скорость /число Маха.

На указателе высоты отображаются метки ограничений по высоте штриховыми линиями белого цвета и специальными символами.

Символ меток ограничений по высоте отображается вместе с линией высоты, в случае если соответствующие данные доступны. Символ не должен перекрывать значение текущей высоты.

8 Информационное поле IT

Информационное поле расположено на MDU-1 и MDU-2.

Информационное поле предназначено для информирования экипажа о:

- номере рейса (FLIGHT NUM)
- избирательном вызове (SELCAL)
- значении кода ответчика (SQUAWK)
- времени по Гринвичу
- текущей дате
- времени по хронографу
- сообщениях диспетчера во время полета.

8.1 Общий вид информационного табло

© ПАО "Корпорация "Иркут"

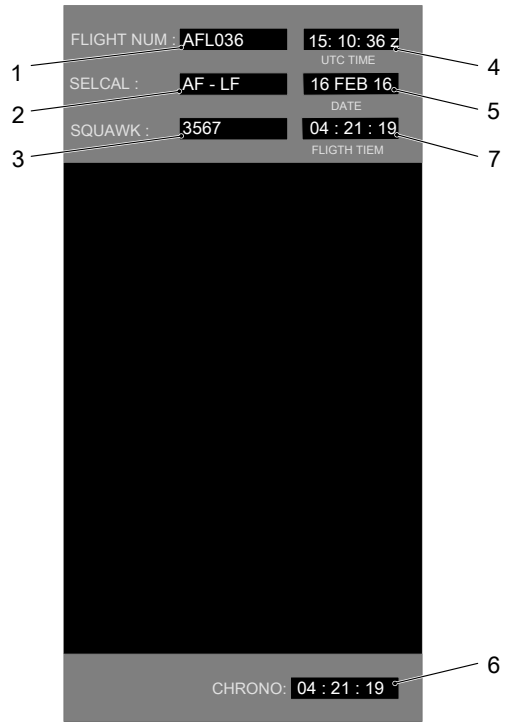


Рисунок 86 Общий вид информационного табло

Условные обозначения к Рис. 86:

1	Отображение FLIGHT NUM	**5**	Отображение даты
2	Отображение системы избирательного вызова	**6**	Отображение хронографа
3	Отображение SQUAWK	**7**	Отображение счетчика полетного времени.
4	Отображение времени по Гринвичу		

8.1.1 Номер рейса



Номер рейса отображается постоянно, белым цветом.

Значение номера рейса отображается в трех вариантах:



Номер рейса отображается постоянно, белым цветом.



Отсутствие данных о номере рейса. Отображается десять прочерков белого цвета



Недостоверность параметров. Отображается десять прочерков янтарного цвета.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

8.1.2 Отображение системы избирательного вызова



Надпись - отображается постоянно, белым цветом.

Кода системы избирательного вызова отображается в двух вариантах:



Отображается код системы избирательного вызова



Недостоверность параметров. Отображается четыре прочерка янтарного цвета.

8.1.3 Отображение SQUAWK



Надпись - отображается постоянно, белым цветом.

Значение кода ответчика от RMS отображается в двух вариантах:



Отображается числовое значение кода ответчика



Недостоверность информации ответчика.

8.1.4 Отображение времени по Гринвичу



Отображение времени по Гринвичу состоит из надписи UTC TIME и прямоугольной рамки белого цвета. Надпись UTC TIME и прямоугольная рамка отображаются постоянно. Рамка поделена двоеточиями на 3 зоны: зона отображения часа, зона отображения минут и зона отображения секунд.

Значение часа отображается в виде двузначного числа с лидирующем нулем от 00 до 23 или два прочерка янтарного цвета.

Значение минут отображаются в виде двузначного числа с лидирующем нулем от 00 до 59. При недостоверных данных в графе отображается два прочерка янтарного цвета.

Значение секунд отображаются в виде двузначного числа с лидирующем нулем от 00 до 59. При недостоверных данных в графе отображается два прочерка янтарного цвета.

8.1.5 Отображение даты



Отображение текущей даты состоит из надписи DATE и прямоугольной рамки белого цвета. Надпись DATE и прямоугольная рамка отображаются постоянно.

В графе дней отображается двузначное число с лидирующем нулем от 00 до 31. При недостоверных данных в графе отображается два прочерка янтарного цвета.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

В графе месяц отображается три буквы месяца с JEN по DEC. При недостоверных данных в графе отображается три прочерка янтарного цвета.

В графе года отображается две последние цифры текущего года от 00 до 99. При недостоверных данных в графе отображается два прочерка янтарного цвета.

8.1.6 Отображение счетчика полетного времени



Отображение полетного времени состоит из надписи FLIGHT TIME и прямоугольной рамки белого цвета. Надпись FLIGHT TIME и прямоугольная рамка отображаются постоянно. Рамка поделена двоеточиями на 3 зоны: зона отображения часа, зона отображения минут и зона отображения секунд .

Значение часа отображается в виде двузначного числа с лидирующем нулем от 00 до 23 или два прочерка янтарного цвета.

Значение минут отображаются в виде двузначного числа с лидирующем нулем от 00 до 59. При недостоверных данных в графе отображается два прочерка янтарного цвета.

Значение секунд отображаются в виде двузначного числа с лидирующем нулем от 00 до 59. При недостоверных данных в графе отображается два прочерка янтарного цвета.

8.1.7 Отображение хронографа



Хронограф состоит из надписи CHRONO: и прямоугольной рамки. Хронограф отображается постоянно.

Рамка залита черным цветом и поделена двоеточиями на 3 зоны: зона часа, зона минут и зона секунд.

В зоне часа постоянно отображается двузначное число с лидирующем нулем от 00 до 23.

В графе минут постоянно отображается двузначное число с лидирующем нулем от 00 до 59.

В графе секунд постоянно отображается двузначное число с лидирующем нулем от 00 до 59.

9 Портфель электронный летчика

Портфель электронный летчика EFB (Electronic Flight Bag) предназначен для хранения, отображения и использования справочных данных, нормативной и технической документации, которая необходима для обеспечения выполнения полета.

9.1 Состав

На самолете размещено два комплекта оборудования EFB.

Каждый EFB состоит из:

– дисплея электронного портфеля

– вычислителя электронного портфеля (опция).

Примечание

На самолете портфели электронные летчика не оборудованы вычислителя.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

9.2 Работа

В EFB установлено специализированное программное обеспечение для функций:

- расчета технических характеристик для взлета, полета по маршруту, при заходе на посадку и посадки
- расчета массы и центровки
- просмотра электронных карт с нанесенными аэропортами, маршрутами движения, поверхности земли
- метеорологические и аэронавигационные данные
- просмотра технической документации по самолету
- работы электронного бортового технического журнала
- поиска неисправностей в системах самолета
- просмотра руководства по летной эксплуатации самолета
- просмотра стандартных электронных перечней рекомендаций по действиям экипажа
- просмотра изображений с камер системы видеонаблюдения.

10 Система автоматического сбора данных

Интегрированная система сбора, контроля, обработки и регистрации полетных данных (ИССКОР) предназначена для комплексного мониторинга и регистрации данных.

Система ИССКОР выполняет регистрацию параметров полета, звуковых, каналов обмена данными и видеоданных.

10.1 Состав

В состав ИССКОР входят следующие компоненты:

- комбинированный блок сбора полетных данных (EFDMU)
- многофункциональный защищенный бортовой накопитель (iMPFR)
- подводный акустический маяк (ULB)
- пульт управления кабинный (iCCU).

10.1.1 Многофункциональный защищенный бортовой накопитель (iMPFR)

Накопитель iMPFR выполняет запись параметров полета, а также звуковой, речевой и визуальной информации в ударостойкий модуль памяти. При достижении предельного объема зарегистрированных данных, ранее записанные данные перезаписываются новыми. На самолете установлены два накопителя iMPFR, записывающие одинаковые наборы данных.

10.1.2 Комбинированный блок сбора полетных данных (EFDMU)

EFDMU обеспечивает прием регистрируемых полетных данных и данных изображения от пилотажно-навигационных дисплеев пилотов, их преобразование и последующую передачу на запись в многофункциональные защищенные бортовые накопители iMPFR. В EFDMU устанавливается эксплуатационный накопитель (Медиакарта) на которую записывается копия параметрической информации, передаваемой на защищенные накопители iMPFR.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

EFDMU записывает данные в течение не более 25 часов.

10.1.3 Подводный акустический маяк

Подводный акустический маяк (ULB) накопителя iMPFR находится в герметичном алюминиевом корпусе, который способен выдержать мощную ударную нагрузку и погружение на большую глубину. Он состоит из печатной платы в сборе, приемопередатчика в полиуретановой оболочке и батареи. Одна из концевых заглушек ULB имеет встроенный датчик, который срабатывает при контакте с водой и запускает передачу акустического сигнала.

10.1.4 Пульт управления кабинный (iCCU)

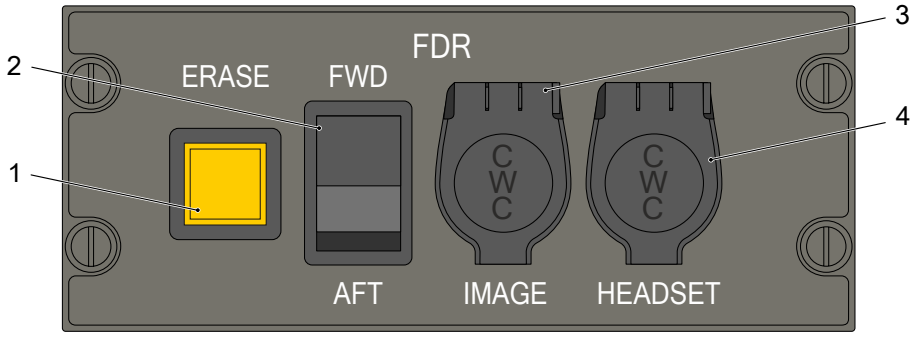


Рисунок 87 Пульт управления кабинный

Условные обозначения к Рис. 87:

1	Кнопка стирания (ERASE)	3	Разъем для подключения ноутбука (IMAGE)
2	Переключатель выбора (FWD / AFT) регистратора	4	Разъем для подключения авиагарнитуры (HEADSET)

10.1.4.1 Кнопка стирания (ERASE)

Используется только в послеполетном режиме при необходимости стирания записанной звуковой и видео информации на защищенные регистраторы. Во время полета нажатие на кнопку не приводит к стиранию информации. Логика разрешения/запрета стирания записи выполняется в блоке EFDMU системы ИССКОР.

10.1.4.2 Переключатель выбора (FWD / AFT) регистратора

Переключатель используется для выбора переднего/заднего защищенного бортового регистратора при проведении тестирования каналов регистрации звука и видео. В рабочем режиме положение переключателя не имеет значения.

10.1.4.3 Разъем для подключения ноутбука (IMAGE)

Предназначен для подключения сетевого Ethernet кабеля ноутбука, используемого для просмотра тестового изображения во время технического обслуживания системы ИССКОР при проверке тракта записи видеосигнала от зональной видеокамеры на бортовые защищенные накопители.

10.1.4.4 Разъем для подключения авиагарнитуры (HEADSET)

Это стандартный разъем для подключения штатной авиагарнитуры пилотов во время технического обслуживания системы ИССКОР при проверке звукового тракта записи на бортовые защищенные накопители.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

10.2 Работа системы

Запуск записи в автоматическом режиме происходит, если выполнено хотя бы одно из перечисленных ниже условий:

– есть бортовое электропитание

– включен и исправен блок EFDMU

– запущена вспомогательная силовая установка (переключатель APU-ON) или один из двигателей (рычаг START-RUN).

Автоматическое выключение системы произойдет после выполнения следующих условий:

– левая и правая створки ВСУ закрыты

– левая и правая основные опоры шасси обжаты

– переключатель левого и правого двигателя установлен в положение OFF

– истинная скорость самолета менее 81 kt

– отсутствует пожар в левом и правом двигателе

– отсутствует пожар в ВСУ.

11 Принтер

Принтер предназначен для высокоскоростной печати текстовой и графической информации на борту самолета от системы автоматической связи и оповещения, программного приложения самолетовождения, электронного планшета пилота и бортовой системы технического обслуживания.

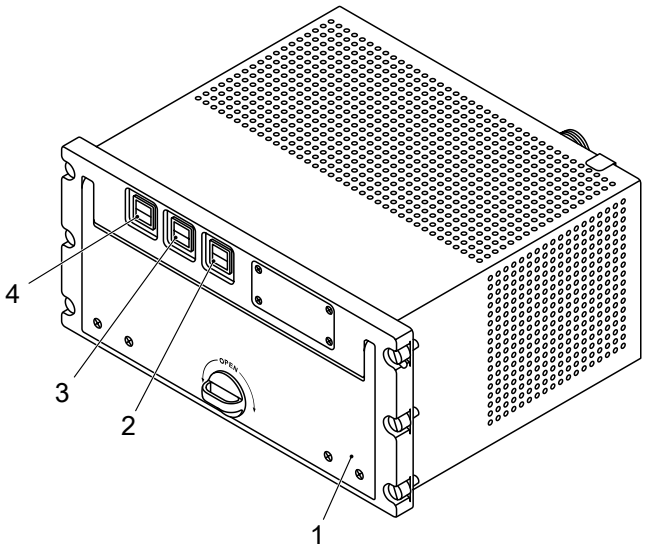


Рисунок 88 Принтер

Условные обозначения к Рис. 88:

1	Передняя крышка	3	Кнопка-табло TEST/ABORT
2	Кнопка-табло SLEW/PAPER	4	Кнопка-табло POWER/ FAULT

© ПАО "Корпорация "Иркут"

11.1 Кнопка-табло TEST/ABORT

Кнопка-табло TEST/ABORT - это кнопка с двумя световыми полями - TEST и ABORT.

Для включения функции TEST (КОНТРОЛЬ) на передней панели принтера необходимо нажать кнопку TEST/ABORT при светящемся поле TEST. При этом, кроме основной тестовой программы, будет реализована дополнительная программа - ALL LED ON (ВСЕ ПОЛЯ ВКЛЮЧЕНЫ) при которой светятся/мигают все световые поля трех кнопок-табло. По окончании IBIT будет распечатана тестовая страница, на которой будут распечатаны результаты контроля, а также другая информация, которая понадобиться для настройки принтера в сети.

Для включения функции ABORT (ПРЕРЫВАНИЕ) с передней панели принтера необходимо нажать кнопку TEST/ABORT при светящемся поле ABORT. Нажатие кнопки ABORT приводит только к прерыванию текущего задания на печать. Все другие задания, отправленные на печать, обрабатываются и распечатываются штатно, без прерывания.

11.2 Кнопка-табло PAPER/SLEW

Кнопка-табло PAPER/SLEW - это кнопка с двумя световыми полями - PAPER и SLEW.

Поле PAPER (БУМАГА) светится желтым цветом, когда принтер обнаруживает, что закончилась бумага или передняя дверца отделения для загрузки бумаги открыта.

Поле SLEW (ПРОГОН) светится желтым цветом при нажатии на кнопку-табло SLEW/ PAPER. Нажатие этой кнопки-табло на время менее 1 секунды приводит к перемещению бумаги к следующей метке TOF (Верх формы). Нажатие и удержание переключателя SLEW дольше 1 секунды приводит к продвижению бумаги до тех пор, пока переключатель не будет отпущен, или пока не выйдут 10 страниц. После прогона бумаги световое поле SLEW гаснет.

11.3 Кнопка-табло POWER/FAULT

Кнопка-табло POWER/ FAULT - это кнопка с двумя световыми полями - POWER и FAULT.

Поле POWER (ПИТАНИЕ) показывает, что принтер находится в состоянии готовности к работе. Принтер готов к работе, когда надпись POWER светится зеленым цветом. Если зеленый цвет вокруг надписи POWER гаснет, это означает, что принтер занят или выключен. Если зеленое окно вокруг надписи POWER мигает, это означает, что принтер включается или ждет сброса, заданного по умолчанию.

Поле FAULT (ОТКАЗ) начинает светиться желтым цветом при обнаружении принтером отказа. Когда одновременно начинает светиться два поля - FAULT и PAPER - печатающая головка передает сигнал о перегреве. Это временное состояние. После остывания печатающей головки ниже заданной температуры световые поля FAULT и PAPER гаснут. При одновременно светящихся полях - полях FAULT и PAPER - печать на принтере невозможна. Принтер при этом находится в режиме ожидания, чтобы печатающая головка могла остыть.

12 Приборы независимые

В кабине экипажа на передней стойке фонаря установлен маркер линии визирования.

Маркер линии визирования предназначен для использования летным экипажем настройки правильного положения кресел, чтобы обеспечить наилучший обзор на уровне глаз.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

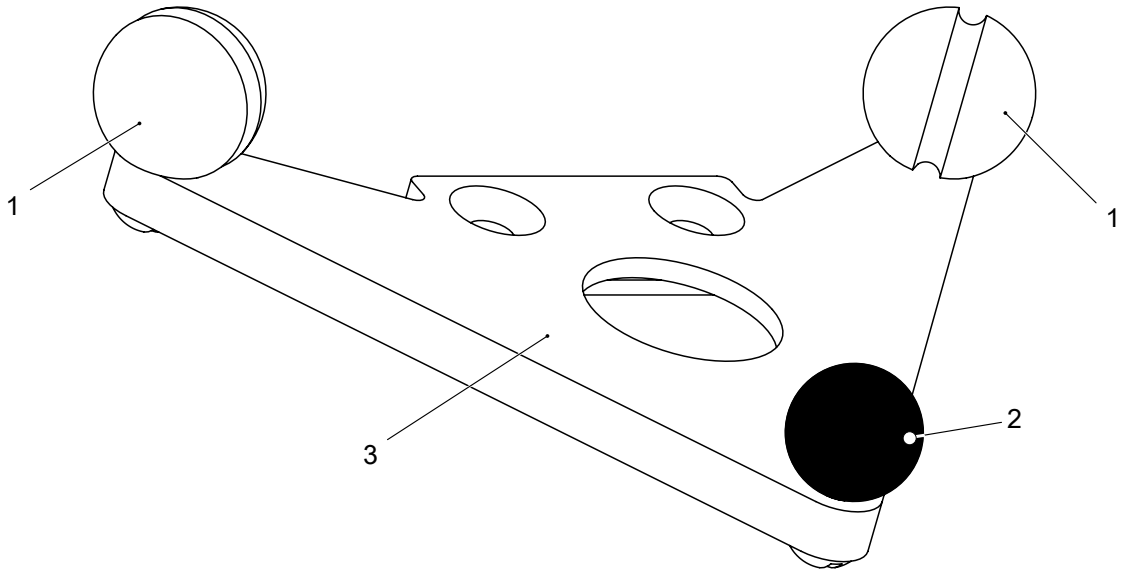


Рисунок 89 Маркер линии визирования

Условные обозначения к Рис. 89:

1	Задний белый шарик	3	Треугольная платформа
2	Передний черный шарик		

Линия визирования (взгляда) командира воздушного судна должна следовать по оси, проходящей через передний (черный) и правый задний (белый) шарики маркера линии визирования. Линия визирования (взгляда) второго пилота должна следовать по оси, проходящей через передний (черный) и левый задний шарики маркера линии визирования. При этом два шарика должны визуально сливаться в один шарик.

Командир воздушного судна и второй пилот должны отрегулировать положение своих кресел соответствующим образом. При правильном положении кресел два шарика маркера линии визирования, при взгляде, должны сливаться в один. Правильное положение летчика на рабочем месте достигается вертикальным и горизонтальным перемещением кресла пилота. Это обеспечивает ему необходимый внекабинный обзор в течение любого этапа полета самолета и оптимальное расположение для наблюдения за приборами кабины.

13 Индикация

Таблица 5 Программа функционирования EICAS

Текстовое сообщение на EWD CAS message	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
CDS MFD 1 FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ левого внешнего дисплея (MFD1)	Один удар колокола	2, 6, 7

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 5 Программа функционирования EICAS

Текстовое сообщение на EWD CAS message	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
CDS MFD 2 FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ левого внутреннего дисплея (MFD2)	Один удар колокола	2, 6, 7
CDS MFD 5 FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ центрального дисплея (MFD5)	Один удар колокола	2, 6, 7
CDS MFD 4 FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ правого внешнего дисплея (MFD4)	Один удар колокола	2, 6, 7
CDS MFD 3 FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ правого внутреннего дисплея(MFD3)	Один удар колокола	2, 6, 7
CDS CAPT DCP FAULT	Предупреждающее (Advisory)	Отказ пульта ПУИ-17 на стороне левого пилота	Один удар колокола	2, 6, 7
CDS FO DCP FAULT	Предупреждающее (Advisory)	Отказ пульта ПУИ-17 на стороне правого пилота	Один удар колокола	2, 6, 7
CDS BOTH DCP FAULT	Предупреждающее (Advisory)	Отказ пульта ПУИ-17 на стороне левого и правого пилота	Один удар колокола	2, 6, 7
CDS CAPT TBCP FAULT	Предупреждающее (Advisory)	Отказ пульта ПТ-3 со стороны левого пилота	Один удар колокола	2, 6, 7
CDS FO TBCP FAULT	Предупреждающее (Advisory)	Отказ пульта ПТ-3 со стороны левого пилота	Один удар колокола	2, 6, 7
CDS BOTH TBCP FAULT	Предупреждающее (Advisory)	Отказ пульта ПТ-3 со стороны правого пилота	Один удар колокола	2, 6, 7
FWS 1 FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ первого приложения (CPIOM1C) системы сигнализации	Один удар колокола	2
FWS 2 FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ второго приложения (CPIOM2C) системы сигнализации	Один удар колокола	2

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 5 Программа функционирования EICAS

Текстовое сообщение на EWD CAS message	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
SWS 1 FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ CPIOM 1C или программного приложения SWS (ФПО системы сигнализации о сваливании № 1)	Один удар колокола	2.1, 6.2, 7
SWS 2 FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ CPIOM 2C или программного приложения SWS (ФПО системы сигнализации о сваливании № 2)	Один удар колокола	2.1, 6.2, 7
SWS 1 + 2 FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ программного приложения SWS (ФПО системы сигнализации о сваливании № 1 и № 2)	Один удар колокола	2.1, 6.2, 7

13.1 Фазы типового профиля полета

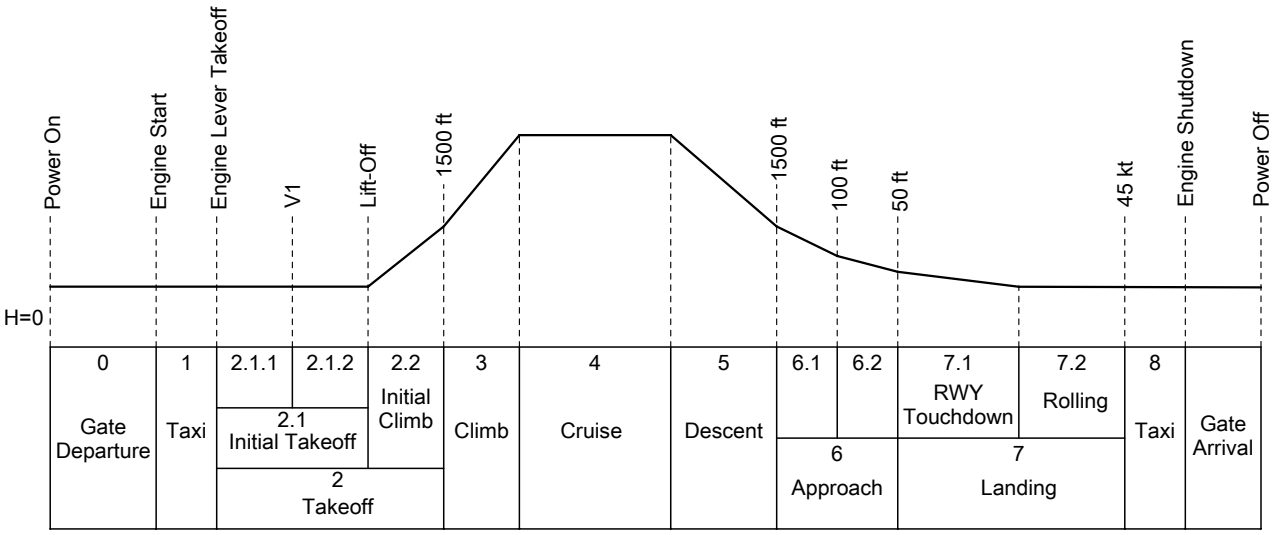


Рисунок 90 Фазы типового профиля полета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Шасси

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа ... 1
1 Общие сведения ... 2
1.1 Основные опоры ... 4
1.2 Передняя опора ... 4
2 Система уборки и выпуска шасси ... 5
2.1 Основная система уборки и выпуска шасси ... 6
2.2 Аварийная система открытия замков убранного положения опор и створок шасси ... 10
3 Система управление поворотом колес передней опоры шасси (СУПК) ... 11
3.1 «ВЗЛЕТ-ПОСАДКА» - управление педалями ... 12
3.2 «РУЛЕНИЕ» - управление рулежными рукоятками ... 13
3.3 "Свободное ориентирование" ... 14
4 Система торможения колес ... 15
4.1 Система основного торможения: ... 15
4.1.1 Торможение педалями: ... 16
4.1.2 Автоматическое торможение: ... 18
4.1.3 Торможение колес ООШ при уборке ... 19
4.2 Система стояночного торможения колес ... 19
4.2.1 Торможение колес в режиме «PARK» ... 20
4.2.2 Торможение колес в режиме «ALTN BRAKE» ... 20
5 Индикация шасси ... 21
5.1 Комплексный кадр EWD ... 21
5.2 Индикация положения опор шасси на комплексном кадре EWD ... 23
5.3 Синоптическая страница LGS ... 23
5.4 Индикация системы управления поворотом колес передней опоры шасси ... 25
5.5 Индикация температуры и давления в шинах колес основных опор шасси ... 26
5.5.1 Описание символов синоптического фрагмента AUTO BRAKE ... 29
5.5.2 Описание символов синоптического фрагмента давления в тормозах ЛООШ и ПООШ ... 29
5.5.3 Индикация давления в аккумуляторах системы стояночного торможения ... 31
5.6 Комплексный кадр STAT ... 32
5.6.1 Сообщения EICAS положения опор шасси ... 34
5.6.2 Сообщения EICAS системы управления поворотом колес ПОШ ... 34
5.6.3 Сообщения EICAS для колес и системы торможения колес ... 35
5.6.4 Сообщения EICAS мониторинга температуры и давления в шинах колес ... 36

Перечень иллюстраций

Страница

1 Шасси ... 3
2 Основная опора ... 4
3 Передняя опора ... 5
4 Пульт управления уборкой-выпуском шасси ... 6
5 Органы управления поворотом передней опоры шасси ... 11
6 Зависимость угла поворота ПОШ от отклонения педалей ... 12
7 Зависимость угла поворота ПОШ от угла отклонения рулежной рукоятки ... 13

© ПАО "Корпорация "Иркут"

8 Зависимость коэффициента передачи сигнала1 от скорости движения самолета..... 14
9 Выключатель режима свободного ориентирования..... 15
10 Торможение от педалей..... 17
11 рукоятки стояночного торможения..... 20
12 Комплексный кадр EWD..... 22
13 Синоптический кадр опор шасси..... 23
14 Синоптическая страница LGS..... 24
15 Зона индикации ПОШ..... 25
16 Мониторинг температуры и давления в шинах колес основных опор шасси..... 27
17 Зона индикации давления в тормозах..... 30
18 Зона индикации давления ACC..... 31
19 Комплексный кадр STAT..... 33
20 Фазы полета..... 37

Описание для экипажа

1 Общие сведения

Шасси предназначено для поглощения и рассеивания энергии самолета в момент приземления, при движении его по земле, а также обеспечения его руления, разбега при взлете и пробега после посадки.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

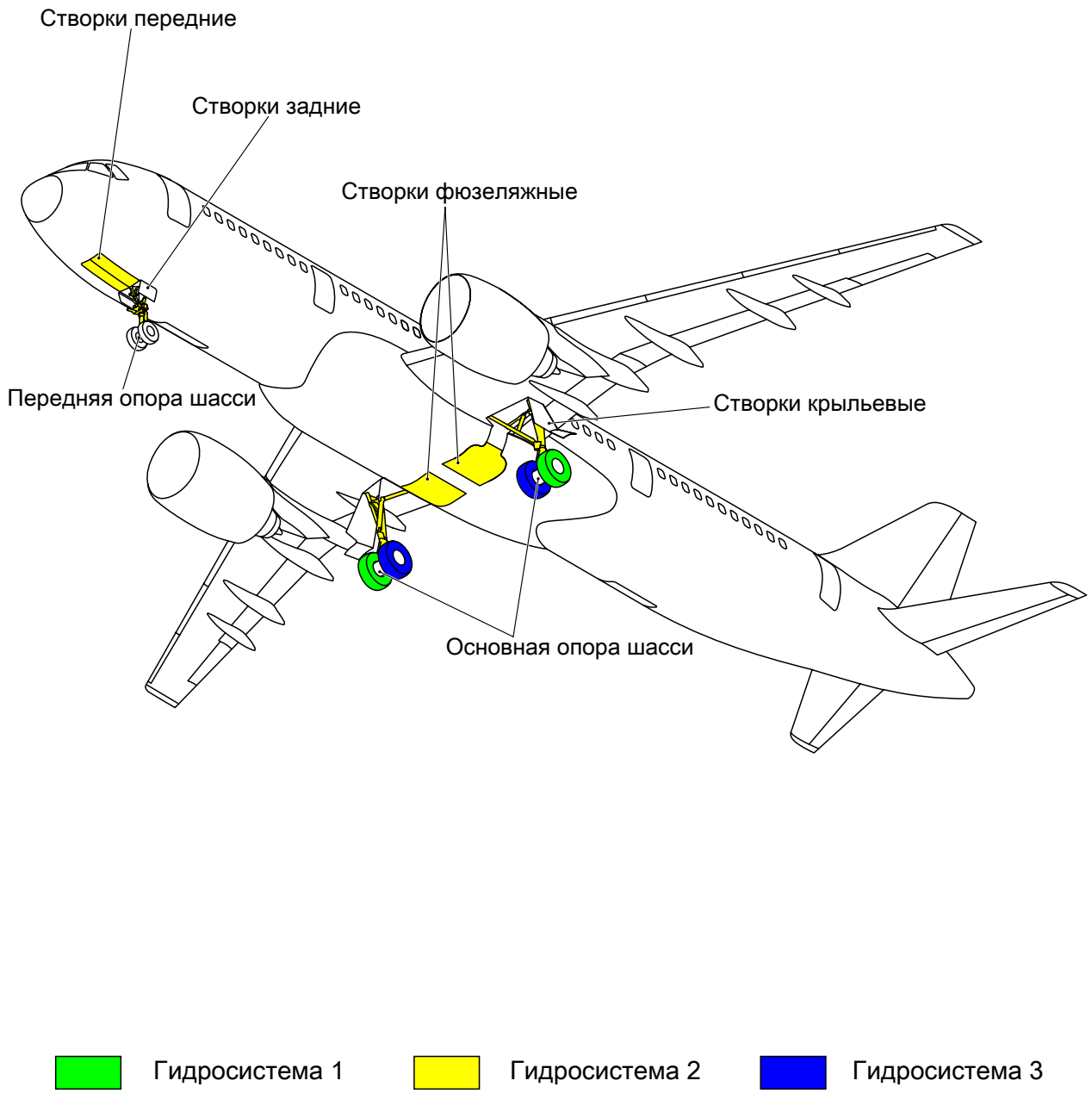


Рисунок 1 Шасси

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.1 Основные опоры

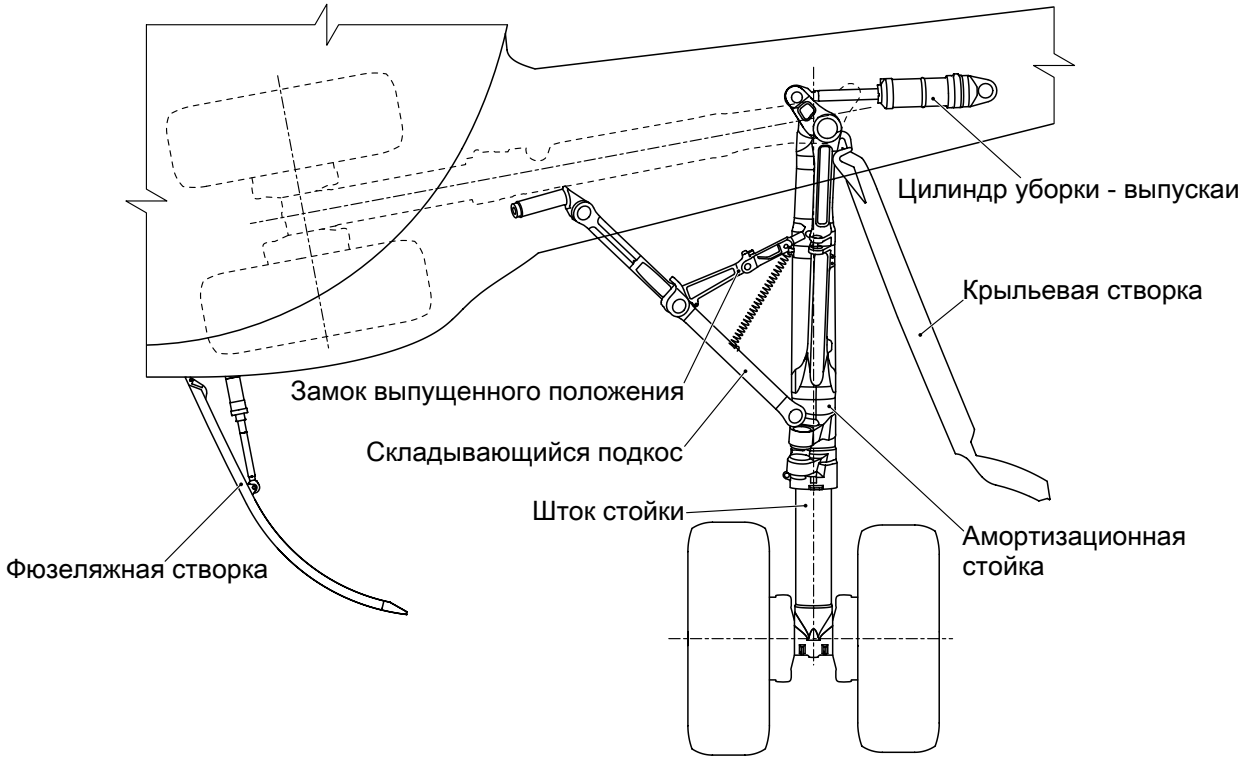


Рисунок 2 Основная опора

Основные опоры имеют по два тормозных колеса на стойке телескопического типа с пневмогидравлическим амортизатором. Колеса основных опор оборудованы модулями измерения давления и температуры в шинах. Замки убранного положения основных опор шасси содержат два цилиндра открытия замка: основной системы уборки-выпуска шасси и аварийной системы открытия замков опор шасси. Ниша основной опоры закрывается двумя створками, крыльевой и фюзеляжной. Крыльевая створка кинематически связана со стойкой шасси и приводится в действие механически при выпуске и уборки шасси. Фюзеляжная створка имеет гидравлический привод При выпущенном положении шасси крыльевые створки находятся в открытом положении. Фюзеляжные створки основных опор находятся в закрытом положении и удерживаются гидромеханическим замком убранного положения. Замок убранного положения фюзеляжной створки содержит два цилиндра открытия замка : основной системы уборки-выпуска и аварийной системы открытия замков. Для контроля предельного износа тормозных дисков, на тормозных устройствах колес основных опор установлены указатели износа.

1.2 Передняя опора

© ПАО "Корпорация "Иркут"

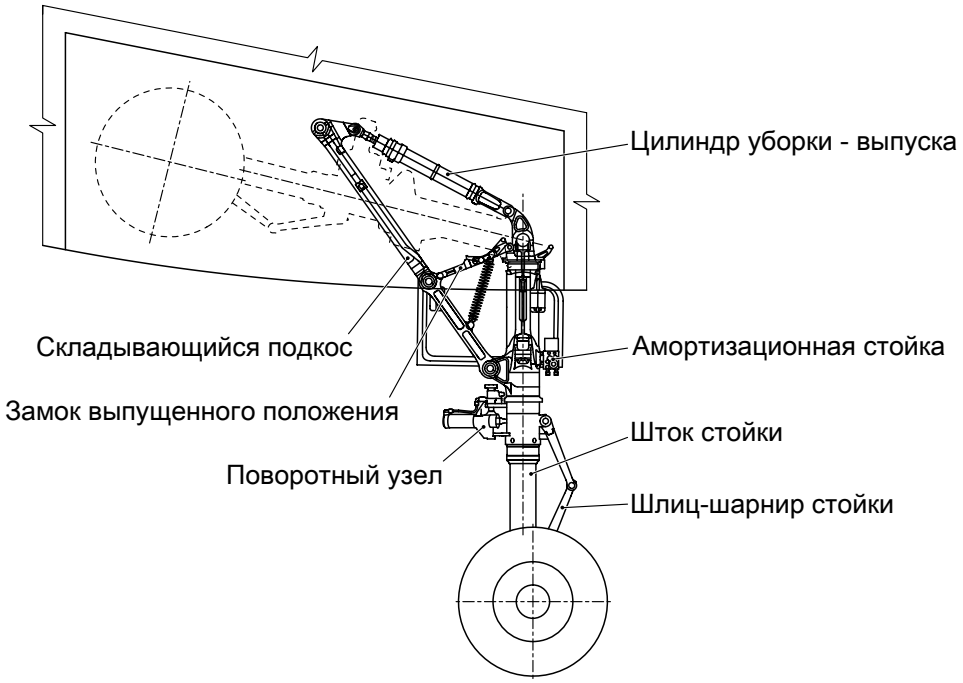


Рисунок 3 Передняя опора

Передняя опора - управляемая, имеет два нетормозных колеса. Амортизационная стойка телескопического типа с пневмогидравлическим амортизатором. Колеса передней опоры оборудованы модулями измерения давления в шинах. Замок убранного положения передней опоры содержит два цилиндра открытия замка: основной системы уборки-выпуска шасси и резервной системы открытия замков убранного положения опор шасси. Ниша передней опоры закрывается двумя парами створок. Передние створки управляются гидроцилиндром открытия-закрытия створок, задние створки кинематически связаны со стойкой шасси и приводятся в действие механически. При выпущенной опоре передняя пара створок находится в закрытом положении.

2 Система уборки и выпуска шасси

По функциональному назначению система уборки-выпуска шасси и управления створками подразделяется на:

– основную систему уборки-выпуска шасси и управления створками

– аварийную систему выпуска шасси и управления створками.

Управление системой осуществляется с пульта управления

© ПАО "Корпорация "Иркут"

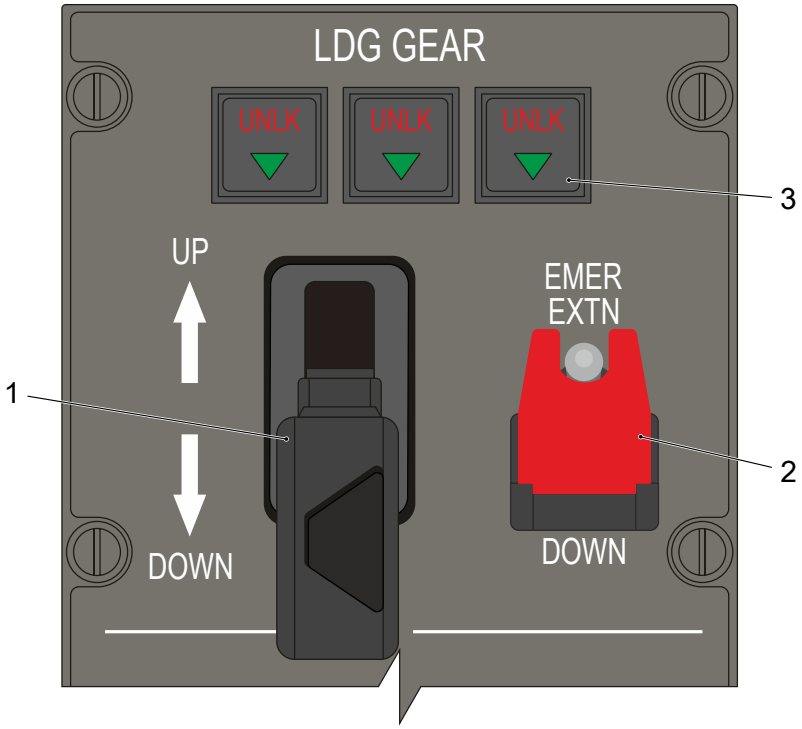


Рисунок 4 Пульт управления уборкой-выпуском шасси

На пульте управления располагаются:

– рукоятка уборки и выпуска шасси (основной системы) [1] Рис. 4

– тумблер управление аварийным выпуском шасси (аварийной системы) [2] Рис. 4

– индикация резервных сигнализаторов положения шасси [3] Рис. 4

2.1 Основная система уборки и выпуска шасси

Основная система уборки и выпуска шасси электрогидравлического типа. Гидромеханизмы уборки и основного выпуска шасси обеспечивается гидравлическим давлением от 2 ГС. Рукоятка управления уборкой и выпуском шасси [1] Рис. 4 двухпозиционная и имеет фиксацию в двух крайних положениях UP и DOWN. Для исключения непреднамеренной уборки шасси на земле, система имеет электрическую блокировку по сигналу обжатого положения шасси.

Снимается блокировка при условии:

– опоры шасси не обжаты

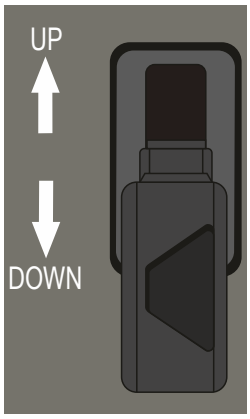
– ПОШ в нейтральном положении.

Время уборки опор шасси при нормальных условиях окружающей среды составляет (15… 17) с.

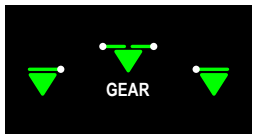
Уборка шасси

Выпущенное положение шасси:

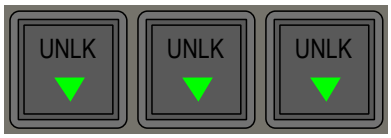
© ПАО "Корпорация "Иркут"



EWD



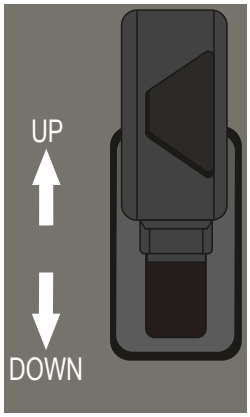
Панель управления



– рукоятка в положении DOWN

– стойки шасси выпущены (на замках), створки закрыты (на замках)

Промежуточное положение (шасси убираются) :



EWD



Панель управления

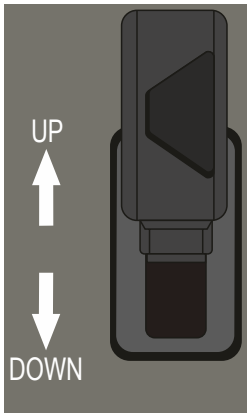


– рукоятка в положении UP

– стойки шасси вылущены (на замках)

– створки шасси сняты с замков, открываются

Промежуточное положение (шасси убираются) :



EWD



Панель управления



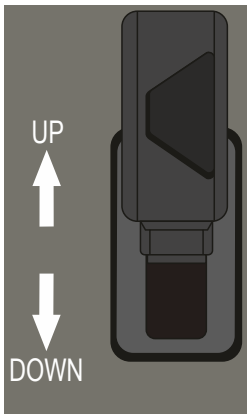
– рукоятка в положении UP

– створки шасси открыты

– стойки шасси убираются

Промежуточное положение (шасси убираются) :

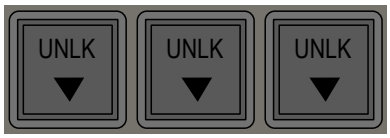
© ПАО "Корпорация "Иркут"



EWD

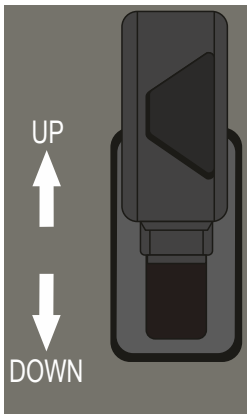


Панель управления



– рукоятка в положении UP
– стойки шасси убраны, на замках убранного положения
– створки шасси закрываются

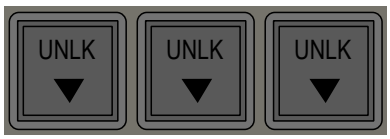
Убранное положение шасси:



EWD



Панель управления



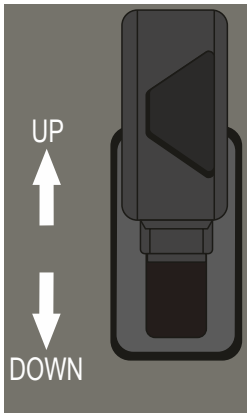
– рукоятка в положении UP
– шасси убраны, створки закрыты

Основной выпуск шасси

При установке рукоятки в положение DOWN, выпуск шасси обеспечивается при условии, если скорость самолета менее 400 км/час

Время выпуска шасси при нормальных условиях окружающей среды составляет (15 - 17) с.

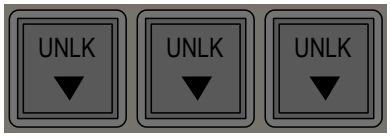
Убранное положение шасси:



EWD



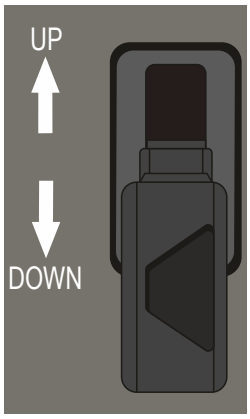
Панель управления



– рукоятка в положении UP
– шасси убраны, створки закрыты

Промежуточное положение (створки открываются) :

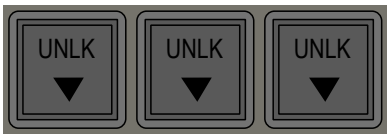
© ПАО "Корпорация "Иркут"



EWD

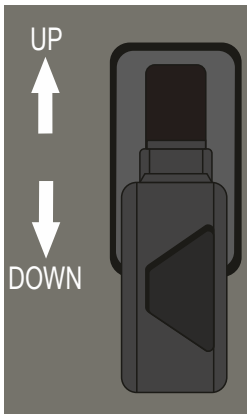


Панель управления



- рукоятка в положении DOWN
- шасси убраны, створки закрыты (на замках)
- створки шасси сняты с замков, открываются

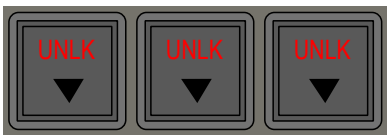
Промежуточное положение (створки открыты, шасси выпускаются) :



EWD

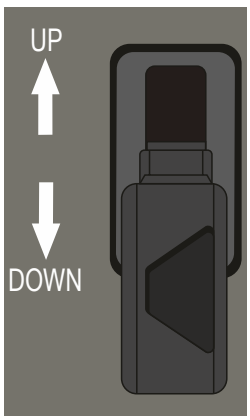


Панель управления



- рукоятка в положении DOWN
- створки шасси открыты
- стойки шасси выпускаются

Промежуточное положение (шасси выпускаются) :



EWD



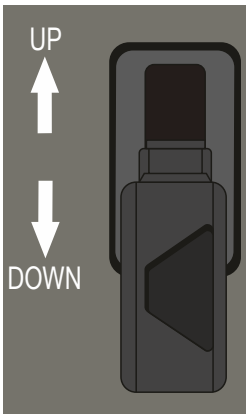
Панель управления



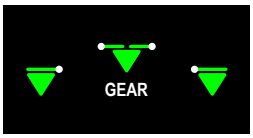
- рукоятка в положении DOWN
- стойки шасси выпущены, на замках выпущенного положения
- створки шасси закрываются

Выпущенное положение шасси:

© ПАО "Корпорация "Иркут"



EWD



Панель управления



– рукоятка в положении DOWN

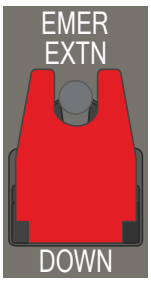
– стойки шасси выпущены, створки закрыты (на замках).

2.2 Аварийная система открытия замков убранного положения опор и створок шасси

На случай отказа основной системы выпуска шасси от 2ГС (на EICAS появилось сообщение **GEAR MAIN SYS FAULT**), на самолете установлена аварийная система открытия замков убранного положения опор и створок шасси. Система аварийного открытия замков шасси получает гидравлическое питание от 1 ГС. Подключение аварийного контура управления выпуском шасси осуществляется открытием колпачка EMER EXTN. Установка тумблера EMER EXTN [2] Рис. 4 в положение DOWN подает питание на открытие замков фюзеляжных створок и опор шасси.

Аварийный выпуск шасси



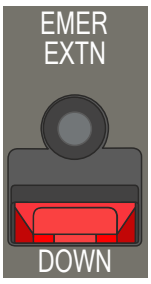


Первоначальное (система не активна) положение:

переключатель EMER EXTN выключен, закрыт колпачком

–



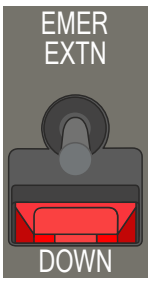


Система в режиме готовности:

Колпачок открыт, переключатель EMER EXTN выключен

шасси убраны, створки закрыты





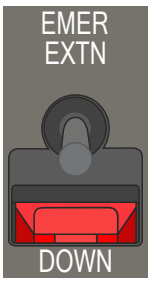
Выпуск:

переключатель EMER EXTN в положении DOWN

шасси в промежуточном положении

красный сигнализатор UNLK светится





Выпущенное положение:

шасси – на замках выпущенного положения

зеленый символ светится

красный сигнализатор UNLK гаснет.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Примечание

При отустствии давления в 1ГС, открытие замков выполняется от гидроаккумулятора.

Под действием силы тяжести створки открываются, опоры выпускаются и фиксируются в выпущенном положении пружинами кинематического замка выпущенного положения на каждой опоре. После аварийного выпуска шасси фюзеляжные створки основных опор шасси и передние створки передней опоры шасси остаются в незакрытом положении



. Рукоятка выпуска шасси при этом может находиться в любом из положений UP или DOWN.

3 Система управление поворотом колес передней опоры шасси (СУПК)

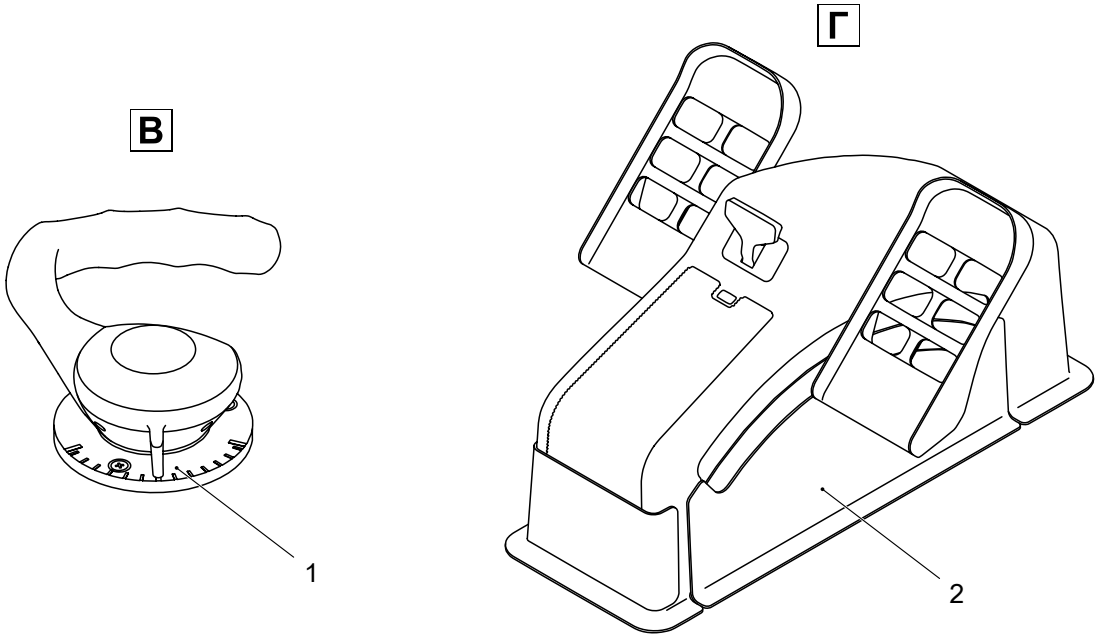


Рисунок 5 Органы управления поворотом передней опоры шасси

Управление поворотом передней опоры шасси, выполняется с рабочих мест КВС и второго пилота посредством рулежных рукояток [1] Рис. 5 и педалей [2] Рис. 5. В качестве механизма разворота используется электрогидравлический рулевой привод, работающий от 2 ГС. Угол поворота колес пропорционален углу отклонению педалей или рукоятки управления.

Управление обеспечивает три режима работы:

– «ВЗЛЕТ-ПОСАДКА» - управление педалями
– «РУЛЕНИЕ» - управление рулежными рукоятками
– «СВОБОДНОЕ ОРИЕНТИРОВАНИЕ»

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Одновременное отклонение рулежной рукоятки и педалей в процессе руления приводит к алгебраическому суммированию управляющих сигналов, что обеспечивает больший угол поворота колес вплоть до ±65°(±3°).

При отсутствии электропитания или гидропитания система автоматически переходит в режим «Свободное ориентирование».

После отрыва передней опоры шасси, колеса автоматически устанавливаются в нейтральное положение.

Для работы СУПК необходимо:

– исправность СУПК

– наличие давления 2990 psi (210 кг/см²) в 2 ГС

– обжатие ПОШ и любой из ООШ на ход штока амортизатора обеспечивающий срабатывание датчиков приближения

– открыт замок выпущенного положения ПОШ

– выключатель «NWS» на пульте управления уборкой и выпуском шасси установлен в верхнее положение

– скорость движения самолета менее 60 kt (120 км/ч).

3.1 «ВЗЛЕТ-ПОСАДКА» - управление педалями

Управление педалями обеспечивает поворот колес в пределах ±10°(±1,5°).

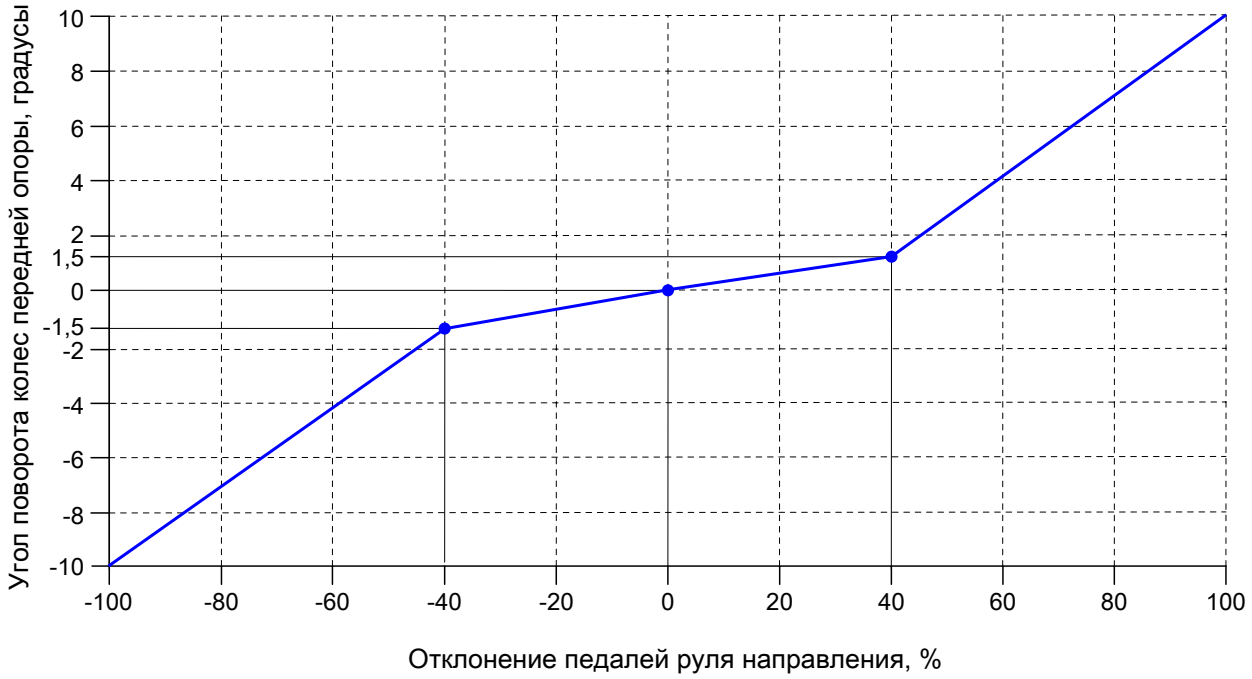


Рисунок 6 Зависимость угла поворота ПОШ от отклонения педалей

© ПАО "Корпорация "Иркут"

3.2 «РУЛЕНИЕ» - управление рулежными рукоятками

Управление рукоятками применяется на скорости 0 - 19 kt (0 - 36 км/ч).

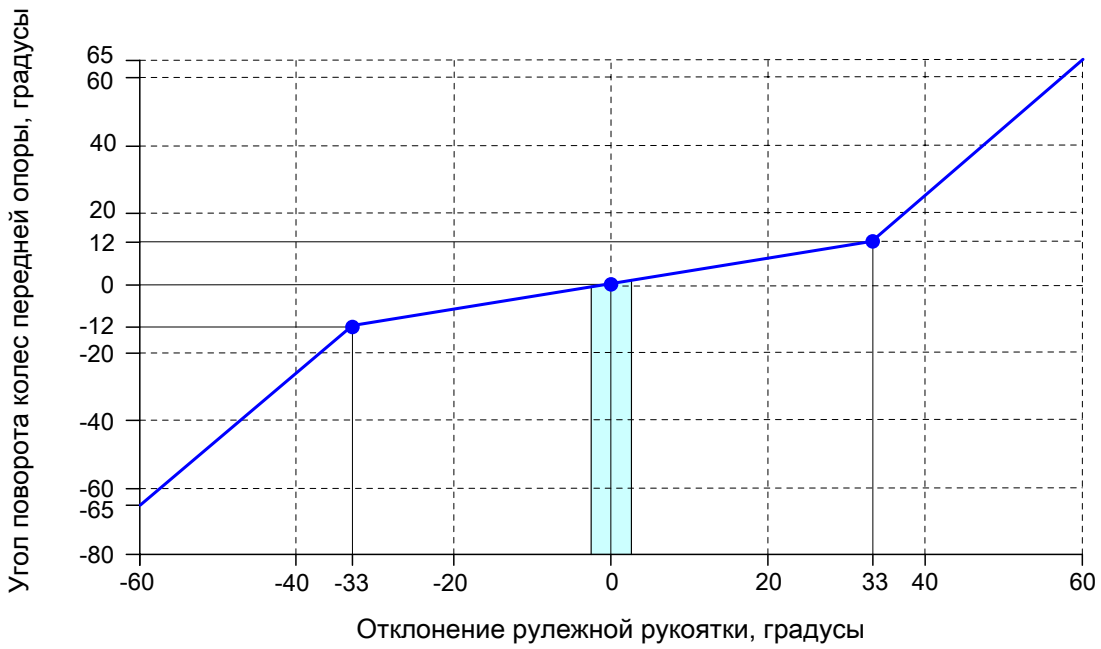


Рисунок 7 Зависимость угла поворота ПОШ от угла отклонения рулежной рукоятки

На разбеге при достижении самолетом скорости 41kt (80км/ч) система начинает постепенно уменьшать углы максимального поворота колес и при достижении скорости 81kt (120 км/ч) поворот колес не будет превышать ±10°(±1,5°).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

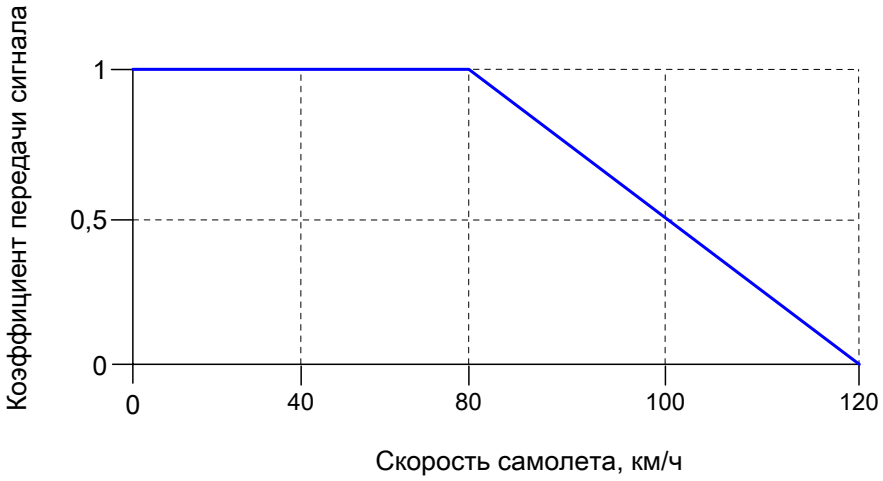


Рисунок 8 Зависимость коэффициента передачи сигнала1 от скорости движения самолета

3.3 "Свободное ориентирование"

Ось вращения колес ПОШ смещена на 50 мм назад относительно оси поворота колес. Такая схема позволяет колесам самостоятельно, устанавливаться по вектору скорости самолета, при условии кольцевания полостей рулежного устройства. Этот режим называется "Свободное ориентирование". При этом обеспечивается поворот колес на угол ±80° (-3°) в от нейтрального положения. Для включения режима, установите выключатель «NWS» на пульте управления уборкой-выпуском шасси в нижнее положение.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

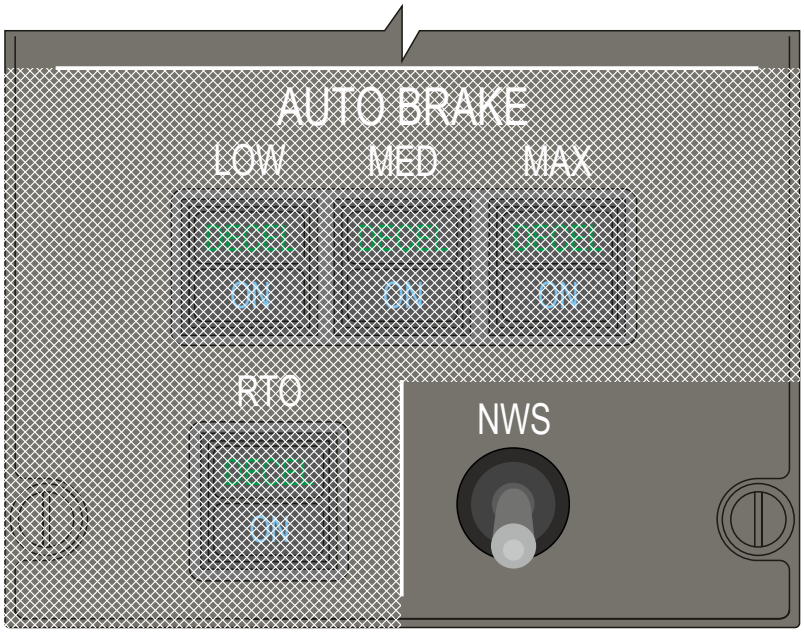


Рисунок 9 Выключатель режима свободного ориентирования

Буксировка самолета:

– для буксировки самолета при помощи буксировочного водила, применяется режим «Свободное ориентирование»

4 Система торможения колес

Система торможения колес состоит из:

– основного торможения

– стояночного (резервного торможения).

Система управления тормозами колес снабжена антиюзовой автоматикой, действующей при торможении от педалей и при автоматическом торможении на скоростях более 20 км/ч.

4.1 Система основного торможения:

Состоит из двух подсистем:

– подсистема торможения внутренних колес (1 ГС)

– подсистема торможения внешних колес (3 ГС).

При отказах 1 ГС и 3 ГС, рабочая жидкость подается в тормоза колес от гидроаккумуляторов стояночного торможения. Гидроаккумуляторы имеют необходимый объем для торможения самолета с применением антиюзовой автоматики. Основная система торможения обеспечивает:

– торможение педалями

– автоматическое торможение на посадке

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– автоматическое торможение при прерванном взлете

– автоматическое затормаживание колес при уборке шасси

– контроль состояния системы торможения колес

– отображение информации о состоянии системы на мнемокадре BRAKE и предупреждающих текстовых сообщений на EWD

При возникновении отказов в системе основного торможения колес в кадре EWD появляются текстовые сообщение. Появление текстового сообщения сопровождается звуковой и световой сигнализацией.

4.1.1 Торможение педалями:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

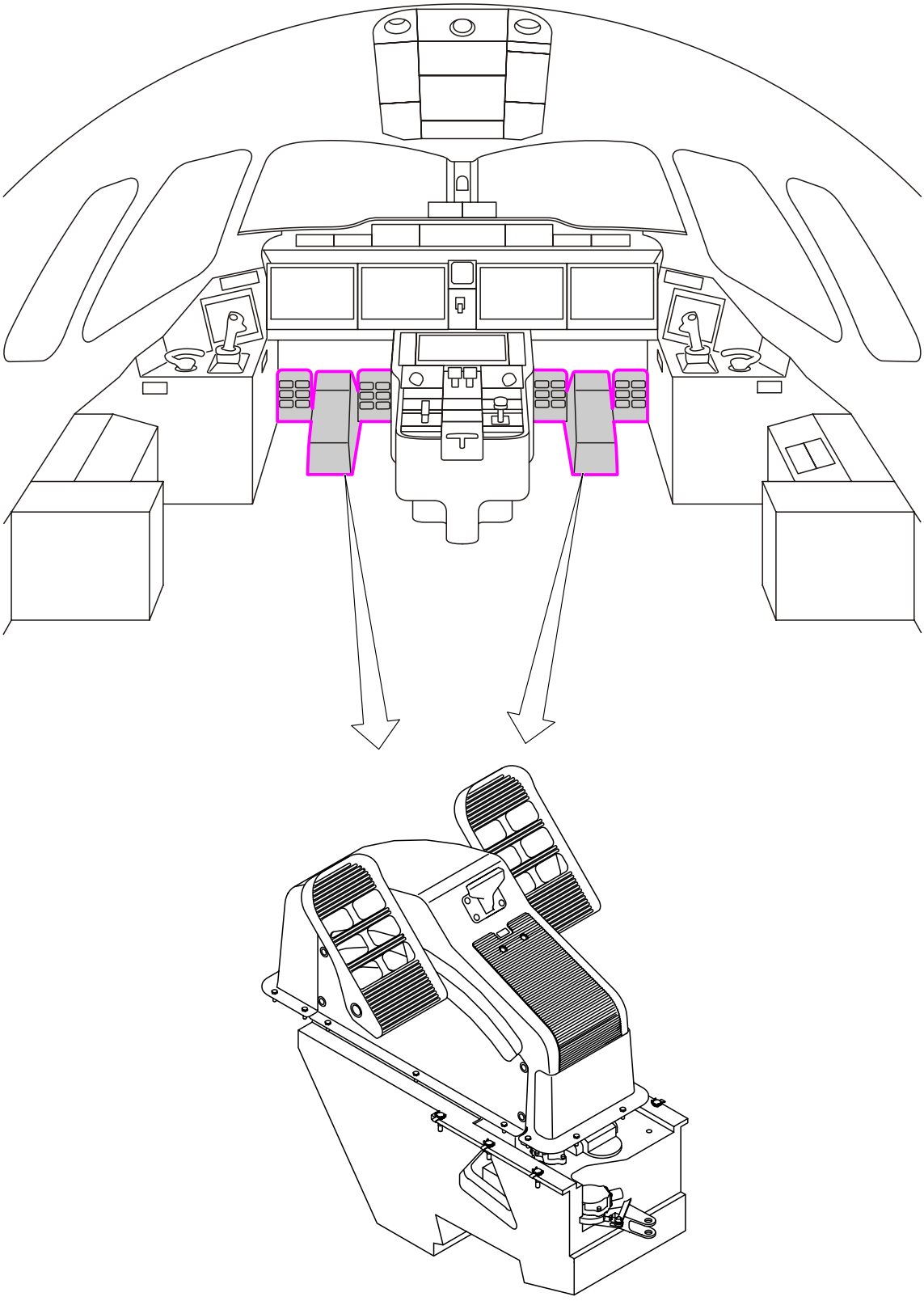


Рисунок 10 Торможение от педалей

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Основными органами управления системы торможения являются тормозные площадки педалей левого и правого пилота. При обжатии носков педалей электрический сигнал с подпедального датчика поступает в блок управления и контроля тормозами, где происходит выбор между сигналами с одноименных датчиков левого и правого пилота. В случае одновременного нажатия пилотами на тормозные педали, торможение колес будет с того поста управления, педали которого обжаты на большую величину.

Нажатием на тормозные педали, пилот задает потребный уровень замедление самолета. Который, при неизменном положении педалей, автоматически поддерживается постоянным.

Примечание

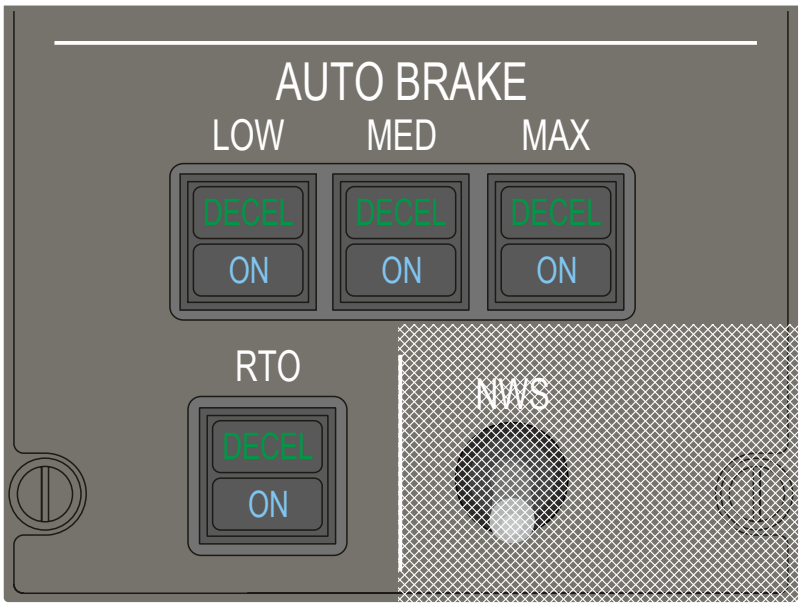
Для защиты от заклинивания колес при касании ВПП, торможение педалями обеспечивается при условии - ООШ обжаты или скорость вращения колеса более 60 kt (111 км/ч).

4.1.2 Автоматическое торможение:

Примечание

Торможение педалями имеет приоритет над автоматическим торможением.

Режим автоматического торможения, обеспечивает четыре уровня:



LOW (низкий уровень)

MED (средний уровень)

MAX (максимальный уровень)

RTO (прерванный взлет).

Выбор режима: пилот выбирает необходимый режим торможения перед посадкой нажатием соответствующей кнопки-табло. Торможение включится автоматически на пробеге.

Режим RTO (прерванный взлет): включается перед началом разбега нажатием кнопки-табло RTO. При взлете на разбеге, если РУД будет переведен в положение IDLE (малый газ), торможение будет выполнено автоматически с максимальным замедлением.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



- На земле при нажатии кнопки режима на панели выбора режимов AUTO BRAKE. При включении выбранного режима на кнопке загорается надпись **ON** синего цвета нижнего поля табло и надпись **DESEL** зеленого цвета верхнего поля табло.



- В полете при нажатии кнопки-табло выбора режимов AUTO BRAKE происходит включение выбранного режима и система переходит в режиме ожидания до момента обжатия шасси. При этом на кнопке загорается надпись **ON** синего цвета нижнего поля табло.

Примечание

Для включения автоматического торможения должны быть выполнены следующие условия:

- выбран один из режимов торможения MAX, MED или LOW (нажата соответствующая кнопка-табло на панели управления автоматическим торможением)
- есть сигнал обжатия передней опоры шасси
- есть сигнал обжатия одной из основных опор шасси (левая или правая)
- линейная скорость каждого из колес обжатой стойки больше или равна 60 kt (111 км/ч) или обе основные опоры обжаты в течение 5с.

Включение режима на синоптической странице "LGS", также индицируется в виде надписи белого цвета **AUTO BRAKE** и надпись зеленого цвета установленного режима. При отказе режима на синоптической странице отображается надпись **FAULT** янтарным цветом, а при отсутствии информации отображаются три прочерка жёлтого цвета.

Для прекращения автоматического торможения:

- нажмите хотябы одну из педалей, не менее 10 % максимального хода педали
- нажмите на кнопку выбранного уровня автоматического торможения.

4.1.3 Торможение колес ООШ при уборке

В процессе уборки шасси предусмотренно автоматическое затормаживание колес.

После уборки шасси в течении 10-15 с. колеса растормаживаются. Рукоятка управления уборкой-выпуском шасси остается в положении UP в течении всего времени нахождения шасси в убранном положении.

Информация о нерасторможенных колесах ООШ отображается на синоптическом фрагменте LANDING GEAR, а также речевое сообщение.TBD

4.2 Система стояночного торможения колес

© ПАО "Корпорация "Иркут"

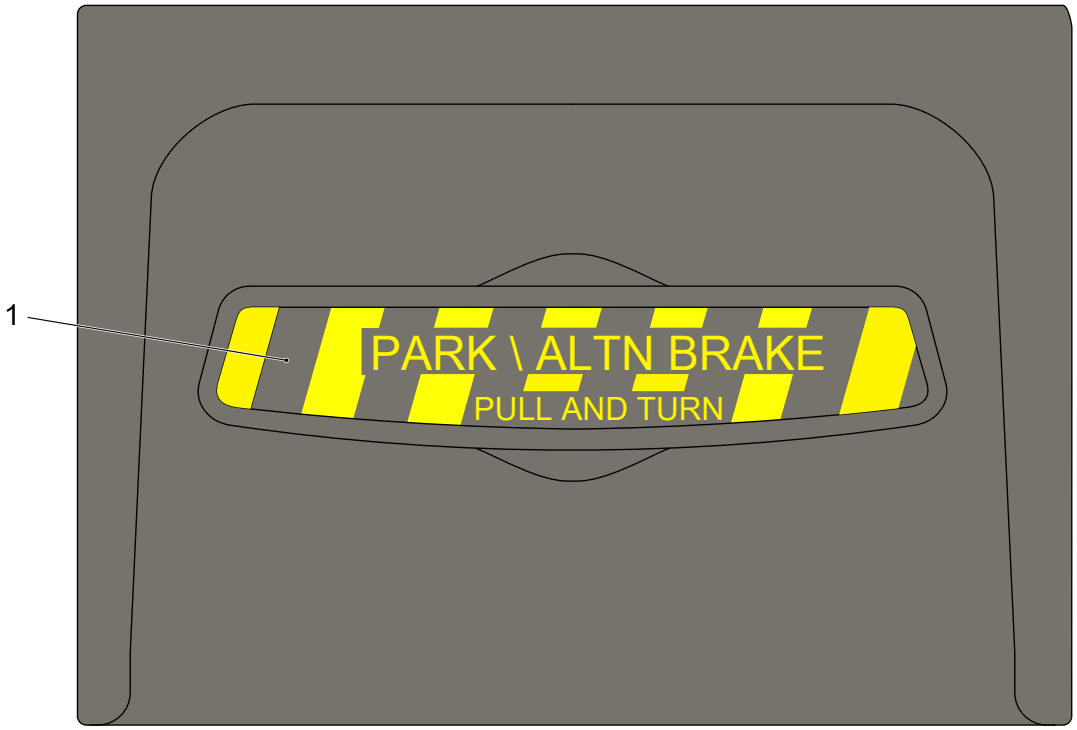


Рисунок 11 рукоятки стояночного торможения

Система стояночного торможения колес ООШ и обеспечивает:

– торможение колес на стоянке в режиме «PARK» (используется для установки самолета на стояночный тормоз).

– торможение при движении по аэродрому в случае отказа система основного торможения 1 ГС и 3 ГС (используется в режиме «ALTN BRAKE»).

При постановке самолета на стоянку после полета, давление рабочей жидкости в гидроаккумуляторе стояночного торможения сохраняется не менее 12 часов, при исходной величине давления в гидроаккумуляторе от 2800 psi до 3000 psi.

4.2.1 Торможение колес в режиме «PARK»

Для включения режима «PARK»:

– рукоятку стояночного торможения Рис. 11 PARK \ ALTN BRAKE потяните на себя

– поверните против часовой стрелки на 90° и зафиксируйте.

Сигнал с концевых выключателей рукоятки стояночного торможения поступает:

– в СУОСО, для сигнализации о включении режима PARK BRK ON на кадре EWD

– на включение огня стояночного торможения.

4.2.2 Торможение колес в режиме «ALTN BRAKE»

Для использования режима «ALTN BRAKE»

– потяните на себя рукоятку стояночного торможения PARK \ ALTN BRAKE Рис. 11 . Затормаживание колес будет пропорционально движению рукоятки.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Примечание

При использовании режима «ALTN BRAKE» антиюзовая система не работает

Торможение в режиме «ALTN BRAKE», обеспечивает не менее 12 циклов полного затормаживания колес.

5 Индикация шасси

Индикация шасси включает:

- комплексный кадр EWD Рис. 12
- синоптическую страницу LGS Рис. 14
- комплексный кадр STATUS .Рис. 19.

При возникновении отказов в работе систем шасси:

- на кадре EWD появляются аварийные и предупреждающие сообщения в правом верхнем углу
- включаются два светосигнальных индикатора WARN или CAUT
- звучит речевое сообщение
- звучат удары колокола.

5.1 Комплексный кадр EWD

© ПАО "Корпорация "Иркут"

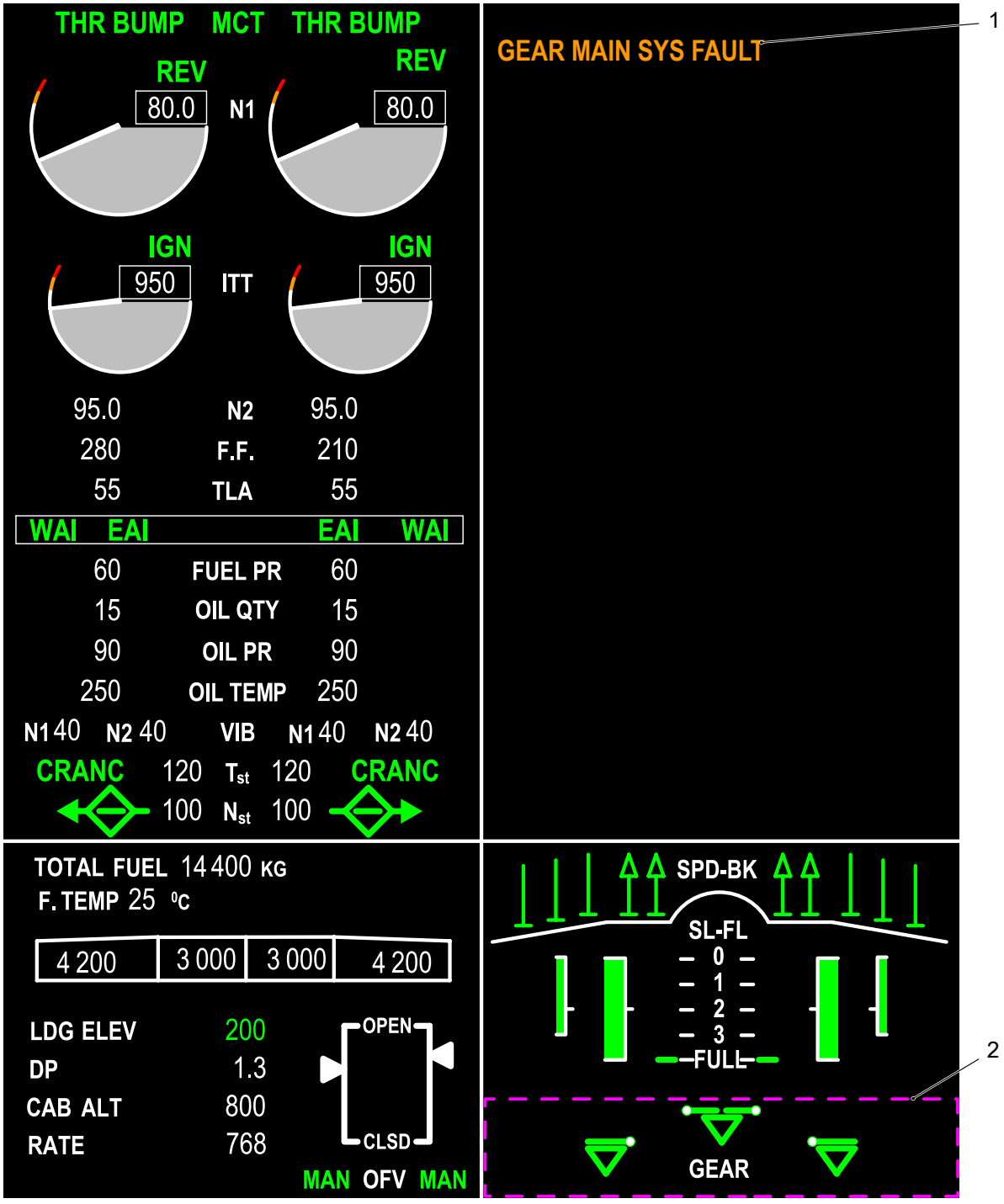


Рисунок 12 Комплексный кадр EWD

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Комплексный кадр EWD состоит из:

– аварийных и предупреждающих сообщений [1] Рис. 12

– фрагмент LANDING GEAR [2] Рис. 12.

5.2 Индикация положения опор шасси на комплексном кадре EWD

Индикация положения опор шасси и створок отображается на синоптическом фрагменте LANDING GEAR в правом нижнем углу кадра EWD.

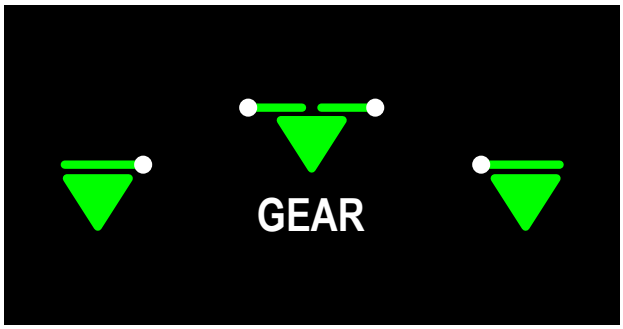


Рисунок 13 Синоптический кадр опор шасси


- Опора в выпущенном положении на замке


- Опора в промежуточном положении


- Нет данных для отображения состояния створки


- Створка в закрытом положении на замке


- Створка в открытом положении


- Створка в промежуточном положении или отказ створки в открытом положении


- Отказ створки в закрытом положении


- Нет данных для отображения состояния створки



- Убранное положение всех опор и створок шасси

5.3 Синоптическая страница LGS

© ПАО "Корпорация "Иркут"

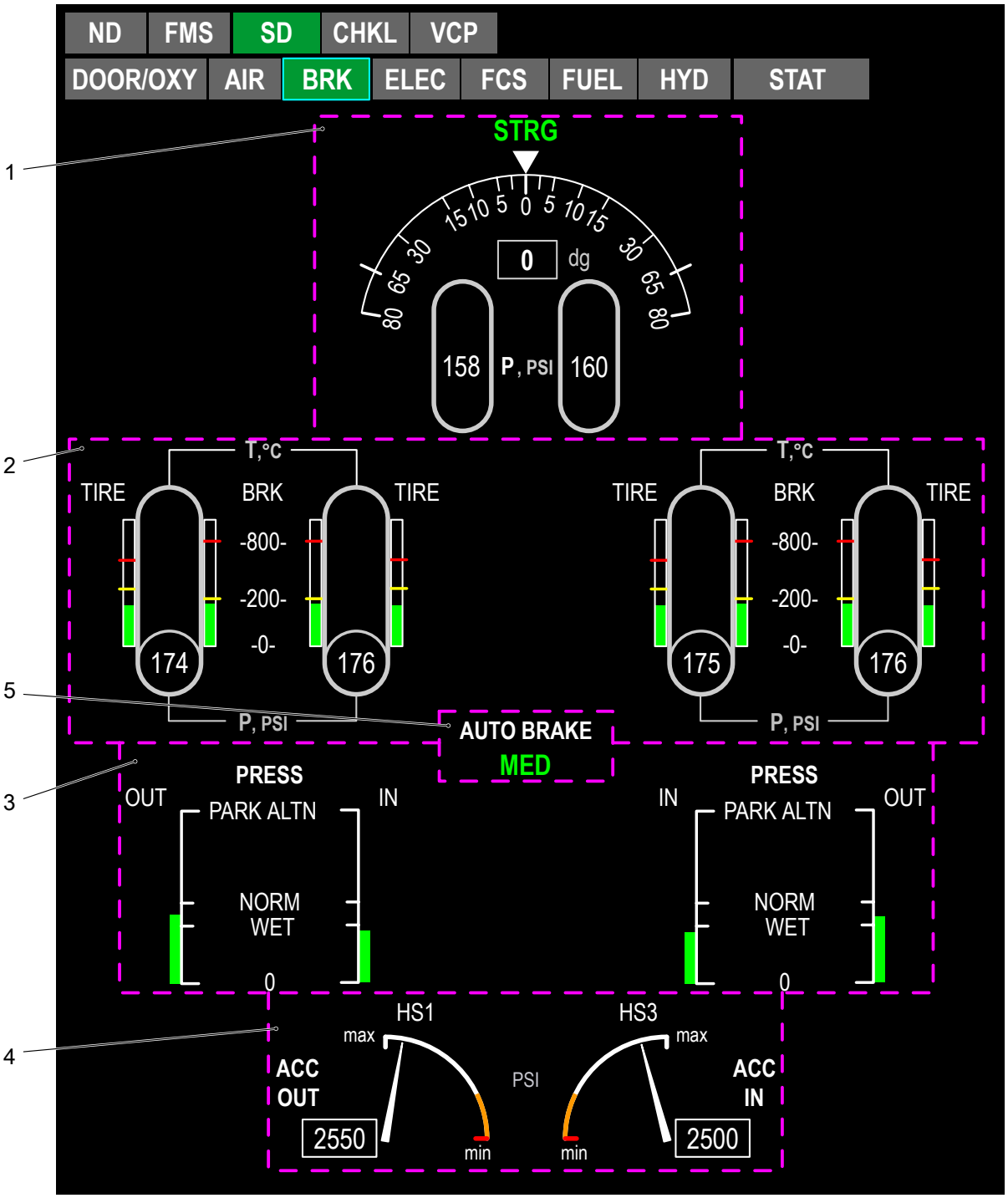


Рисунок 14 Синоптическая страница LGS

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Синоптическая страница LGS состоит из:

- зоны индикации ПОШ [1] Рис. 14
- зоны индикации ООШ [2] Рис. 14
- зоны индикации давления в тормозах колес ЛООШ и ПООШ [3] Рис. 14
- зоны индикации давления в аккумуляторах системы стояночного торможения ЛООШ и ПООШ [4] Рис. 14
- зоны индикации обозначения режима "AUTO BRAKE" [5] Рис. 14.

5.4 Индикация системы управления поворотом колес передней опоры шасси

Вычислитель системы управления общесамолетного оборудования (СУОСО-МС-21) принимает и обрабатывает сигналы положения системы управления поворотом колес передней опоры шасси. Обработанные данные передаются на сводную страницу дисплея отображения параметров двигателя и предупреждений (EWD).

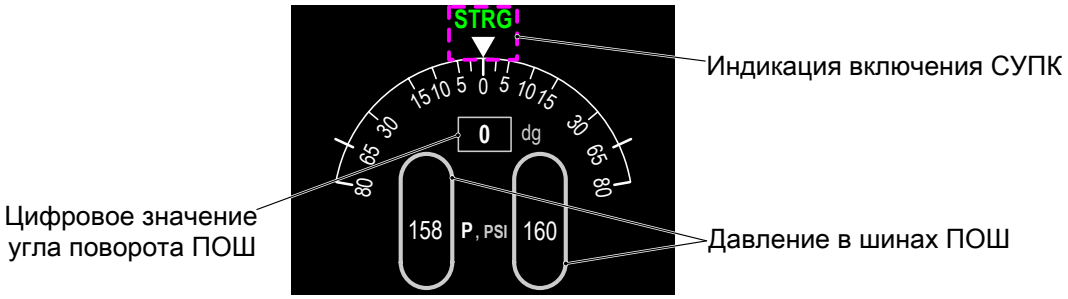


Рисунок 15 Зона индикации ПОШ

Индикация включения СУПК



- Включена система управления поворотом колес передней опоры шасси

  Треугольник, белого цвета



- Колесная пара находится в режиме "Самоориентирование"

  Треугольник, белого цвета



- Данные угла поворота отсутствуют

  Треугольник отсутствует

Цифровой значение угла поворота ПОШ



- Цифровое значение угла поворота колес ПОШ

  Индицируется без знака и принимает значения в диапазоне от 0° до 80° с шагом 1° дуговой шкалы

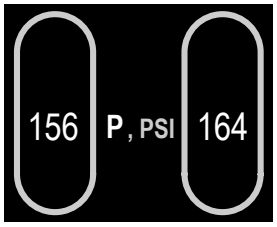
© ПАО "Корпорация "Иркут"

Цифровой значение угла поворота ПОШ



- Нет достоверной информации

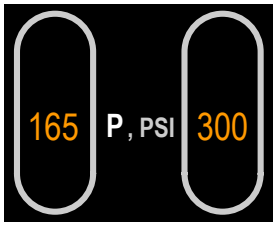
Давление в шинах колес ПОШ



- Значение давления отображается белым цветом

  Давление соответствует эксплуатационным значениям

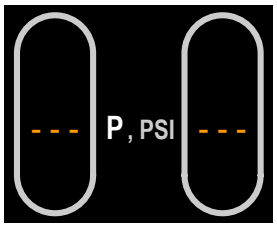
  Нормальная эксплуатация



- Значение давления отображается янтарным цветом

  Давление не соответствует эксплуатационным значениям

  Эксплуатация запрещается



- Отсутствуют данные о давлении

  Разрешается эксплуатация при условии соответствия давления эксплуатационным значениям

5.5 Индикация температуры и давления в шинах колес основных опор шасси

© ПАО "Корпорация "Иркут"

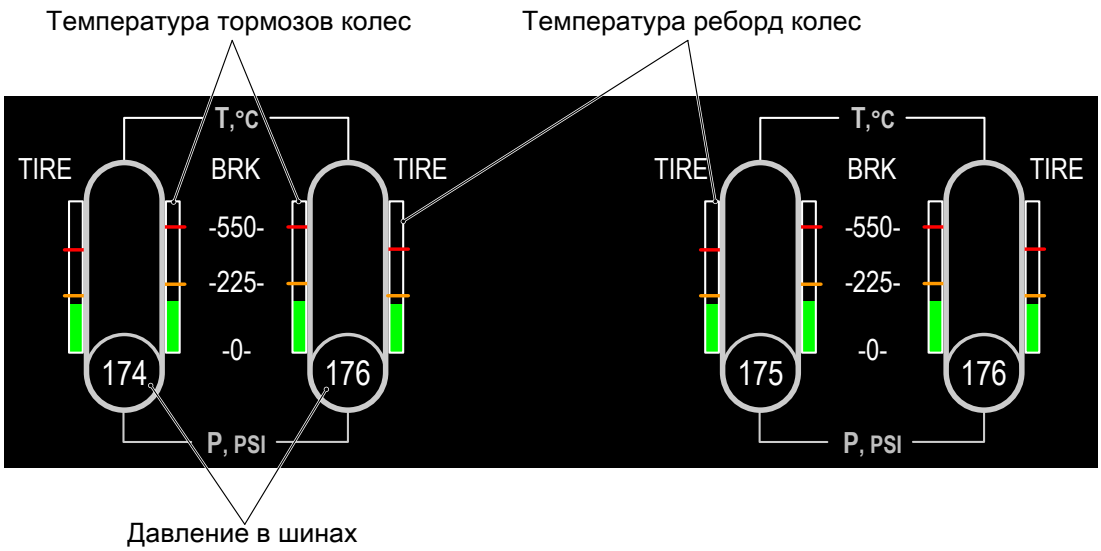
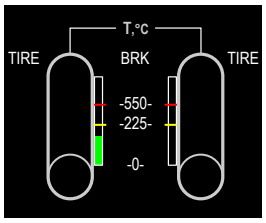


Рисунок 16 Мониторинг температуры и давления в шинах колес основных опор шасси

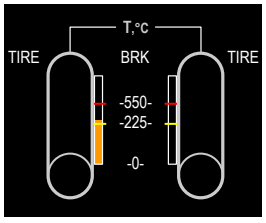
Вертикальные шкалы температуры тормозов колес ЛООШ и ПООШ



- Вертикальная шкала температуры тормозов колес зеленая или без выделения цветом

  Значение температуры тормоза находится в эксплуатационных пределах

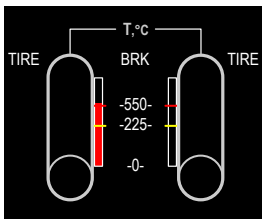
  Нормальная эксплуатация



- Вертикальная шкала температуры тормозов колес янтарная

  Значение температуры тормоза достигла максимальных значений

  Разрешена эксплуатация только для руления и буксировки



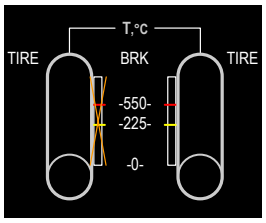
- Вертикальная шкала температуры тормозов колес красная

  Значение температуры тормоза превысила максимальные значения

  Эксплуатация запрещается

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Вертикальные шкалы температуры тормозов колес ЛООШ и ПООШ

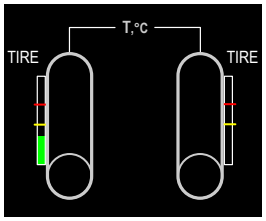


- Вертикальная шкала температуры колес перечеркнута янтарным крестом

  Нет данных о значении температуры

  Разрешается нормальная эксплуатация до базового аэропорта

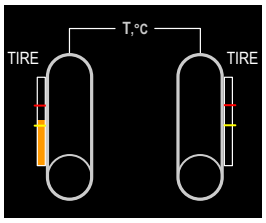
Вертикальные шкалы температуры реборды колес ЛООШ и ПООШ



- Вертикальная шкала температуры реборды колес зеленая или без выделения цветом

  Значение температуры реборды находится в эксплуатационных пределах

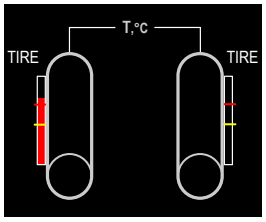
  Нормальная эксплуатация



- Вертикальная шкала температуры реборды колес янтарная

  Значение температуры реборды достигла максимальных значений

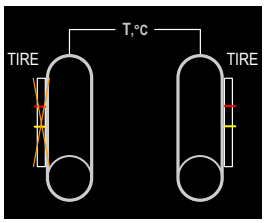
  Разрешена эксплуатация только для руления и буксировки



- Вертикальная шкала температуры реборды колес красная

  Значение температуры тормоза реборды превысила максимальные значения

  Эксплуатация запрещается

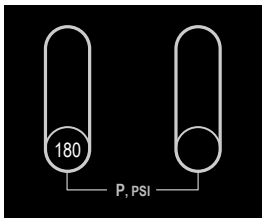


- Вертикальная шкала температуры реборды колес перечеркнута янтарным крестом

  Нет данных о значении температуры

  Разрешается нормальная эксплуатация до базового аэропорта

Давление в шинах колес ЛООШ и ПООШ



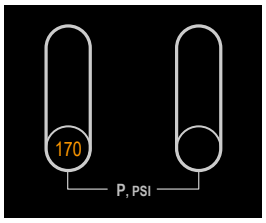
- Значение давления отображается белым цветом

  Давление соответствует эксплуатационным значениям

  Нормальная эксплуатация

© ПАО "Корпорация "Иркут"

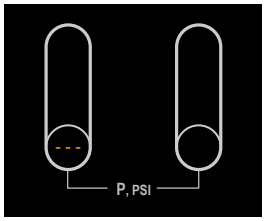
Давление в шинах колес ЛООШ и ПООШ



- Значение давления отображается янтарным цветом

  Давление не соответствует эксплуатационным значениям

  Эксплуатация запрещается



- Отсутствуют данные о давлении

  Разрешается эксплуатация при условии соответствия давления эксплуатационным значениям

5.5.1 Описание символов синоптического фрагмента AUTO BRAKE [5] Рис. 14

Символы включения режима автоматического торможения



- Низкий уровень торможения включен



- Средний уровень торможения включен



- Максимальный уровень торможения включен



- Режим автоматического торможения при прерванном взлете включен



- Стояночное торможение включено

Символы отказов автоматического торможения



- Отказ режима автоматического торможения при прерванном взлете



- Отказ автоматического торможения

Примечание

Надпись **AUTO BRAKE** индицируется, когда включен или отказал один из режимов автоматического торможения, во всех остальных случаях надпись не индицируется.

5.5.2 Описание символов синоптического фрагмента давления в тормозах ЛООШ и ПООШ

© ПАО "Корпорация "Иркут"

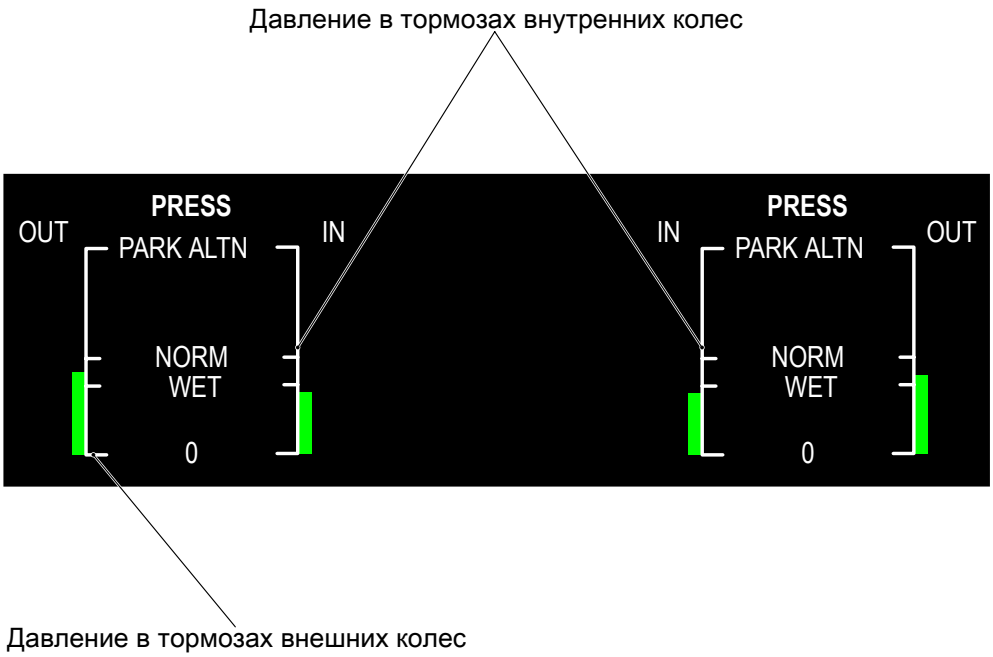
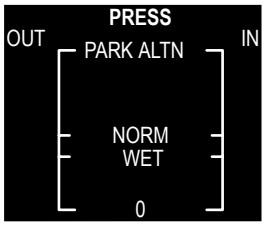


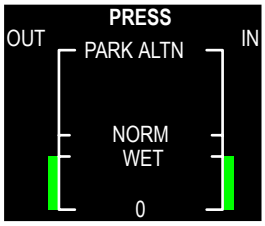
Рисунок 17 Зона индикации давления в тормозах

Графическое описание символов



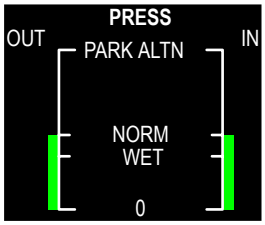
- Отметка 0

  Соответствует величине давления 0 Psi



- Отметка WET

  Соответствует 1000 Psi, величине давления в тормозных цилиндрах при подтормаживании на мокрой поверхности

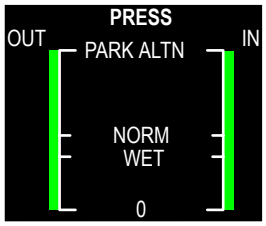


- Отметка NORM

  Соответствует 1400 Psi, величине давления в тормозных цилиндрах при нормальном торможении

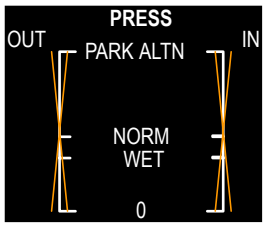
© ПАО "Корпорация "Иркут"

Графическое описание символов



- Отметка PARK ALTN

  Соответствует от 3000 Psi и выше, соответствует полной величине давления в тормозных цилиндрах при включённом стояночном тормозе



- Отсутствуют данные о фактическом давлении в тормозном цилиндре.

5.5.3 Индикация давления в аккумуляторах системы стояночного торможения

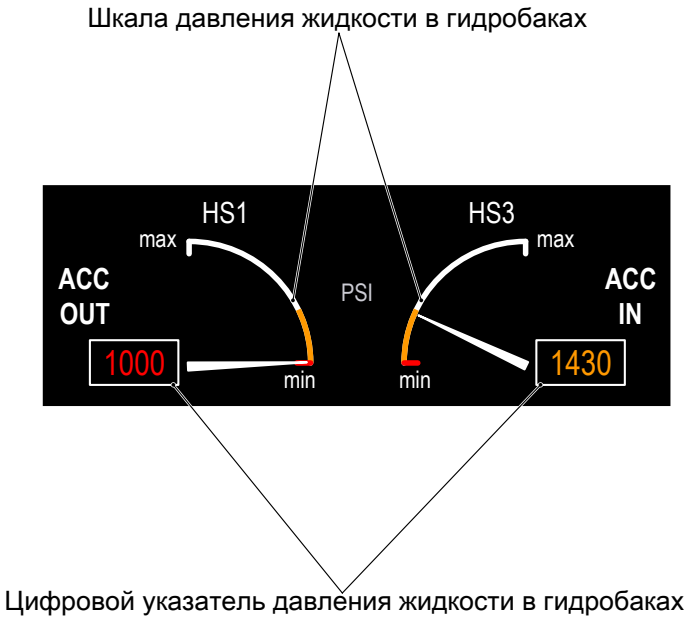
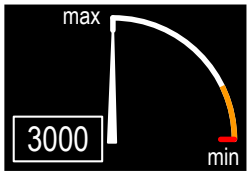


Рисунок 18 Зона индикации давления ACC

Графическое описание символов давления в аккумуляторах системы стояночного торможения

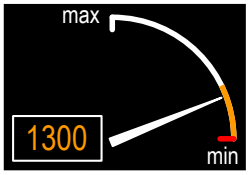


- Соответствует величине давления 3000 Psi

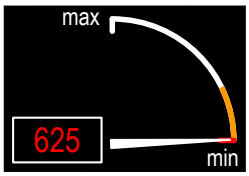
  В диапазоне 3000 – 4000 Psi стрелка на мнемокадре индицируется вертикально напротив риски белого цвета в верхней части дуговой шкалы

© ПАО "Корпорация "Иркут"

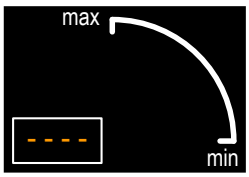
Графическое описание символов давления в аккумуляторах системы стояночного торможения



- Янтарный сектор соответствует величине давления от 625 до 1430 Psi



- Риска красного цвета в нижней части дуговой шкалы давления в ГА соответствует значению давления менее 625 Psi.



- Отсутствуют данные о фактическом давлении в гидроаккумуляторе

5.6 Комплексный кадр STAT

Синоптическая страница STAT состоит из:

– зоны (INOP SYS) переченя отказавших систем и агрегатов [1] Рис. 19

– зоны (CANC CAUT) сброшенных предупреждающих сообщений с сигнального поля кадра EWD [2] Рис. 19

– индекса номера страниц [3] Рис. 19.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Рисунок 19 Комплексный кадр STAT

© ПАО "Корпорация "Иркут"

5.6.1 Сообщения EICAS положения опор шасси

Текстовое сообщение на EWD CAS message	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
GEAR NOT DOWN LOCKED	Аварийный (Warning)	Шасси не зафиксировано на замке выпущенного положения более 30 с. после начала выпуска	Речевое сообщение: "GO AROUND" (2-а раза)	—
GEAR NOT UP	Предупреждающий (Caution)	Шасси не зафиксировано на замке убранного положения более 30 с. после начала уборки или носовые или фюзеляжные створки не закрыты через 3-и сек после команды на их закрытия	Один удар колокола	—
GEAR MAIN SYS FAULT	Предупреждающий (Caution)	Отказ основной системы уборки-выпуска.	Один удар колокола	0
GEAR NOT DOWN	Аварийный (Warning)	Рукоятка УВШ в положении "UP" при заходе на посадку	Речевое сообщение: "GEAR DOWN" (2-а раза)	6—8

5.6.2 Сообщения EICAS системы управления поворотом колес ПОШ

Текстовое сообщение на EWD CAS message	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
STEER L HANDLE FAULT	Предупреждающий (Advisory)	Отказ левой рукоятки управления поворотом переднего колеса	Один удар колокола	2
STEER R HANDLE FAULT	Предупреждающий (Advisory)	Отказ правой рукоятки управления поворотом переднего колеса	Один удар колокола	2
STEER FAULT	Предупреждающий (Advisory)	Отказ СУПК	Один удар колокола	2
STEER ON	Уведомляющий (Memo)	СУПК включена	—	—

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Текстовое сообщение на EWD CAS message	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
STEER OFF	Уведомляющий (Memo)	СУПК в режиме самоориентирования	—	2.2—6.2

5.6.3 Сообщения EICAS для колес и системы торможения колес

Текстовое сообщение на EWD CAS message	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
BRK MAIN FAULT	Аварийный (Warning)	Отказ основной системы торможения	Один удар колокола	2.1—6.2
BRK PARK LOW PR	Предупреждающий (Caution)	Низкое давление в системе ГС1 и/или ГС3системы стояночного торможения внутренних колес	Один удар колокола	7.2, 8
BRK LOW PR ACC	Предупреждающий (Caution)	Низкое давление в аккумуляторе стояночного торможения внутренних и/или внешних колес при посадке	Один удар колокола	0—2.1.2, 9
BRK PARK ON	Аварийный (Warning)	Стояночный тормоз включен перед посадкой	Речевое сообщение: "PARK HANDLE OFF" (ОТКЛЮЧИ СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗ) 2-а раза	2.2—5
BRK AUTO MODE	Аварийный (Warning)	Отсутствие автоматического торможения в случае прерванного взлета или отказ автоматического торможения	Речевое сообщение: "BRAKE PEDALS" (ТОРМОЗИ ПЕДАЛЯМИ) 2-а раза	2.1.2—6.2
BRK HI TEMP	Предупреждающий (Advisory)	Высокая температура хотя бы 1-го тормоза любого из колес перед полетом до запуска двигателей	Один удар колокола	1—9
PARK BRK ON	Уведомляющий (Memo)	Стояночный тормоз включен	—	—
BRK PLT PEDALS FAULT	Аварийный (Warning)	Отказ одной или обоих педалей педального поста левого пилота	Один удар колокола	2.1.1—6.1

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Текстовое сообщение на EWD CAS message	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
BRK C/P PEDALS FAULT	Аварийный (Warning)	Отказ одной или обоих педалей педального поста правого пилота	Один удар колокола	2.1.1—6.1
BRK HOT	Предупреждающий (Caution)	Температура хотя бы одного тормоза любого из колес после взлета достигла 550 град.	Два удара колокола	2.1.2—7
BRK ON	Предупреждающий (Caution)	Включение основного режима торможения на этапе взлета	Один удар колокола	2.1.2
BRK PARK SYS FAULT	Аварийный (Warning)	Неотключение или самопроизвольное включение системы стояночного торможения перед взлетом	два удара колокола	2.1.2
BRK ON	Предупреждающий (Caution)	Потеря управления торможением внутренними или внешними колесами основных опор	Один удар колокола	2.1.2-5

5.6.4 Сообщения EICAS мониторинга температуры и давления в шинах колес

Текстовое сообщение на EWD CAS message	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
WHEEL NOSE PR	Предупреждающий (Advisory)	Давление газа в левой или правой шине передней опоры ниже 156 psi или выше 164 psi.	Один удар колокола	2—7
WHEEL L MAIN PR	Предупреждающий (Advisory)	Давление газа в левой шине ЛООШ ниже 174 psi или выше 182 psi	Один удар колокола	2—7
WHEEL R MAIN PR	Предупреждающий (Advisory)	Давление газа в правой шине ПООШ ниже 174 psi или выше 182 psi	Один удар колокола	2—7
WHEEL MAIN L HI TEMP	Предупреждающий (Advisory)	Повышенная температура левой шины ЛООШ	Один удар колокола	2—7
WHEEL MAIN R HI TEMP	Предупреждающий (Advisory)	Повышенная температура правой шины ПООШ	Один удар колокола	2—7

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Текстовое сообщение на EWD CAS message	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
WHEEL OVERHEAT	Предупреждающий (Caution)	Перегрев хотя бы одной шины любой из основных опор	Два удара колокола	2—7
WHEEL MON SYS FAULT	Предупреждающий (Advisory)	Отказ СМТД	Один удар колокола	2—7

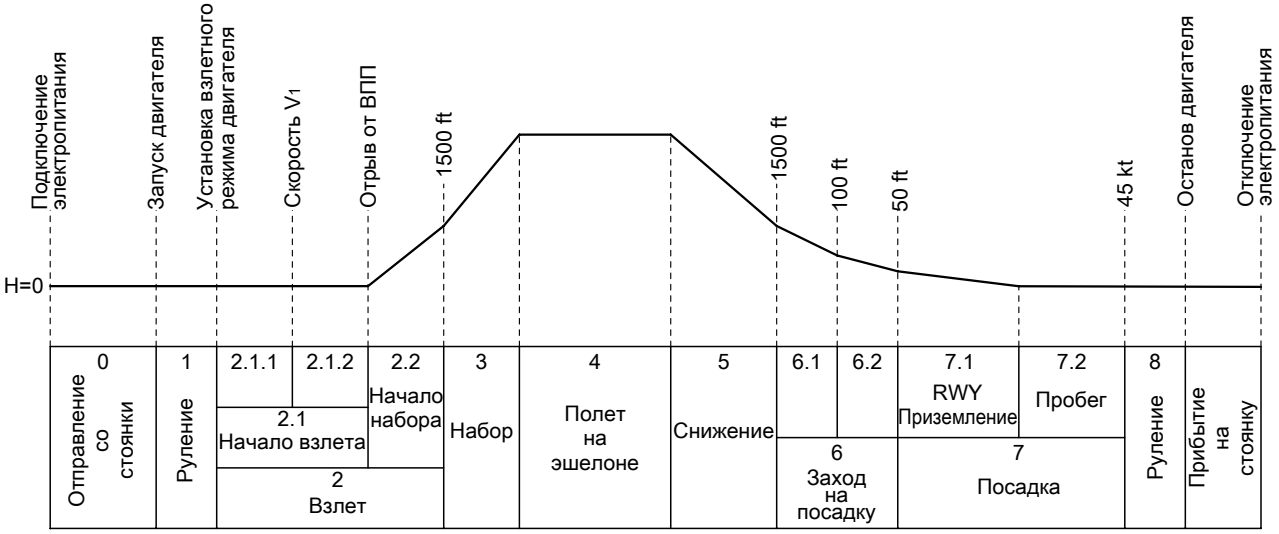


Рисунок 20 Фазы полета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Оборудование светотехническое

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа ... 1
1 Назначение ... 3
2 Освещение кабины экипажа ... 3
2.1 Назначение и состав ... 3
2.2 Основное освещение кабины экипажа ... 3
2.2.1 Назначение ... 3
2.2.2 Состав ... 3
2.2.3 Работа ... 4
2.3 Резервное освещение кабины экипажа ... 4
2.3.1 Состав ... 4
2.3.2 Работа ... 5
2.4 Встроенное освещение кабины экипажа ... 6
2.4.1 Состав ... 6
2.4.2 Работа ... 6
2.5 Средства регулирования освещения кабины экипажа ... 7
2.5.1 Состав ... 7
2.5.2 Работа ... 7
2.5.3 Размещение ... 7
2.5.4 Органы управления и индикация ... 8
3 Освещение пассажирской кабины ... 13
3.1 Размещение ... 14
3.2 Органы управления и индикация ... 14
4 Освещение грузовых и служебных отсеков ... 15
4.1 Состав ... 15
4.2 Размещение ... 16
4.3 Работа ... 16
5 Внешнее светотехническое оборудование ... 16
5.1 Аэронавигационные огни ... 16
5.1.1 Назначение ... 16
5.1.2 Состав ... 17
5.1.3 Размещение ... 17
5.1.4 Работа ... 17
5.1.5 Описание работы ... 17
5.2 Маяки ... 17
5.2.1 Назначение ... 17
5.2.2 Состав ... 17
5.2.3 Размещение ... 18
5.2.4 Работа ... 18
5.2.5 Описание работы ... 18
5.3 Посадочные фары ... 18
5.3.1 Назначение ... 18
5.3.2 Состав ... 18
5.3.3 Размещение ... 18
5.3.4 Работа ... 19
5.4 Фары поворота с ВПП и рулежные фары ... 19
5.4.1 Назначение ... 19
5.4.2 Размещение ... 19

© ПАО "Корпорация "Иркут"

5.4.3 Работа фар 19
5.4.4 Описание работы с фарами поворота с ВПП..... 19
5.4.5 Описание работы с рулежными фарами 19
5.5 Фары освещения кромки крыла и воздухозаборника..... 20
5.5.1 Назначение..... 20
5.5.2 Размещение..... 20
5.5.3 Работа..... 20
5.5.4 Описание работы с фарами освещения кромки крыла и воздухозаборников..... 20
5.6 Фары освещения эмблемы..... 20
5.6.1 Назначение..... 20
5.6.2 Размещение..... 20
5.6.3 Работа..... 20
5.7 Огонь стояночного тормоза..... 21
5.7.1 Назначение..... 21
5.7.2 Работа..... 21
5.8 Органы управления и индикация..... 21
6 Аварийное освещение 22
6.1 Назначение..... 22
6.2 Состав..... 23
6.2.1 Внешнее аварийное освещение..... 23
6.2.2 Внутреннее аварийное освещение 23
6.2.3 Подсистема питания..... 24
6.2.4 Органы управления и индикация..... 24
7 Сигнализация..... 25

Перечень таблиц

Страница

1 Сообщения EICAS по системе внешнего светотехнического оборудования..... 25

Перечень иллюстраций

Страница

1 Основное свещение кабины экипажа..... 4
2 Резервное освещение кабины экипажа..... 5
3 Встроенное освещение кабины экипажа..... 6
4 Расположение светильников в кабине экипажа..... 7
5 Размещение органов управления светотехническим оборудованием..... 8
6 Органы управления освещением кабины экипажа..... 9
7 Пульт управления освещением рабочего места..... 10
8 Пульты управления освещения борта..... 11
9 Пульт управления освещением центрального пульта и пола..... 12
10 Регулятор освещения рабочего места проверяющего 13
11 Панель управления указателями для пассажиров..... 15
12 Внешнее светотехническое оборудование..... 21
13 Панель управления светотехническим оборудованием..... 22
14 Трехпозиционный переключатель аварийного освещения пассажирской кабины..... 25

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Описание для экипажа

1 Назначение

Светотехническое оборудование предназначено для освещения внутренних отсеков, обозначения самолета, и освещения внешнего пространства и элементов конструкции самолета.

Светотехническое оборудование выполняет следующие функции:

– освещение кабины экипажа

– освещение пассажирской кабины

– освещение грузовых и служебных отсеков

– внешнее светотехническое оборудование

– освещение аварийное.

2 Освещение кабины экипажа

2.1 Назначение и состав

Освещение кабины экипажа предназначено для освещения рабочих зон и органов управления зональными светильниками и для подсвета надписей и знаков на панелях и пультах управления.

Освещение кабины экипажа состоит из:

– основного освещения кабины экипажа

– резервного освещения кабины экипажа

– встроенного освещения кабины экипажа

– пультов регулировки освещения.

2.2 Основное освещение кабины экипажа

2.2.1 Назначение

Основное освещение кабины экипажа предназначено для освещения следующих зон:

– рабочих мест

– рабочих столиков

– пола кабины экипажа.

2.2.2 Состав

Основное освещение кабины экипажа состоит из:

– трех светильников для освещения рабочего места

– двух светильников для освещения рабочего столика

– четырех светильников для подсветки пола.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2.2.3 Работа

Электропитание на светильники освещения рабочего места поступает от пультов управления освещением рабочего места Рис. 1. Регулировку яркости светильников выполняют потенциометры READING LT. Электропитание пультов управления выполняется от шин DC L BUS и DC R BUS через левый мастер SPDB(LM) и правый мастер SPDB(RM).

Электропитание и управление освещением рабочего столика выполняется от блока регулировки яркости (LSDU). Регулировка яркости светильников выполняется потенциометрами WORKTABLE, который находится на пультах управления освещением борта правого и левого.

Электропитание светильников для подсвета пола выполняется от LSDU. Светильники включаются от кнопки FLOOR пульта управления освещением, который находится на центральном пульте.

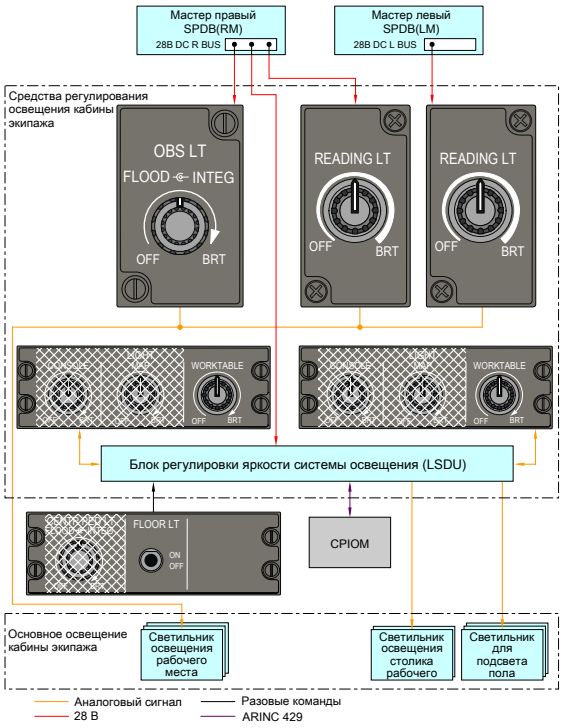


Рисунок 1 Основное свещение кабины экипажа

2.3 Резервное освещение кабины экипажа

2.3.1 Состав

Резервное освещение кабины экипажа состоит из:

- светильника освещения центральной части приборной доски
- двух светильников освещения боковой части приборной доски
- двух светильников освещения козырька приборной доски
- двух светильников освещения карты (для командира воздушного судна и второго пилота)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– шести светильников освещения бокового пульта (по три с левой и правой стороны)

– светильника общего освещения

– светильника освещения центрального пульта.

2.3.2 Работа

Принципиальная схема резервного освещения кабины приведена на Рис. 2.

Резервное освещение кабины экипажа контролируется блоком регулировки яркости (LSDU). Система BITE (встроенный контроль) LSDU выполняет PBIT (тестирование при подаче питания) и CBIT (непрерывное тестирование).

Блок LSDU по каналу резервного освещения получает питание от аварийной шины M ESS DC.

При повороте потенциометра светильника общего освещения в положение STORM, скачкообразно увеличивается яркость предварительно включенных следующих светильников:

– освещения центральной части приборной доски

– освещения боковых частей приборной доски

– освещения козырька приборной доски

– освещения центрального пульта

– общего освещения.

Если активирован режим STORM, то освещенность, обеспечиваемая этими светильниками, возрастает и составляет от 135 до 145 % номинального значения освещенности.

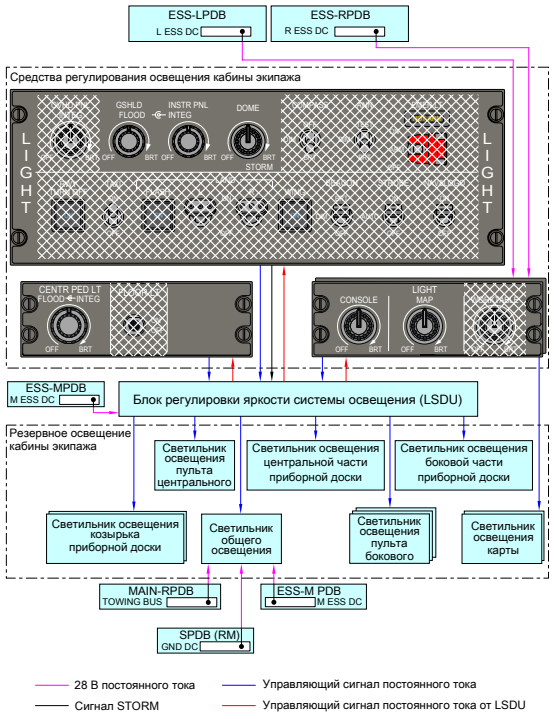


Рисунок 2 Резервное освещение кабины экипажа

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2.4 Встроенное освещение кабины экипажа

2.4.1 Состав

Встроенное освещение кабины экипажа состоит из:

– пульта управления освещением центрального пульта и освещением пола (PED LT CP)

– органов управления встроенным освещением и светодиодной подсветки.

2.4.2 Работа

Органы управления и схема встроенного освещения находятся в кабине экипажа Рис. 3.

Управление встроенным освещением кабины поделено на зоны:

– приборная доска

– козырек приборной доски

– комплексный потолочный пульт (КПП)

– центральный пульт

– стойка проверяющего.

Сигналы органов управления встроенным освещением поступают на блок регулировки яркости (LSDU), который управляет уровнем яркости встроенного подсвета пультов и индикаторов кабины экипажа. Управление встроенным освещением осуществляется от LSDU по каналу MAIN. Встроенное освещение от блока LSDU по резервному каналу BACKUP не регулируется при отсутствии электропитания (или отказе) канала MAIN блока LSDU.

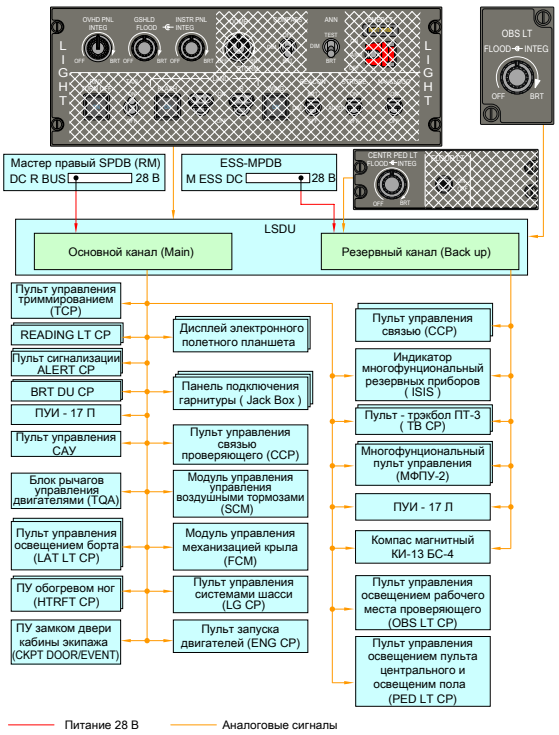


Рисунок 3 Встроенное освещение кабины экипажа

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2.5 Средства регулирования освещения кабины экипажа

2.5.1 Состав

В состав входят:

– блок регулирования яркости системы освещения (LSDU)

– пульт управления освещением рабочего места проверяющего

– два пульта управления освещением рабочего места (КВС и второго пилота)

– два пульта управления освещением борта (левого и правого)

– пульт управления освещением центрального пульта и освещением пола.

2.5.2 Работа

Средства регулирования освещения кабины экипажа управляют:

– работой основного освещения кабины экипажа

– работой резервного освещения кабины экипажа

– работой встроенного освещения кабины экипажа.

Панель LIGHT на комплексном потолочном пульте (КПП) и пульты управления освещением выдают сигнал положения потенциометров в блок LSDU, который обеспечивает регулировку яркости светильников и светосигнализаторов кабины экипажа.

2.5.3 Размещение

Расположение светильников в кабине экипажа показано на (Рис. 4).

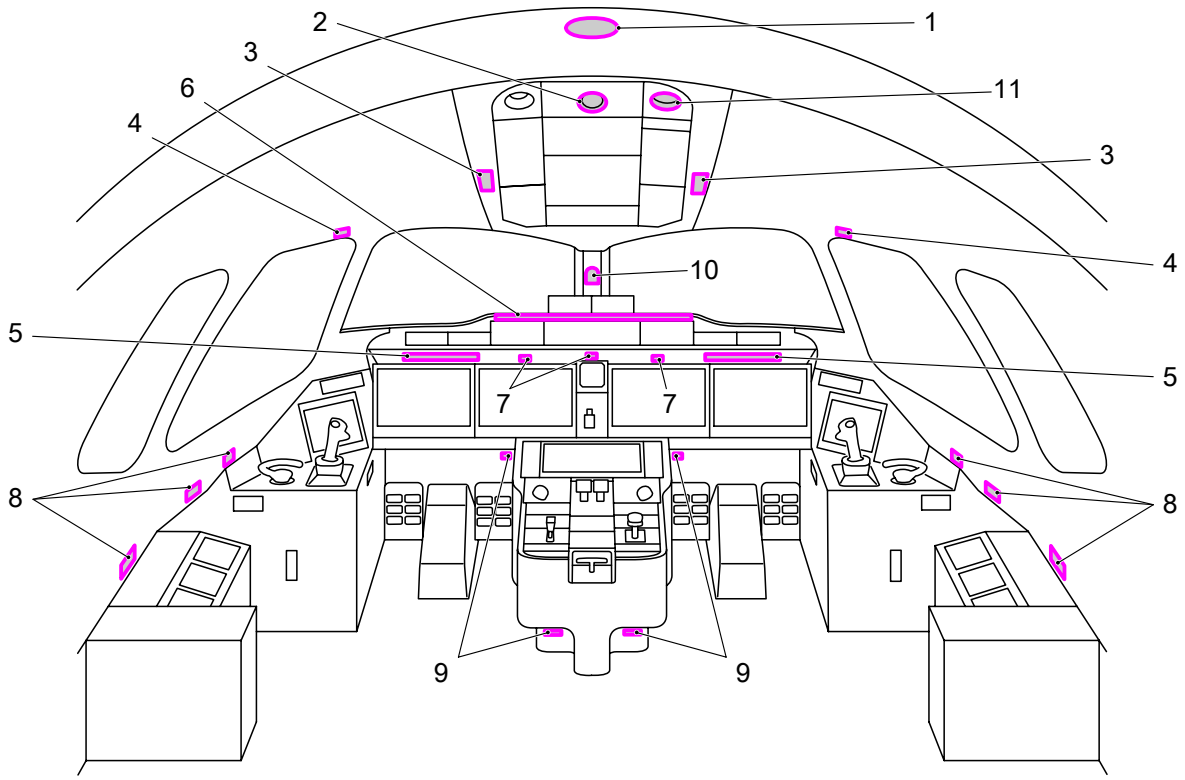


Рисунок 4 Расположение светильников в кабине экипажа

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 4:

1	Светильник общего освещения	7	Светильник освещения центральной части доски приборной
2	Общее освещение центрального пульта	8	Светильники освещения боковых пультов
3	Светильники освещения рабочего места	9	Светильники для подсвета пола
4	Светильники освещения карты	10	Компас магнитный с встроенным подсветом
5	Светильники освещения рабочих столиков	11	Светильник общего освещения места проверяющего
6	Светильник общего освещения козырька		

2.5.4 Органы управления и индикация

2.5.4.1 Размещение

Размещение органов управления светотехническим оборудованием в кабине экипажа показано на Рис. 5).

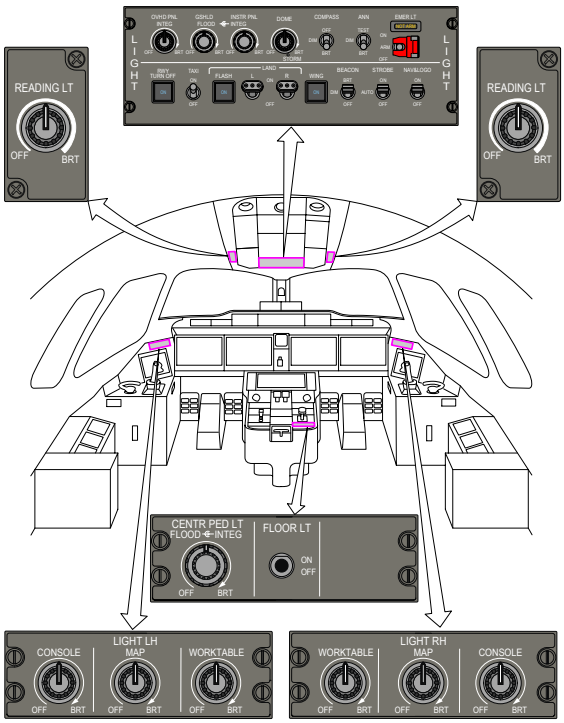


Рисунок 5 Размещение органов управления светотехническим оборудованием

2.5.4.2 Панель управления

Панель управления светотехническим оборудованием установлена на комплексном потолочном пульте (КПП) (Рис. 5).

Размещение органов управления освещением кабины экипажа показано на (Рис. 6).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

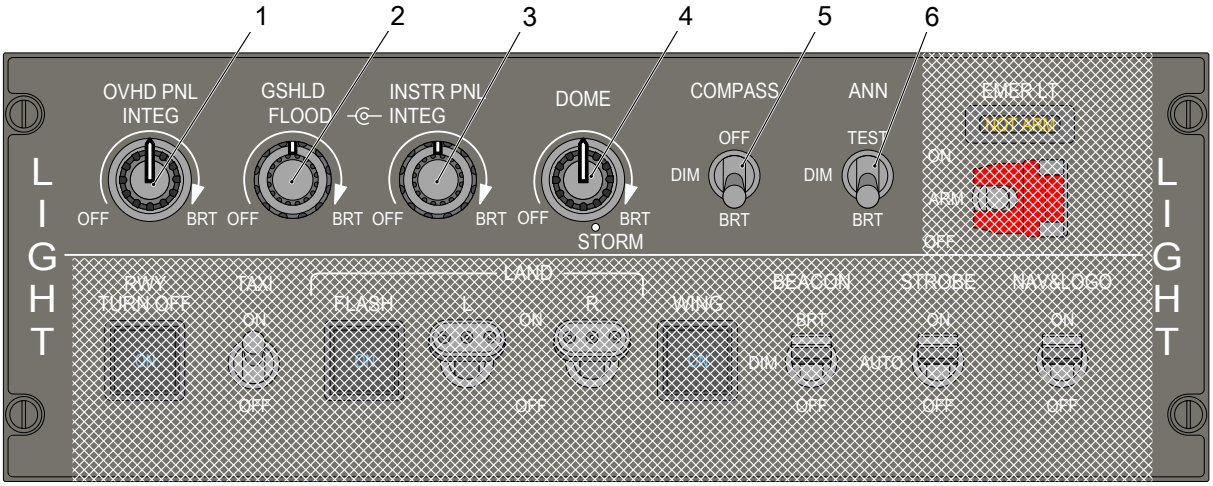


Рисунок 6 Органы управления освещением кабины экипажа

Условные обозначения к Рис. 6:

1	Регулятор яркости OVHD PNL INTEG - регулировка яркости встроенного подсвета КПП и ПУ (пультов управления) потолочной зоны кабины экипажа. Off - выключено, BRT - максимальная яркость.	**4**	Регулятор яркости светильника общего освещения кабины экипажа DOME. Off - выключено, BRT - максимальная яркость.
2	Сдвоенный регулятор яркости GSHLD - управление заливающим освещением (FLOOD) козырька приборной доски и встроенным подсветом (INTEG) пультов козырька приборной доски. Off - выключено, BRT - максимальная яркость.	**5**	Трехпозиционный переключатель COMPASS - регулировка яркости подсвета магнитного компаса. Подсветка только с МС. 003. Off - выключено, BRT - максимальная яркость.
3	Сдвоенный регулятор яркости освещения приборной доски INSTR PNL.Off - выключено, BRT - максимальная яркость.	**6**	Трехпозиционный переключатель ANN - регулировка яркости подсвета световых сигнализаторов КПП и пультов в кабине экипажа.

2.5.4.3 Пульт управления освещением рабочего места

Пульты управления освещением рабочих мест установлены с обеих сторон комплексного потолочного пульта (КПП).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Пульт управления освещением рабочего места показан на (Рис. 7).



Рисунок 7 Пульт управления освещением рабочего места

Ручка READING LT - регулировка яркости освещения рабочего места:

– OFF - освещение рабочего места выключено

– BRT - максимальная яркость рабочего места.

2.5.4.4 **Пульт управления освещением борта**

Пульты управления освещения борта установлены с обеих сторон приборной доски.

Размещение рукояток регуляторов яркости освещения бортов на пультах управления боковым освещением показано на (Рис. 8).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

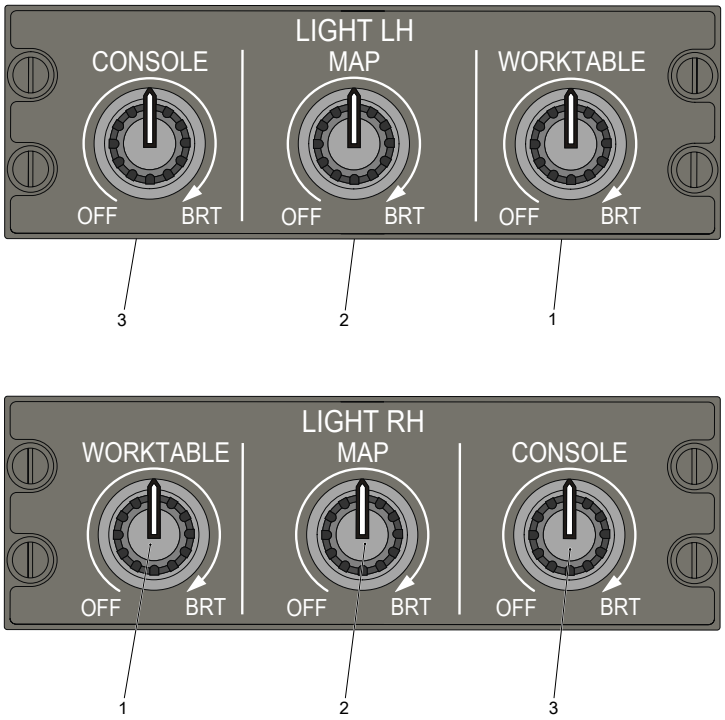


Рисунок 8 Пульты управления освещения борта

Условные обозначения к Рис. 8:

1	Ручка регулировки яркости освещения рабочего столика. Off - выключено, BRT - максимальная яркость.	**3**	Ручка регулировки яркости освещения боковых пультов. Off - выключено, BRT - максимальная яркость.
2	Ручка регулировки яркости освещения карты. Off - выключено, BRT - максимальная яркость.		

2.5.4.5 Пульт управления освещением пьедестала и пола

Панель управления освещением центрального пульта и пола установлен в нижней части пьедестала, справа.

Органы управления освещением центрального пульта и пола показаны на (Рис. 9).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

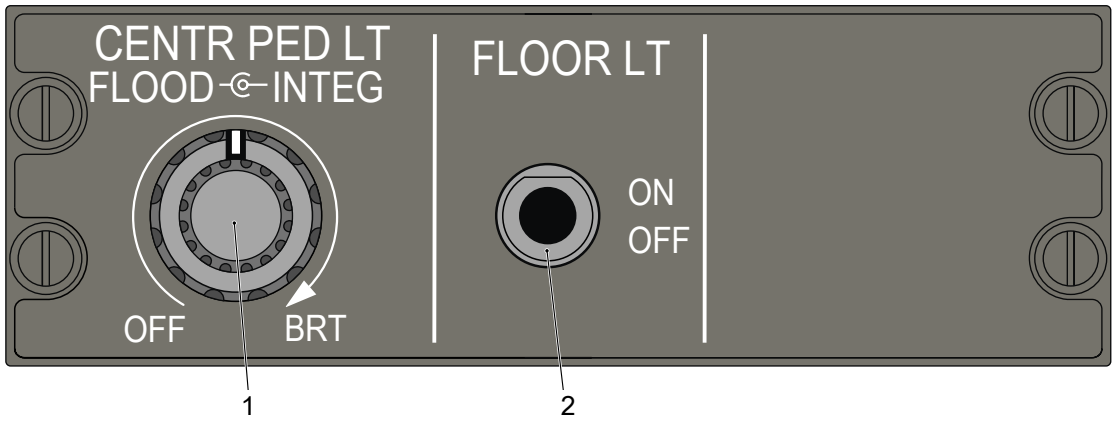


Рисунок 9 Пульт управления освещением центрального пульта и пола

Условные обозначения к Рис. 9:

1	Сдвоенный регулятор яркости освещения CENTR PED LT.	2	Кнопка FLOOR LT.

Сдвоенный регулятор яркости освещения CENTR PED LT - регулировка яркости встроенного освещения и общего освещения центрального пульта.

Внешняя ручка (FLOOD):

– OFF - освещение центрального пульта выключено

– BRT - максимальная яркость освещения центрального пульта.

Внутренняя ручка (INTEG):

– OFF - интегрированное освещение центрального пульта выключено

– BRT - максимальная яркость интегрированного освещения центрального пульта.

Кнопка FLOOR LT - управление светильниками подсвета пола:

– Кнопка в положении ON - светильники подсвета пола включены

– Кнопка в положении OFF - светильники подсвета пола выключены.

2.5.4.6 Пульт управления освещением рабочего места проверяющего

Пульт управления освещением рабочего места проверяющего установлен в стойке проверяющего.

Расположение органов управления освещением рабочего места проверяющего показано на Рис. 10.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Рисунок 10 Регулятор освещения рабочего места проверяющего

Сдвоенный регулятор яркости освещения OBS LT - регулировка яркости освещения рабочего места проверяющего и сдвоенный регулятор яркости освещения оборудования рабочего места проверяющего.

Внешний ручка (FLOOD):

– OFF - освещение рабочего места проверяющего выключено

– BRT - максимальная яркость освещения рабочего места проверяющего.

Внутренняя ручка (INTEG):

– OFF - встроенное освещение ПУ на стойке проверяющего выключено

– BRT - максимальная яркость встроенного освещения ПУ на стойке проверяющего.

3 Освещение пассажирской кабины

Освещение пассажирской кабины предназначено для освещения мягким рассеянным светом в дневное и ночное время.

Освещение пассажирской кабины включает:

– освещение салона пассажиров

– освещение бытовых отсеков

– освещение кухонных стоек

– освещение туалетных модулей

– индивидуальное освещение пассажиров

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– индивидуальное освещение бортпроводников
– светотехническое табло
– вызов бортпроводника.

3.1 Размещение

Потолочное освещение - это светодиодные светильники, размещенные на багажных полках (по правому и левому бортам) и на потолочных панелях.

Бортовое освещение - это светодиодные светильники (по правому и левому бортам) в месте примыкания багажных полок к борту.

Индивидуальное освещение - это светильники, расположенные в пассажирских сервисных панелях над каждым креслом пассажира. Включение светильников индивидуального освещения производится выключателями, которые размещены в пассажирских сервисных панелях, если включен выключатель индивидуального освещения на щитке старшего бортпроводника.

Освещение бытовых отсеков - это светодиодные светильники, расположенные на потолочных панелях в бытовых отсеках. Включение освещения бытовых отсеков производится с пульта старшего бортпроводника.

В кухонных стойках для освещения рабочего стола установлены светодиодные светильники. Включение освещения рабочего стола производится с панелей управления стоек кухонных G1 и G4B.

Освещение туалетных модулей осуществляется светодиодными светильниками, размещенными по обеим сторонам зеркала и под ним. Включение освещения туалетных модулей производится с многофункционального пульта старшего бортпроводника.

В пассажирском салоне установлены следующие светотехнические табло:

– NO PED (Отключить портативные электронные устройства)
– SEAT BELTS (Застегнуть ремни)
– ВЕРНИТЕСЬ В САЛОН
– ТУАЛЕТ ЗАНЯТ.

Светотехнические табло NO PED и SEAT BELTS выполнены в виде пиктограмм и устанавливаются в пассажирских сервисных панелях в салоне пассажиров.

Включение светотехнических табло NO PED и ВЕРНИТЕСЬ В САЛОН (в туалетных модулях) производится совместно с включением табло SEAT BELTS в кабине экипажа.

Светотехнические табло ТУАЛЕТ ЗАНЯТ выполнены в виде пиктограм и расположены на перегородках переднего и заднего бытовых отсеков и над дверями туалетных модулей. Включение табло ТУАЛЕТ ЗАНЯТ происходит автоматически, если закрыта на замок дверь туалета.

3.2 Органы управления и индикация

Выключатель типа лампа-кнопка NO PED (с арретиром) и выключатель типа лампа-кнопка SEAT BELTS (с арретиром) размещены на левой нижней панели комплексного потолочного пульта кабины пилотов (Рис. 11).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

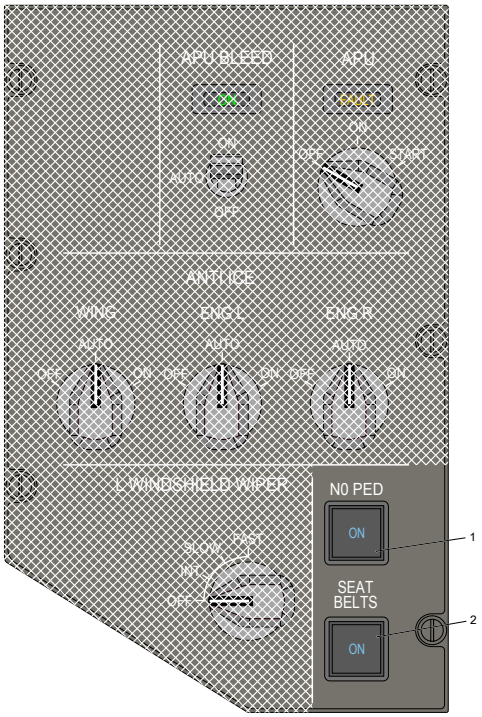


Рисунок 11 Панель управления указателями для пассажиров

Условные обозначения к Рис. 11:

1 лампа-кнопка NO PED **2** лампа-кнопка SEAT BELTS

В исходном состоянии:

– лампа-кнопка NO PED не нажата, сигнальное поле ON темное

– лампа-кнопка SEAT BELTS не нажата, сигнальное поле ON темное.

При нажатии лампы-кнопки NO PED подается сигнал в контроллер для подачи питания на светотехнические табло NO PED в сервисных панелях салона пассажиров для запрета использования портативных электронных устройств. При нажатом положении лампы-кнопки NO PED, на ней загорается светосигнализация ON голубого цвета.

При нажатии лампы-кнопки SEAT BELTS подается сигнал на светотехнические табло SEAT BELTS в пассажирских сервисных панелях салона пассажиров, сообщающие пассажирам о необходимости занять свое место и пристегнуть ремни безопасности.

При нажатом положении лампы-кнопки SEAT BELTS, на ней загорается светосигнализация голубым цветом ON.

4 Освещение грузовых и служебных отсеков

4.1 Состав

Освещение грузовых и служебных отсеков состоит из:

– освещения отсека БРЭО

– освещения подкилевого отсека

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– освещения отсека ВСУ
– освещения ПКУЗ
– освещения БГО 1
– освещения БГО 2.

В состав освещения грузовых и служебных отсеков входят:

– пятнадцать светильников для освещения отсеков
– два светильника для освещения погрузочной зоны
– девять выключателей.

Электропитание подсистемы осуществляется от наземной шины постоянного тока напряжением 28 В.

Осветительное оборудование грузовых и служебных отсеков используется только на земле.

4.2 Размещение

Все светильники освещения БГО размещены на потолочных балках БГО.

4.3 Работа

Освещение грузовых и служебных отсеков осуществляется светильниками БГО и светильниками погрузочной зоны. Освещение ПКУЗ осуществляется светильником заливающего освещения. Светильники управляются выключателями без регулировки яркости. Выключатели расположены в отсеках.

Работа осветительного оборудования отсеков обеспечивается системой электроснабжения. Электроэнергия постоянного тока напряжением 28 В поступает от наземного источника электропитания через сателлит левый SPDB(SLM).

5 Внешнее светотехническое оборудование

Внешнее светотехническое оборудование предназначено для освещения наружных поверхностей самолета, окружающего пространства и обозначения габаритов самолета.

Внешнее светотехническое оборудование состоит из:

– аэронавигационных огней
– маяков
– посадочных фар
– фар поворота с ВПП и рулежных
– фар освещения кромки крыла и воздухозаборников
– фар освещения эмблемы
– огня стояночного тормоза.

5.1 Аэронавигационные огни

5.1.1 Назначение

Аэронавигационные огни предназначены для обозначения габаритов самолета.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

5.1.2 Состав

На самолете установлены:

– два бортовых аэронавигационных огня (красного и зеленого)

– два хвостовых аэронавигационных огня.

5.1.3 Размещение

Бортовые аэронавигационные огни установлены в законцовках крыла под защитным стеклом.

Два аэронавигационных хвостовых огня установлены по левому и правому борту.

5.1.4 Работа

Управление огнями производится двухпозиционным переключателем NAV&LOGO, размещенном на панели LIGHT комплексного потолочного пульта (КПП). При установке переключателя в положение ON КПП выдает сигнал на включение огней. Через АЗС NAV LT L питание поступает на аэронавигационный огонь (красный) и левый хвостовой огонь. Через АЗС NAV LT R питание поступает на аэронавигационный огонь (зеленый) и правый хвостовой огонь. В положении OFF электропитание аэронавигационных огней отсутствует.

Каждый огонь выдает на КПП дискретный сигнал "Окончание срока службы" (EOL) при снижении светового потока до величины на 5 % выше минимально допустимого значения.

5.1.5 Описание работы

Исходное состояние (Рис. 13):

– Выключатель в положении OFF..... огни и фары отключены

– Выключатель в положение ON.....

..... аэронавигационные огни и фары включены

Примечание

При отсутствии сигналов "Закрылки во взлетном положении" , "Закрылки в посадочном положении" и "Земля" фары освещения эмблемы не включаются.

5.2 Маяки

5.2.1 Назначение

Маяки предназначены для обеспечения световой информацией о местоположении самолета в воздухе и на земле.

5.2.2 Состав

На самолете установлены:

– два фюзеляжных маяка

– два крыльевых импульсных маяка

– хвостовой импульсный маяк

– два блока питания фюзеляжных маяка

– три блока питания импульсных маяков.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

5.2.3 Размещение

Крыльевые импульсные маяки установлены в левой и правой законцовках крыла под защитными стеклами вместе с аэронавигационными огнями.

Хвостовой импульсный маяк установлен на хвостовом обтекателе.

Фюзеляжные маяки установлены в нижней и верхней части фюзеляжа по оси самолета.

5.2.4 Работа

Все маяки одновременно излучают световые импульсы с частотой 55 импульсов в минуту. Управление импульсными маяками выполняется с помощью трехпозиционного переключателя STROBE (ON-AUTO-OFF). На земле импульсные маяки включаются, когда переключатель STROBE находится в положении ON, или в воздухе, когда переключатель STROBE находится в положении AUTO. Импульсные маяки автоматически выключаются на земле, когда переключатель STROBE находится в положении AUTO. Управление фюзеляжными маяками осуществляется с помощью трехпозиционного переключателя BEACON (BRT-DIM-OFF).Фюзеляжные маяки включаются в режим максимальной яркости в воздухе, когда переключатель BEACON находится в положении BRT. Фюзеляжные маяки включаются в режим пониженной яркости, когда переключатель BEACON находится в положении DIM, или на земле, когда переключатель BEACON находится в положении BRT. Блок электропитания фюзеляжного маяка выдает сигнал об отказе подсистемы "Маяк-блок питания" и подтверждение перевода маяка в режим пониженной яркости. Блок электропитания импульсного маяка выдает сигнал об отказе подсистемы "Маяк-блок питания". Маяки выполнены с применением светодиодных модулей.

5.2.5 Описание работы

Исходное остояние (Рис. 5):

- Выключатель в положении OFF..... маяки отключены
- Выключатель в положении AUTO.....

  ..... импульсные маяки включаются при отсутствии сигнала "Земля"
- Выключатель в положении ON.....

  ..... импульсные маяки включены принудительно.

5.3 Посадочные фары

5.3.1 Назначение

Посадочные фары предназначены для освещения ВПП и отпугивания птиц при взлёте и посадке.

5.3.2 Состав

На самолете установлены:

- две посадочные фары
- двуа блока питания посадочной фары.

5.3.3 Размещение

Две посадочные фары установлены в левой и правой части обтекателя "Крыло-фюзеляж" под защитными стеклами.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

5.3.4 Работа

Управление посадочными фарами осуществляется с помощью выключателя LAND L/R (ON–OFF).

При повышении температуры выше допустимого уровня из фары в блок питания подаются три дискретных сигнала для отключения фары.

При нажатии на кнопочный переключатель FLASH высвечивается поле ON голубым цветом и фары переходят в проблесковый режим. Посадочные фары автоматически переходят в режим постоянного горения при снижении ниже 30 м.

Питание осуществляется через блоки питания от шин постоянного тока номинальным напряжением 28 В.

5.4 Фары поворота с ВПП и рулежные фары

5.4.1 Назначение

Фары поворота с ВПП и рулежные фары предназначены для обеспечения освещения рулежных дорожек при маневрировании самолета на земле.

5.4.2 Размещение

Фары поворота с ВПП установлены в левой и правой части обтекателя "Крыло-фюзеляж" под защитными стеклами вместе с посадочными фарами. Рулежные фары установлены на передней опоре шасси.

5.4.3 Работа фар

5.4.3.1 Работа фар поворота с ВПП

При нажатии на кнопочный переключатель RWY TURN OFF на панели LIGHT комплексного потолочного пульта (КПП) высвечивается поле ON голубым цветом и на фары подается напряжение 115В. Фары поворота с ВПП автоматически выключаются в воздухе.

5.4.3.2 Работа рулежных фар

Две рулежные фары установлены на передней опоре шасси. Управление осуществляется с помощью выключателя TAXI (ON-OFF). Фары рулежные автоматически выключаются в воздухе. Питание осуществляется от основных шин переменного тока номинальным напряжением 115В.

5.4.4 Описание работы с фарами поворота с ВПП

Исходное состояние (Рис. 13):

– кнопка-табло отжата..... поле ON не высвечивается,фары отключены

Кнопка-табло нажата.....

....поле
ON высвечивается голубым цветом, фарывключены при наличии сигнала "Земля".

5.4.5 Описание работы с рулежными фарами

Исходное состояние (Рис. 13):

– Выключатель в положении OFF.....фары отключены

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Выключатель в положение ON.....

.....фары включены при наличии сигнала "Земля".

5.5 Фары освещения кромки крыла и воздухозаборника

5.5.1 Назначение

Фары освещения кромки крыла и воздухозаборника обеспечивают освещение для визуального определения обледенения на кромках крыла и на воздухозаборниках двигателей ночью или в условиях плохой видимости.

5.5.2 Размещение

Фары освещения кромки крыла и воздухозаборника установлены на фюзеляже по левому и правому борту перед крылом.

5.5.3 Работа

При нажатии на кнопочный переключатель WING высвечивается поле ON голубым цветом и комплексный потолочный пульт (КПП) выдает сигнал на включение фар освещения кромки крыла и воздухозаборника.

При повторном нажатии на кнопочный переключатель WING поле ON гаснет и КПП выдает сигнал на выключение фар. Питание осуществляется от основных шин переменного тока номинальным напряжением 115В.

5.5.4 Описание работы с фарами освещения кромки крыла и воздухозаборников

Исходное состояние (Рис. 13):

– Кнопочный переключатель отжат .....

.....поле ON не высвечивается, фары отключены

– Кнопочный переключатель нажат .....

..... поле ON высвечивается голубым цветом, фары включены.

5.6 Фары освещения эмблемы

5.6.1 Назначение

Фары освещения эмблемы предназначены для освещения эмблемы государственной принадлежности.

5.6.2 Размещение

Фары освещения эмблемы установлены в левой и правой части горизонтального оперения.

5.6.3 Работа

Управление выполняется с помощью выключателя NAV&LOGO (ON–OFF), совмещенного для аэронавигационных огней и фар освещения эмблемы электропитание подается от шины AC L BUS в MAIN - LPDB.

При установке выключателя NAV&LOGO в положение ON и отсутствии сигналов "Закрылки во взлетном положении" ("Закрылки в посадочном положении") и WOW или при установке выключателя в положение OFF, электропитание на фары не подается. Фары освещения эмблемы автоматически выключаются в воздухе на всех этапах полета, кроме взлета и посадки. Питание осуществляется от основных шин переменного тока номинальным напряжением 115В.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

5.7 Огонь стояночного тормоза

5.7.1 Назначение

Огонь стояночного тормоза предназначен для выдачи световой информации о включении стояночного тормоза. Он размещен на передней опоре шасси.

5.7.2 Работа

Огонь загорается при включении стояночного тормоза. При установке рукоятки стояночного тормоза в вытянутом положении напряжение постоянного тока 28 В поступает на огонь стояночного тормоза.

Расположение внешнего светотехнического оборудования показано на (Рис. 12).

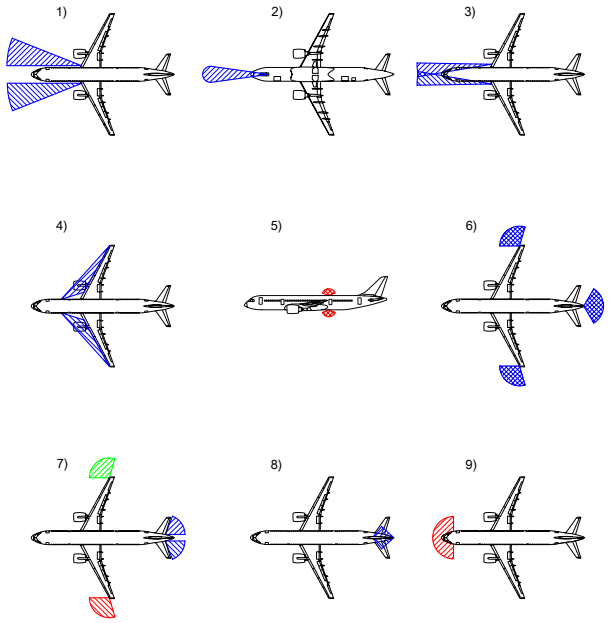


Рисунок 12 Внешнее светотехническое оборудование

Условные обозначения к Рис. 12:

1	Фары поворота с ВПП	**6**	Проблесковые маяки
2	Рулежные фары	**7**	Аэронавигационные огни
3	Посадочные фары	**8**	Фары освещения эмблемы
4	Фары освещения кромки крыла и воздухозаборников	**9**	Огонь стояночного тормоза
5	Фазеляжные маяки		

5.8 Органы управления и индикация

Панель управления светотехническим оборудованием установлена на комплексном потолочном пульте.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Размещение органов управления внешним светотехническим оборудованием показано на (Рис. 13).



Рисунок 13 Панель управления светотехническим оборудованием

Условные обозначения к Рис. 13:

1	кнопка-табло фар поворота с ВПП (RWY TURN, OFF) с арретиром	5	кнопка-табло фар освещения кромки крыла и воздухозаборника (WING) с арретиром
2	выключатель фар рулежных (TAXI)	6	трехпозиционный переключатель управления маяками фюзеляжными (BEACON: BRT, DIM, OFF)
3	кнопка-табло режима проблеска фар посадочных (FLASH) с арретиром	7	трехпозиционный переключатель управления маяками импульсными (STROBE: ON, AUTO, OFF)
4	выключатели посадочных фар правой (LAND R) и левой (LAND L)	8	выключатель огней аэронавигационных и фар освещения эмблемы (NAV&LOGO)

6 Аварийное освещение

6.1 Назначение

Аварийное освещение предназначено для освещения аварийных выходов и путей подхода к ним для эвакуации пассажиров и членов экипажа.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

6.2 Состав

Аварийное освещение состоит из:

- внешнего аварийного освещения
- внутреннего аварийного освещения
- аварийного электропитания
- светотехнических указателей аварийных выходов
- маркировки путей аварийного покидания.

6.2.1 Внешнее аварийное освещение

6.2.1.1 Назначение

Внешнее варийное освещение предназначено для обеспечения освещения поверхности, куда производится эвакуация.

6.2.1.2 Состав

Освещение состоит из светильников внешнего аварийного освещения.

6.2.1.3 Работа

Электропитание светильников внешнего аварийного освещения выполняется напряжением 6 В постоянного тока от аварийных блоков питания (EPSU). EPSU получают электропитание напряжением 28 В постоянного тока.

Управление внешним аварийным освещением выполняется от трехпозиционного переключателя EMER LT расположенного на комплексном потолочном пульте (КПП) в кабине экипажа или от пульта СУОПК (система управления оборудованием пассажирской кабины) в переднем бытовом отсеке.

6.2.2 Внутреннее аварийное освещение

6.2.2.1 Назначение

Внутреннее аварийное освещение предназначено для визуального указания путей аварийного покидания и подсвета аварийных выходов.

6.2.2.2 Состав

Освещение состоит из:

- светодиодных светильников общего аварийного освещения пассажирской кабины
- указателей аварийных выходов (EXIT)
- фотолюминесцентной световой дорожки.

Светотехнические указатели для аварийных выходов EXIT установлены:

- над аварийными выходами в переднем, заднем бытовых отсеках и пассажирском салоне по правому и левому бортам
- на потолке переднего бытового отсека
- на потолке заднего бытового отсека
- на потолке салона в зонах аварийных выходов.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Маркировка путей аварийного покиданияв - это фотолюминисцентная дорожка, основного прохода под крайними подлокотниками пассажирских кресел.

6.2.2.3 **Работа**

Электропитание светильников внутреннего аварийного освещения осуществляется напряжением 6 В постоянного тока от семи аварийных блоков питания (EPSU). EPSU получают электропитание напряжением 28 В постоянного тока.

Включение внутреннего аварийного освещения выполняется автоматически при прерывании нормального электроснабжения или вручную через блок питания аварийного освещения с использованием:

– трехпозиционного переключателя EMER LT, установленного комплексном потолочном пульте кабины экипажа

– пульта СУОПК (система управления оборудованием пассажирской кабины) в переднем бытовом отсеке.

6.2.3 Подсистема питания

6.2.3.1 **Назначение**

Подсистема питания предназначена для подачи электропитания на осветительные приборы внешнего и внутреннего аварийного освещения.

6.2.3.2 **Состав**

Подсистема питания состоит из семи аварийных блоков питания (EPSU).

Блок EPSU состоит из:

– корпуса

– блока аккумуляторной батареи

– зарядного устройства

– устройства для проверки емкости

– устройства защиты от перенапряжения

– крышки

– электрического соединителя.

6.2.3.3 **Работа**

Аварийные осветительные приборы не используются постоянно, кроме случаев отказа основной системы электроснабжения или установке летчиком переключателя EMER LT в положение ON на панели комплексного потолочного пульта (КПП)). Блок питания обеспечивает напряжением 6 В постоянного тока систему аварийного освещения на протяжении не менее десяти минут.

6.2.4 Органы управления и индикация

Управление аварийным освещением выполняется трехпозиционным переключателем, который установлен на КПП в верхней части кабины экипажа (Рис. 5).

Переключатель имеет три положения ON, ARM и OFF.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Над переключателем находится светосигнальное табло NOT ARM, которое загорается янтарным цветом , когда питание на самолете включено переключатель находится в положении OFF.

Переключатель снабжен скобой красного цвета для предотвращения непреднамеренного переключения из положения ARM в положение ON или OFF. В исходном состоянии переключатель находится в положении ARM, скоба опущена. Для перевода переключателя из положения ARM в положение ON или OFF надо поднять скобу.



Рисунок 14 Трехпозиционный переключатель аварийного освещения пассажирской кабины

Условные обозначения к Рис. 14:

1 скоба красного цвета **2** табло NOT ARM

7 Сигнализация

Таблица 1 Сообщения EICAS по системе внешнего светотехнического оборудования

Текстовое сообщение на EWD	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
LIGHTS DIM	Memo	Фюзеляжные маяки вручную переведены в режим пониженной яркости	-	-

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Оборудование навигационное

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа ... 1
1 Назначение ... 3
2 Состав ... 3
3 Органы управления и индикации ... 3
3.1 Органы управления навигационным оборудованием ... 5
3.1.1 Панель управления системой измерения высотно-скоростных параметров ... 5
3.1.2 Панель управления системы предупреждения о приближении земли ... 5
3.1.3 Панель управления инерциальной навигационной системой ... 5
3.1.4 Панель управления правым стеклоочистителем и обогревом приемников воздушного давления ... 6
3.1.5 Многофункциональный пульт управления ... 6
3.1.6 Пульт управления связью ... 6
3.1.7 Пульт-трекбол ... 6
3.1.8 Пульт управления индикацией ... 6
3.1.9 Индикатор многофункциональный резервных приборов ... 6
4 Система измерения высотно-скоростных параметров ... 7
4.1 Назначение ... 7
4.2 Состав ... 7
4.2.1 Многофункциональный измеритель воздушных данных ... 7
4.2.2 ДТ торможения ... 9
4.3 Работа ... 9
5 Приборы пространственного положения самолета ... 10
5.1 Назначение ... 10
5.2 Состав ... 10
5.2.1 Компас магнитный КИ-13БС-4 ... 10
5.2.2 Интегрированная система резервных приборов ИСРП-21 ... 11
6 Система и приборы посадки ... 23
6.1 Назначение ... 23
6.2 Состав ... 24
6.3 Работа ... 24
7 Средства независимого определения положения ... 24
7.1 Назначение ... 24
7.2 Состав ... 25
7.2.1 Метеонавигационная РЛС ... 25
7.2.2 Инерциальная навигационная система ИНС (IRS) ... 29
7.2.3 Радиовысотомер RA ... 29
7.2.4 Система предупреждения столкновения в воздухе TCAS ... 30
7.2.5 Система предупреждения о приближении земли TAWS ... 30
8 Средства зависимого определения положения ... 56
8.1 Назначение ... 56
8.2 Состав ... 56
8.2.1 Радиокомпас автоматический ... 57
8.2.2 Самолетный ответчик УВД ... 57
8.2.3 Радиодальномер ... 57
8.3 Сигнализация ... 58

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Перечень таблиц

Страница

1 Перечень измеряемых высотно-скоростных параметров ... 9
2 Перечень и характеристики измеряемой и вычисляемой информации ... 11
3 Отображаемые параметры ... 11
4 Назначение органов управления ... 15
5 Структура меню настройки индикации ... 20
6 Перечень и характеристики параметров, выдаваемых в выходные КЛС, в режиме "Расширенный контроль" ... 21
7 Перечень сообщений кадра EWD ... 58

Перечень иллюстраций

Страница

1 Органы управления навигационным оборудованием ... 3
2 Органы управления навигационным оборудованием (Б) ... 4
3 Панель управления обогревом ПВД и правым стеклоочистителем(А) ... 4
4 Логическая схема включения обогрева МИВД ... 8
5 Меню настройки индикации на дисплее ИСРП-21 ... 14
6 Вид пилотажного кадра в режиме "Выставка" ... 16
7 Вид пилотажного кадра в режиме "Рабочий" ... 18
8 Схема переключения типа барокоррекции ... 19
9 Вид пилотажного кадра с отображением индикации ... 20
10 Вид пилотажного кадра в режиме "Расширенный контроль" ... 22
11 Вид пилотажного кадра при контролируемых отказах параметров ... 23
12 Индикация метеолокатора ... 26
13 Отображение метеолокатора в режиме ROSE ... 27
14 Индикация границ зоны обзора метеолокатора в режиме ARC ... 28
15 Отображение информации от системы предупреждения о приближении земли (TAWS) ... 31
16 Индикация границ зоны отображения данных от TAWS в режиме ROSE ... 33
17 Индикация границ зоны отображения данных от TAWS в режиме ROSE в диапазоне 640NM ... 34
18 Индикация границ зоны отображения данных от TAWS в режиме ARC ... 35
19 Индикация границ зоны отображения данных от TAWS в режиме ARC в диапазоне 640NM ... 36
20 Формат TAWS ... 37
21 Формат WXR ... 38
22 Формат WXR ... 39
23 Формат WXR 2 ... 40
24 Формат XPDR-TCAS ... 43
25 Формат SQUAWK ... 44
26 Формат NAV 1of 3 ... 46
27 Формат NAV 1 of 3 MENU ... 49
28 Формат NAV 2 of 3 ... 50
29 Формат NAV 2 of 3 MENU ... 51
30 Формат NAV 3 of 3 ... 52
31 Формат ENG MENU 1 of 2 ... 54

© ПАО "Корпорация "Иркут"

32 Формат ENG MENU 2 of 2..... 55
33 Фазы типового профиля полета..... 65

Описание для экипажа

1 Назначение

Оборудование навигационное предназначено для выполнения задач самолетовождения в автоматическом, полуавтоматическом и ручном режимах полета. Оборудование позволяет выполнять полеты во всех условиях эксплуатации, в том числе - в случае неблагоприятных погодных условий.

2 Состав

Оборудование навигационное состоит из:

– системы измерения высотно-скоростных параметров

– приборов пространственного положения самолета

– средств обеспечения посадки и руления

– средства независимого определения положения

– средства зависимого определения положения.

3 Органы управления и индикации

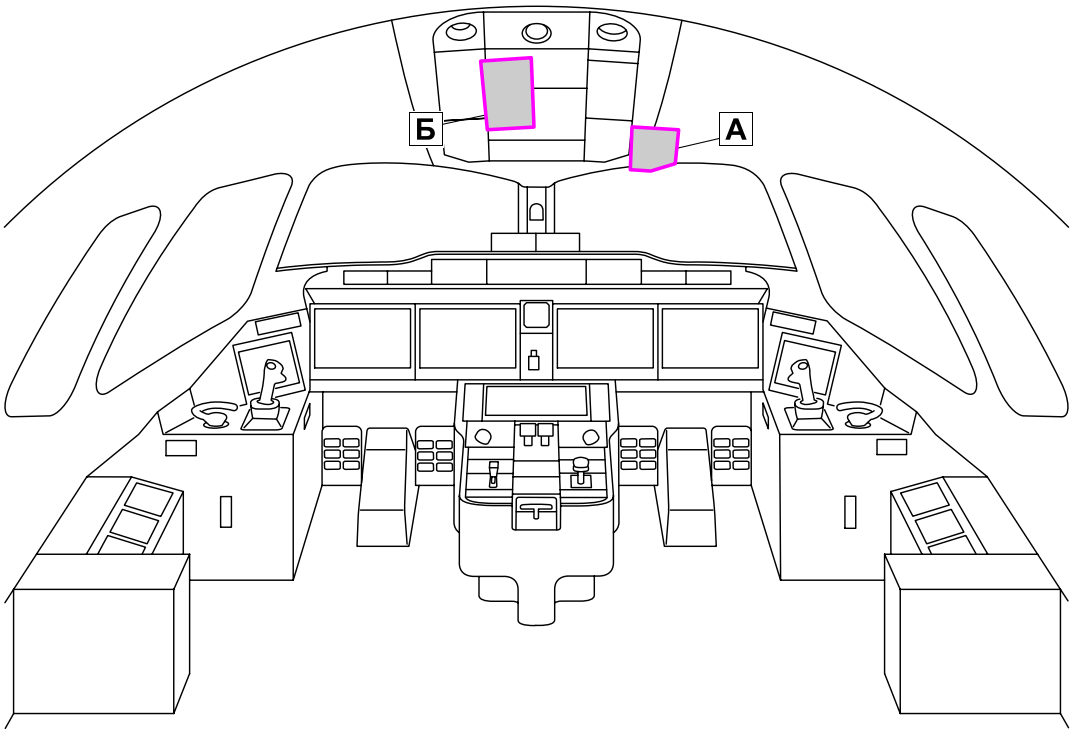


Рисунок 1 Органы управления навигационным оборудованием

© ПАО "Корпорация "Иркут"

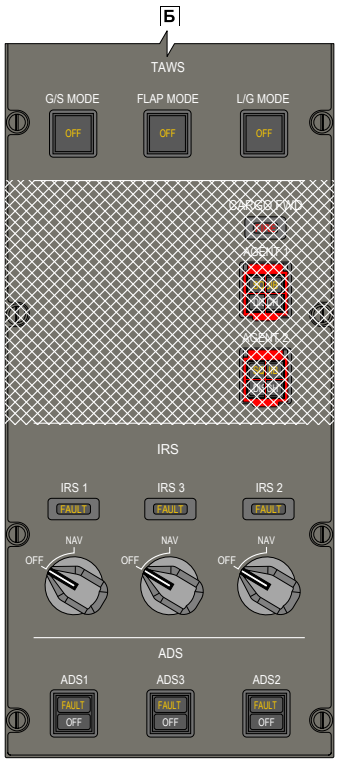


Рисунок 2 Органы управления навигационным оборудованием (Б)

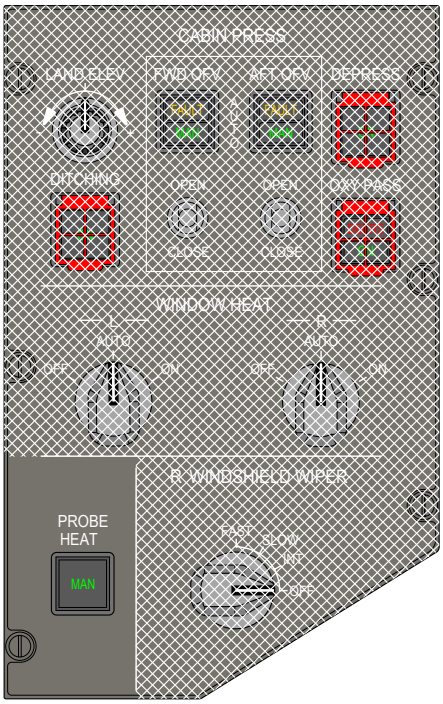


Рисунок 3 Панель управления обогревом ПВД и правым стеклоочистителем(А)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

3.1 Органы управления навигационным оборудованием

Состав перечня органов управления навигационным оборудованием:

- панель управления системой измерения высотно-скоростных параметров
- панель управления обогревом ПВД и правым стеклоочистителем
- панель управления системы предупреждения о приближении земли
- панель управления инерциальной навигационной системой
- многофункциональные пульты управления
- пульты управления связью
- пульты-трекболы
- пульты управления индикацией
- многофункциональный индикатор резервных приборов.

3.1.1 Панель управления системой измерения высотно-скоростных параметров

Панель управления системой измерения высотно-скоростных параметров Рис. 2 размещена на комплексном потолочном пульте (КПП МС-21). На панели находятся три кнопочных переключателя ADS с арретиром и световыми табло Рис. 2 Кнопочные переключатели предназначены для выключения и включения соответствующих каналов системы измерения высотно-скоростных параметров и для индикации:

- отказа канала - в этом случае на кнопке начинает светиться световое поле с надписью FAULT желтого цвета
- выключенного состояния канала - в этом случае на кнопке начинает светиться световое поле с надписью OFF.

3.1.2 Панель управления системы предупреждения о приближении земли

Панель управления системы предупреждения о приближении земли Рис. 2 размещена на КПП МС-21. На панели находятся кнопочные выключатели G/S MODE, FLAP MODE и L/G MODE с арретиром и двумя световыми полями на каждой. Кнопочный выключатель G/S MODE предназначен для блокировки сигнализации чрезмерного отклонения от глиссады. Кнопочный выключатель FLAP MODE предназначен для блокировки сигнализации о положении закрылков не в посадочной конфигурации во время полета на малой высоте. Кнопочный выключатель L/G MODE предназначен для блокировки сигнализации о невыпущенном шасси во время полета на малой высоте. В случае нажатия на кнопочные выключатели начинают светиться соответствующие им световые поля с надписью OFF желтого цвета.

3.1.3 Панель управления инерциальной навигационной системой

Панель управления инерциальной навигационной системой Рис. 2 размещена на КПП МС-21. На панели находятся три поворотных переключателя и три световых табло. Каждый переключатель имеет положения OFF и NAV. Панель управления инерциальной навигационной системой предназначена для включения и выключения соответствующего канала инерциальной навигационной системы и сигнализации их дефектов. В случае сбоя канала начинает светиться соответствующее световое табло FAULT желтого цвета.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

3.1.4 Панель управления правым стеклоочистителем и обогревом приемников воздушного давления

Панель управления правым стеклоочистителем и обогревом приемников воздушного давления Рис. 3 размещена на КПП МС-21. На панели находится кнопочный выключатель PROBE HEAT с арретиром и двумя световыми полями на каждой. Кнопочный выключатель предназначен для того чтобы принудительно включить обогрев МИВД и приемник полного давления на земле. В случае нажатия на кнопочный выключатель PROBE HEAT начинает светиться световое поле с надписью MAN зеленого цвета.

3.1.5 Многофункциональный пульт управления

Два многофункциональных пульта управления размещены на центральном пульте. Кнопка NAV предназначена для вызова на экран пульта форматов настройки радиотехнических систем навигации и посадки. Кнопка NAV находится под защитным колпачком. Кнопка TAWS предназначена для вызова на экран форматов выбора режимов работы системы предупреждения о приближении земли. Кнопка WXR предназначена для вызова на экран пульта форматов выбора режимов работы метеонавигационной РЛС. Кнопка XPDR предназначена для вызова на экран пульта форматов выбора режимов работы радиолокационного ответчика УВД.

3.1.6 Пульт управления связью

На самолете размещены три пульта управления связью. Пульт управления связью предназначен для выбора и регулировки громкости средств радионавигации:

- средств обеспечения посадки и руления
- интегрированной навигационной системы
- радиокомпаса автоматического.

Для выбора и регулировки громкости на пульте управления связью размещен переключатель NAV с кнопкой NAV. Настройка уровня громкости выполняется только если отжата кнопка NAV. В отжатом положении кнопка NAV светится белым цветом.

3.1.7 Пульт-трекбол

На самолете размещены два пульта-трекбола. Пульт-трекбол предназначен для автоматической и ручной настройки частоты бортовых средств радионавигации.

3.1.8 Пульт управления индикацией

На самолете размещены два пульта управления индикацией. Пульт управления индикацией предназначен для выбора источника высотно-скоростных и пространственных параметров, а также для установки давления в дюймах рт.ст. или в гПа. Выбор источника параметров выполняется посредством кнопок ADS3 и IRS3. Установка давления выполняется посредством кремальеры BARO. При нажатии кнопки PULL STD выполняется установка стандартного давления 1013 гПа.

3.1.9 Индикатор многофункциональный резервных приборов

Многофункциональный индикатор резервных приборов предназначен для вычисления и отображения членам экипажа информации о пространственном положении самолета и высотно-скоростных параметрах самолета в случае аварийных режимах работы системы электроснабжения.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4 Система измерения высотно-скоростных параметров

4.1 Назначение

Система измерения высотно-скоростных параметров (СИ ВСП) предназначена для:

- приема и измерения полного и статического давлений
- приема и измерения температуры торможения воздуха
- приема и измерения давлений для определения угла атаки
- приема разовых команд и цифровой информации, поступающих от бортовых систем
- вычисления и выдачи во взаимодействующие бортовые системы данных о результатах измерения высотно-скоростных параметров, угла атаки, угла скольжения, температур наружного воздуха и торможения
- приема и обработки команд запуска встроенного контроля от системы бортового технического обслуживания, а также формирования и выдачи информации о результатах встроенного контроля
- вычисления ошибок приема статического давления для различных комбинаций механизации крыла и положения шасси.

4.2 Состав

Состав системы:

- многофункциональные измерители воздушных данных МИВД
- датчики температуры (ДТ) торможения П-104М (по два измерительных канала в каждом).

4.2.1 Многофункциональный измеритель воздушных данных

Многофункциональный измеритель воздушных данных предназначен для приема, измерения и выдачи в бортовые системы данных о результатах измерения высотно-скоростных параметров, углов атаки и скольжения, температуры наружного воздуха и температуры торможения воздушного потока. Для предотвращения обледенения приемных отверстий в МИВД предусмотрен встроенный обогрев. Управление обогревом обеспечивает модуль управления обогревом ПВД-40. Модуль управления обогревом предназначен для автоматического и принудительного включения и выключения обогрева ПВД-40 в соответствии с логикой (Рис. 4).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

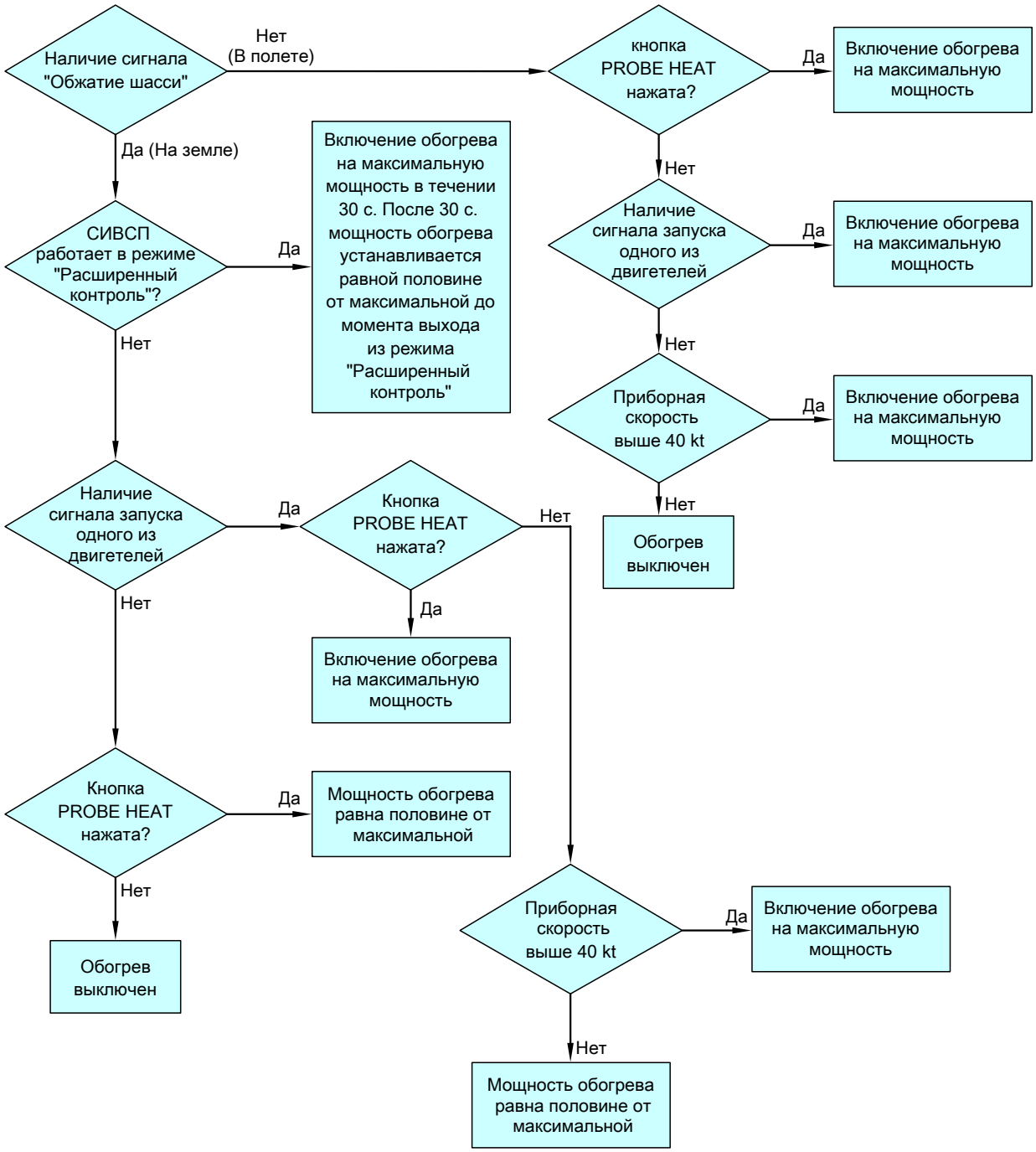


Рисунок 4 Логическая схема включения обогрева МИВД

© ПАО "Корпорация "Иркут"

При штатной работе СИ ВСП обогрев приемников ПВД включается на половину мощности при подключении питания на земле при запуске двигателей. Полный обогрев включается автоматически после отрыва от ВПП по наличию признаков от СУ ОСО «Самолет в воздухе» и хотя бы одного из признаков «Запущен один из двигателей» или «Скорость больше 40 узлов». Принудительное включение полного обогрева кнопкой PROBE HEAT с пульта КПП производится: - при неблагоприятных погодных условиях, когда есть необходимость подключения полного обогрева заранее, до взлета; - при не включении полного обогрева в полете. Информация об отказе обогрева канала СИ ВСП поступает на МФИ, для отображения в виде сообщения NAV ADS 1(2, 3) HTR FAULT на комплексном кадре EWD (желтый ЦСО, один удар колокола). Сигнализация об отказе включения полного обогрева после отрыва от земли выдается на комплексный кадр EWD в виде сообщения NAV ADS 1 (2, 3) HTR MIN EWD (желтый ЦСО, один удар колокола). По сигналу «Расширенный контроль» от БСТО на земле производится включение полного обогрева на 30 сек. с последующим переключением на пониженный обогрев до момента выхода из Расширенного контроля.

4.2.2 ДТ торможения

ДТ торможения предназначен для измерения температуры торможения потока воздуха и выдачи электрических сигналов, пропорциональных температуре заторможенного потока во взаимодействующие многофункциональные измерители воздушных данных.

4.3 Работа

Система измерения высотно-скоростных параметров работает в следующих режимах:

– "Рабочий"

– "Расширенный контроль".

В рабочем режиме система выполняет измерение, вычисление и выдачу данных о высотно-скоростных параметрах и дискретных сигналах. В случае входного дискретного сигнала "Тест-контроль" и разовой команды "Шасси обжато" система переходит к выполнению функций расширенного контроля. В режиме "Расширенный контроль" выполняется контроль работоспособности компонентов системы.

Система измерения высотно-скоростных параметров разработана с учетом требований ARINC 706.

Система измерения высотно-скоростных параметров обеспечивает вычисление и выдачу в бортовые системы данных, указанных в Таблица 1

Таблица 1 Перечень измеряемых высотно-скоростных параметров

Наименование параметра	Диапазон измерения
Абсолютная барометрическая высота, ft	от минус 2000 до 50000
Относительная барометрическая высота, ft	от минус 2000 до 50000
Приборная скорость, kt	от 30 до 450
Максимально-допустимая скорость, kt	от 150 до 450
Истинная воздушная скорость, kt	от 60 до 599
Число Маха	от 0 до 1
Температура наружного воздуха, °C	от минус 99 до 60
Вертикальная барометрическая скорость, ft/min	от минус 20000 до 20000
Местный угол атаки, °	от минус 80 до 80

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Перечень измеряемых высотно-скоростных параметров

Наименование параметра	Диапазон измерения
Истинный угол скольжения, °	от минус 15 до 15
Барокоррекция QNH, ft	от 576 до 1075
Барокоррекция QFE, ft	от 576 до 1075

5 Приборы пространственного положения самолета

5.1 Назначение

Приборы пространственного положения предназначены для вычисления и отображения членам экипажа информации о пространственном положении самолета по крену, тангажу и магнитному курсу.

5.2 Состав

Перечень приборов пространственного положения состоит из:

– магнитного компаса

– системы резервных приборов.

5.2.1 Компас магнитный КИ-13БС-4



5.2.1.1 Назначение

Компас магнитный жидкостный с устройством подсвета - КИ-13БС-4 предназначен для определения магнитного курса самолета независимо от основных навигационных систем.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

5.2.1.2 **Работа**

Принцип действия компаса основан на взаимодействии постоянных магнитов компаса с магнитным полем Земли.

5.2.2 Интегрированная система резервных приборов ИСРП-21

5.2.2.1 Назначение

Интегрированная система резервных приборов выполнена на базе бесплатформенной инерциальной системы пространственной ориентации и предназначена для обеспечения экипажа резервной информацией о пространственном положении, высотно-скоростных и навигационных параметрах, а также информацией от смежных систем.

Электропитание блоков системы выполняется от трех независимых неотключаемых каналов системы электроснабжения (СЭС) постоянного тока номинальным напряжением 28 В: (от аварийных шин ESS DC) два канала - электропитание системы, один – обогрев ППД.

Система выполняет следующие функции:

- прием полного воздушного давления приемником ППД
- контроль обогрева приемника ППД блоком контроля БКО
- измерение пневматических сигналов (воздушных давлений) от приемника ППД и внешних ПСД и вычисление значений статического и полного давления модулями МВД
- измерение индикатором ИМ пространственного положения, инерциальных параметров и вычисление высотно-скоростных параметров самолета в соответствии с перечнем и характеристиками, указанными в Таблица 2
- отображение индикатором ИМ параметров, указанных в Таблица 3.

Таблица 2 Перечень и характеристики измеряемой и вычисляемой информации

Наименование параметра	Диапазон индикации
Угол крена , градус	От минус 180 до 180
Угол тангажа θ, градус	От минус 90 до 90
Боковая перегрузка, м/с^2 (g)	От минус 4,9 до 4,9 (от минус 0,5 до 0,5)
Приборная скорость Vпр, kt	От 0 до 450
Вертикальная скорость, ft/min	От минус 20000 до 20000
Абсолютная барометрическая высота, ft	От минус 2000 до 50000
Относительная барометрическая высота, ft	От минус 2000 до 50000
Число Маха, ед. М	От 0 до 0,9

Примечание

Система сохраняет работоспособность и функционирует после пребывания в условиях изменения крена и тангажа в диапазоне от минус 360º до 360º.

Таблица 3 Отображаемые параметры

Наименование параметра	Диапазон индикации
1. Угол крена γ, градус	от минус 180 до 180
2. Угол тангажа θ, градус	от минус 80 до 80

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 3 Отображаемые параметры

Наименование параметра		Диапазон индикации
3. Барометрическая высота		
3.1 Абсолютная Набс (STD)	ft (м)	от минус 2015 до 50080 (от минус 610 до 15260)
3.2 Относительная Нотн1 (QNH)		
3.3 Относительная Нотн2 (QFE)		
4. Приборная скорость Vпр, узел		от 30 до 451
5. Вертикальная барометрическая скорость Vуб, ft/min		от минус 21000 до 21000
6. Величина барокоррекции		
6.1 Барокоррекция 1 (QNH)	гПа (дюйм рт. ст.)	от 576 до 1075 (от 17,00 до 31,75)
6.2 Барокоррекция 2 (QFE)		
6.3 Барокоррекция 3 (STD)	гПа (дюйм рт. ст.)	1013 (29,92)
7. Число М		от 0 до 0,9
8. Боковая перегрузка (скольжение), g		от минус 0,3 до 0,3
9. Курс ψ, градус°		от 0 до 359
10. Отклонение от курса посадки Σк, РГМ*		от минус 0,155 до 0,155
11. Отклонение от глиссады Σг, РГМ°		от минус 0,175 до 0,175

Примечание

1. Отображаемое значение курса считается от внешней инерциальной навигационной системы (IRS) по двум независимым каналам - основному и резервному, без выполнения системой ИСРП собственных измерений.

2. Отображаемые значения отклонения от курса посадки и от глиссады считаются от цифрового вычислителя (ЦВ) по двум независимым каналам - основному и резервному, без выполнения системой ИСРП собственных измерений. Параметры Σк и Σг транслируются ЦВ от систем INR и СНС GLONASS/GPS.

5.2.2.2 **Состав**

Состав системы ИСРП-21:

- индикатор многофункциональный резервных приборов ИМ-24-5
- приемник полного давления ППД-21
- модули воздушных данных МВД-21-1
- блок контроля обогрева БКО-21
- приемники статического давления.

5.2.2.2.1 ***Индикатор многофункциональный резервных приборов ИМ-24-5***

Назначение

Индикатор многофункциональный ИМ-24-5 предназначен для измерения, вычисления и индикации параметров пространственного положения самолета (крен, тангаж), вычисления и индикации высотно-скоростных параметров, индикации курса (по данным

© ПАО "Корпорация "Иркут"

от инерциальной навигационной системы), индикации отклонений от курса и глиссады на посадке (по данным от INR, GLONASS) и выдачи указанной информации в КЛС.

5.2.2.2.2 ***Модуль воздушных данных МВД-21-1***

Назначение

Модуль воздушных данных предназначен для измерения и преобразования полного или статического давления, поступающего от соответствующего приемника, в электрические сигналы, которые передаются в многофункциональный индикатор.

5.2.2.2.3 ***Блок контроля обогрева БКО-21***

Назначение

Блок контроля обогрева предназначен для коммутации и непрерывного контроля исправности цепей обогрева приемника полного давления и выдачи признака исправности электрических цепей обогрева.

5.2.2.2.4 ***Приемник полного давления ППД-21***

Назначение

Приемник полного давления предназначен для приема полного давления встречного потока воздуха и передачи его в модуль воздушных сигналов.

Для защиты от обледенения и закупорки приемного тракта в условиях низких температур в приемнике предусмотрен электрообогрев.

5.2.2.2.5 ***Плиты статического давления***

Плиты статического давления расположены симметрично по левому и правому бортам и представляют собой диски с отверстием диаметром 6 мм.

Магистрали статического давления от левой и правой плит объединены в одну линию. К объединенной линии статического давления подключен модуль воздушных давлений МВД-21-1.

Симметричное расположение и объединение в одну линию магистралей статического давления обеспечивает выравнивание давления во время различных положениях самолета в воздухе.

5.2.2.3 **Органы управления**

© ПАО "Корпорация "Иркут"

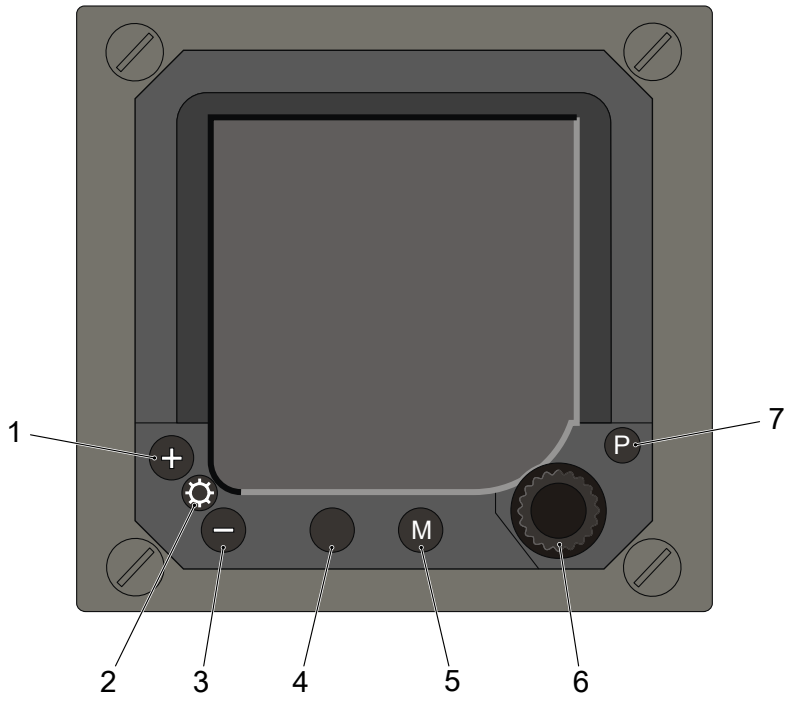


Рисунок 5 Меню настройки индикации на дисплее ИСРП-21

Условные обозначения к Рис. 5:

1	круглый кнопочный переключатель увеличения яркости +	**5**	круглый кнопочный переключатель M
2	мнемознак *	**6**	кремальера с кнопочным переключателем
3	круглый кнопочный переключатель уменьшения яркости -	**7**	мнемознак P
4	фотодатчик		

Кнопочные переключатели –, + и M выполнены без фиксации нажатого положения со светящимися поясняющими надписями на торцах.

Кремальера выполнена в виде ручки, совмещенной с кнопочным переключателем без фиксации нажатого состояния и светящейся поясняющей надписью P справа от кремальеры. Кнопочный переключатель срабатывает если нажать на торец ручки. Кремальера обеспечивает свободное вращение без механических упоров по часовой и против часовой стрелки с тактильной обратной связью.

Назначение органов управления в различных режимах работы и в случае использования различных опций указано в Таблица 4.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 4 Назначение органов управления

Органы управления		"Рабочий"	"Технологическое обслуживание"
Кнопка M	Кратковременное нажатие	Вызов меню настройки индикации	Выходите в предыдущее меню/подменю
	Нажатие и удерживание не менее 3с	Вход в режим "Технологическое обслуживание"	Выходите из режима "Технологическое обслуживание"
Кнопка –		Уменьшение яркости	
Кнопка +		Увеличение яркости	
Кремальера P	Вращение	Ввод значения барокоррекции	– Перемещение по строкам меню, элементам управления и полям ввода значений – Изменение числового значения редактируемого параметра
	Кратковременное нажатие	Переключение типов барокоррекции QFE/QNH/STD	– Выбор пункта меню, активация элемента управления или место перехода к редактированию поля ввода значения – Ввод и запоминание информации
	Нажатие и удерживание не менее 3с	Переключение единиц измерения барокоррекции	Не используется
Примечание В режимах "Выставка" и "Расширенный контроль" органы управления за исключением кнопок – и + не выполняют никаких функций.			

Подсвет символов на кнопках и поясняющих надписях имеет регулировку яркости от блока управления яркостью органов управления в кабине (LSDU).

Система обеспечивает ручное управление яркостью изображения от минимальной до максимальной при помощи кнопок –, + , а также автоматическую подстройку яркости изображения в случае изменения уровня внешней освещенности по сигналу встроенного фотодатчика.

Если нажать на кнопку + - яркость увеличивается, если нажать на кнопку – - уменьшается. При минимальной яркости изображение не должно пропадать.

Система обеспечивает переключение уровня яркости между режимами "День" и "Ночь" с сохранением возможности ручной и автоматической регулировки яркости.

2) Кнопка PROBE HEAT принудительного включения обогрева ППД-21, расположенная на панели комплексного потолочного пульта (КПП) и подключающая полный обогрев приемника ППД-21.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

5.2.2.4 Работа

В системе предусмотрены следующие режимы работы:

– режим "Выставка"

– режим "Рабочий"

– режим "Расширенный контроль"

– режим "Технологическое обслуживание".

В режиме "Рабочий" в системе предусмотрена работа с меню.

5.2.2.4.1 ***РЕЖИМ "Выставка"***

После подачи питания система переходит в режим "Выставка".

В режиме "Выставка" происходит инициализация аппаратуры блоков системы, стартовый контроль и выставка инерциальных датчиков.

С момента включения индикация на дисплее может отсутствовать в течение времени не более 15с, необходимого для инициализации программных модулей индикатора.

Во время включения системы должен устанавливаться уровень яркости соответствующий 1/2 диапазона регулировки для соответствующего режима ("День" или "Ночь").

Кнопки – и + в режиме "Выставка" должны обеспечивать регулировку яркости дисплея. Другие органы управления не должны выполнять никаких функций.

В режиме "Выставка" на индикаторе должен отображаться пилотажный кадр Рис. 6

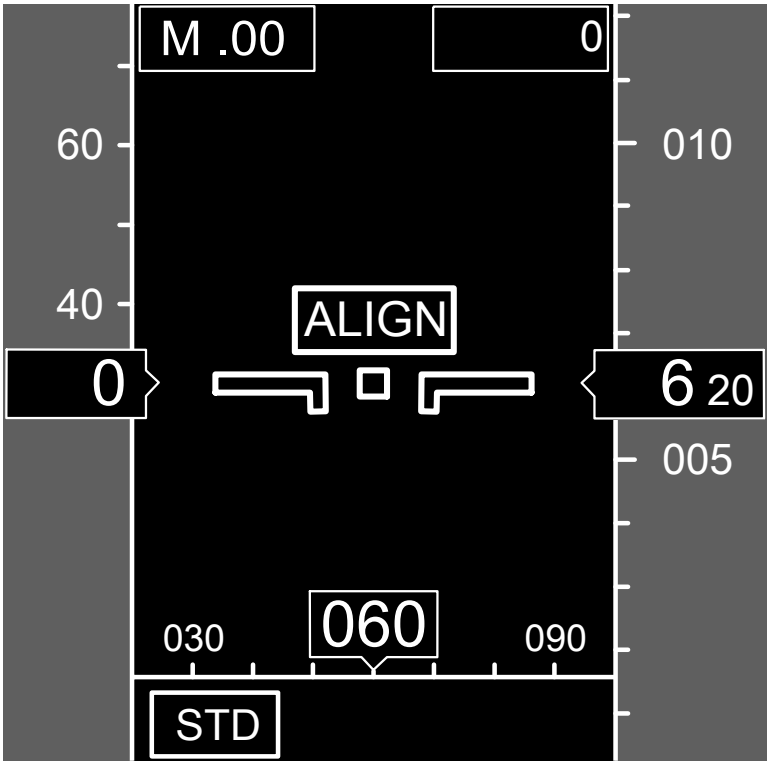


Рисунок 6 Вид пилотажного кадра в режиме "Выставка"

© ПАО "Корпорация "Иркут"

5.2.2.4.2 ***РЕЖИМ "Рабочий"***

В режим "Рабочий" система переходит автоматически после окончания режима "Выставка", не позже чем через 60с после включения системы.

В режиме "Рабочий" индикатор системы отображает пилотажный кадр в соответствии с Рис. 7.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

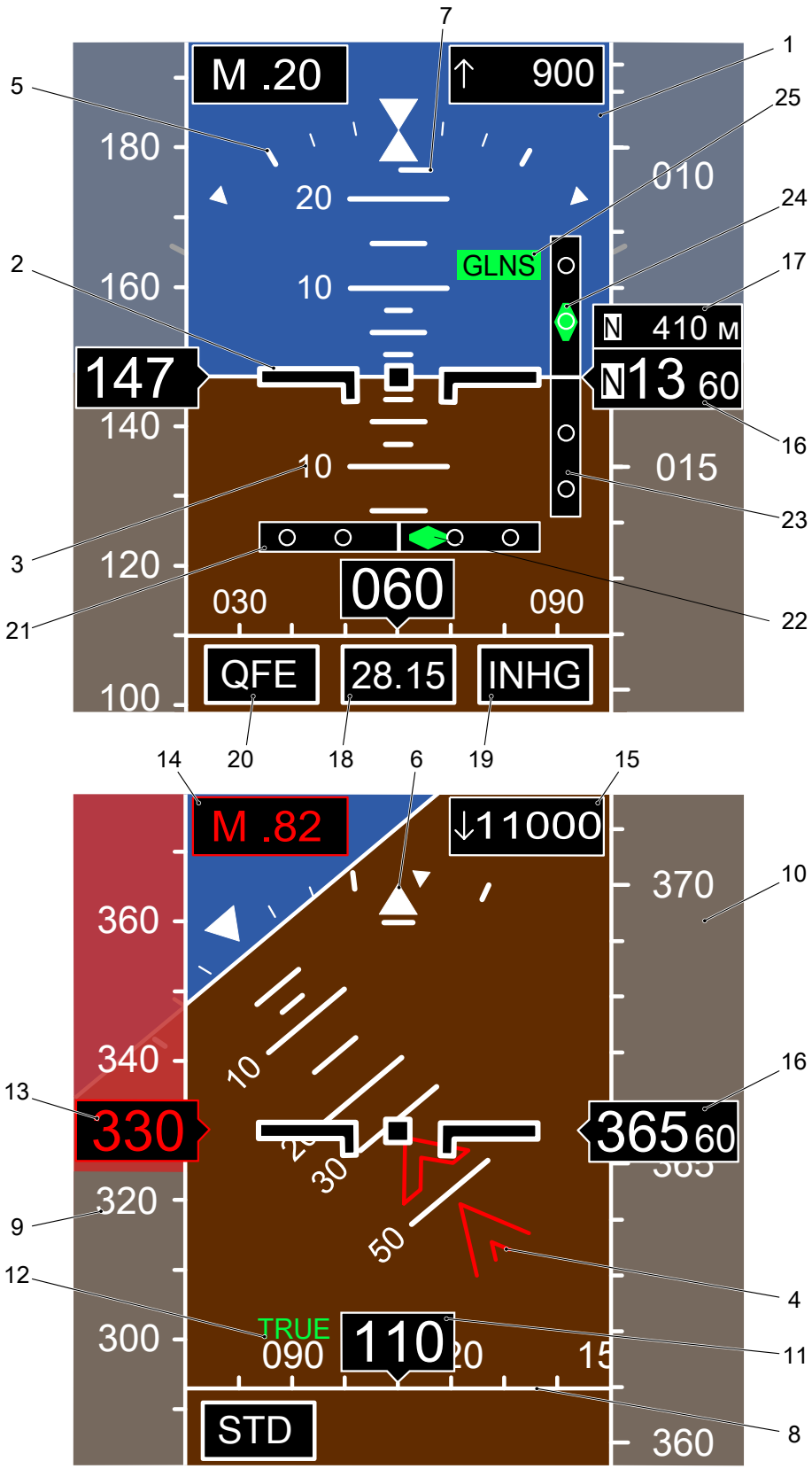


Рисунок 7 Вид пилотажного кадра в режиме "Рабочий"

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 7:

1	Сфера пространственного положения	14	Счётчик числа Маха
2	Символ самолета	15	Счётчик вертикальной скорости (Vуб)
3	Шкала тангажа (θ)	16	Счетчик относительной барометрической высоты (Нотн)
4	Указатель в направлении горизонта	17	Счетчик относительной барометрической высоты в метрах
5	Шкала крена	18	Счетчик числового значения барокоррекции
6	Индекс угла крена	19	Указатель единиц измерения барокоррекции
7	Индекс бокового скольжения	20	Указатель типа барокоррекции
8	Шкала курса	21	Шкала отклонения от курса посадки
9	Шкала приборной скорости (Vпр)	22	Индекс отклонения от курса посадки
10	Шкала относительной барометрической высоты	23	Шкала отклонения от глиссады
11	Счетчик курса	24	Индекс отклонения от глиссады
12	Флаг TRUE	25	Флаг GLNS
13	Счетчик приборной скорости (Vпр)		

Ввод значения барокоррекции QNH или QFE выполняется поворотом кремальеры P.

Выбор типа барокоррекции (STD / QFE / QNH) выполняется кратковременным нажатием на кремальеру P. Каждое нажатие на кремальеру P приводит к переключению типа барокоррекции по схеме, указанной на Рис. 8

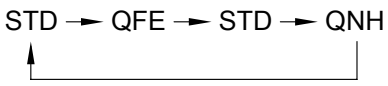


Рисунок 8 Схема переключения типа барокоррекции

Примечание

Во время включения системы должно устанавливаться стандартное давление STD.

Ввод значения барокоррекции (для типов QNH и QFE) выполняется поворотом кремальеры P. Единичное срабатывание кремальеры меняет значение барокоррекции на одну единицу в пределах отображаемого диапазона. Продолжение вращения кремальеры в том же направлении, в случае достижения крайних значений диапазона, не приводит

© ПАО "Корпорация "Иркут"

к дальнейшему изменению значения барокоррекции. Применение введенного значения барокоррекции в расчетах барометрической высоты происходит в реальном времени без задержки.

Для выбора единиц измерения барокоррекции необходимо длительно нажать на кремальеру Р. Каждое длительное нажатие приводит к переключению между гПа и дюймами рт. ст. (hPa→inHg, inHg→hPa).

Для управления индикацией во время выбора признака курса и включении дополнительного счетчика высоты в метрах необходимо использовать меню настройки индикации. Начало работы с меню (вызов меню на индикацию) выполняется если кратковременно нажатии на кнопку М.

Меню отображается в левом верхнем углу экрана поверх штатной индикации Рис. 9.

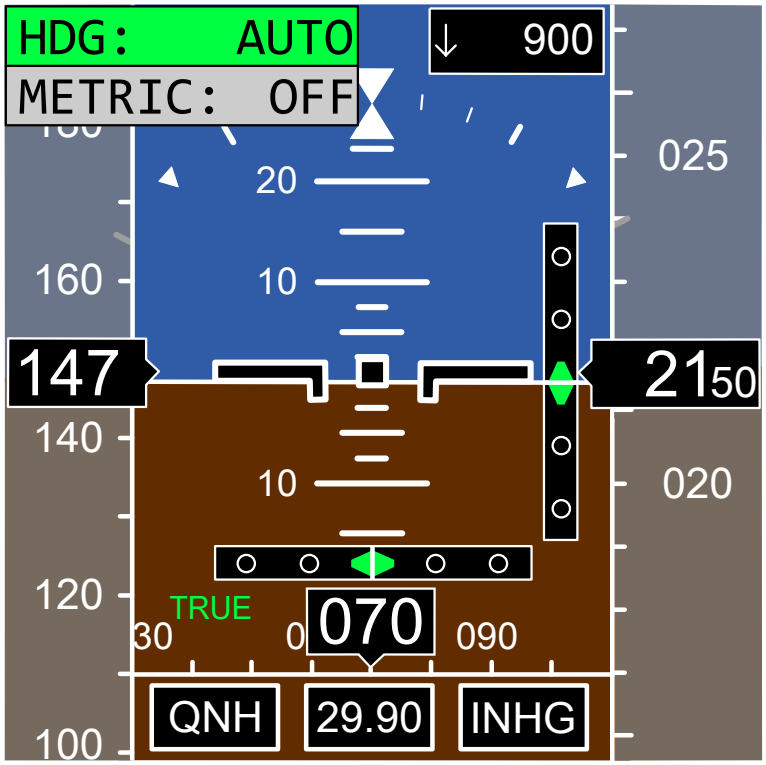


Рисунок 9 Вид пилотажного кадра с отображением индикации

Структура меню указана в Таблица 5

Таблица 5 Структура меню настройки индикации

Пункт меню	Значения	Описание
HDG (выбор признака курса)	AUTO*	В соответствии с состоянием РК "Курс TRUE"
	MAG	Отображается магнитный курс
	TRUE	Отображается истинный курс
METRIC (включение/выключение отображения дополнительного счетчика высоты в метрах)	AUTO*	В соответствии с состоянием РК "Высота в метрах"
	OFF	Дополнительный счетчик высоты в метрах не отображается

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 5 Структура меню настройки индикации

Пункт меню	Значения	Описание
	ON	Дополнительный счетчик высоты в метрах отображается

Примечание

1. Символом * отмечены значения по умолчанию, устанавливающиеся при включении прибора и после перерывов в электропитании.

2. В случае прекращения получения данных или получения недостоверных данных о состоянии РК (разовая команда) "Курс TRUE" и РК "Высота в метрах" должно использоваться последнее полученное значение.

Переключение между пунктами меню выполняется посредством вращения кремальеры Р. При вращении по часовой стрелке фокус выбора (зеленый фон) перемещается на пункт меню расположенный ниже, при вращении против часовой стрелки — на пункт меню расположенный выше. При достижении крайних пунктов меню и продолжении вращения кремальеры Р фокус выбора остается на выбранном пункте меню.

Переключение значения пункта меню выполняется кратковременным нажатием на кремальеру Р.

Завершение работы с меню (скрытие меню с индикации) выполняется по кратковременному нажатию на кнопку М при нахождении курсора на одном из пунктов меню или, если в течение 30с от органов управления меню (кнопка М и кремальера Р) не поступало управляющих сигналов.

5.2.2.4.3 *РЕЖИМ "РАСШИРЕННЫЙ КОНТРОЛЬ"*

В режим "Расширенный контроль" система переходит при получении РК "Расширенный контроль" на вход индикатора ИМ от бортовой системы технологического обслуживания (БСТО) при одновременном наличии на входе РК "Самолет на земле".

В режиме "Расширенный контроль" система выполняет расширенный контроль исправности блоков системы с формированием на выходе индикатора ИМ трех РК "Тест-контроль" для двух блоков МВД и блока БКО - соответственно, и информационный контроль измеряемой, принимаемой и вычисляемой информации (в том числе по контрольным тестовым значениям), а также формирует, отображает и выдает в кодовые линии связи на выходе тестовые значения параметров в соответствии с Таблица 6 и Рис. 10

Таблица 6 Перечень и характеристики параметров, выдаваемых в выходные КЛС, в режиме "Расширенный контроль"

Наименование сигнала	Единица измерения	Значение сигнала
1 Высота абсолютная	ft	3032
2 Высота относительная 1	ft	2468
3 Высота относительная 2	ft	1357
4 Приборная скорость	kt	285
5 Барокоррекция 1 (QNH)	Hpa	947
6 Барокоррекция 1 (QFE)	Hpa	827
7 Вертикальная скорость	ft/min	Минус 592
8 Число Маха	M	0,75

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 6 Перечень и характеристики параметров, выдаваемых в выходные КЛС, в режиме "Расширенный контроль"

Наименование сигнала	Единица измерения	Значение сигнала
9 Угол тангажа	—	18º
10 Угол крена	—	Минус 12º
11 Угол курса	—	60º
12 Боковая перегрузка (скольжение)	—	0,2

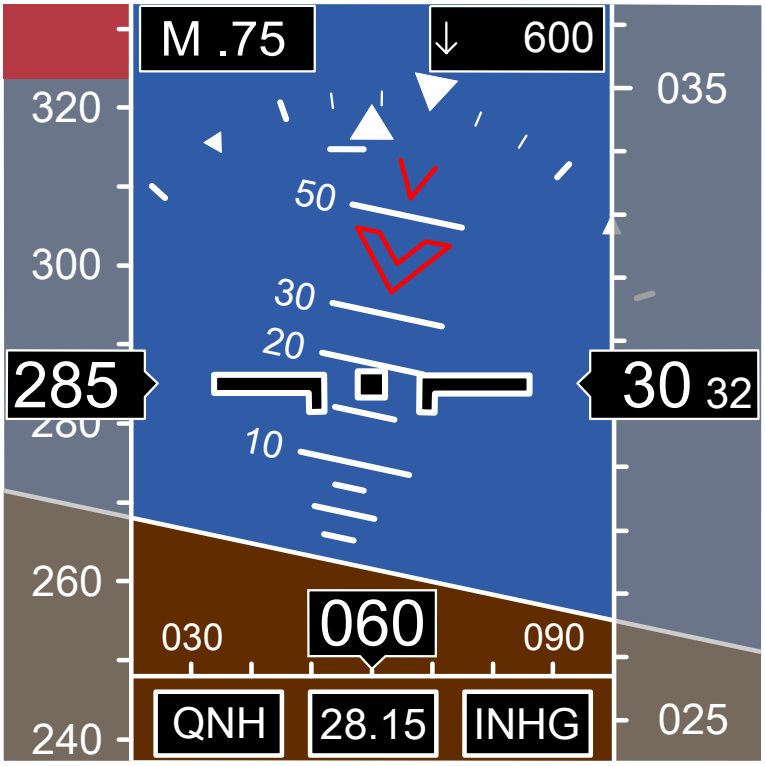


Рисунок 10 Вид пилотажного кадра в режиме "Расширенный контроль"

5.2.2.4.4 ***РЕЖИМ "Технологическое обслуживание"***

В режим "Технологическое обслуживание" система переводится из режима "Рабочий" путем одновременного нажатия и удержания в течение не менее 3с кнопки М при обязательном наличии на ее входе РК "Самолет на земле".

В режиме "Технологическое обслуживание" выполняется юстировка инерциальных датчиков.

5.2.2.4.5 ***ИНДИКАЦИЯ КОНТРОЛИРУЕМЫХ ОТКАЗОВ***

При обнаружении отказа:

– по каналу измерения углов пространственной ориентации (тангаж, крен) – сфера пространственного положения, шкала тангажа, шкала крена, индекс угла крена, индекс бокового скольжения снимаются с индикации, а в центре дисплея над символом самолета отображается надпись АТТ красным цветом в черном прямоугольнике с белой рамкой [1] Рис. 11

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– по каналу измерения давления:

  • при недостоверных или отсутствии данных о приборной скорости — вместо шкалы приборной скорости отображается надпись CAS FAIL красного цвета [2] Рис. 11

  • при недостоверных или отсутствии данных о барометрической высоте — вместо шкалы барометрической высоты отображается надпись ALT FAIL красного цвета [3] Рис. 11

– электронных компонентов индикатора при сохранении работоспособности дисплея — индикация на дисплее отсутствует.

В случае отсутствия (данные не получены в течение минимального периода обновления) или недостоверной информации от внешних источников:

– от инерциальной навигационной системы IRS — градуировка и оцифровка шкалы курса снимается с индикации, вместо счетчика курса отображается надпись HDG красного цвета в черном прямоугольнике с белой рамкой [4] Рис. 11

– от ЦВ (INR, CHC GLONASS/GPS) - индексы и шкалы отклонения от курса посадки и глиссады не отображаются.

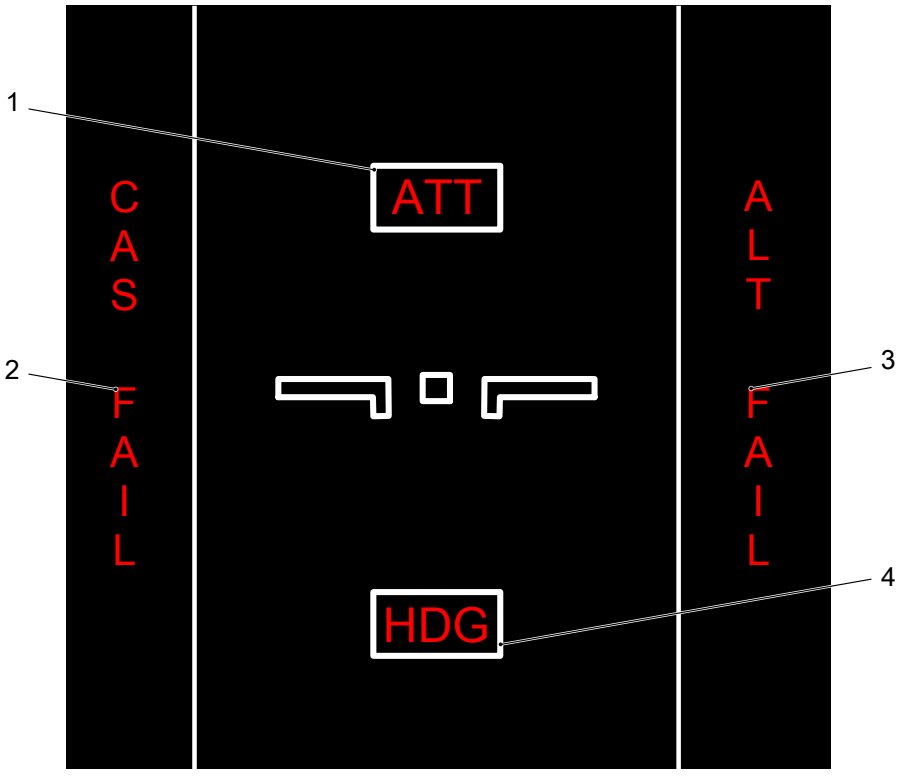


Рисунок 11 Вид пилотажного кадра при контролируемых отказах параметров

6 Система и приборы посадки

6.1 Назначение

Система и приборы посадки предназначены для обеспечения выполнения задач: пилотирования и обеспечения посадки воздушного судна по сигналам наземных станций (всенаправленного радиомаяка, маркерного радиомаяка, глиссадного радиомаяка,

© ПАО "Корпорация "Иркут"

курсового радиомаяка) , а также по сигналам спутников глобальной системы позиционирования.

6.2 Состав

На самолете размещено следующее оборудование многорежимного приемника INR:

- приемник
- антенна GPS
- антенна курсовая
- антенна глиссадная
- антенна VOR
- антенна маркерная
- делитель сигнала маркерной антенны.

6.3 Работа

Приемник работает:

- в диапазоне частот VOR от108,00 до117,575 МГц
- в диапазоне частот VDB от108,00 до117,975 МГц
- в диапазоне частот курсового канала ILS от108,10 до111,95 МГц
- в диапазоне частот глиссадного канала ILS от328,6 до335,4 МГц
- на частоте GPS от1575,42 до10 МГц
- на частоте маркерных маяков 75 МГц.

7 Средства независимого определения положения

7.1 Назначение

Средства независимого определения положения предназначены для:

- вычисления параметров пространственного положения и навигационных параметров самолета
- непрерывного измерения истинной высоты полета
- предотвращения столкновения в воздухе
- раннего предупреждения о приближении к земле
- радиолокационного обзора воздушного пространства и обнаружения опасных для полета гидрометеообразований на безопасном расстоянии
- обнаружения и сигнализации экипажу опасного сдвига ветра при взлете и посадке самолета
- радиолокационного обзора земной поверхности для ориентации экипажа по характерным ориентирам.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

7.2 Состав

Независимого определения положения самолета МС-21:

– метеонавигационная РЛС

– система инерциальная навигационная (ИНС)

– радиовысотомер

– система предупреждения столкновения в воздухе (TCAS)

– система предупреждения о приближении земли (TAWS).

7.2.1 Метеонавигационная РЛС

7.2.1.1 Назначение

Метеонавигационная РЛС предназначена для определения и анализа метеообразований, отображения рельефа местности, а также для обнаружения сдвига ветра по курсу самолета.

Метеонавигационная РЛС решает следующие задачи:

– обнаружение метеообразований

– обнаружение турбулентности

– градация метеообразований по степеням опасности

– обнаружение сдвига ветра

– картография.

7.2.1.2 Состав

Метеонавигационная РЛС представляет собой цифровую импульсную радиолокационную станцию со сканирующей антенной. Метеонавигационная РЛС состоит из:

– блока антенны и приемопередатчика

– основания

– антенны

– приемопередатчика

– вычислителя.

Метеонавигационная РЛС собирает информацию о метеорологических условиях и рельефе, и хранит ее как трехмерное изображение, которая непрерывно обновляется и корректируется с учетом движения самолета.

7.2.1.3 Индикация

Индикация информации от метеолокатора

Выбор источника информации выполняется пилотом посредством нажатия на кнопки WXR и TAWS на пульте ПУИ-17. В случае срабатывания сигнализации от этих систем, смена источника информации происходит автоматически.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

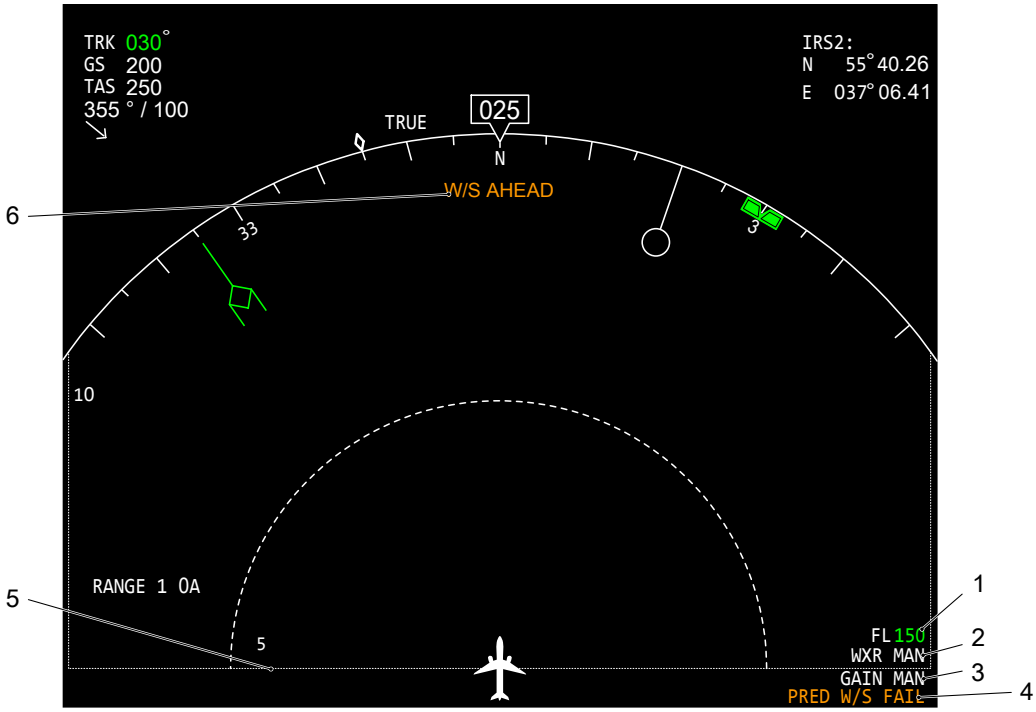


Рисунок 12 Индикация метеолокатора

Условные обозначения к Рис. 12:

1	Индикация выбранной высоты/ выбранного эшелона	4	Индикация отказов метеолокатора
2	Индикация режимов работы метеолокатора	5	Индикация изображения метеолокатора
3	Сообщение о состоянии управления усилением антенны	6	Индикация предупреждения об обнаружении метеообразования, сдвига ветра

Индикация режимов работы метеолокатора

Режим работы метеолокатора отображается в правом нижнем углу кадра ND [2] Рис. 12 отображением информации о состоянии управления усилением антенны.

WXR TEST	Метеолокатор находится в режиме тестирования, для проверки работоспособности метеолокатора на экране отображается специальное тестовое изображение.
WXR STBY	Метеолокатор находится в резервном режиме, в состоянии готовности к работе, сканирование антенны метеолокатора остановлено, передатчик не работает на передачу, память дисплея очищена.
WXR MAN WXR AUTO	Метеолокатор находится в рабочем режиме. В режиме WXR MAN отображаются метеообразования, расположенные на высоте, заданной пилотом. В режиме WXR AUTO отображаются метеообразования на высотах по вертикальному профилю полета.
WXR MAP	Система находится в режиме наземной съемки. Система полностью работоспособна и все параметры установлены, чтобы усилить возвращающие сигналы от наземных целей.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

WXR STBY

Вынужденный резервный режим является автоматическим, он не является выбираемым режимом. В качестве установочной опции - зависит от обжатия стойки шасси. Метеолокатор находится в режиме FSTBY, когда самолет находится на земле.

Индикация отказов метеолокатора

В случае отказа метеолокатора, отображается информация о причине отказа в соответствии с полученными данными о состоянии метеолокатора. Предупреждение об отказе метеолокатора отображается в правом нижнем углу кадра ND [4] Рис. 12 сообщением о состоянии управления усилением антенны.

WXR TURB FAIL

В случае отказа функции обнаружения турбулентности.

PRED W/S FAIL

В случае отказа функции определения сдвига ветра.

WXR FAIL

Во всех остальных случаях.

Отображение метеолокатора

Символ метеолокатора отображается только в режимах ROSE и ARC, в предварительно заданном участке экрана.

Индикация границ зоны обзора метеолокатора в режиме ROSE

Индикация зоны обзора метеолокатора состоит из двух пунктирных линий, соответствующих боковым границам угла ± 90°. Центр сектора совпадает с местоположением символа самолета в режиме ROSE и шкалой курса в режиме ROSE.

В случае, когда масштаб дальности равен 640 NM, индикация обзора метеолокатора ограничивается до 320 NM, центр сектора совпадает с местоположением символа самолета в режиме ROSE и ограниченного внутренней частью шкалы курса в режиме ROSE.

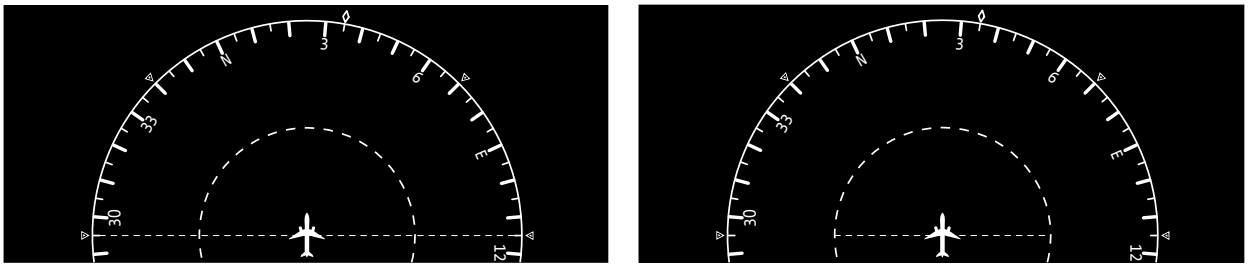


Рисунок 13 Отображение метеолокатора в режиме ROSE

Индикация границ зоны обзора метеолокатора в режиме ARC

Индикация зоны обзора метеолокатора состоит из двух пунктирных линий, соответствующих боковым границам угла обзора ± 90°, центр сектора совпадает с местоположением символа самолета в режиме ARC и шкалой курса в режиме ARC.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

В случае, когда масштаб дальности равен 640 NM, индикация обзора метеолокатора ограничивается до 320 NM, центр сектора совпадает с местоположением символа самолета в режиме ARC и ограниченного шкалой курса в режиме ARC.

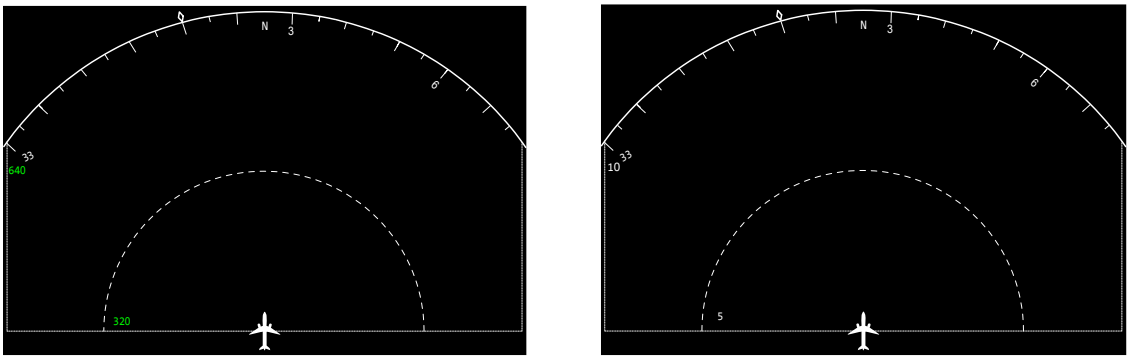


Рисунок 14 Индикация границ зоны обзора метеолокатора в режиме ARC

Сообщение о состоянии управления усилением антенны

GAIN MAIN

Отображается режим управления усилением антенны. Индикация GAIN MAIN означает, что неактивна калибровка усиления антенны. Сообщение о состоянии антенны отображается в правом нижнем углу ND над отображением информации об отказах метеолокатора [3] Рис. 12.

Индикация предупреждения об обнаружении метеообразования

TGT

Индикация информирует пилота о потенциально опасном метеообразовании, находящемся впереди самолета, вне зоны выбранного масштаба дальности. При получении аварийного предупреждения, пилот выбирает больший масштаб дальности, для просмотра метеообразования. (Сигнал об обнаружении метеообразования не активизируется в пределах выбранной дальности).

Индикация выбранной высоты / выбранного эшелона

Индикация отображает значение высоты или эшелона полета, для которых показываются метеообразования. Индикация расположена в правом нижнем углу кадра ND [1] Рис. 12 над индикацией режимов работы метеолокатора.

15000 FT

Экипаж может выбрать значение высоты среза в диапазоне от 0 до 63000 ft с шагом 1000 ft на своей панели управления WXR, если отсчет высоты выполняется по давлению QNH/QFE.

FL150

Экипаж может выбрать значение высоты среза в диапазоне от FL 0 до FL 630 с шагом 10 на своей панели управления WXR, если отсчет высоты выполняется по стандартному давлению.

Индикация сообщений об обнаружении сдвига ветра

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Сообщения о сдвиге ветра предупреждают пилота о том, что метеолокатором обнаружен сдвиг ветра по курсу полета самолета.

Эти сообщения отображаются даже в случае, если информация от метеолокатора не выбрана на индикацию. При этом возможен автоматический вызов индикации информации от метеолокатора.

W/S AHEAD	Если PWS WXR обнаружил предупреждающий сдвиг ветра впереди самолета.
W/S AHEAD	Если PWS WXR обнаружил опасный сдвиг ветра впереди самолета.

7.2.2 Инерциальная навигационная система ИНС (IRS)

7.2.2.1 Назначение

Инерциальная навигационная система предназначена для автономного определения пространственного положения (крен, тангаж), курса и координат местоположения самолёта и передачи этой информации на индикацию и в смежные системы.

Для обеспечения решения задач пилотирования и навигации на самолете устанавливается инерциальная навигационная система IRS, включающая в себя три автономных канала.

7.2.2.2 Состав

В состав системы ИНС входят:

- три инерциальных вычислителя (IRU)
- три монтажных рамы (MT)
- три модуля конфигурации (APM).

7.2.3 Радиовысотомер RA

7.2.3.1 Назначение

Радиовысотомер предназначен для:

- непрерывного измерения истинной высоты полета над подстилающей поверхностью во время взлета, посадки и захода на посадку в диапазоне высот от минус 20 до 5000 ft (от минус 6 до 1524 м)
- оповещения экипажа об опасной высоте
- выдачи параметров истинной высоты полета для индикации на многфункциональных индикаторах
- выдачи параметров истинной высоты полета в бортовые системы.

7.2.3.2 Состав

В состав радиовысотомера входят:

- приемопередатчик
- антенны

© ПАО "Корпорация "Иркут"

7.2.4 Система предупреждения столкновения в воздухе TCAS

7.2.4.1 Назначение

Система предупреждения столкновения в воздухе предназначена для:

- определения потенциальной опасности столкновения в воздухе
- выдачи информации в систему индикации и в систему речевых сообщений и голосовых команд
- выдачи рекомендаций по выполнению маневра, обеспечивающего уход от столкновения.

7.2.4.2 Состав

Система TCAS состоит из вычислителя TCAS и двух антенн TCAS.

7.2.5 Система предупреждения о приближении земли TAWS

7.2.5.1 Назначение

Система предупреждения о приближении земли предназначена для:

- формирования звуковых и визуальных предупреждений для летного экипажа при достижении чрезмерной скорости снижения, чрезмерной скорости сближения с землей, потери высоты после взлета или при уходе на второй круг, полете вблизи земли не в посадочной конфигурации, чрезмерном отклонении вниз от глиссады, чрезмерном угле крена
- формирования голосовых отсчетов высоты на посадке при снижении до 500 ft (150 м) над поверхностью земли или над взлетно-посадочной полосой
- выдачи раннего предупреждения об опасном приближении к подстилающей поверхности в направлении полета с индикацией рельефа и искусственных препятствий
- сигнализации о преждевременном снижении
- оповещения летного экипажа при выполнении маневров на аэродроме
- оповещения летного экипажа о попадании в область сдвига ветра.

7.2.5.2 Состав

Система предупреждения о приближении земли состоит из вычислителя EGPWS и двух делителей EGPWS.

7.2.5.3 Индикация

Пилот выбирает источник информации посредством нажатия на кнопки WXR и TAWS на пульте ПУИ-17. А в случае срабатывания сигнализации от этих систем, происходит автоматическое изменение источника информации.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Рисунок 15 Отображение информации от системы предупреждения о приближении земли (TAWS)

Условные обозначения к Рис. 15:

1	Индикация данных от системы TAWS	**2**	Индикация режимов работы

7.2.5.4 **Индикация режимов работы системы TAWS**

Индикация режимов работы системы TAWS Рис. 15соответствует текущему режиму работы системы:

- TERR OFF: режим раннего предупреждения о приближении к земле и отображение земной поверхности отключен
- TERR FAIL: отказ режима раннего предупреждения о приближении к земле и отображения земной поверхности
- TERR AHEAD / OBST AHEAD: активна сигнализация режима раннего предупреждения о приближении к земле (звучит речевое сообщение, на дисплее отображается карта рельефа с зоной, вызвавшей срабатывание сигнализации)
- TERR TEST: система TAWS находится в тестовом режиме
- TERR ON: режим раннего предупреждения о приближении к земле работоспособен и на дисплее включено отображение земной поверхности.

Индикация расположена по центру кадра КИНО под индикацией курсовых шкал.

Существуют следующие варианты индикации:

TERR FAIL	надпись TERR FAIL янтарного цвета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

TERR AHEAD	надпись TERR AHEAD красного цвета
OBST AHEAD	надпись OBST AHEAD красного цвета
TERR AHEAD	надпись TERR AHEAD янтарного цвета
OBST AHEAD	надпись OBST AHEAD янтарного цвета
TERR TEST	надпись TERR TEST янтарного цвета
TERR ON	надпись TERR ON белого цвета
TERR OFF	надпись TERR OFF белого цвета
TAWS	режим работы TAWS не отображается.

7.2.5.5 Индикация данных от системы TAWS

Данные от системы TAWS отображаются только в режимах ROSE и ARC в предварительно определенном секторе экрана.

7.2.5.5.1 Индикация границ зоны отображения данных от TAWS в режиме ROSE

Шаблон ограничивает изображение зоны данных от TAWS на предварительно заданном участке экрана Рис. 16.

Индикация зоны отображения данных от TAWS состоит из двух пунктирных линий, соответствующих боковым границам угла обзора +/-90°, центр сектора совпадает с местоположением символа самолета в режиме ROSE и ограниченного шкалой курса в режиме ROSE.

Существуют следующие варианты индикации:

– угол обзора равен +/-90°

– зона обзора не отображается.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

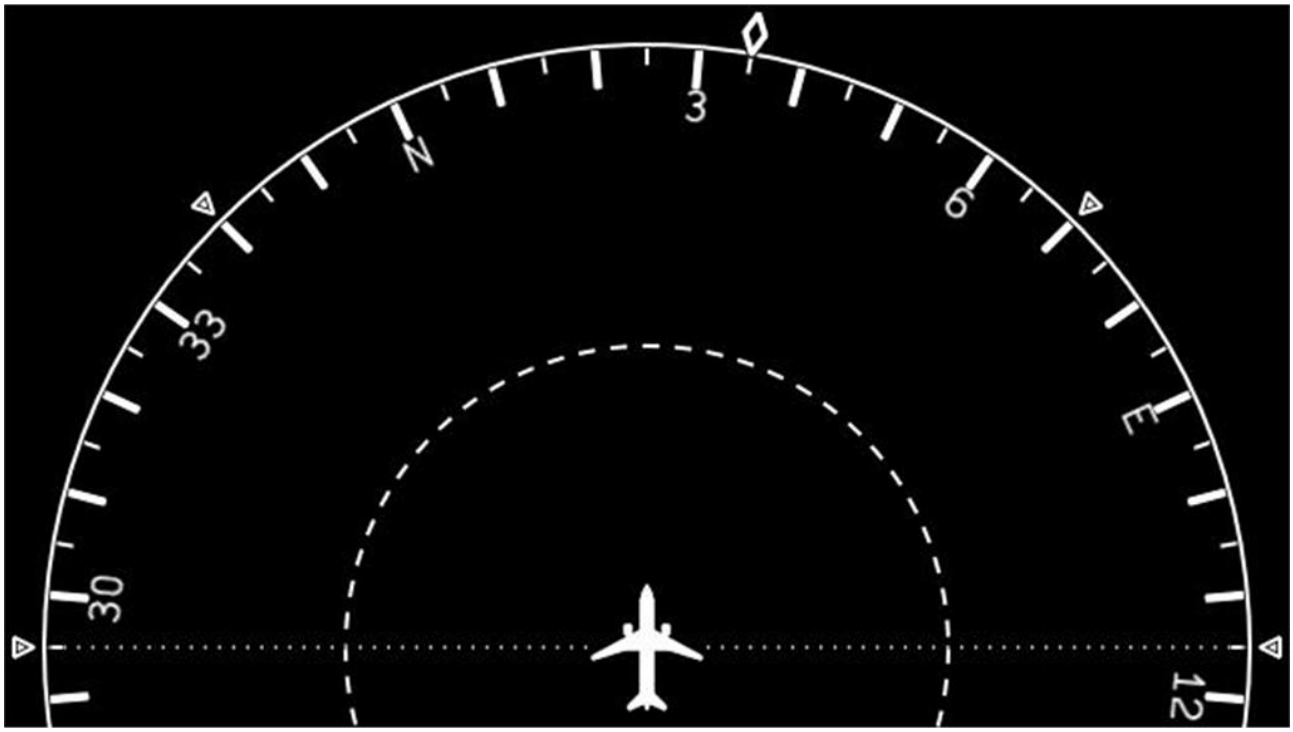


Рисунок 16 Индикация границ зоны отображения данных от TAWS в режиме ROSE

7.2.5.5.2 ***Индикация границ зоны отображения данных от TAWS в режиме ROSE в диапазоне 640NM***

В случае, когда масштаб дальности составляет 640NM, индикация данных от TAWS ограничивается до 320 NM, потому что максимальная дальность TAWS составляет 320 NM Рис. 17.

Индикация зоны отображения данных от TAWS состоит из двух пунктирных линий, соответствующих боковым границам угла обзора +/-90°, центр сектора совпадает с местоположением символа самолета в режиме ROSE и ограниченного внутренней окружностью в режиме ROSE.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Существуют следующие варианты индикации:

– вариант 1: угол обзора равен +/-90°

– зона обзора не отображается.

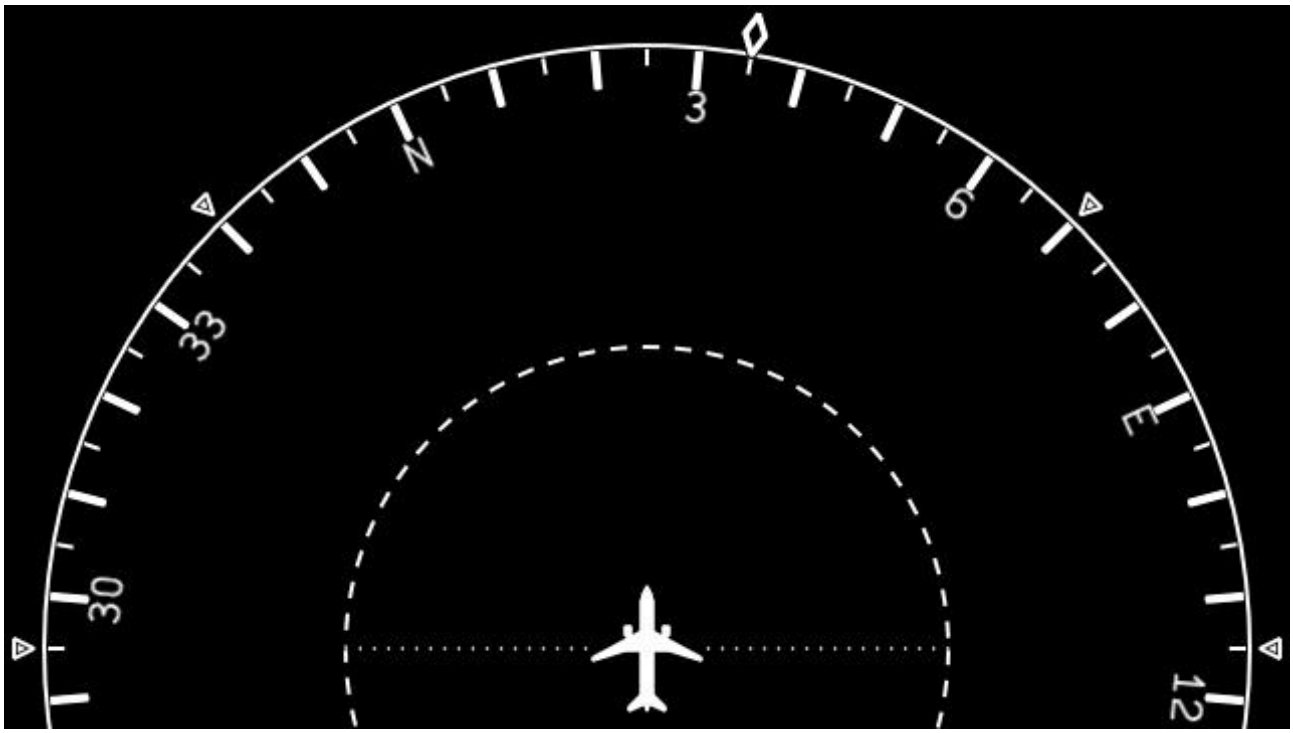


Рисунок 17 Индикация границ зоны отображения данных от TAWS в режиме ROSE в диапазоне 640NM

7.2.5.5.3 *Индикация границ зоны отображения данных от TAWS в режиме ARC*

Шаблон ограничивает отображение зоны данных от TAWS на предварительно заданном участке экрана.

Индикация зоны отображения данных от TAWS состоит из двух пунктирных линий, соответствующих боковым границам угла обзора +/-90°, центр сектора совпадает с местоположением символа самолета в режиме ARC и ограниченного шкалой курса в режиме ARC Рис. 18.

Существуют следующие варианты индикации:

– угол обзора равен +/-90°

– зона обзора не отображается.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

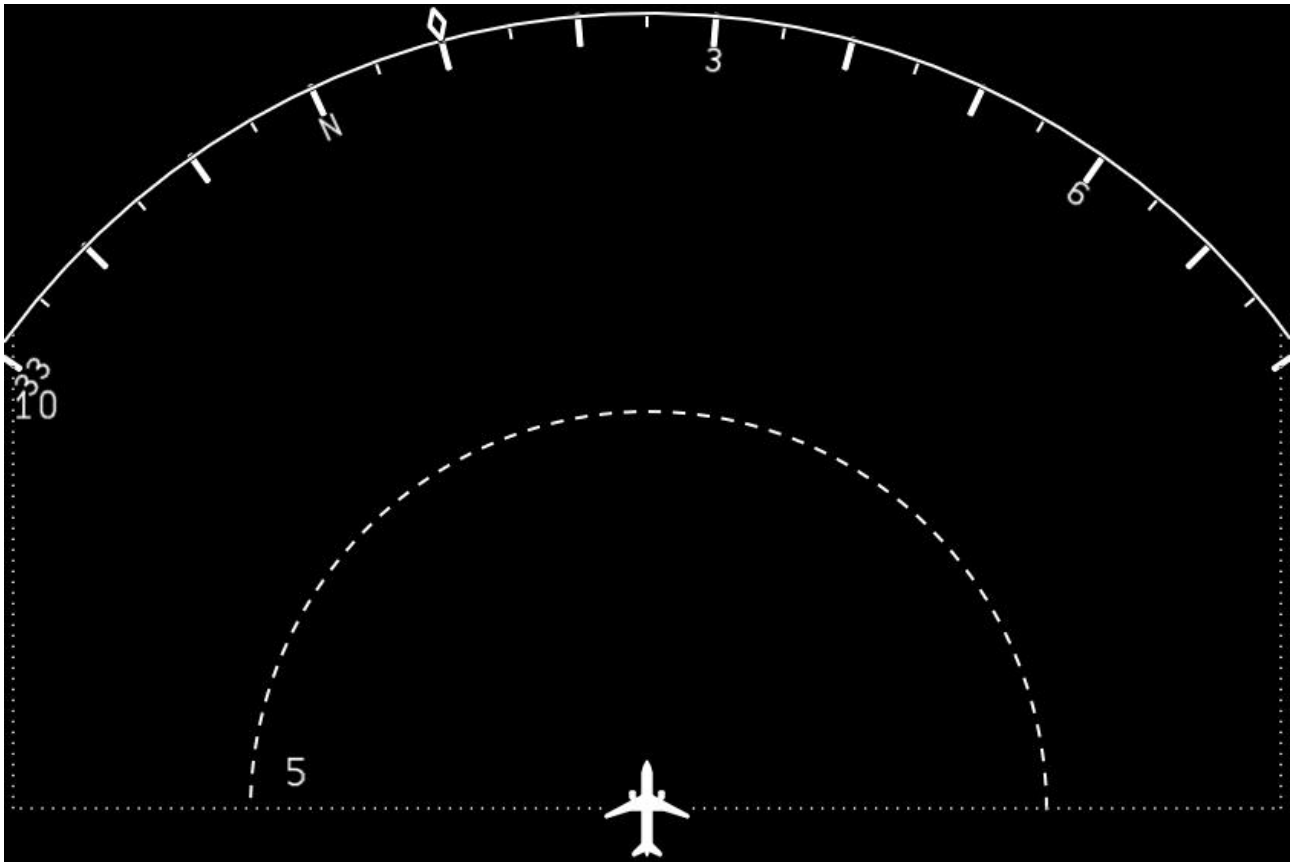


Рисунок 18 Индикация границ зоны отображения данных от TAWS в режиме ARC

7.2.5.5.4 *Индикация границ зоны отображения данных от TAWS в режиме ARC в диапазоне 640NM*

В случае, когда масштаб дальности составляет 640 NM, индикация данных от TAWS ограничивается до 320 NM, потому что максимальная дальность TAWS составляет 320 NM Рис. 19.

Индикация зоны отображения данных от TAWS состоит из двух пунктирных линий, соответствующих боковым границам угла обзора +/-90°, центр сектора совпадает с местоположением символа самолета в режиме ARC и ограниченного внутренней окружностью в режиме ARC.

Существуют следующие варианты индикации:

– угол обзора равен +/-90°

– зона обзора не отображается.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

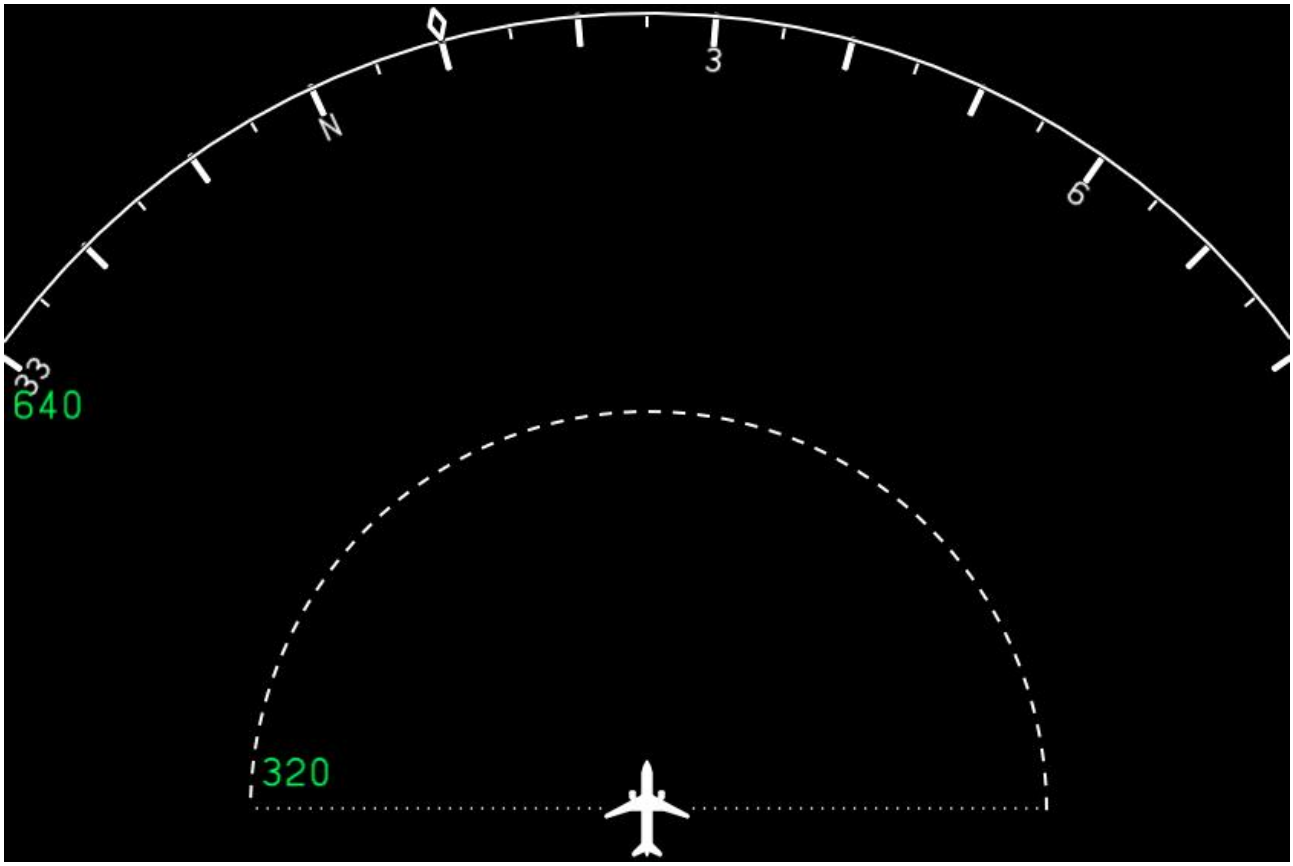


Рисунок 19 Индикация границ зоны отображения данных от TAWS в режиме ARC в диапазоне 640NM

7.2.5.6 **Работа**

Формат TAWS настройки системы предупреждения о приближении к земле Рис. 20 обеспечивает:

– включение/выключение функции TERRAIN в поле кнопки 1L

– активацию тестового режима вычислителя EGPWS в поле кнопки 4L.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

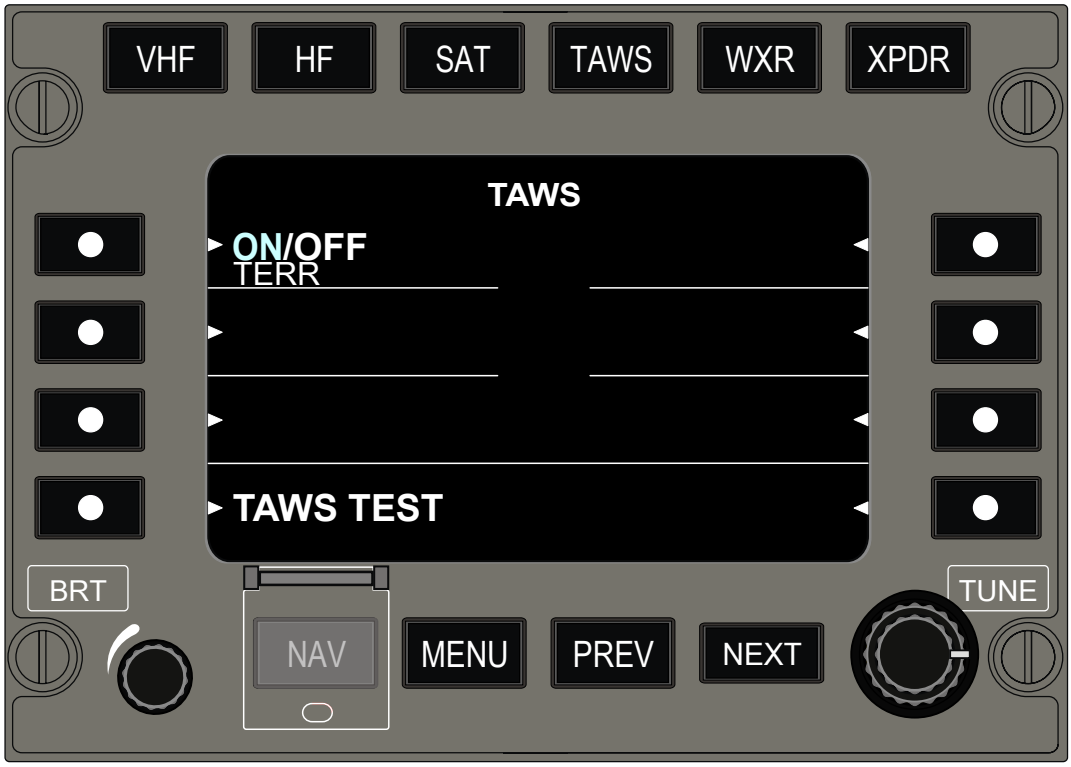


Рисунок 20 Формат TAWS

В центре первой строки отображается заголовок формата TAWS белого цвета.

При нажатии кнопки 1L происходит включение/выключение режима TERRAIN. При этом при включении надпись ON отображается шрифтом голубого цвета, а при выключении надпись OF отображается шрифтом голубого цвета (Хотя бы один режим отображается шрифтом голубого цвета).

По умолчанию, при включении пульта, режим TERRAIN включен.

При нажатии кнопки 4L и отсутствии запрета на тестирование (по сигналу от вычислителя EGPWS), происходит активация тестового режима вычислителя EGPWS. При этом надпись TAWS TEST отображается шрифтом голубого цвета. В случае запрета тестирования надпись TAWS TEST отображается шрифтом серого цвета.

Во время выполнения тестового режима включение/выключение режима TERRAIN недоступно.

Выход из тестового режима происходит: автоматически — при прекращении проверки системы предупреждения о приближении к земле — либо принудительно — при длительном нажатии (более 2с) на кнопку 4L в любой момент времени в процессе тестирования. При этом надпись TAWS TEST отображается шрифтом белого цвета (при отсутствии запрета на тестирование).

Формат WXR настройки метеолокатора (Рис. 21 Рис. 22) обеспечивает:

– выбор режима работы метеолокатора в поле кнопки 1L

– выбор режима отображения вертикального профиля в поле кнопки 1R

– оперативное задание значений высот в поле кнопки 2L

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– оперативное задание усиления приемного тракта антенны в поле кнопки 3L

– активацию тестового режима метеолокатора в поле кнопки 4L

– активацию метелокатора на излучение при нахождении ВС на земле в поле кнопки 4R.



Рисунок 21 Формат WXR

В центре первой строки отображается заголовок формата WXR белого цвета.

Выбор режима работы метеолокатора выполняется независимо на левом и правом пультах МФПУ-2 следующим образом:

– по умолчанию - при включении формата WXR, режим работы WEATHER

– при нажатии кнопки 1L - текущий режим работы отображается шрифтом голубого цвета

– при повторных нажатиях кнопки 1L, производится кольцевой выбор режима: WEATHER/MAP/STBY (при каждом нажатии кнопки 1L отображается новая надпись, соответствующая режиму работы метеолокатора, взамен предыдущей)

– через 3 секунды после прекращения выбора режима работы метеолокатора, либо при нажатии одной из кнопок (2L, 3L, 4L, 1R, 2R, 3R, 4R) для настройки других функций метеолокатора, выбранный режим работы сохраняется в ДЗУ и отображается шрифтом белого цвета.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Рисунок 22 Формат WXR

Выбор режима отображения вертикального профиля в поле кнопки 1R отображается независимо на левом и правом пультах МФПУ-2 следующим образом:

– по умолчанию - при включении формата WXR, в поле кнопки 1R, установлен режим работы TRACK

– при нажатии кнопки 1R - текущий режим работы отображается шрифтом голубого цвета

– при повторных нажатиях кнопки 1R, выполняется кольцевой выбор режима: FLIGHT PLAN/TRACK/MAN AZIMUTH (при каждом нажатии кнопки 1R отображается новая надпись, соответствующая режиму отображения вертикального профиля, взамен предыдущей)

– через 3 секунды после прекращения выбора режима отображения вертикального профиля, либо при нажатии одной из кнопок (1L, 2L, 3L, 4L, 2R, 3R, 4R) для настройки других функций метеолокатора, выбранный режим сохраняется в ДЗУ и отображается шрифтом белого цвета

– при выборе режима MAN AZIMUTH, в поле кнопки 2R отображается функция задания значения азимута Рис. 23.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Рисунок 23 Формат WXR 2

Значение азимута задается следующим образом:

- при нажатии кнопки 2R значение азимута выделяется селекторной рамкой голубого цвета и перекрашивается в голубой цвет
- по умолчанию значение азимута соответствует текущему путевому углу ВС
- при вращении внешней кремальеры TUNE значение азимута меняется с шагом 10º в диапазоне от 0 до 350º (после 350 отображается 0 и наоборот). Введенное значение сохраняется в ДЗУ в режиме реального времени в момент вращения. При вращении по часовой стрелке – значение азимута увеличивается, при вращении против часовой стрелки – уменьшается
- при вращении внутренней кремальеры TUNE значение азимута меняется с шагом 1º в диапазоне от 0 до 359º (после 359 отображается 0 и наоборот). Введенное значение сохраняется в ДЗУ в режиме реального времени в момент вращения. При вращении по часовой стрелке – значение азимута увеличивается, при вращении против часовой стрелки – уменьшается
- после ввода значения азимута выделение снимается при нажатии одной из кнопок (1L, 2L, 3L, 4L, 1R, 3R, 4R) для настройки других функций метеолокатора. Значение введенного азимута сохраняется в ДЗУ (в том числе и при выключении, а затем повторном включении пульта).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Значение высоты отображаемых метеообразований задается независимо на левом и правом пультах МФПУ-2 следующим образом:

– возможны два режима задания значения высоты отображаемых метеообразований (высота среза):
  • высота AUTO (до 2000 ft выше и ниже текущей высоты полёта)
  • высота, заданная вручную MAN (высота среза, на которой будет выполняться оценка метеообразований)
– по умолчанию, при включении пульта отображается высота AUTO (надпись отображается белым цветом)
– переключение с режима AUTO на MAN и обратно отображается при удержании (более 3 секунд) кнопки 2L в формате WXR

Значение высоты среза при включенном режиме MAN отображается следующим образом:

– нажимается кнопка 2L. При этом значение высоты среза выделяется селекторной рамкой голубого цвета и перекрашивается в голубой цвет
– при вращении внешней кремальеры TUNE значение высоты среза меняется с шагом 5000 футов в диапазоне от 0 – 60000 футов (после 60000 отображается 0 и наоборот). Введенное значение сохраняется в ДЗУ в режиме реального времени в момент вращения. При вращении по часовой стрелке – значение высоты увеличивается, при вращении против часовой стрелки – уменьшается
– при вращении внутренней кремальеры TUNE значение высоты среза меняется с шагом 1000 футов в диапазоне от 0 – 60000 футов (после 60000 отображается 0 и наоборот). Введенное значение сохраняется в ДЗУ в режиме реального времени в момент вращения. При вращении по часовой стрелке – значение высоты увеличивается, при вращении против часовой стрелки – уменьшается
– после ввода значения высоты среза, выделение снимается, при нажатии одной из кнопок (1L, 3L, 4L, 1R, 2R, 3R, 4R) для настройки других функций метеолокатора. Значение введенной высоты остается в поле и сохраняется в ДЗУ (в том числе и при выключении, а затем повторном включении пульта).

Значение чувствительности приемного тракта задается независимо на левом и правом пультах МФПУ-2 следующим образом:

– возможны два режима задания значения чувствительности приемного тракта:
  • AUTO (надпись отображается белым цветом) (цвет метеообразований соответствует требованиям Федерального авиационного Агентства (FAA))
  • значение заданное вручную MAN.

По умолчанию, при включении пульта отображается чувствительность приемного тракта AUTO.

Переключение с режима AUTO на MAN и обратно выполняется при удержании (более 3 секунд) кнопки 3L в формате WXR.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Значение чувствительности приемного тракта при включенном режиме MAN выполняется следующим образом:

– нажимается кнопка 3L. При этом значение высоты среза выделяется селекторной рамкой голубого цвета и перекрашивается в голубой цвет

– при вращении внешней кремальеры TUNE значение чувствительности приемного тракта меняется с шагом 1 дБм в диапазоне от минус 16 до +10 дБм (после +10 отображается минус 16 и наоборот). Введенное значение сохраняется в ДЗУ в режиме реального времени в момент вращения. При вращении по часовой стрелке – значение чувствительности приемного тракта увеличивается, при вращении против часовой стрелки – уменьшается

– при вращении внутренней кремальеры TUNE значение чувствительности приемного тракта меняется с шагом 0.25 дБм в диапазоне от минус 16 до +10 дБм (после +10 отображается минус 16 и наоборот). Введенное значение должно сохраняться в ДЗУ в режиме реального времени в момент вращения. При вращении по часовой стрелке – значение чувствительности приемного тракта увеличивается, при вращении против часовой стрелки – уменьшается

– после ввода значения чувствительности приемного тракта выделение снимается при нажатии одной из кнопок (1L, 3L, 4L, 1R, 2R, 3R, 4R) для настройки других функций метеолокатора. Значение введенной чувствительности приемного тракта сохраняется в ДЗУ (в том числе и при выключении, а затем повторном включении пульта).

При нажатии кнопки 4L, происходит активация тестового режима метеолокатора. При этом надпись WXR TEST отображается шрифтом белого цвета (на левом и правом пультах МФПУ-2, синхронно). При этом в течение процесса тестирования, остальные функции метеолокатора недоступны.

Выход из тестового режима происходит при повторном нажатии на кнопку 4L в любой момент времени в процессе тестирования. При этом надпись WXR TEST отображается шрифтом белого цвета.

При нажатии кнопки 4R, снимаются все запреты на излучение метеолокатора при нахождении ВС на земле. При этом надпись OVRD отображается шрифтом янтарного цвета (на левом и правом пультах МФПУ-2, синхронно).

При выполнении условий на разрешение излучения метеолокатора режим OVRD выключается автоматически. При этом выделение снимается.

Формат XPDR/TCAS настройки самолетных ответчиков и системы предупреждения столкновений в воздухе Рис. 24 обеспечивает:

– выбор режима работы самолетного ответчика и системы предупреждения столкновений в воздухе

– выбор диапазона относительных высот, для которых на индикаторах отображаются метки других ВС

– выбор активного самолетного ответчика (XPDR 1 или XPDR 2)

– оперативное задание идентификационного номера ВС

– активацию тестового режима самолетного ответчика и вычислителя TCAS.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Рисунок 24 Формат XPDR-TCAS

В центре первой строки отображается заголовок формата XPDR/TCAS белого цвета.

Выбор самолетного ответчика, который настраивается, происходит следующим образом:

– по умолчанию, при включении формата XPDR/TCAS, выбирается самолетный ответчик XPDR 1

– при нажатии кнопки 1L, настраиваемый самолетный ответчик отображается шрифтом голубого цвета

– при повторных нажатиях кнопки 1L, выполняется кольцевой выбор ответчика: XPDR 1/XPDR 2 (при каждом нажатии кнопки 1L отображается идентификатор соответствующего самолетного ответчика, взамен предыдущего)

– через 3 секунды после прекращения выбора самолетного ответчика, либо при нажатии одной из кнопок (2L, 3L, 4L, 1R, 2R, 3R, 4R) для настройки других функций самолетного ответчика или системы предупреждения столкновений в воздухе выбранный самолетный ответчик сохраняется в ДЗУ и отображается шрифтом белого цвета.

Выбор режима работы самолетного ответчика происходит следующим образом:

– по умолчанию, при включении формата XPDR/TCAS, выбран режим работы STBY

– при нажатии кнопки 2L, текущий режим работы отображается шрифтом голубого цвета

– при повторных нажатиях кнопки 2L, выполняется кольцевой выбор режима работы: STBY/NORMAL/ALT REP OFF (при каждом нажатии кнопки 2L отображается новая надпись, соответствующая режиму работы самолетного ответчика, взамен предыдущей)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– через 3 секунды после прекращения выбора режима работы, либо при нажатии одной из кнопок (1L, 3L, 4L, 1R, 2R, 3R, 4R) для настройки других функций самолетного ответчика или системы предупреждения столкновений в воздухе, выбранный режим работы сохраняется в ДЗУ и отображается шрифтом белого цвета

– режим работы NORMAL выбирается автоматически независимо от выбора сделанного вручную, если для системы предупреждения столкновений в воздухе был выбран режим TA ONLY или TA/RA.

Идентификационный номер ВС задается посредством кнопки MENU.

При нажатии кнопки MENU выполняется переход в формат SQUAWK. Переход в формат SQUAWK возможен только с формата XPDR/TCAS Рис. 25.

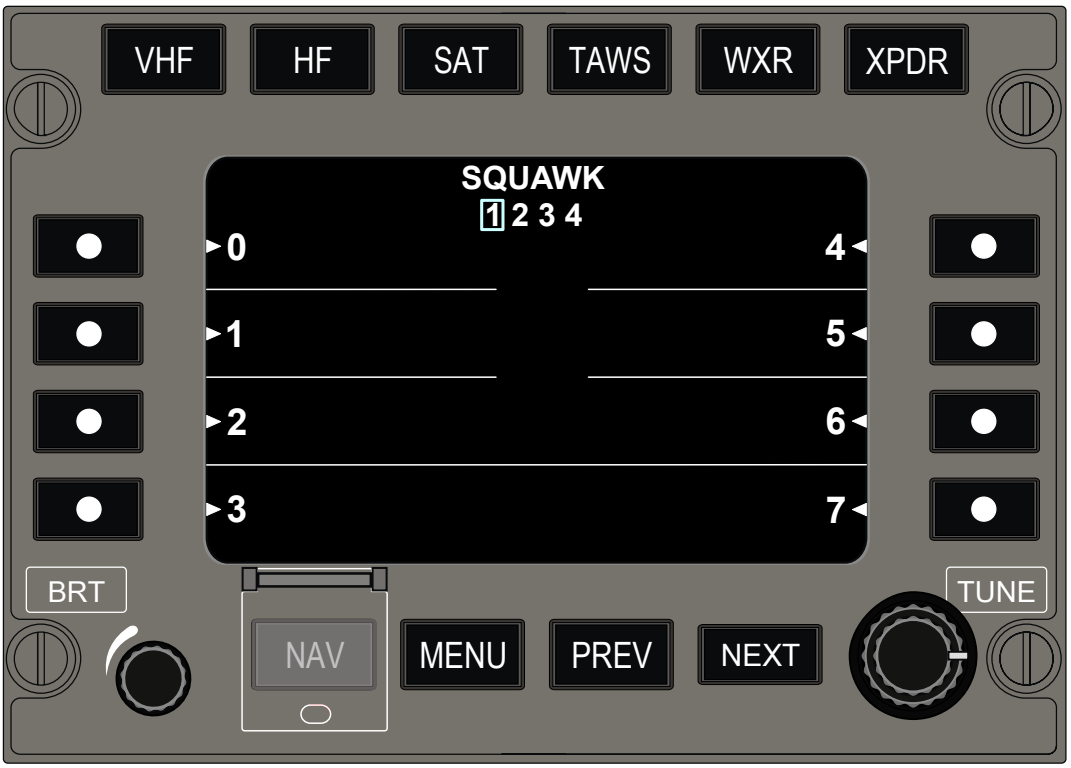


Рисунок 25 Формат SQUAWK

В центре формата, под заголовком формата SQUAWK отображается идентификационный номер ВС (при включении 0000). Первая цифра выделяется селекторной рамкой голубого цвета по умолчанию.

Боковые кнопки соответствуют цифрам, необходимым для ввода идентификационного номера ВС: 1L – 0, 2L – 1, 3L – 2, 4L – 3, 1R – 4, 2R – 5, 3R – 6, 4R – 7.

При нажатии одной из боковых кнопок, цифра, отображаемая в поле нажатой кнопки вводиться в выбранное поле идентификационного номера ВС, выделенную селекторной рамкой голубого цвета. При этом селекторная рамка перемещается на следующую цифру идентификационного номера ВС. После вода последней цифры в последнее поле идентификационного номера ВС, выделение перемещается на первую цифру.

С помощью кнопок PREV и NEXT селекторная рамка перемещается с цифры на цифру идентификационного номера ВС на предыдущую и следующую соответственно.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Выход с формата SQUAWK выполняется по нажатию кнопки MENU (переход в формат XPDR/TCAS) или одной из кнопок верхнего ряда VHF, HF, SAT, TAWS, WXR, XPDR. При этом в формате XPDR/TCAS в поле кнопки 3L отображаеется набранный в формате SQUAWK идентификационный номер ВС.

При нажатии кнопки 4L и отсутствии запрета на тестирование (по сигналу от самолетного ответчика), происходит активация тестового режима самолетного ответчика. При этом надпись XPDR TEST отображается шрифтом голубого цвета. В случае запрета тестирования надпись XPDR TEST отображается шрифтом серого цвета.

Выход из тестового режима происходит: автоматически — при прекращении проверки самолетного ответчика — либо принудительно — при длительном нажатии (более 2с) на кнопку 4L в любой момент времени в процессе тестирования. При этом надпись XPDR TEST отображается шрифтом белого цвета (при отсутствии запрета на тестирование).

Выбор режима работы системы предупреждения столкновений в воздухе, происходит следующим образом:

– по умолчанию, при включении формата XPDR/TCAS, выбран режим работы STBY

– при нажатии кнопки 1R, текущий режим работы отображается шрифтом голубого цвета

– при повторных нажатиях кнопки 1R, выполняется кольцевой выбор режима работы: STBY/TA ONLY/TA/RA (при каждом нажатии кнопки 1R отображается новая надпись, соответствующая режиму работы, взамен предыдущей)

– через 3 секунды после прекращения выбора режима работы, либо при нажатии одной из кнопок (1L, 2L, 3L, 4L, 2R, 3R, 4R) для настройки других функций самолетного ответчика или системы предупреждения столкновений в воздухе выбранный режим работы сохраняется в ДЗУ и отображается шрифтом белого цвета

– режим работы STBY выбирается автоматически, независимо от выбора сделанного вручную, если активный ответчик переведен в режим STBY.

Выбор диапазона относительных высот, для которых на индикаторах отображаются метки других ВС, происходит следующим образом:

– по умолчанию, при включении формата XPDR/TCAS, выбран диапазон NORMAL

– при нажатии кнопки 2R, текущий диапазон отображается шрифтом голубого цвета

– при повторных нажатиях кнопки 2R, выполняется кольцевой выбор диапазона: NORMAL/ABOVE/BELOW (при каждом нажатии кнопки 2R отображается новая надпись, соответствующая диапазону, взамен предыдущей).

– через 3 секунды после прекращения выбора диапазона, либо при нажатии одной из кнопок (1L, 2L, 3L, 4L, 1R, 3R, 4R) для настройки других функций самолетного ответчика или системы предупреждения столкновений в воздухе, текущий диапазон сохраняется в ДЗУ и отображается шрифтом белого цвета.

  При нажатии кнопки 4R и отсутствии запрета на тестирование (по сигналу от вычислителя TCAS), происходит активация тестового режима вычислителя TCAS. При этом надпись TCAS TEST отображается шрифтом голубого цвета. В случае запрета тестирования надпись TCAS TEST отображается шрифтом серого цвета.

  Выход из тестового режима происходит: автоматически — при прекращении проверки вычислителя TCAS — либо принудительно — при длительном нажатии (более 2с) на кнопку 4R в любой момент времени в процессе тестирования. При этом надпись

© ПАО "Корпорация "Иркут"

вычислителя TCAS TEST отображается шрифтом белого цвета (при отсутствии запрета на тестирование).

Формат NAV включает в себя 3 страницы (формата) Рис. 26 Рис. 27 Рис. 28:

– NAV 1 of 3
– NAV 2 of 3
– NAV 3 of 3.

Переход между страницами формата выполняется посредством кнопок PREV и NEXT.

Формат NAV 1 of 3 настройки систем навигации Рис. 26 обеспечивает:

– оперативное задание частот настройки приемника ILS в диапазоне частот от 108 до 111,95 МГц с шагом 50 кГц в полях кнопок 1L и 1R
– оперативное задание канала настройки приемника VDB и приемника АПДД в диапазоне каналов от 20001 до 39999 в полях кнопок 2L и 2R
– выбор режима работы системы измерения дальности в полях кнопок 3L и 3R
– выбор системы, с помощью которой выполняется посадка в поле кнопки 4R.



Рисунок 26 Формат NAV 1of 3

В центре первой строки отображается заголовок формата NAV 1 of 3 белого цвета, по краям заголовки ACTIVE для значений текущих частот, на которые настроены системы навигации и STBY для значений резервных частот или частот, которые можно настроить.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

В центре строк на уровне кнопок 1L, 2L и 3L отображаются надписи ILS, GPS/GLONASS и DME соответственно белого цвета. Слева и справа от надписи DME отображаются цифры 1 и 2 соответственно белого.

При нажатии кнопки 4R происходит выбор системы, с помощью которой будет выполняться посадка: ILS/GLS/GLONASS. При этом выбранный режим отображается шрифтом голубого цвета.

В случае, если при нажатии кнопки 4R была выбрана система GLS или GLONASS, в центре строки на уровне кнопки 2L отображается шрифтом голубого цвета надпись GLS или GLONASS соответственно.

Процедура выставки значения резервной частоты STBY для ILS выполняется следующим образом:

– при включении формата NAV 1 of 3, резервная частота STBY ILS выделяется селекторной рамкой и перекрашиваться в голубой цвет

– при вращении внешней кремальеры TUNE, шаг изменения частоты 1 МГц. Введенное значение сохраняется в ДЗУ сразу после прекращения ввода. Окончание ввода считается через 1 секунду после прекращения изменения значения частоты, либо при нажатии кнопки 2R. При вращении по часовой стрелке – частота увеличивается, при вращении против часовой стрелки – частота уменьшается

– при вращении внутренней кремальеры TUNE, шаг изменения частоты 0,05 МГц. Введенное значение сохраняется в ДЗУ сразу после прекращения ввода. Окончание ввода считается через 1 секунду после прекращения изменения значения частоты, либо при нажатии кнопки 2R. При вращении по часовой стрелке – частота увеличивается, при вращении против часовой стрелки – частота уменьшается

– значение введенной резервной частоты остается в поле STBY и сохраняется в ДЗУ (в том числе и при выключении, а затем повторном включении пульта)

– в случае нажатия кнопки 1R при выделенной резервной частоте ILS, резервная частота STBY выделяется янтарным прямоугольником и перекрашивается в янтарный цвет. Выделение снимается через 3 секунды

– при нажатии кнопки 1L, резервная частота STBY переходит на место текущей частоты ACTIVE, соответственно текущая частота ACTIVE переходит на место резервной частоты STBY (меняются местами)

– через 2 секунды, после установки новой текущей частоты ACTIVE, пульт МФПУ-2 проверяет полученную с ILS частоту. В случае несовпадения текущая частота ACTIVE выделяется янтарным прямоугольником и перекрашивается в янтарный цвет. Выделение снимается только после перенастройки текущей частоты ACTIVE.

Процедура выставки значения резервного канала STBY для GLS/GLONASS осуществляется следующим образом:

– если резервный канал STBY GLS/GLONASS не выделен селекторной рамкой и не перекрашен в голубой цвет, необходимо нажать кнопку 2R

– при медленном вращении внешней кремальеры TUNE, шаг изменения номера канала равен 100. Введенное значение сохраняется в ДЗУ сразу после прекращения ввода. Окончание ввода считается через 1 секунду после прекращения изменения значения частоты, либо при нажатии кнопки 1R. При вращении по часовой стрелке – номер

© ПАО "Корпорация "Иркут"

канала увеличивается, при вращении против часовой стрелки – номер канала уменьшается

– при быстром вращении внешней кремальеры TUNE, шаг изменения номера канала равен 1000. Введенное значение должно сохраняется в ДЗУ сразу после прекращения ввода. Окончание ввода считается через 1 секунду после прекращения изменения значения частоты, либо при нажатии кнопки 1R. При вращении по часовой стрелке – номер канала увеличивается, при вращении против часовой стрелки – номер канала уменьшается

– при медленном вращении внутренней кремальеры TUNE, шаг изменения номера канала равен 1. Введенное значение должно сохраняется в ДЗУ сразу после прекращения ввода. Окончание ввода считается через 1 секунду после прекращения изменения значения частоты, либо при нажатии кнопки 1R. При вращении по часовой стрелке – номер канала увеличивается, при вращении против часовой стрелки – номер канала уменьшается

– при быстром вращении внутренней кремальеры TUNE, шаг изменения номера канала равен 10. Введенное значение должно сохраняется в ДЗУ сразу после прекращения ввода. Окончание ввода считается через 1 секунду после прекращения изменения значения частоты, либо при нажатии кнопки 1R. При вращении по часовой стрелке – номер канала увеличивается, при вращении против часовой стрелки – номер канала уменьшается

– значение введенной резервной частоты остается в поле STBY и сохраняется в ДЗУ (в том числе и при выключении, а затем повторном включении пульта)

– в случае нажатия кнопки 2R при выделенном резервном канале GLS/GLONASS, резервный канал STBY выделяется янтарным прямоугольником и перекрашивается в янтарный цвет. Выделение снимается через 3 секунды

– при нажатии кнопки 2L, резервный канал STBY переходит на место текущего канала ACTIVE, соответственно текущий канал ACTIVE должен переходить на место резервного канала STBY (меняются местами)

– через 2 секунды, после установки новой текущей частоты ACTIVE, пульт МФПУ-2 проверяет пришедшую с GLS/GLONASS частоту. В случае несовпадения текущая частота ACTIVE выделяется янтарным прямоугольником и перекрашивается в янтарный цвет. Выделение снимается только после перенастройки текущей частоты ACTIVE.

Выбор режима работы системы измерения дальности, который будет настраиваться, происходит следующим образом:

– по умолчанию, при включении формата NAV 1 of 3, выбран режим работы PAIRED

– при нажатии кнопки 3L для DME1 или 3R для DME2, текущий режим работы отображается шрифтом голубого цвета

– при повторных нажатиях кнопки 3L для DME1 или 3R для DME 2, выполняется кольцевой выбор режима работы: PAIRED/HOLD (при каждом нажатии кнопки 3L для DME 1 или 3R для DME2 отображается новая надпись, соответствующая режиму работы системы измерения дальности, взамен предыдущей)

– через 3 секунды после прекращения выбора самолетного ответчика, либо при нажатии одной из кнопок (1L, 2L, 3L (3R), 4L, 1R, 2R, 4R) для настройки других функций систем

© ПАО "Корпорация "Иркут"

навигации, выбранный режим работы сохраняется в ДЗУ и отображается шрифтом белого цвета.

Ввод значения курса захода на посадку выполняется с помощью кнопки MENU.

При нажатии кнопки MENU осуществляется переход в формат NAV 1 of 3 MENU. Переход в формат NAV 1 of 3 MENU возможен только с формата NAV 1 of 3 Рис. 27.



Рисунок 27 Формат NAV 1 of 3 MENU

Процедура выставки значения курса захода на посадку выполняется следующим образом:

– при включении формата NAV 1 of 3 MENU, курс Runway heading выделяется селекторной рамкой и перекрашивается в голубой цвет

– при вращении внешней кремальеры TUNE, шаг изменения значения курса 1º (в диапазоне 0-360º). Введенное значение сохраняется в ДЗУ сразу после прекращения ввода. Окончание ввода считается через 1 секунду после прекращения изменения значения частоты. При вращении по часовой стрелке – значение курса увеличивается, при вращении против часовой стрелки – значение курса уменьшается

– при вращении внутренней кремальеры TUNE, шаг изменения значения курса 0.1º (в диапазоне 0-360º). Введенное значение сохраняется в ДЗУ сразу после прекращения ввода. Окончание ввода считается через 1 секунду после прекращения изменения значения частоты. При вращении по часовой стрелке – значение курса увеличивается, при вращении против часовой стрелки – значение курса уменьшается

– в случае нажатия кнопки 1L при выделенном значении курса, последний выделяется янтарным прямоугольником и перекрашивается в янтарный цвет. Выделение снимается через 3 секунды.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Формат NAV 2 of 3 настройки систем навигации Рис. 28 обеспечивает:

– оперативное задание частот настройки приемника VOR в диапазоне частот 108 – 117,95 МГц с шагом 50 кГц в полях кнопок 1L и 1R

– в центре первой строки отображается заголовок формата NAV 2 of 3, по краям заголовки ACTIVE для значений текущих частот, на которые настроены приемники VOR и STBY для значений резервных частот или частот, которые можно настроить.



Рисунок 28 Формат NAV 2 of 3

Процедура выставки значения резервной частоты STBY выполняется следующим образом:

– при включении формата NAV 2 of 3, резервная частота STBY VOR1 выделяется селекторной рамкой и перекрашивается в голубой цвет. В случае необходимости настройки частоты VOR2 переход на резервную частоту VOR 2 выполняется нажатием кнопки 2R.

– при вращении внешней кремальеры TUNE, шаг изменения частоты 1 МГц. Введенное значение сохраняется в ДЗУ сразу после прекращения ввода. Окончание ввода считается через 1 секунду после прекращения изменения значения частоты, либо при нажатии одной из кнопок: 1R для VOR1 или 2R для VOR2. При вращении по часовой стрелке – частота увеличивается, при вращении против часовой стрелки – частота уменьшается

– при вращении внутренней кремальеры TUNE, шаг изменения частоты 0,05 МГц. Введенное значение сохраняется в ДЗУ сразу после прекращения ввода. Окончание ввода считается через 1 секунду после прекращения изменения значения частоты, либо при нажатии одной из кнопок: 1R для VOR1 или 2R для VOR2. При вращении по часовой стрелке – частота увеличивается, при вращении против часовой стрелки – частота уменьшается

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– после ввода значения резервной частоты STBY, при повторном нажатии кнопок 1R для VOR1 или 2R для VOR2 выделение переходит на поле соответствующее нажатой кнопки. Значение введенной резервной частоты остается в поле STBY (в том числе и при выключении, а затем повторном включении пульта)

– в случае нажатия кнопки 1R или 2R при выделенной резервной частоте радиостанции VOR1 или VOR2 соответственно, резервная частота STBY выделяется янтарным прямоугольником и перекрашивается в янтарный цвет. Выделение снимается через 3 секунды

– при нажатии кнопки 1L для VOR1 или 2L для VOR2, резервная частота STBY переходит на место текущей частоты ACTIVE, соответственно текущая частота ACTIVE а переходит на место резервной частоты STBY (меняются местами).

– через 2 секунды, после установки новой текущей частоты ACTIVE, пульт МФПУ-2 проверит полученную с VOR частоту. В случае несовпадения - текущая частота ACTIVE выделяется янтарным прямоугольником и перекрашивается в янтарный цвет. Выделение снимается только после перенастройки текущей частоты ACTIVE.

Ввод значения курса захода на посадку выполняется с помощью кнопки MENU.

При нажатии кнопки MENU выполняется переход в формат NAV 2 of 3 MENU. Переход в формат NAV 2 of 3 MENU возможен только с формата NAV 2 of 3 Рис. 29.



Рисунок 29 Формат NAV 2 of 3 MENU

Процедура выставки значения курса захода на посадку выполняется следующим образом:

– при включении формата NAV 2 of 3 MENU, курс Course VOR 1 выделяется селекторной рамкой и перекрашиваться в голубой цвет. В случае необходимости настройки курса Course VOR 2 переход на значение курса Course VOR 2 выполняется нажатием кнопки 1R

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– при вращении внешней кремальеры TUNE, шаг изменения значения курса 1º (в диапазоне 0-360º). Введенное значение сохраняется в ДЗУ сразу после прекращения ввода. Окончание ввода считается через 1 секунду после прекращения изменения значения частоты, либо при нажатии кнопки 1L для Course VOR 1 и 1R для Course VOR 2. При вращении по часовой стрелке – значение курса увеличивается, при вращении против часовой стрелки – значение курса уменьшается

– при вращении внутренней кремальеры TUNE, шаг изменения значения курса 0.1º (в диапазоне 0-360º). Введенное значение сохраняется в ДЗУ сразу после прекращения ввода. Окончание ввода считается через 1 секунду после прекращения изменения значения частоты, либо при нажатии кнопки 1L для Course VOR 1 и 1R для Course VOR 2. При вращении по часовой стрелке – значение курса увеличивается, при вращении против часовой стрелки – значение курса уменьшается

– в случае нажатия кнопки 1L для Course VOR 1 или 1R для Course VOR 2 при выделенном значении курса, последний выделяется янтарной селекторной рамкой и перекрашивается в янтарный цвет. Выделение снимается через 3 секунды.

Формат NAV 3 of 3 настройки автоматического радиокомпаса Рис. 30 обеспечивает:

– оперативное задание частот настройки автоматического радиокомпаса в диапазоне частот от 150 до 1799 кГц в полях кнопок 1L и 1R

– активацию режима BFO в полях кнопок 3L и 3R



Рисунок 30 Формат NAV 3 of 3

В центре первой строки отображается заголовок формата NAV 3 of 3, по краям заголовки ACTIVE для значений текущих частот, на которые настроены автоматические радиокомпасы и STBY для значений резервных частот или частот, которые можно настроить.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Процедура выставки значения резервной частоты STBY выполняется следующим образом:

– при включении формата NAV 3 of 3, резервная частота STBY ADF1 выделяется селекторной рамкой и перекрашивается в голубой цвет. В случае необходимости настройки частоты ADF2 (опция) переход на резервную частоту ADF2 выполняется нажатием кнопки 2R. При отсутствии ADF2, данные по ней не отображаются

– при медленном вращении внешней кремальеры TUNE, шаг изменения частоты 10 кГц. Введенное значение сохраняется в ДЗУ сразу после прекращения ввода. Окончание ввода считается через 1 секунду после прекращения изменения значения частоты, либо при нажатии одной из кнопок: 1R для ADF1 или 2R для ADF2. При вращении по часовой стрелке – частота увеличивается, при вращении против часовой стрелки – частота уменьшается

– при быстром вращении внешней кремальеры TUNE, шаг изменения частоты 100 кГц. Введенное значение сохраняется в ДЗУ сразу после прекращения ввода. Окончание ввода считается через 1 секунду после прекращения изменения значения частоты, либо при нажатии одной из кнопок: 1R для ADF1 или 2R для ADF2. При вращении по часовой стрелке – частота увеличивается, при вращении против часовой стрелки – частота уменьшается

– при вращении внутренней кремальеры TUNE, шаг изменения частоты 0,5 кГц. Введенное значение сохраняется в ДЗУ сразу после прекращения ввода. Окончание ввода считается через 1 секунду после прекращения изменения значения частоты, либо при нажатии одной из кнопок: 1R для ADF1 или 2R для ADF2. При вращении по часовой стрелке – частота увеличивается, при вращении против часовой стрелки – частота уменьшается

– после ввода значения резервной частоты STBY, при повторном нажатии кнопок 1R для ADF1 и 2R для ADF2 селекторная рамка переходит на поле соответствующее нажатой кнопки. Значение введенной резервной частоты остается в поле STBY (в том числе и при выключении, а затем повторном включении пульта)

– в случае нажатия кнопки 1R или 2R при выделенной резервной частоте радиостанции ADF1 или ADF2 соответственно, резервная частота STBY выделяется янтарной селекторной рамкой и перекрашиваться в янтарный цвет. Выделение снимается через 3 секунды

– при нажатии кнопки 1L для ADF1 или 2L для ADF2, резервная частота STBY переходит на место текущей частоты ACTIVE, соответственно текущая частота ACTIVE переходит на место резервной частоты STBY (меняются местами)

– через 2 секунды, после установки новой текущей частоты ACTIVE, пульт МФПУ-2 проверит полученную с ADF частоту. В случае несовпадения текущая частота ACTIVE выделяется янтарной селекторной рамкой и перекрашиваес в янтарный цвет. Выделение снимается только после перенастройки текущей частоты ACTIVE.

При нажатии кнопки 3L происходит включение/выключение режима BFO для ADF1. При этом при включении надпись ON отображается шрифтом голубого цвета, а при выключении надпись OFF отображается шрифтом голубого цвета.

При нажатии кнопки 3R происходит включение/выключение режима BFO для ADF2. При этом при включении надпись ON отображается шрифтом голубого цвета, а при выключении надпись OFF отображается шрифтом голубого цвета.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Формат ENG MENU (инженерное меню) включает в себя 2 страницы (формата) Рис. 31:

– ENG MENU 1 of 2

– ENG MENU 2 of 2.

Формат ENG MENU вызывается при длительном нажатии (5 секунд) кнопки MENU (Необходимо наличие сигнала "Шасси обжато").

Переход между страницами формата выполняется с помощью кнопок PREV и NEXT.

Формат ENG MENU 1 of 2, настройки опций пульта МФПУ-2 обеспечивает:

– включение/отключение опционного оборудования в полях кнопок 1L, 2L, 1R, 2R



Рисунок 31 Формат ENG MENU 1 of 2

В центре первой строки отображается заголовок формата ENG MENU Page 1 of 2 белого цвета.

При нажатии кнопки 1L происходит включение/выключение второго приемника ADF (в зависимости от его наличия в комплектации ВС). При этом при включении надпись ON отображается шрифтом голубого цвета, а при выключении надпись OFF отображается шрифтом голубого цвета.

При нажатии кнопки 2L происходит включение/выключение второго приемопередатчика КВ связи (в зависимости от его наличия в комплектации ВС). При этом при включении надпись ON отображается шрифтом голубого цвета, а при выключении надпись OFF отображается шрифтом голубого цвета.

При нажатии кнопки 1R происходит включение/выключение системы GLONASS (в зависимости от ее наличия в комплектации ВС). При этом при включении надпись ON

© ПАО "Корпорация "Иркут"

отображается шрифтом голубого цвета, а при выключении надпись OFF отображается шрифтом голубого цвета.

При нажатии кнопки 2R происходит включение/выключение системы спутниковой связи (в зависимости от ее наличия в комплектации ВС). При этом при включении надпись ON отображается шрифтом голубого цвета, а при выключении надпись OFF отображается шрифтом голубого цвета.

Формат ENG MENU 2 of 2, настройки опций пульта МФПУ-2 Рис. 32 обеспечивает:

– настройку скорости вращения кремальеры TUNE в полях кнопок 1L и 1R.



Рисунок 32 Формат ENG MENU 2 of 2

В центре первой строки отображается заголовок формата ENG MENU 2 of 2.

Шаг приращения значения при вращении внутренней и внешней кремальеры TUNE меняется, в зависимости от количества щелчков, которые кремальера делает за секунду (далее параметр скорости):

– медленное вращение – меньше параметра скорости в секунду

– быстрое вращение – более параметра скорости в секунду.

Процедура выставки значения параметра скорости для внутренней кремальеры TUNE (Tune int) осуществляется следующим образом:

– при включении формата ENG MENU 2 of 2, значение параметра скорости внутренней кремальеры TUNE выделяется селекторная рамка и перекрашивается в голубой цвет (по умолчанию значение параметра скорости кремальеры равно 36 щелчков)

– при вращении внутренней кремальеры TUNE, шаг изменения значения параметра скорости кремальеры должен быть 1 щелчок (в диапазоне от 12 до 72 щелчков).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Введенное значение сохраняется в ДЗУ сразу после прекращения ввода. Окончание ввода считается через 1 секунду после прекращения изменения значения параметра скорости кремальеры, либо при нажатии кнопки 1R для настройки внешней кремальеры TUNE. При вращении по часовой стрелке – значения параметра скорости кремальеры увеличивается, при вращении против часовой стрелки – значения параметра скорости кремальеры уменьшается

– В случае нажатия кнопки 1L при выделенном значении параметра скорости кремальеры, оно выделяется янтарным прямоугольником и перекрашивается в янтарный цвет. Выделение должно сниматься через 3 секунды.

Процедура выставки значения параметра скорости для внешней кремальеры TUNE (Tune ext) выполняется следующим образом:

– необходимо нажать кнопку 1R, при этом значение параметра скорости внешней кремальеры TUNE выделяется селекторная рамка и перекрашивается в голубой цвет (по умолчанию значение параметра скорости кремальеры равно 36 щелчков)

– при вращении внутренней кремальеры TUNE, шаг изменения значения параметра скорости кремальеры 1 щелчок (в диапазоне от 12 до 72 щелчков). Введенное значение сохраняется в ДЗУ сразу после прекращения ввода. Окончание ввода считается через 1 секунду после прекращения изменения значения параметра скорости кремальеры, либо при нажатии кнопки 1L для настройки внутренней кремальеры TUNE. При вращении по часовой стрелке – значения параметра скорости кремальеры увеличивается, при вращении против часовой стрелки – значения параметра скорости кремальеры уменьшается

– в случае нажатия кнопки 1R при выделенном значении параметра скорости кремальеры, оно выделяется янтарным прямоугольником и перекрашиваться в янтарный цвет. Выделение снимается через 3 секунды.

8 Средства зависимого определения положения

8.1 Назначение

Средства зависимого определения положения предназначены для:

– определения курсовых углов относительно приводных и широковещательных станций

– автоматической передачи наземным диспетчерским пунктам и другим самолетам данных о идентификации самолета, его координатах, высоте и дополнительной информации в режимах ACARS

– измерения и выдачи наклонной дальности самолета относительно радиомаяков VOR и радиомаяков тактической аэронавигационной системы.

8.2 Состав

Средства зависимого определения положения состоят из:

– радиокомпаса автоматического

– самолетного ответчика

– радиодальномера.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

8.2.1 Радиокомпас автоматический

8.2.1.1 Назначение

Радиокомпас автоматический предназначен для самолетовождения по сигналам средневолновых приводных и широковещательных радиостанций и их прослушивания.

Радиокомпас DFA-75B обеспечивает решение следующих навигационных задач:

– полет на радиостанцию и от нее

– определение пеленгов радиостанций по указателю курса

– выполнение захода на посадку

– прием и прослушивание сигналов средневолновых радиостанций в диапазоне частот от 190 до 799 кГц. и от 2179 до 2185 кГц.

8.2.1.2 Состав

Радиокомпас автоматический состоит из:

– приемника автоматического радиокомпаса

– антенны автоматического радиокомпаса

– преобразователя статического 28V DC/115V AC.

8.2.2 Самолетный ответчик УВД

8.2.2.1 Назначение

Самолетный ответчик предназначен для работы с наземными радиолокационными станциями систем управления воздушным движением и другими самолетами. По запросу с земли самолетный ответчик обеспечивает автоматическую передачу наземными радиолокационными станциям ответных кодированных сигналов идентификации самолета, барометрической высоте и дополнительной информации в режиме S.

8.2.2.2 Состав

Самолетный ответчик - это резервированная система, состоящая из двух каналов. Каждый канал состоит из:

– приемоответчика УВД

– антенны УВД

– пульта включения сигнала бедствия.

8.2.3 Радиодальномер

8.2.3.1 Назначение

Бортовой радиодальномер предназначен для измерения наклонной дальности самолета относительно наземных радиомаяков VOR и радиомаяков тактической аэронавигационной системы, а ткже выдачи сигналов, пропорциональных дальности, в центральные вычислители.

8.2.3.2 Состав

Бортовой радиодальномер обеспечивает работу по двум независимым каналам. Каждый канал состоит из:

– приемопередатчика радиодальномера

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– антенны радиодальномера.

8.3 Сигнализация

Таблица 7 Перечень сообщений кадра EWD

Текстовое сообщение на EWD	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
NAV ADS 1 HTR MIN	Предупреждающее (Caution)	Минимальный обогрев МИВД 1, 2 во время полета	Один удар колокола	2 Рис. 33
NAV ADS 2 HTR MIN	Предупреждающее (Caution)	Минимальный обогрев МИВД 3, 4 во время полета	Один удар колокола	2
NAV ADS 3 HTR MIN	Предупреждающее (Caution)	Минимальный обогрев МИВД 5, 6 во время полета	Один удар колокола	2
NAV ADS 1 FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ СВС 1	Один удар колокола	2
NAV ADS 2 FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ СВС 2	Один удар колокола	2
NAV ADS 3 FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ СВС 3	Один удар колокола	2
NAV ADS 1+2 FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ СВС 1 и 2	Один удар колокола	—
NAV ADS 1+3 FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ СВС 1 и 3	Один удар колокола	—
NAV ADS 2+3 FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ СВС 2 и 3	Один удар колокола	—
NAV ADS 1+2+3 FAULT	Аварийное (Warning)	Полный отказ СВС	Два удара колокола	—
NAV ADS 1 HTR FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ обогрева какого-либо из датчиков канала СВС 1	Один удар колокола	2
NAV ADS 2 HTR FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ обогрева какого-либо из датчиков канала СВС 2	Один удар колокола	2
NAV ADS 3 HTR FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ обогрева какого-либо из датчиков канала СВС 3	Один удар колокола	2.1.2
ADS 3 CAPT	Уведомляющее (Memo)	СВС 3 подколочена для индикации КВС	—	—
ADS 3 F/O	Уведомляющее (Memo)	СВС 3 подколочена для индикации второму пилоту	—	—

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 7 Перечень сообщений кадра EWD

Текстовое сообщение на EWD	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
NAV SPEED DISAGREE	Предупреждающее (Caution)	Рассогласование в показаниях скорости между тремя каналами, включая резервный, который не выбран или не отображается	Один удар колокола	—
NAV AOA DISAGREE	Предупреждающее (Caution)	Рассогласование данных по углу атаки у между тремя каналами , включая резервный, который не выбран или не отображается	Один удар колокола	—
NAV ALT DISAGREE	Предупреждающее (Caution)	Рассогласование в показаниях высотомеров между тремя каналами включая резервный, который не выбран или не отображается	Один удар колокола	—
NAV BARO SET DISAGREE	Предупреждающее (Caution)	Расхождение в показаниях барокоррекции у КВС и второго пилотов	Один удар колокола	—
NAV NAV STBY ATT DISAGREE	Предупреждающее (Advisory)	Рассогласование в показаниях крена и тангажа между резервным индикатором ИСРП и ИНС, подключенной на сторону КВС	Один удар колокола	2
NAV NAV STBY ALT DISAGREE	Предупреждающее (Advisory)	Рассогласование в показаниях скорости между резервным индикатором ИСРП и первым каналом СВС	Один удар колокола	
NAV NAV STBY SPD DISAGREE	Предупреждающее (Advisory)	Рассогласование в показаниях высоты между резервным индикатором ИСРП и первым каналом СВС	Один удар колокола	

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 7 Перечень сообщений кадра EWD

Текстовое сообщение на EWD	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
NAV ILS 1 FAULT	Предупреждающее (Advisory)	Отказ ILS 1 (система посадки по приборам)	Один удар колокола	6
NAV ILS 2 FAULT	Предупреждающее (Advisory)	Отказ ILS 2 (система посадки по приборам)	Один удар колокола	6
NAV ILS 1+2 FAULT	Аварийное (Warning)	Полный отказ ILS (система посадки по приборам)	Два удара колокола	6
NAV IRS 1 FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ ИНС 1 или рассогласование ИНС1 с ИНС2 и ИНС3	Один удар колокола	2
NAV IRS 2 FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ ИНС 2 или рассогласование ИНС2 с ИНС1 и ИНС3	Один удар колокола	2
NAV IRS 3 FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ ИНС 3 или рассогласование ИНС3 с ИНС1 и ИНС2	Один удар колокола	2
NAV IRS 1+2 FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ ИНС 1 и 2	Один удар колокола	2
NAV IRS 1+3 FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ ИНС 1 и 3	Один удар колокола	2
NAV IRS 2+3 FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ ИНС 2 и 3	Один удар колокола	2
NAV IRS 1+2+3 FAULT	Аварийное (Warning)	Отказ всех ИНС	Два удара колокола	2
IRS IN ALIGN	Уведомляющее (Memo)	По крайней мере одна ИНС в режиме выставки	—	2
NAV STBY FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ резервного индикатора ИСРП	Один удар колокола	2
NAV STBY HTR FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ обогрева ИСРП	Один удар колокола	2
NAV HDG DISAGREE	Предупреждающее (Caution)	Рассогласование в показаниях	Один удар колокола	

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 7 Перечень сообщений кадра EWD

Текстовое сообщение на EWD	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
NAV ATT DISAGREE	Предупреждающее (Caution)	Рассогласование в показаниях IRS между тремя каналами, включая резервный, который не выбран или не отображается	Один удар колокола	
NAV IRS NOT ALIGNED	Предупреждающее (Caution)	По крайней мере выставка одной из ИНС не завершена	Один удар колокола	2, 3, 4, 5 6, 7
NAV IRS 1 ATT ONLY	Предупреждающее (Caution)	ИНС 1 в режиме "Курсовертикаль"	Один удар колокола	2
NAV IRS 2 ATT ONLY	Предупреждающее (Caution)	ИНС 2 в режиме "Курсовертикаль"	Один удар колокола	2
NAV IRS 3 ATT ONLY	Предупреждающее (Caution)	ИНС 3 в режиме "Курсовертикаль"	Один удар колокола	2
NAV IRS 1+2 ATT ONLY	Предупреждающее (Caution)	ИНС 1 и 2 в режиме "Курсовертикаль"	Один удар колокола	—
NAV IRS 1+3 ATT ONLY	Предупреждающее (Caution)	ИНС 1 и 3 в режиме "Курсовертикаль"	Один удар колокола	—
NAV IRS 2+3 ATT ONLY	Предупреждающее (Caution)	ИНС 2 и 3 в режиме "Курсовертикаль"	Один удар колокола	—
NAV IRS 1+2+3 ATT ONLY	Предупреждающее (Caution)	Все ИНС в режиме "Курсовертикаль"	Один удар колокола	2.1.2
IRS 3 CAPT	Уведомляющее (Memo)	ИНС 3 подключена для индикации КВС	—	—
IRS 3 F/O	Уведомляющее (Memo)	ИНС 3 подключена для индикации второму пилоту	—	—
NAV RA 1 FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ радиовысотомера RA 1	Один удар колокола	2
NAV RA 2 FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ радиовысотомера RA 2	Один удар колокола	2
NAV RA 1+2 FAULT	Аварийное (Warning)	Отказ обоих радиовысотомеров (RA 1 и RA 2)	Два удара колокола	2

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 7 Перечень сообщений кадра EWD

Текстовое сообщение на EWD	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
TAWS TERR FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ режима раннего предупреждения EGPWS (Система предупреждения о приближении к земле)	Один удар колокола	2.1.2
TAWS RWS FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ функции оповещения о попадании в сдвиг ветра (Система предупреждения о приближении к земле)	Один удар колокола	2.1.2
TAWS GPWS FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ базовых режимов EGPWS (Система предупреждения о приближении к земле)	Один удар колокола	2.1.2
TAWS TERR OFF	Уведомляющее (Memo)	Режим раннего предупреждения EGPWS отключён экипажем (Система предупреждения о приближении к земле)	—	—
TAWS FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ системы EGPWS (Система предупреждения о приближении к земле)	Один удар колокола	2.1.2
TAWS G/S MODE OFF	Уведомляющее (Memo)	Звуковая сигнализация о полете ниже глиссады отключена с КПП	—	—
TAWS FLAP MODE OFF	Уведомляющее (Memo)	Звуковая сигнализация о полете вблизи земли в непосадочной конфигурации по механизации отключена с КПП	—	—

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 7 Перечень сообщений кадра EWD

Текстовое сообщение на EWD	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
TAWS L/G MODE OFF	Уведомляющее **(Memo)**	Звуковая сигнализация о полете вблизи земли в непосадочной конфигурации по шасси отключена с КПП	—	—
TCAS STBY	Уведомляющее **(Memo)**	TCAS в режиме ожидания (Система предупреждения столкновений самолетов в воздухе)	—	—
TCAS FAULT	Предупреждающее **(Caution)**	Отказ TCAS (Система предупреждения столкновений самолетов в воздухе)	Один удар колокола	2.1.2
WXR FAULT	Предупреждающее **(Advisory)**	Отказ МНРЛС (метеолокатор)	Один удар колокола	2.1.2
WXR TGT DET	Предупреждающее **(Caution)**	Изображение с метеолокатора не отображается на дисплеях и метеолокатор определил опасное метеообразование	Один удар колокола	2.1.2
WXR PRED W/S FAULT	Предупреждающее **(Caution)**	Отказ функции обнаружения сдвига ветра	Один удар колокола	2.1.2
WXR TGT NOT MON	Предупреждающее **(Caution)**	Изображение с метеолокатора не отображается на дисплеях (режим работыметеолокатора не AUTO и усиление (GAIN) не в положении CAL)	Один удар колокола	2.1.2
WXR TURB FAULT	Предупреждающее **(Caution)**	Отказ функции обнаружения турбулентности	Один удар колокола	2, 6, 7
NAV BARO SET DISAGREE	Предупреждающее **(Advisory)**	Расхождение в показаниях барокоррекции у первого и второго пилотов	Один удар колокола	2, 6, 7

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 7 Перечень сообщений кадра EWD

Текстовое сообщение на EWD	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
NAV GPS 1 FAULT	Предупреждающее (Advisory)	Отказ GPS 1	Один удар колокола	2
NAV GPS 2 FAULT	Предупреждающее (Advisory)	Отказ GPS 2	Один удар колокола	2
NAV GLONASS 1 FAULT	Предупреждающее (Advisory)	Отказ ГЛОНАСС 1	Один удар колокола	2
NAV GLONASS 2 FAULT	Предупреждающее (Advisory)	Отказ ГЛОНАСС 2	Один удар колокола	2
NAV VOR 1 FAULT	Предупреждающее (Advisory)	Отказ VOR 1	Один удар колокола	2
NAV VOR 2 FAULT	Предупреждающее (Advisory)	Отказ VOR 2	Один удар колокола	2
NAV GLS 1 FAULT	Предупреждающее (Advisory)	Отказ GLS 1	Один удар колокола	2
NAV GLS 2 FAULT	Предупреждающее (Advisory)	Отказ GLS 2	Один удар колокола	2
NAV MB 1 FAULT	Предупреждающее (Advisory)	Отказ МРП 1	Один удар колокола	2
NAV MB 2 FAULT	Предупреждающее (Advisory)	Отказ МРП 2	Один удар колокола	2
NAV DME 1 FAULT	Предупреждающее (Advisory)	Отказ DME 1	Один удар колокола	2
NAV DME 2 FAULT	Предупреждающее (Advisory)	Отказ DME 2	Один удар колокола	2
NAV ADF 1 FAULT	Предупреждающее (Advisory)	Отказ АРК 1	Один удар колокола	2
NAV ADF 2 FAULT	Предупреждающее (Advisory)	Отказ АРК 2	Один удар колокола	2
ATC 1 FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ ответчика УВД1 (Управление воздушным движением)	Один удар колокола	2
ATC 2 FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ ответчика УВД2 (Управление воздушным движением)	Один удар колокола	2
MFT FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ ответчика ГО (Госопознование)	Один удар колокола	2

© ПАО "Корпорация "Иркут"

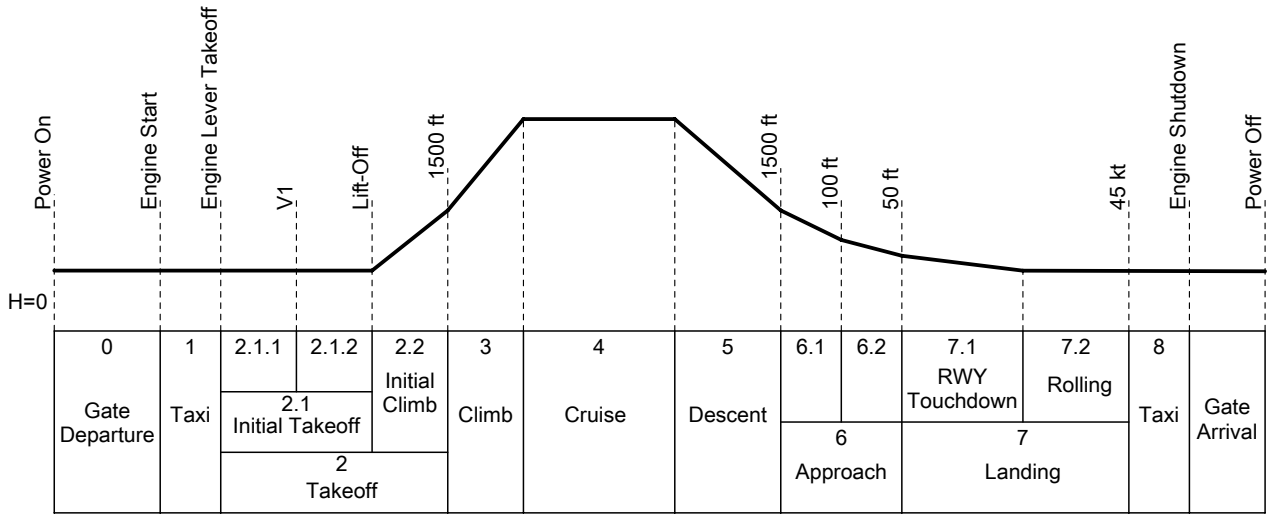


Рисунок 33 Фазы типового профиля полета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Система кислородная

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа ... 1
1 Общие сведения ... 2
2 Кислородная система кабины экипажа ... 2
2.1 Назначение ... 2
2.2 Состав ... 2
2.2.1 Полнолицевая кислородная маска ... 3
2.2.2 Укладочный блок ... 3
2.2.3 Кислородный баллон ... 4
2.2.4 Регулятор давления ... 4
2.2.5 Индикатор сброса кислорода за борт ... 4
2.2.6 Заправочный клапан ... 4
2.2.7 Сигнализатор низкого давления ... 4
2.2.8 Датчик давления и температуры ... 4
2.3 Размещение ... 4
2.4 Работа ... 5
3 Кислородная система пассажирской кабины ... 6
3.1 Назначение ... 6
3.2 Состав ... 6
3.3 Работа ... 6
3.4 Размещение ... 7
4 Переносное кислородное оборудование ... 7
4.1 Дымозащитный капюшон ... 7
4.2 Состав ... 7
4.3 Работа ... 8
4.4 Порядок применения дымозащитного капюшона ... 8
4.5 Расположение ... 12
5 Блок кислородный портативный ... 12
5.1 Назначение ... 12
5.2 Состав ... 12
5.3 Работа ... 13
6 Индикация и сигнализация ... 13
6.1 Общий вид синоптической страницы DOOR/OXY ... 13
6.2 Описание отдельных элементов системы ... 14
6.2.1 Индикация названия кислородной системы экипажа ... 15
6.2.2 Индикация текущего давления кислорода в баллоне для экипажа ... 15
6.2.3 Индикация запаса кислорода ... 15
6.2.4 Индикация указателя допустимого давления на параметрической шкале ... 16
6.3 Сигнализация ... 17

Перечень иллюстраций

Страница

1 Принципиальная схема кислородной системы кабины экипажа ... 3
2 Компоненты кислородной системы кабины экипажа ... 5
3 Схема кислородной системы пассажирской кабины ... 7
4 Дымозащитный капюшон ... 8
5 Открывание коробки ... 9

© ПАО "Корпорация "Иркут"

6 Удаление отрывной ленты 9
7 Выдергивание кольца 10
8 Растягивание горловины 10
9 Одевание капюшона 11
10 Фиксация капюшона на голове 12
11 Портативный кислородный блок 13
12 Общий вид синоптической страницы DOOR/OXY 14
13 Синоптическая страница DOOR/OXY 14
14 Фазы типового профиля полета 18

Описание для экипажа

1 Общие сведения

Кислородная система предназначена для подачи кислорода экипажу и пассажирам в случае аварийных ситуаций.

Кислородная система подразделяется на три независимые подсистемы:

– кислородная система кабины экипажа

– кислородная система пассажирской кабины

– переносное кислородное оборудование.

2 Кислородная система кабины экипажа

2.1 Назначение

Кислородная система кабины экипажа предназначена для:

– питания кислородом членов экипажа в случае разгерметизации кабины

– защиты органов дыхания и зрения в случае появления дыма.

– профилактического питания.

2.2 Состав

В состав кислородной системы кабины экипажа входят следующие компоненты Рис. 1 :

© ПАО "Корпорация "Иркут"

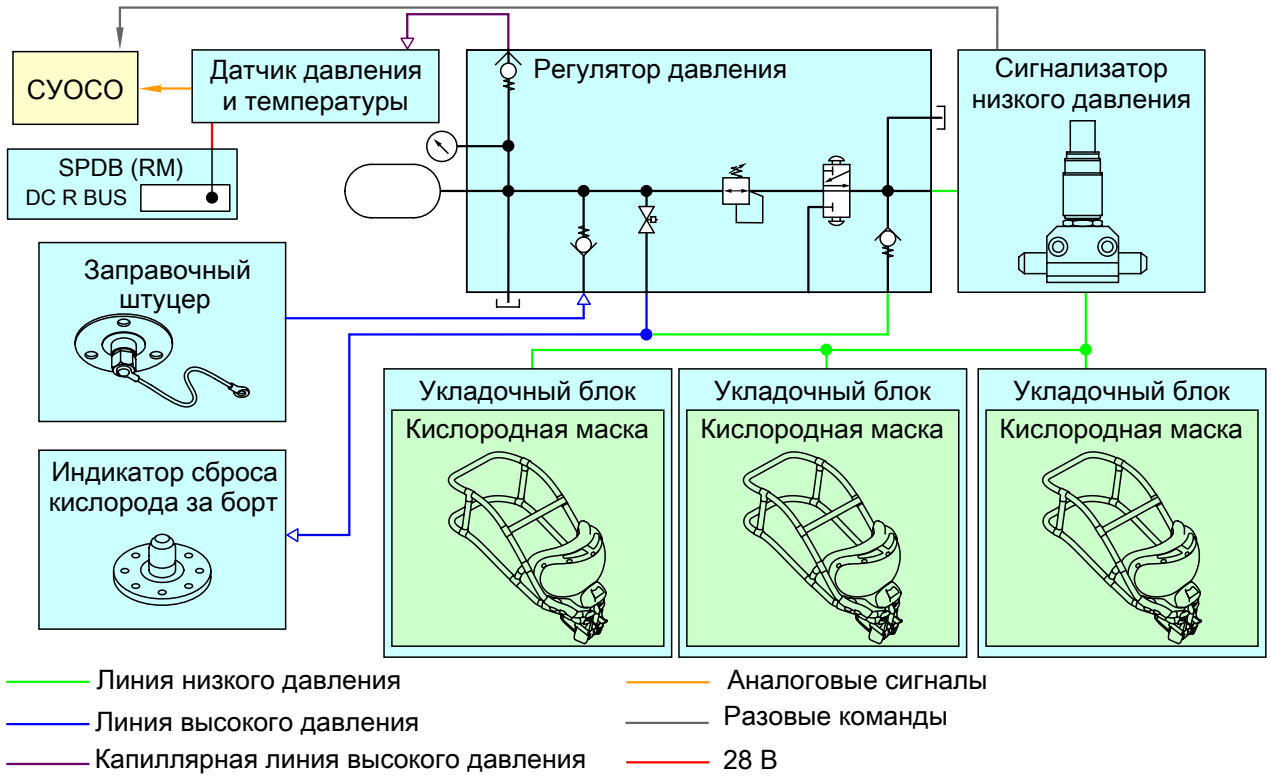


Рисунок 1 Принципиальная схема кислородной системы кабины экипажа

2.2.1 Полнолицевая кислородная маска

Каждое место члена летного экипажа оборудовано полнолицевой кислородной маской, которая функционально обеспечивает:

– несколько режимов подачи кислорода

– регулировку давления в ремнях пневматического оголовья для создания комфортных условий при длительном применении КМ

– взаимодействие с радиосвязным оборудованием самолета

– быстрое отсоединение блистера (очков) в случае отсутствия необходимости их применения, а также их установку на КМ при появлении дыма в кабине.

2.2.2 Укладочный блок

Каждая маска укладывается в свой укладочный блок, который размещен рядом с местом члена летного экипажа. Укладочный блок обеспечивает:

– автоматическое включение микрофона КМ при извлечении КМ из блока

– автоматическое переключение радиосвязи в режим авиационной гарнитуры (АГ) при укладке КМ в блок

– контроль подачи кислорода в КМ и наличие кислородного питания по фазам дыхания "Вдох-выдох" при помощи индикатора, размещенного на лицевой панели укладочного блока.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2.2.3 Кислородный баллон

Кислородный баллон высокого давления обеспечивает подачу кислорода в кислородную систему кабины экипажа. Кислородный баллон размещен в левой части кабины экипажа под полом. На кислородном баллоне установлен регулятор давления.

2.2.4 Регулятор давления

Регулятор давления понижает давление кислорода на выходе из кислородного баллона до рабочего уровня.

Если давление в кислородном баллоне превышает критическое значение, то регулятор давления запускает аварийный сброс кислорода за борт. Факт сброса кислорода фиксируется с помощью индикатора сброса.

Если кислород израсходован, то регулятор обеспечивает сохранение остаточного давления в баллоне. Это позволяет производить повторную зарядку баллона без специальной очистки.

2.2.5 Индикатор сброса кислорода за борт

Индикатор сброса обеспечивает визуальную индикацию факта сброса кислорода за борт. Индикатор размещен на обшивке самолета. Он соединен с предохранительным клапаном регулятора кислородного баллона. Когда давление в кислородной линии достигает (80 ± 30) фунтов на дюйм², зеленый диск смещается со своего места, что свидетельствует о факте сброса кислорода за борт.

2.2.6 Заправочный клапан

Заправочный клапан и линия наполнения позволяют наполнить баллон, не очищая его. В него входят фильтр и дроссельный пакет для создания лучших условий безопасности.

2.2.7 Сигнализатор низкого давления

Сигнализатор низкого давления предназначен для оповещения о понижении давления в трубопроводах системы ниже допустимого уровня.

2.2.8 Датчик давления и температуры

Датчик давления и температуры обеспечивает передачу информации о текущем давлении в баллоне и температуре окружающей среды. На основании этих данных осуществляется перерасчет запаса кислорода в баллоне в течение всего полета.

2.3 Размещение

Компоненты кислородной системы кабины экипажа размещены в передней части фюзеляжа Рис. 2.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

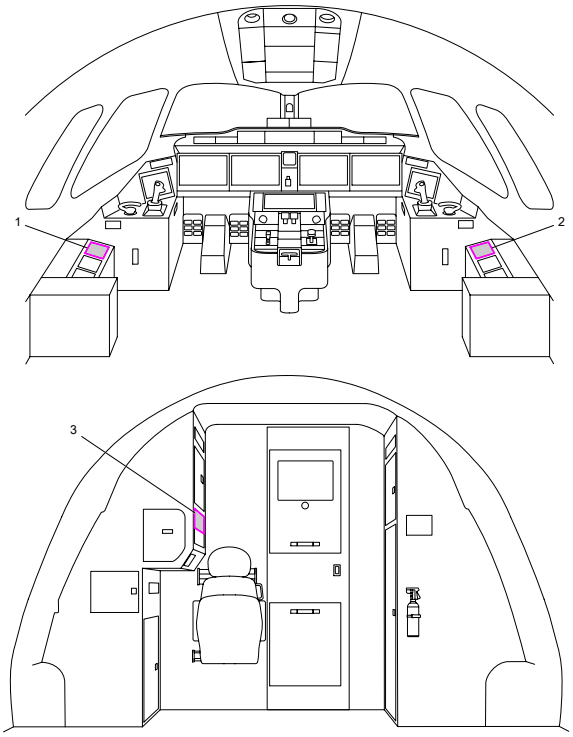


Рисунок 2 Компоненты кислородной системы кабины экипажа

Условные обозначения к Рис. 2:

1	Отсек кислородной маски для командира воздушного судна	**3**	Отсек кислородной маски для проверяющего
2	Отсек кислородной маски для второго пилота		

Индикатор сброса кислорода за борт размещен на левой стороне кабины экипажа.

2.4 Работа

Регулятор давления понижает давление кислорода, поступающего из баллона, до рабочего значения, необходимого для нормального функционирования кислородных масок.

При помощи переключателя режимов работы, установленного на регуляторе каждой кислородной маски, возможен выбор режимов подачи кислорода (NORMAL, 100 % или EMERGENCY).

Для ведения радиосвязи в конструкции кислородных масок предусмотрен встроенный микрофон.

Клапан высокого давления, установленный в регуляторе кислородного баллона, срабатывает при превышении критического значения давления в баллоне. Он срабатывает при превышении критического значения давления в линии низкого давления. Гибкие шланги предусмотрены для сброса газа при срабатывании клапанов и соединены с индикатором сброса кислорода за борт.

Заправка баллона кислородом осуществляется через заправочный штуцер, размещенный в переднем техническом отсеке.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Данные с датчика давления и температуры поступают в EICAS (Engine Indicating and Crew Alerting System) для последующего формирования отображения на кадре DOOR/OXY.

При нахождении самолета на земле и недостаточном для полета запасе кислорода в баллоне, на EWD (Engine/Warning Display) выводится предупреждающее текстовое сообщение OXY EMER RESERVE.

При падении давления в линии низкого давления данные поступают в EICAS для формирования на экране EWD текстового сообщения OXY CREW FAULT. Данное сообщение также выводится на EWD при установке перекрывного клапана на регуляторе кислородного баллона в положение OFF.

3 Кислородная система пассажирской кабины

3.1 Назначение

Кислородная система пассажирской кабины предназначена для питания кислородом пассажиров и бортпроводников, когда высота в пассажирской кабине достигает 14107 ± 492 ft (4300 ± 150) м.

3.2 Состав

В состав системы входят:

- аварийные кислородные блоки (АКБ) на 15 минут работы с двумя масками
- АКБ на 15 минут работы с тремя масками
- АКБ на 15 минут работы с четырьмя масками
- датчик абсолютного давления
- ручное приспособление для механического открытия крышки АКБ.

3.3 Работа

Принципиальная схема кислородной системы пассажирской кабины приведена на Рис. 3.

Когда высота в пассажирской кабине достигает 14107 ± 492 ft (4300 ± 150) м, автоматически срабатывает датчик абсолютного давления. Электрический сигнал поступает в СУОСО и выдаются сигналы 28В на открытие электрических замков АКБ. Крышки АКБ открываются (в пассажирской кабине, бытовых отсеках, над креслами бортпроводников, в туалетах) и выпадают кислородные маски. Во время притягивания маски к лицу выдергивается чека химического генератора и активируется подача кислорода в маски.

В случае отказа автоматики предусматривается ручная активация, которая осуществляется нажатием кнопки OXY PASS, размещенной на КПП.

На случай посадки самолета на высотный аэродром на автоматическое срабатывание системы предусмотрена блокировка. В этом случае ручной режим не блокируется.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

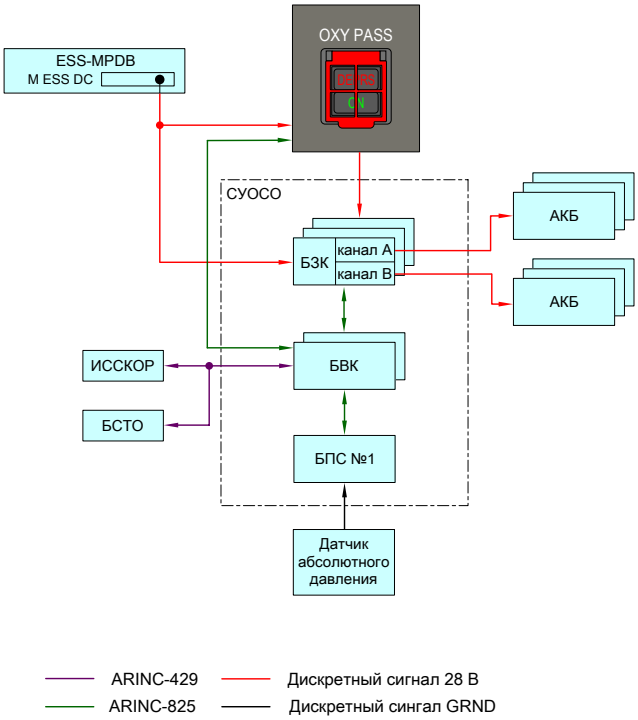


Рисунок 3 Схема кислородной системы пассажирской кабины

3.4 Размещение

АКБ с тремя и четырьмя кислородными масками размещаются в пассажирском салоне в багажных полках над каждым рядом пассажирских кресел. АКБ с двумя кислородными масками размещаются в переднем и заднем бытовых отсеках над креслами бортпроводников, а также в переднем и заднем туалетах.

4 Переносное кислородное оборудование

Переносное кислородное оборудование предназначено для обеспечения пассажиров и экипажа кислородом и защиты органов дыхания в аварийных ситуациях. Для защиты органов дыхания используются дымозащитные капюшоны, а для обеспечения кислородом портативные кислородные блоки.

В состав переносного кислородног оборудования входят:

– дымозащитные капюшоны с коробкой для хранения

– портативные кислородные блоки.

4.1 Дымозащитный капюшон

Дымозащитные капюшоны предназначены для обеспечения кислородом членов экипажа во время их перемещения по самолету в случае задымления.

4.2 Состав

В состав входят следующие компоненты Рис. 4:

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Рисунок 4 Дымозащитный капюшон

Условные обозначения к Рис. 4:

1	Коробка для хранения	4	Кольцо активации генератора
2	Дымозащитный капюшон	5	Окошко для проверки индикатора состояния генератора кислорода
3	Химический генератор кислорода		

4.3 Работа

Дымозащитный капюшон используется для обеспечения экипажа кислородом при задымлении в течение 15 минут. Капюшон защищает от попадания дыма и токсичных газов. Выработка кислорода происходит за счет химической реакции в генераторе кислорода. Для запуска химической реакции необходимо потянуть за кольцо активации генератора. Каждый дымозащитный капюшон располагается в герметичной прозрачной упаковке внутри коробки для хранения. На каждой коробке имеется окошко для визуальной оценки влажности. При нарушении герметичности и повышении влажности внутри герметичной упаковки, индикатор изменяет свой цвет на розовый. При изменении цвета индикатора использование дымозащитного капюшона не допускается. Повторное использование дымозащитного капюшона также не допускается.

4.4 Порядок применения дымозащитного капюшона

Откройте коробку для хранения и вытащите капюшон Рис. 5.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Рисунок 5 Открывание коробки

Удалите отрывную ленту и извлеките оборудование из пластиковой защитной упаковки Рис. 6.



Рисунок 6 Удаление отрывной ленты

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Дерните за кольцо для начала подачи кислорода. Будет слышен шум истечения кислорода Рис. 7.



Рисунок 7 Выдергивание кольца

Услышав звук поступающего кислорода растяните горловину в стороны Рис. 8.



Рисунок 8 Растягивание горловины

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Вставьте подбородок в отверстие и натяните капюшон на голову до шеи Рис. 9.



Рисунок 9 Одевание капюшона

Зафиксируйте капюшон на голове. Убедитесь что волосы убраны под капюшон, а горловина плотно прилегает к шее Рис. 10.

Примечание

После прекращения подачи кислорода снимите капюшон.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Рисунок 10 Фиксация капюшона на голове

4.5 Расположение

Один дымозащитный капюшон размещаен в кабине экипажа. Количество дымозащитных капюшонов размещенных в пассажирском салоне должно соответствовать количеству бортпроводников (дымозащитные капюшоны размещаются в непосредственной близости от их рабочих мест). Время работы химического генератора переносного дымозащитного оборудования составляет не менее 15 минут.

5 Блок кислородный портативный

5.1 Назначение

Портативные кислородные блоки предназначены для обеспечения терапевтическим кислородом пассажиров в случае необходимости.

5.2 Состав

В состав портативного кислородного блока входят следующие компоненты Рис. 11:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

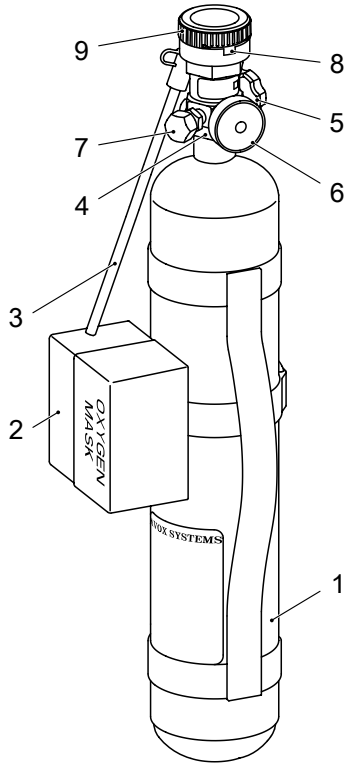


Рисунок 11 Портативный кислородный блок

Условные обозначения к Рис. 11:

1	Баллон кислородный	**6**	Манометр
2	Маска кислородная	**7**	Штуцер заправочный
3	Патрубок подсоединения кислородной маски	**8**	Индикатор расхода
4	Редуктор	**9**	Регулятор расхода
5	Вентиль перекрывной		

5.3 Работа

Во время открытия перекрывного вентиля, который установлен на редукторе, начинается подача кислорода из кислородного баллона в кислородную маску. Редуктор обеспечивает необходимый уровень давления на выходе из баллона. Регулятор расхода используется для выбора одного из двух значений расхода кислорода (2 л/мин или 4 л/мин). Индикатор показывает выбранный уровень расхода. Манометр, который размещен на редукторе, используется для индикации уровня заправки кислородного баллона. Предохранительный клапан в редукторе, используется для автоматического стравливания кислорода в случае превышения допустимого значения давления в баллоне. Зарядка баллона кислородом осуществляется через заправочный штуцер.

6 Индикация и сигнализация

6.1 Общий вид синоптической страницы DOOR/OXY

Синоптическая страница DOOR/OXY состоит из следующих зон индикации: Рис. 12

© ПАО "Корпорация "Иркут"

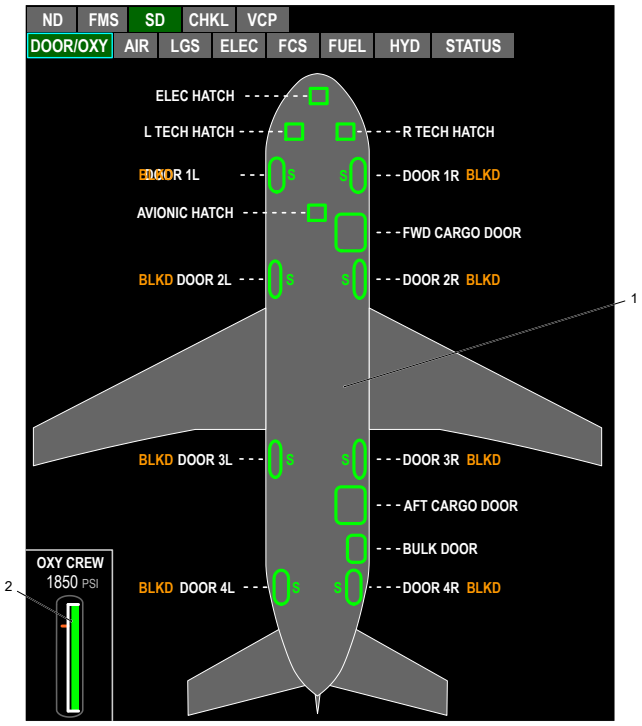


Рисунок 12 Общий вид синоптической страницы DOOR/OXY

Условные обозначения к Рис. 12:

1	Люки/двери	**2**	Кислород

6.2 Описание отдельных элементов системы

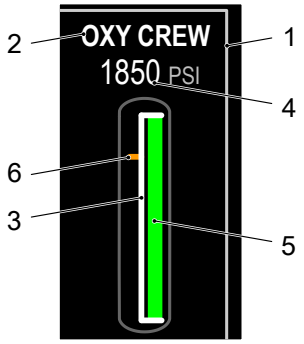


Рисунок 13 Синоптическая страница DOOR/OXY

Условные обозначения к Рис. 13:

1	Отображение зоны индикации кислородной системы	**4**	Обозначение текущего давления в баллоне кислорода для экипажа
2	Обозначение названия кислородной системы экипажа	**5**	Обозначение запаса кислорода
3	Обозначение шкалы запаса кислорода	**6**	Обозначение указателя допустимого давления на параметрической шкале

© ПАО "Корпорация "Иркут"

6.2.1 Индикация названия кислородной системы экипажа



Надпись OXY CREW обозначает область индикации кислородной системы экипажа.



Шкала отображена в виде неподвижной вертикальной скобы белого цвета на подложке серого цвета в виде баллона. Нижняя отметка соответствует значению 200 psi. Верхняя 1850 psi.

6.2.2 Индикация текущего давления кислорода в баллоне для экипажа

Значение текущего давления кислорода в баллоне отображается в виде числа на четырехразрядном поле с диапазоном измерений от 48 до 2400 с шагом 1PSI.

Единица измерения всегда индицируется белым цветом, справа от числового значения. Три варианта индикации:



На земле - давление в баллоне выше полетного уровня запаса. В полете - остаток газа в баллоне выше 15-минутного запаса. Цифры отображаются белым цветом.



На земле - давление в баллоне ниже полетного уровня запаса. В полете - остаток газа в баллоне ниже 15-минутного уровня запаса. Цифры отображаются янтарным цветом.



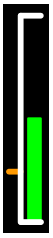
Недостоверность информации. Четыре прочерка янтарного цвета.

6.2.3 Индикация запаса кислорода

Текущее значение давления кислородной системы отображается в виде прямоугольника. Высота прямоугольника ограничена сверху давлением 1850 psi, снизу 200 psi. Индикация возможна в таких вариантах:



Отображается на земле если давление в баллоне превышает давление полетного запаса. Индикатор давления отображается зеленым цветом.



Отображается в полете если давление в баллоне выше давления 15-минутного запаса. Индикатор давления отображается зеленым цветом.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Отображается на земле если давление в баллоне равно или ниже давления полетного запаса. Индикатор давления отображается янтарным цветом.



Отображается в полете если давление в баллоне равно или ниже давления 15-минутного запаса. Индикатор давления отображается янтарным цветом.



При недостоверности информации, отсутствии данных от СУОСО или выходящих за допустимые значения величины давления – прямоугольник не индицируется.

6.2.4 Индикация указателя допустимого давления на параметрической шкале

Указатель допустимого давления соответствует верхнему порогу полетного или 15-минутного запаса в зависимости от сигнала обжатия шасси. Указатель допустимого давления всегда отображается янтарным цветом. Величины пороговых давлений указателя - 1554 PSI и 339 PSI.



Отображается на земле. Указатель допустимого давления соответствует давлению достаточного для полета - 1554 PSI.



Отображается в полете. Указатель допустимого давления соответствует давлению 15-минутного резерва и равен 339 PSI.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Отображается при недостоверности информации сигнала WOW. Индикация указателя допустимого давления отсутствует.

6.3 Сигнализация

Текстовое сообщение на EWD	Категория сообщений	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
EMER RESERVE	Предупреждающее (Caution)	Недостаточное количество кислорода для экипажа на полет	Один удар колокола	2.1,6,7 Рис. 14
15 MIN	Предупреждающее (Caution)	Кислорода для экипажа осталось на 15 мин (только на снижение)	Один удар колокола	2,6,7
CREW FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ кислородной системы экипажа	Один удар колокола	2,6,7
DANGER CABIN ALT	Аварийное (Warning)	Высота в кабине 4300м (14107ft)	DANGER CABIN ALTITUDE (2 раза)	2,6,7
PASS ON	Уведомляющее Memo	Кислород пассажирам включен		2,6,7

© ПАО "Корпорация "Иркут"

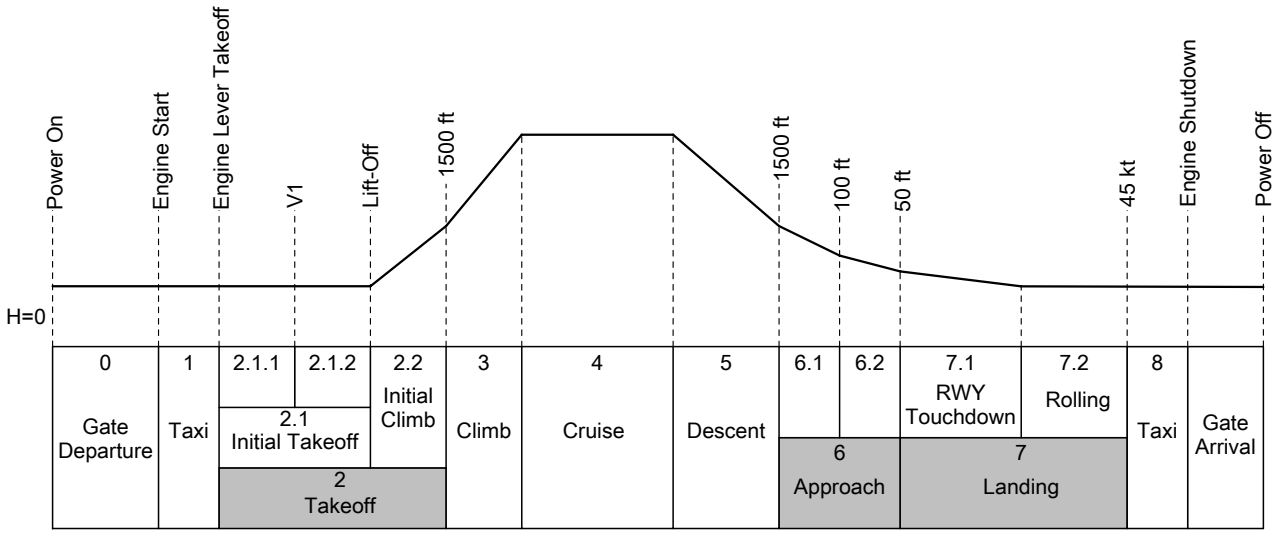


Рисунок 14 Фазы типового профиля полета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Система отбора воздуха

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа ... 1
1 Общие сведения ... 2
2 Система отбора воздуха ... 3
2.1 Состав ... 3
2.2 Схема отбора воздуха ... 3
2.3 Отбор от двигателей ... 4
2.4 Отбор от ВСУ ... 5
2.5 Линия кольцевания ... 5
2.6 Отбор от наземного источника ... 6
2.7 Запуск двигателя ... 6
2.8 Система обнаружения утечек ... 6
3 Органы управления ... 7
3.1 Органы управления ... 9
3.1.1 Кнопка-табло L,R ENG BLEED ... 9
3.1.2 Кнопка-табло X-BLEED ... 9
3.1.3 Индикаторы системы отбора от ВСУ ... 10
4 Индикация системы отбора воздуха ... 10
4.1 Индикация СОВ на комплексном кадре EWD ... 11
4.1.1 Обозначение отбора воздуха ... 12
4.1.2 Индикация символа заслонки отбора воздуха ... 12
4.1.3 Индикация режимов отбора от ВСУ ... 12
4.1.4 Индикация давления воздуха ... 12
4.2 Синоптическая страница AIR ... 13
4.3 Описание символов синоптического фрагмента отбора от левого и правого двигателя ... 14
4.3.1 Отображение клапана отбора воздуха ... 15
4.3.2 Отображение названия режима запуска двигателя ... 15
4.4 Описание символов синоптического фрагмента отбора от ВСУ ... 15
4.5 Описание символов синоптического фрагмента линии кольцевания X-BLEED и наземного соединителя высокого давления - HPGC ... 16
4.5.1 Символ названия линии кольцевания X-BLEED ... 17
4.5.2 Символ названия штуцера HPGC ... 17
4.5.3 Символ штуцера HPGC ... 17
4.6 Описание символов синоптического фрагмента параметров отбора от левого, правого двигателя ... 17
4.6.1 Отображение числового значения давления отбора от двигателя ... 18
4.6.2 Изображение цифрового значения температуры отбора воздуха от двигателя ... 18
4.7 Индикация СОВ на комплексном кадре EWD и STATUS ... 18
5 Сигнализация ... 20
5.1 Сообщения системы обнаружения утечек ... 20
5.2 Фазы типового профиля полета ... 21

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Перечень таблиц

Страница

1 Сообщения системы обнаружения утечек..... 20

Перечень иллюстраций

Страница

1 Принципиальная блок-схема системы отбора воздуха..... 4
2 Расположение органов управления и индикаторов системы отбора воздуха..... 8
3 Панель управления СКВ AIR..... 9
4 Индикация СОВ на комплексном кадре EWD 11
5 Синоптический фрагмент APU..... 11
6 Синоптическая страница AIR..... 13
7 Синоптическая страница AIR..... 14
8 Фрагмент левой (правой) подсистемы отбора воздуха кадра AIR..... 14
9 Синоптический фрагмент отбора от ВСУ..... 16
10 Синоптический фрагмент линии кольцевания и наземного соединителя высокого давления..... 16
11 Синоптический фрагмент параметров отбора от левого (правого) двигателя..... 17
12 Комплексный кадр EWD..... 19
13 Комплексный кадр STATUS..... 20
14 Фазы типового профиля полета..... 22

Описание для экипажа

1 Общие сведения

Система отбора воздуха (СОВ) предназначена для:

– обеспечения отбора сжатого воздуха от МСУ

– обеспечения отбора сжатого воздуха от ВСУ

– обеспечения отбора сжатого воздуха от установки воздушного запуска (УВЗ).

СОВ состоит из двух независимых подсистем: СОВ1 и СОВ2, которые выполняют отбор воздуха от МСУ на всех режимах, как на земле, так и в полете.

СОВ обеспечивает отбор, регулирование и ограничение давления и температуры воздуха, отбираемого от МСУ и подаваемого потребителям. При этом выполняется контроль функционирования и формирование сигналов на индикацию и техобслуживание.

Управление СОВ - автоматическое, выполняется посредством двух БУК КСКВ. Ручное управление, при отборе от двигателе, выполняется с панели управления СКВ AIR, при отборе от ВСУ, выполняется с панели APU BLEED пульта управления ВСУ.

На выходе из СОВ значение температуры и давления воздуха соответствует параметрам, необходимым для работы потребителей:

– СКВ

– ПОС крыла.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2 Система отбора воздуха

2.1 Состав

СОВ состоит из:

- обратного клапана высокого давления
- клапана перекрывного
- сетевого регулятора давления
- заслонки регулирующей
- датчика избыточного давления
- теплообменника предварительного
- клапана обратного
- наземного соединителя высокого давления.

Компоненты СОВ расположены на двигателях, в пилонах, в подфюзеляжном обтекателе крыло-фюзеляж, в консолях крыла, в фюзеляже.

2.2 Схема отбора воздуха

© ПАО "Корпорация "Иркут"

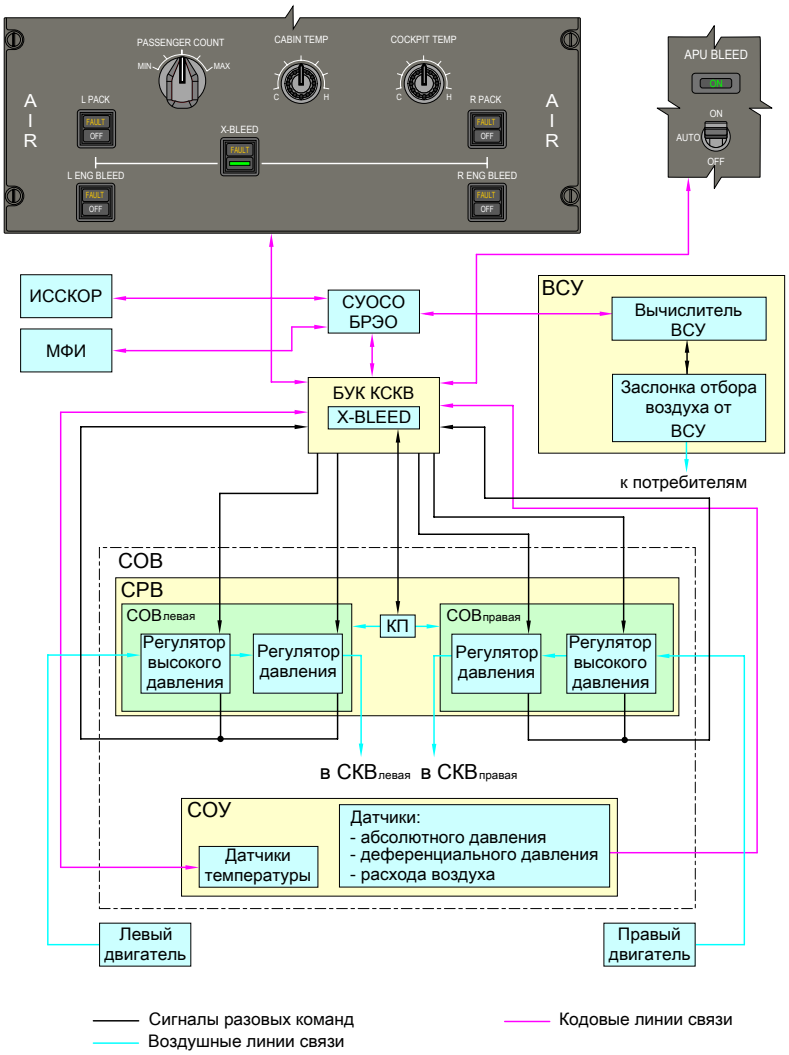


Рисунок 1 Принципиальная блок-схема системы отбора воздуха

2.3 Отбор от двигателей

Управление положением заслонок и клапанов СОВ происходит автоматически - по командам от блоков управления КСКВ.

Система отбора от двигателей предназначена для:

– отбора сжатого воздуха от третьей или восьмой ступени компрессора высокого давления (КВД) двигателей

– регулирования давления отобранного воздуха

– предварительного охлаждения отобранного воздуха

– подачи воздуха к потребителям.

При запуске МСУ отбор воздуха на СКВ отключается.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Отбираемый воздух, предварительно охлажденный в теплообменнике, подается по трубопроводам в:

– СКВ
– ПОС
– СНГ
– линию кольцевания (при необходимости).

Отключение отбора происходит автоматически - по команде от блока управления КСКВ или вручную - с панели управления СОВ.

2.4 Отбор от ВСУ

Система отбора воздуха от ВСУ предназначена для отбора воздуха от работающей ВСУ и подачи его потребителям:

– для запуска двигателей
– для кондиционирования кабины экипажа и пассажирского салона и для подачи воздуха в передний БГО.

Для отбора воздуха от ВСУ, при раздельном запуске двигателей, необходимо установить трехпозиционный галетный переключатель панели управления ВСУ в положение ON, трехпозиционный переключатель отбора воздуха APU BLEED в положение AUTO.

Для подачи воздуха от ВСУ в СКВ необходимо установить трехпозиционный переключатель отбора воздуха APU BLEED в положение AUTO.

В процессе работы ВСУ, отбираемый от нее воздух, через линию отбора от ВСУ и клапан обратный поступает в СКВ левая и далее в кабину экипажа, пассажирский салон и в передний БГО. При этом клапаны перекрывные закрыты.

В процессе отбора от ВСУ выполняется контроль воздуха:

– по температуре
– по давлению.

2.5 Линия кольцевания

Линия кольцевания - это магистраль, которая соединяет СОВ левая и СОВ правая. В линии кольцевания установлен клапан перекрывной X-BLEED.

При отказе системы отбора воздуха одного из двигателей, она автоматически отключается вместе с соответствующей установкой охлаждения воздуха (УОВ). При этом отбор воздуха от другого двигателя увеличивается. При отказе автоматического отключения на кнопке L/R ENG BLEED загорается надпись FAULT и на комплексном кадре EWD индицируется предупреждающее текстовое сообщение.

Для обеспечения работы ПОС крыла и СКВ, при отказе одной из двух МСУ, предусмотрен отбор воздуха от работающей МСУ для ПОС крыла и от ВСУ для СКВ. При этом открывается клапан перекрывной X-BLEED, и отобранный воздух от работающего двигателя через линию кольцевания поступает на ПОС крыла, а заслонки [9] Рис. 8, [19] Рис. 8 линии подачи воздуха в СКВ закрываются.

При отказе автоматического режима возможно ручное управление при помощи нажатия на кнопку-табло X-BLEED на панели управления СКВ.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

При нормальной работе линии кольцевания соответствующие линии расхода на синоптической странице AIR окрашены в зеленый цвет.

При отказе автоматического режима управления линией кольцевания соответствующие линии расхода на синоптической странице AIR окрашиваются в желтый цвет и формируется сообщение на сигнальном поле комплексного кадра EWD текстовых предупреждающих сообщений.

При запуске одного двигателя от другого автоматически открывается заслонка линии кольцевания. Также при необходимости запуска левого двигателя от УВЗ воздух к воздушному турбостартеру запускаемого двигателя подается через линию кольцевания. УВЗ подсоединяется к наземному соединителю высокого давления. После запуска двигателя СКВ включается автоматически спустя 10 секунд.

2.6 Отбор от наземного источника

Перед использованием отбора от наземного источника высокого давления необходимо отключить левую и правую системы отбора воздуха кнопками L, R ENG BLEED. Подача воздуха к стартеру двигателя выполняется автоматически после появления давления на выходе УВЗ и начала запуска или холодной прокрутки двигателя.

Включение отбора воздуха от двигателей или ВСУ производится только после отключения наземного источника высокого давления.

2.7 Запуск двигателя

Запуск МСУ обеспечивается посредством СОВ, используя при этом: либо ВСУ, противоположный маршевый двигатель, либо внешний источник для подачи воздуха в стартер.

При запуске МСУ отбор воздуха на СКВ отключается (закрыты оба клапана регулирования расхода и оба регулятора давления воздуха).

2.8 Система обнаружения утечек

Система обнаружения утечек предназначена для обнаружения утечки горячего воздуха из агрегатов и трубопроводов КСКВ и ПОС крыла с последующей соответствующей сигнализацией об обнаружении утечек.

Компоненты СОУ расположены в пилонах двигателей, в подфюзеляжном обтекателе крыло-фюзеляж, в консолях крыла, в отсеке СКВ.

Датчики температуры установлены на самолете в местах, где утечки горячего воздуха из трубопроводов и агрегатов КСКВ и ПОС крыла наиболее критичны для конструкции и оборудования самолета.

Утечку горячего воздуха из агрегатов и трубопроводов СОВ и СКВ можно определить:

- по превышению установленного порога разности: расходов отобранного воздуха между первым и вторым комплектами датчиков расхода воздуха, абсолютного и дифференциального давления
- по превышению установленного порога разности температур между максимально допустимой и замеренной температурой воздуха с помощью датчиков температуры, установленных в определенных зонах самолета.

При превышении установленного порога срабатывания, по отношению к максимально допустимой температуре, БУК КСКВ автоматически формирует сигнал на закрытие

© ПАО "Корпорация "Иркут"

регулятора высокого давления, регулятора давления в соответствующей подсистеме СОВ левая или СОВ правая. Отбор воздуха от соответствующего двигателя прекращается.

Если автоматический режим не работает - СОВ левая или СОВ правая можно отключить вручную. Нажать на соответствующую кнопку-табло - L, R ENG BLEED, расположенной на панели управления AIR.

При отборе воздуха от ВСУ в случае превышения установленного порога срабатыванияпо разнице температур относительно максимально допустимой температуры, БУК КСКВ автоматически формирует сигнал на закрытие заслонки отбора воздуха от ВСУ. Отбор воздуха от ВСУ прекращается.

Если автоматический режим не работает - отбор воздуха от ВСУ можно отключить вручную. Для этого необходимо установить трехпозиционный переключатель на панели управления ВСУ APU BLEED в положение OFF.

3 Органы управления

© ПАО "Корпорация "Иркут"

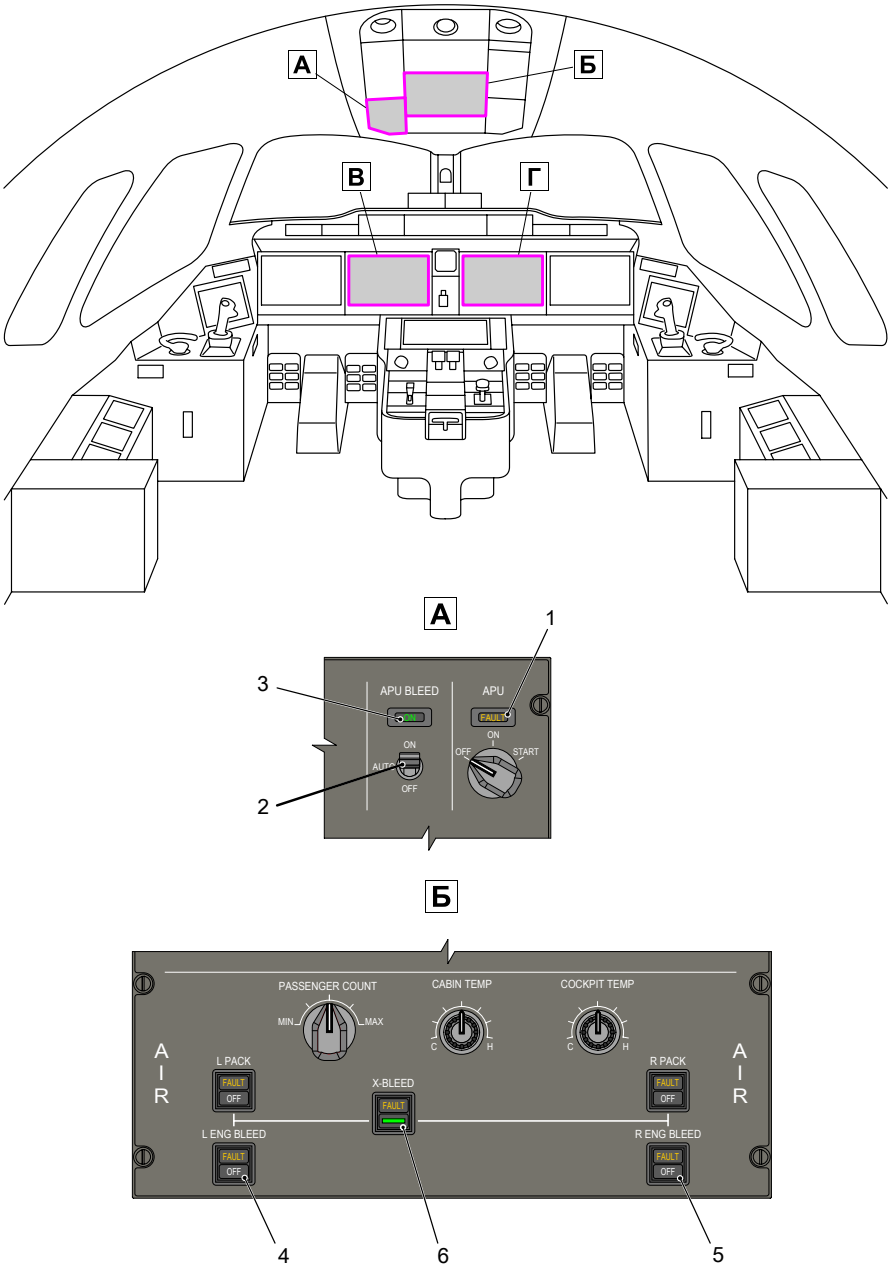


Рисунок 2 Расположение органов управления и индикаторов системы отбора воздуха

Условные обозначения к Рис. 2:

1	Световой индикатор FAULT - при неудавшемся запуске ВСУ	6	Кнопка-табло X-BLED
2	Трехпозиционный переключатель отбора воздуха от ВСУ APU BLEED	А	Пульт управления APU
3	Световой индикатор ON- открытого положения заслонки отбора	Б	Панель управления СКВ AIR
4	Кнопка-табло L ENG BLEED	В	MDU-2

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 2:

5	Кнопка-табло R ENG BLEED	Г	MDU-3

3.1 Органы управления

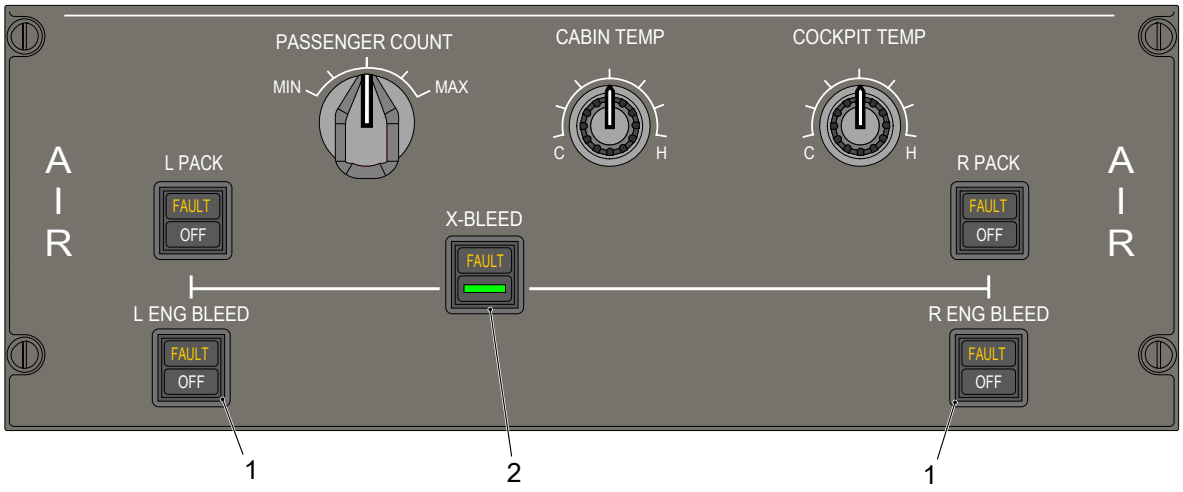


Рисунок 3 Панель управления СКВ AIR

3.1.1 Кнопка-табло L,R ENG BLEED [1] Рис. 3.



В исходном состоянии при подаче электропитания на борт отбор воздуха отключен в автоматическом режиме отключен. На кнопке-табло белым цветом светится надпись OFF. При открытии заслонок отбора воздуха в автоматическом режиме по команде от БУ КСКВ - надпись OFF гаснет.



Если на световом поле кнопки-табло надпись FAULT светится янтарным цветом - это сигнал об отказе автоматического отключения СОВ. После нажатия на кнопку-табло L,R ENG BLEED на световом поле кнопки-табло надпись FAULT гаснет и начинает светиться надпись OFF белого цвета. При этом происходит отключение СОВ левая или СОВ правая.

3.1.2 Кнопка-табло X-BLEED [2] Рис. 3.



Каждое нажатие на эту кнопку-табло приводит к открытию перекрывного клапана линии кольцевания или переходу к автоматическому режиму работы. В автоматическом режиме работы СОВ перекрывной клапан линии кольцевания закрыт, не светится индикатор - открытого положения перекрывного клапана линии кольцевания в виде горизонтальной черточки, на кнопке-табло X-BLEED не светитгя.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Если на кнопке-табло X-BLEED зеленым цветом светится индикатор в виде горизонтальной черточки - клапан перекрывной линии кольцевания открыт.



При отказе перекрывного клапана линии кольцевания в закрытом положении на световом поле X-BLEED светится янтарным цветом надпись FAULT.

3.1.3 Индикаторы системы отбора от ВСУ

Состояние системы отбора от ВСУ отображается на светосигнальном табло [3] Рис. 2, расположенном на панели управления отбором воздуха от ВСУ APU BLEED и на светосигнальном табло, расположенном напанели управления запуском ВСУ.

На панели APU надпись FAULT светится янтарным цветом в следующих случаях:

- если заслонка отбора воздуха от ВСУ отказала в закрытом положении. На комплексном кадре EWD появляется текстовое сообщение APU BLEED NOT OPEN и рекомендация включить отбор от ВСУ вручную и установить трехпозиционный переключатель APU BLEED [2] Рис. 2 в положение ON. После выполнения этих рекомендаций надпись [1] Рис. 2 гаснет и начинает светиться надпись ON зеленого цвета
- если заслонка отбора воздуха от ВСУ отказала в открытом положении. На комплексном кадре EWD появляется текстовое сообщение APU BLEED NOT CLOSED и рекомендация выключить отбор от ВСУ вручную и установить трехпозиционный переключатель APU BLEED [2] Рис. 2 в положение OFF. После выполнения этих рекомендаций надписи FAULT [1] Рис. 2 и ON на светосигнальном табло гаснут.

4 Индикация системы отбора воздуха

Индикация СОВ состоит из:

- комплексного кадра EWD
- синоптической страницы КСКВ AIR
- комплексного кадра STATUS.

При возникновении отказов в работе СОВ:

- на комплексном кадре EWD появляются предупреждающие и уведомляющие сообщения
- включается светосигнальный индикатор CAUT
- звучат удары колокола.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

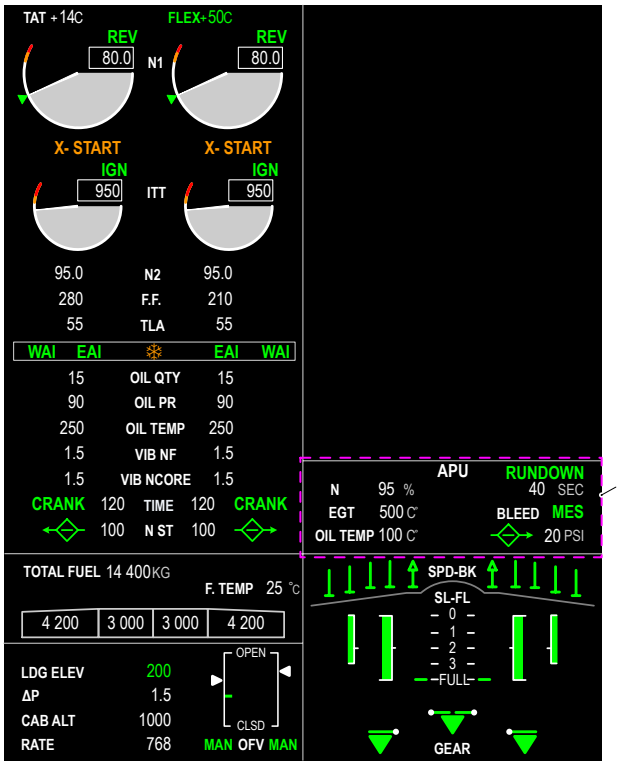


Рисунок 4 Индикация СОВ на комплексном кадре EWD

Условные обозначения к Рис. 4:

1	Индикация параметров ВСУ

4.1 Индикация СОВ на комплексном кадре EWD

Индикация символов отбора от ВСУ отображается на синоптическом фрагменте APU - описание параметров ВСУ комплексного кадра EWD.

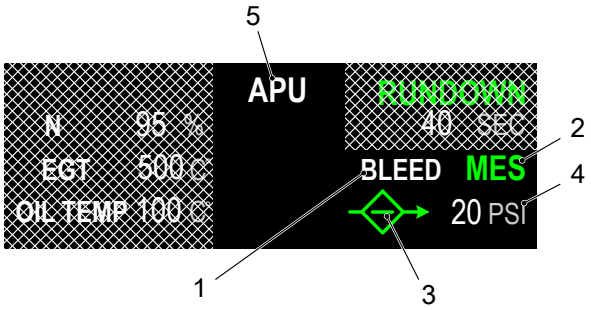


Рисунок 5 Синоптический фрагмент APU

Условные обозначения к Рис. 5:

1	Обозначение отбора воздуха от ВСУ	4	Давление отбираемого от ВСУ воздуха
2	Режим отбора от ВСУ	5	Обозначение ВСУ
3	Заслонка отбора воздуха от ВСУ		

© ПАО "Корпорация "Иркут"

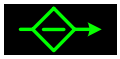
4.1.1 Обозначение отбора воздуха

Надпись BLEED может отображается в двух вариантах:

BLEED	Надпись отображается белым цветом при наличии сигнала APU POWER ON
	Не отображается при отсутствии сигнала APU POWER ON или недостоверности информации.

4.1.2 Индикация символа заслонки отбора воздуха

Символ заслонки отбора воздуха отображается в следующих вариантах:

	Заслонка отбора воздуха закрыта, APU-ON
	Заслонка отбора воздуха открыта, APU-ON
	Заслонка отбора воздуха открыта, APU BLEED FAIL
	Заслонка отбора воздуха закрыта, APU BLEED FAIL и отсутствии сигнала APU BLEED OPN
	Не отображается при отсутствии сигнала APU-ON или недостоверности информации.

4.1.3 Индикация режимов отбора от ВСУ

Режимы отбора от ВСУ отображается в трех вариантах:

MES	Надпись MES отображается при наличии сигналов APU-ON, APU-MES
ECS	Надпись ECS отображается при наличии сигналов APU-ON, APU-ECS.

4.1.4 Индикация давления воздуха

Давление отбираемого воздуха индицируется без лидирующих нулей, с выравниванием по центру, эксплуатационный диапазон изменения от 0,5 до 101,3 psi с шагом 0,1 psi.

Текущее значение количества отбираемого воздуха от ВСУ может индицироваться в трех вариантах:

20 PSI	Отображается число с размерностью psi при достоверности параметра APU BLEED PRS и сигнала APU-ON
---- PSI	При недостоверности параметра APU BLEED PRS.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4.2 Синоптическая страница AIR

На синоптической странице AIR информация по СОВ отображается в виде символов.

Синоптическая страница AIR для самолетов 0001 и 0003.

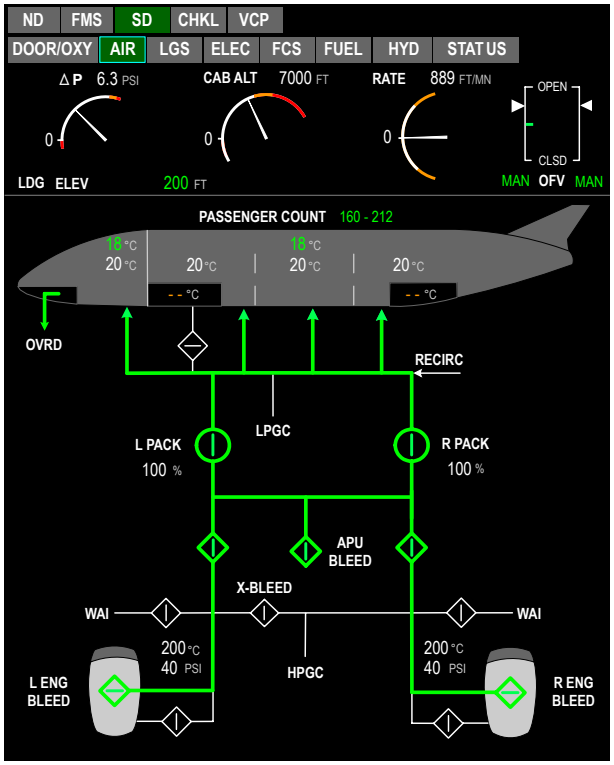


Рисунок 6 Синоптическая страница AIR

Синоптическая страница AIR для самолетов 0004 и далее.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

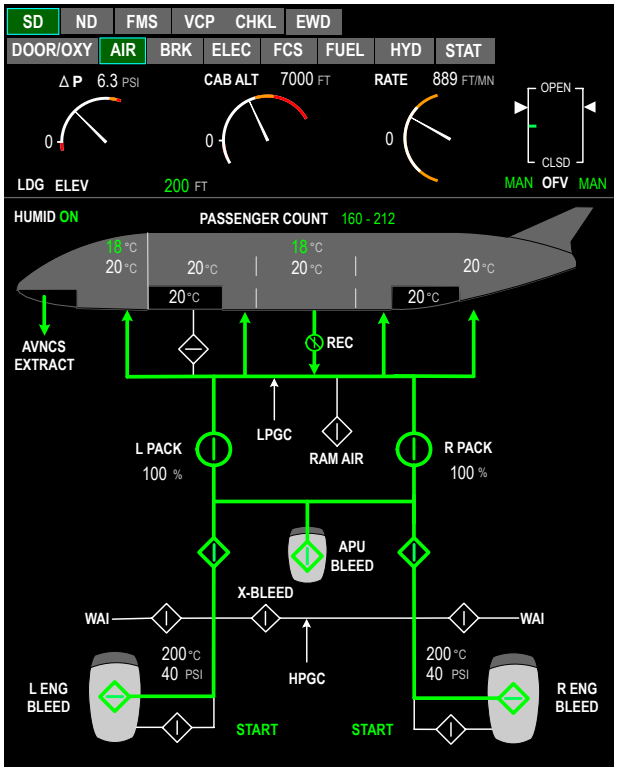


Рисунок 7 Синоптическая страница AIR

4.3 Описание символов синоптического фрагмента отбора от левого и правого двигателя

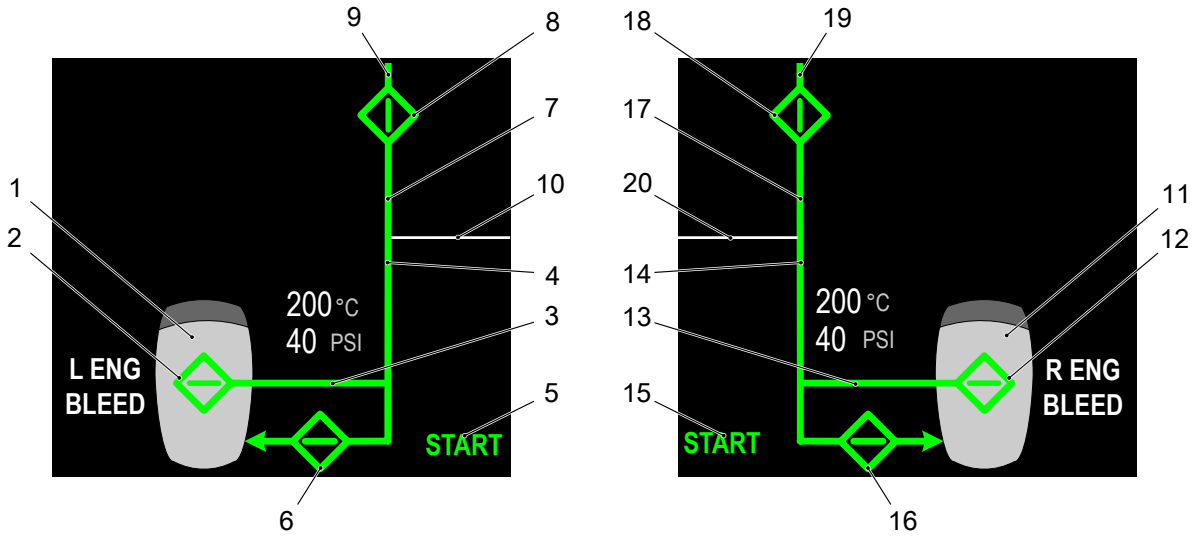


Рисунок 8 Фрагмент левой (правой) подсистемы отбора воздуха кадра AIR

Условные обозначения к Рис. 8:

1, **10**	Схематическое изображение левого (правого) двигателя	**6**, **15**	Символ линии связи воздушного запуска двигателя с символом клапана запуска двигателя

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 8:

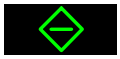
2, **11**	Символ клапана отбора воздуха от левого (правого) двигателя	**7**, **16**	Символ линии от кольцевания до заслонки подачи воздуха в правую УОВ CBV2
3, **12**	Символ линии отбора воздуха от левого (правого) двигателя	**8**, **17**	Символ заслонки подачи воздуха в левую (правую) УОВ CBV2
4, **13**	Символ линии от линии отбора воздуха до линии кольцевания	**9**, **18**	Символ линии связи от заслонки CBV1 до линии отбора от ВСУ
5, **14**	Название режима запуска двигателя		

4.3.1 Отображение клапана отбора воздуха

Состояние клапана отбора воздуха от двигателя отображается в следующих вариантах:



Клапан исправен, закрыт



Клапан исправен, открыт



Отказ клапана в закрытом положении



Отказ клапана в открытом положении



Недостоверность информации.

4.3.2 Отображение названия режима запуска двигателя

Символы запуска двигателя отображается при запуске МСУ.



Запуск двигателя.

4.4 Описание символов синоптического фрагмента отбора от ВСУ

Название системы отбора от ВСУ отображается на синоптическом фрагменте постоянно, в виде надписи APU BLEED белого цвета, слева от символа заслонки отбора воздуха от ВСУ . Отображение названия отбора от ВСУ зависит от состояния ВСУ.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

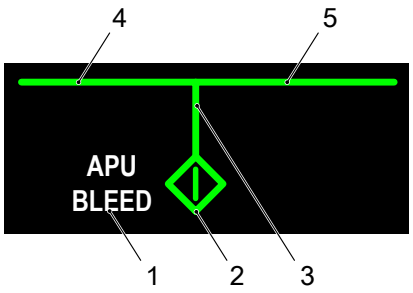


Рисунок 9 Синоптический фрагмент отбора от ВСУ

Условные обозначения к Рис. 9:

1	Название системы отбора от ВСУ	4	Символ линии связи от линии отбора от ВСУ до левой ветви СОВ
2	Символ клапана отбора воздуха от ВСУ - APU SOV	5	Символ линии связи от линии отбора от ВСУ до правой ветви СОВ
3	Символ линии связи от клапана отбора воздуха от ВСУ до линии кольцевания СКВ		

4.5 Описание символов синоптического фрагмента линии кольцевания X-BLEED и наземного соединителя высокого давления - HPGC

Название линии кольцевания X-BLEED отображается на синоптическом фрагменте постоянно в виде надписи X-BLEED белого цвета и отображается над символом клапана перекрывного.

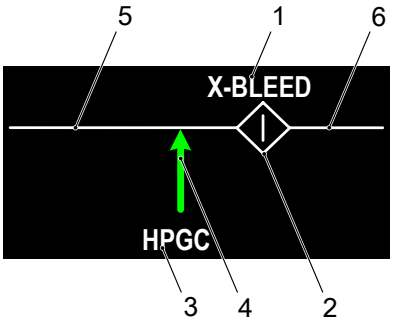


Рисунок 10 Синоптический фрагмент линии кольцевания и наземного соединителя высокого давления

Условные обозначения к Рис. 10:

1	Символ названия линии кольцевания X-BLEED	4	Символ штуцера HPGC
2	Символ крана кольцевания CBV3	5	Символ левой линии кольцевания
3	Символ названия наземного соединителя высокого давления HPGC	6	Символ правой линии кольцевания

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4.5.1 Символ названия линии кольцевания X-BLEED

X-BLEED

Название всегда отображается белым цветом над символом крана кольцевания.

4.5.2 Символ названия штуцера HPGC

HPGC

Отображается всегда белым цветом.

4.5.3 Символ штуцера HPGC

С помощью штуцера наземного источника сжатого воздуха обеспечивается подача сжатого воздуха для запуска двигателей.

Отображается в следующих вариантах:



HPGC не подсоединен



HPGC подсоединен



При недостоверности информации.

4.6 Описание символов синоптического фрагмента параметров отбора от левого, правого двигателя



Рисунок 11 Синоптический фрагмент параметров отбора от левого (правого) двигателя

Условные обозначения к Рис. 11:

1	Отображение числового значения давления отбора от двигателя	2	Отображение числового значения температуры отбора воздуха от двигателя

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4.6.1 Отображение числового значения давления отбора от двигателя

Числовое значение текущего давления в линии отбора воздуха отображается над символом линии отбора от 0 до 78,3 psi, приращение - 1 psi. Название единицы величины - PSI - всегда отображается светло-серым цветом.

Значение давления в линии отбора воздуха индицируется в следующих вариантах:



При нормальном значении давления на входе в УОВ по показаниям датчика давления (цифры отображаются белым цветом)



При повышенном значении давления на входе в УОВ по показаниям датчика давления (цифры отображаются белым цветом)

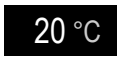


При недостоверности информации (вместо цифр отображаются две черточки янтарного цвета).

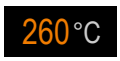
4.6.2 Изображение цифрового значения температуры отбора воздуха от двигателя

Числовое значение текущей температуры отбора воздуха от двигателя отображается над отображением числового значения давления в линии отбора от двигателя от минус 60 до 300 °C, приращение - 1 °C - всегда отображается светло-серым цветом.

Числовое значение температуры отбора воздуха от двигателя отображается в следующих вариантах:



При нормальном значении температуры отбора воздуха от двигателя по показаниям датчика температуры (цифры отображаются белым цветом)



При повышенном значении температуры отбора воздуха от двигателя по показаниям датчика температуры (цифры отображаются белым цветом)



При недостоверности информации (вместо цифр отображаются три черточки янтарного цвета).

4.7 Индикация СОВ на комплексном кадре EWD и STATUS

© ПАО "Корпорация "Иркут"

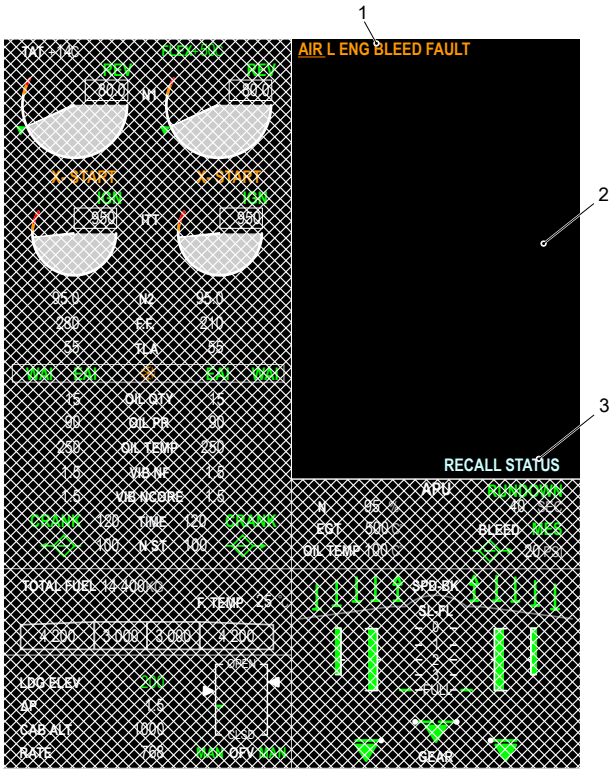


Рисунок 12 Комплексный кадр EWD

Условные обозначения к Рис. 12:

1	Предупреждающее сообщение	**3**	Надпись
2	Зона комплексного кадра EWD		

© ПАО "Корпорация "Иркут"

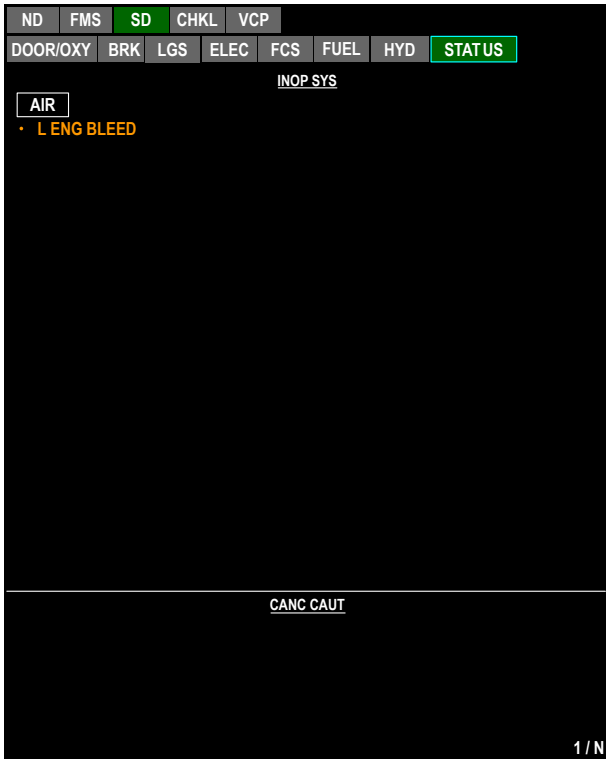


Рисунок 13 Комплексный кадр STATUS

При возникновении отказов в работе СОВ:

– на комплексном кадре EWD ([3] Рис. 12) появляются предупреждающие и уведомляющие сообщения

– включается светосигнальный индикатор CAUT

– звучат удары колокола.

Сообщения, отображаемые в сигнальной зоне INOP SYS комплексного кадра STATUS, предназначены для информирования экипажа о состоянии СОВ, вследствие произошедших отказов, только за время текущего полета.

Сообщения появляются при наличии сигналов об отказах, начиная с момента формирования условий для включения системы или агрегатов.

5 Сигнализация

5.1 Сообщения системы обнаружения утечек

Таблица 1 Сообщения системы обнаружения утечек

Текстовое сообщение на EWD CAS message	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
AIR L ENG BLEED LEAK	Предупреждающее (Caution)	Утечка в районе трубопроводов левой подсистемы ОВ	Один удар колокола	2, 6, 7.1

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Сообщения системы обнаружения утечек

Текстовое сообщение на EWD CAS message	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
AIR R ENG BLEED LEAK	Предупреждающее (Caution)	Утечка в районе трубопроводов правой подсистемы ОВ	Один удар колокола	2, 6, 7.1
AIR L(R) ENG BLEED FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ отбора от левого(правого) двигателя	Один удар колокола	2, 6, 7.1
AIR APU BLEED NOT CLSD	Предупреждающее (Caution)	Заслонка отбора ВСУ не закрыта в автоматическом режиме	Один удар колокола	2, 6, 7.1
AIR APU BLEED CLSD	Предупреждающее (Caution)	Заслонка отбора ВСУ не открылась в автоматическом режиме для отбора на запуск двигателя	Один удар колокола	–
APU BLEED ON	Уведомляющее (Memo)	Включен отбор воздуха от ВСУ	–	–
X-BLEED ON	Уведомляющее (Memo)	Клапан кольцевания открыт	–	–
GND START BLEED	Уведомляющее (Memo)	Штуцер наземного источника сжатого воздуха подключен	–	–
AIR X-BLEED NOT OPEN	Предупреждающее (Caution)	Отказ клапана кольцевания	Один удар колокола	2, 7
AIR DUAL ENG BLEED	Предупреждающее (Caution)	Потеря отбора от двух двигателей	Один удар колокола	6, 7.1
AIR ONE BLEED OFF	Предупреждающее (Caution)	Самолет попал в зону обледенения, с включеным отбором только от одного двигателя. Отбор от ВСУ отключен	Один удар колокола	0, 1, 2, 6, 7.1

5.2 Фазы типового профиля полета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

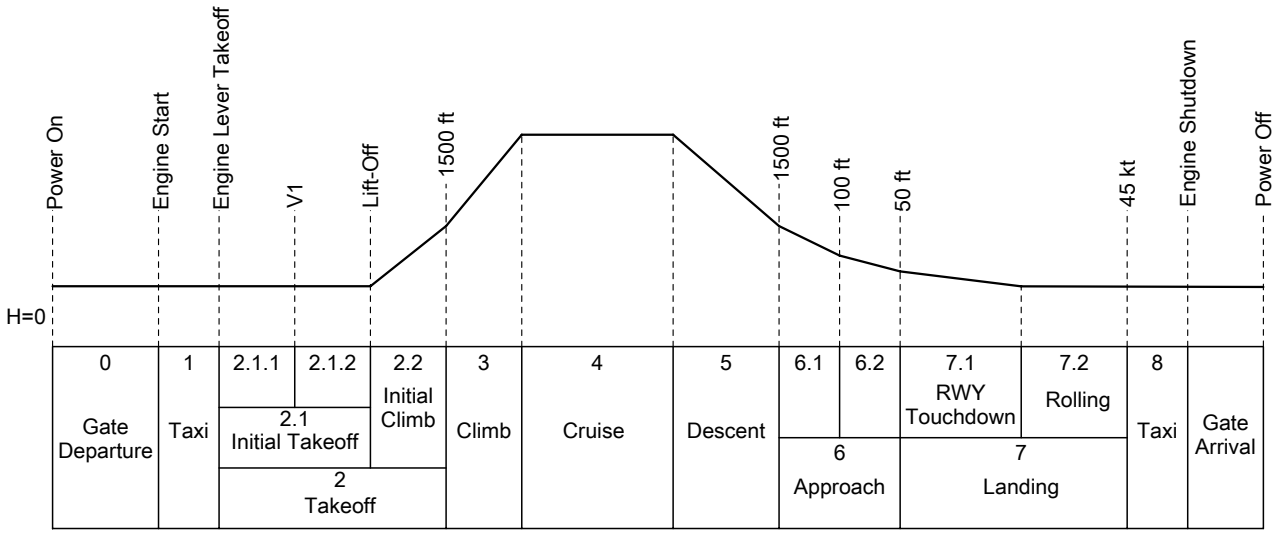


Рисунок 14 Фазы типового профиля полета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Водоснабжение и удаление отходов

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа..... 1
1 Общие сведения..... 1
2 Состав..... 1
3 Работа..... 2

Перечень иллюстраций

Страница

1 БИО туалет..... 2

Описание для экипажа

1 Общие сведения

На первой летной машине предполагается установка переносного туалетного модуля. Который рапсположен за кабиной экипажа.

2 Состав

Туалет в сборе состоит из:

– сиденья и крышки в сборе [1] Рис. 1

– бака для отходов [2] Рис. 1

которые устанавливается на монтажную плиту. На монтажной плите крепятся унитаз из нержавеющей стали в сборе, комплект из двигателя с насосом и кнопка смыва с надписью PRESS TO FLUSH. На нижнем фланце унитаза имеются салазки, на которые надвигается съемная сборка сливного бачка.

Съемная сборка сливного бачка состоит из бака для отходов, на котором расположены ножевая задвижка, быстроразъемное соединение трубопровода смыва и ручка для переноски. На крышке ножевой задвижки установлен ручной привод, с помощью которого можно вручную открывать и закрывать задвижку, при этом содержимое бака с отходами надежно блокируется перед тем, как сливной бачок будет снят. Положение ножевой задвижки можно видеть через отверстие в нижней части унитаза.

Сливной бачок снимается в направлении передней части туалетного блока. Два крепежных элемента типа “Pres-Lot”, по одному с каждой стороны ножевой задвижки, фиксируют установленный сливной бачок в герметичном положении по отношению к нижней части унитаза. В процессе обслуживания самолета на земле, сливной бачок легко снимается для опорожнения. Для этого необходимо отсоединить разъем и слить жидкость из трубопровода смыва, нажать на две защелки “Pres-Lot” и потянуть на себя ручку для переноски.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

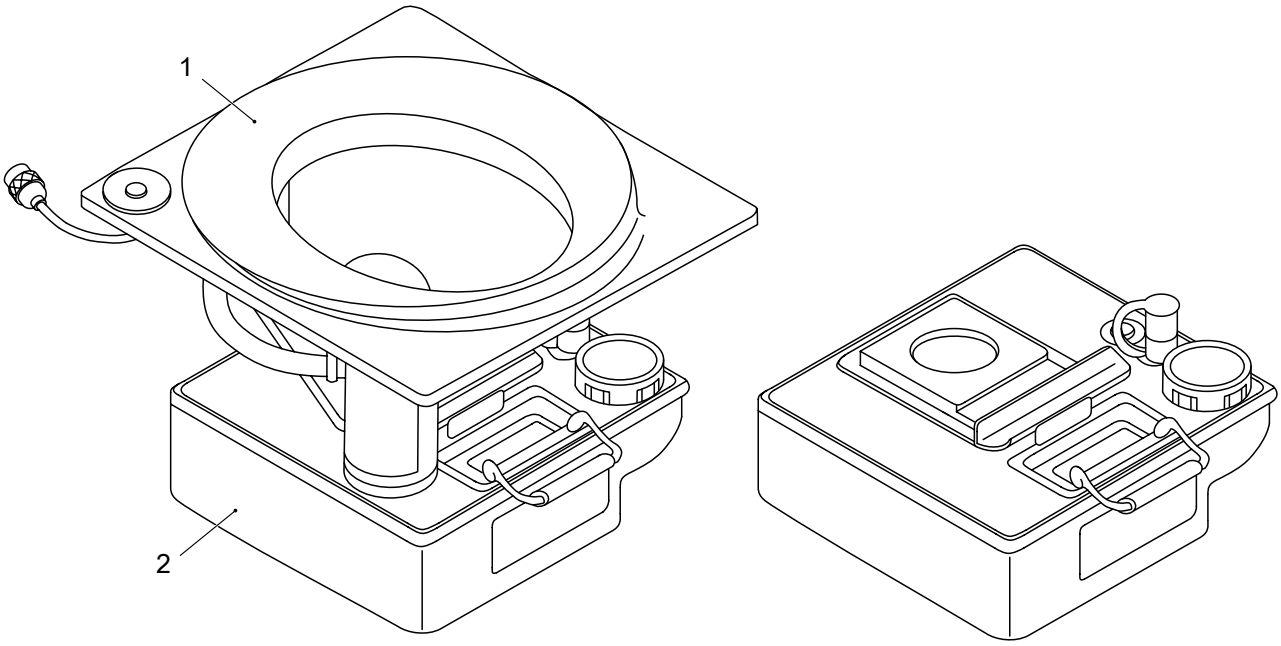


Рисунок 1 БИО туалет

3 Работа

Цикл смыва инициируется нажатием кнопки смыва с надписью PRESS TO FLUSH на сборке сиденья и крышки. При нажатии кнопки на двигательную секцию комплекта из двигателя с насосом подается напряжение 24-48 вольт постоянного тока. Смыв продолжается вплоть до отпускания кнопки смыва. Во время цикла смыва жидкость для смыва подается насосом от сливного бачка в унитаз секцией с автоматическим регулированием комплекта из двигателя с насосом. Жидкость для смыва попадает в унитаз через форсунку по верхнему кольцу и омывает внутреннюю поверхность унитаза закручивающимся потоком. При этом отходы смываются в сливной бачок через ножевую задвижку в нижней части унитаза. При необходимости, съемный сливной бачок можно снять с туалетного блока для обслуживания после того, как ножевая задвижка будет закрыта

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Авионика интегрированная модульная

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа ... 1
1 Авионика интегрированная модульная ... 1
1.1 Назначение ... 1
1.2 Состав ... 2
1.3 Взаимодействие ... 2
2 Базовая система ... 3
2.1 Назначение ... 3
2.2 Работа ... 3
2.2.1 Электропитание ... 4
3 Сетевые компоненты ... 4
3.1 Назначение ... 4
3.2 Состав ... 5
3.3 Работа ... 5

Перечень иллюстраций

Страница

1 Взаимодействие с системами БРЭО самолета ... 2

Описание для экипажа

1 Авионика интегрированная модульная

1.1 Назначение

Авионика интегрированная модульная, построенная на основе интегрированной вычислительной системы. Авионика это вычислительное ядро комплекса БРЭО, в котором сконцентрирована большая часть данных, используемых всем комплексом и другими системами самолета.

Она предназначена для:

- планирования и выполнения автоматического и ручного самолетовождения в горизонтальной и вертикальной плоскостях полета
- выдачи экипажу предупреждений о максимально и минимально допустимых значениях скорости и угла атаки
- выдачи управляющих команд в комплексную систему управления
- автоматического зависимого наблюдения
- управления электронной индикацией и аварийной сигнализацией
- управления цифровой связью и речевой информацией
- выдачи предупреждений экипажу (текстовых сообщений, визуальных и звуковых сигналов в случае отказов систем или нарушений конфигурации самолета)
- контроля самолетных систем и оборудования в полете и на земле

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– обеспечения экипажа навигационной информацией, синоптическими кадрами систем самолета, параметрами двигателя и индикацией сообщений системы предупреждения экипажа на многофункциональном индикаторе

– технического обслуживания (сбор аварийных сигналов и сигналов об отказах от средств встроенного контроля, проведение диагностики и идентификации отказавших блоков и линий связи)

– сбора и обработки данных по линиям ARINC 664 дискретных и аналоговых сигналов, фильтрации трафика, соблюдения правил коммутации, мониторинга, таблиц конфигурации, а также коммутации цифровой информации по дуплексным каналам AFDX.

1.2 Состав

Авионики интегрированная модульная состоит из:

– шесть центральных вычислителей авионики (ЦВА) - Central Processor and Input- Output Module (CPIOM1A, CPIOM1B, CPIOM1C, CPIOM2A, CPIOM2B, CPIOM2C). В штатном режиме вычислители CPIOM1A, CPIOM1B, CPIOM1C обеспечивают информацией командира воздушного судна, а CPIOM2A, CPIOM2B, CPIOM2C - второго пилота

– четырех коммутаторов AFDX-3800 сети ADN

– пульта включения сигнала "Бедствие".

1.3 Взаимодействие

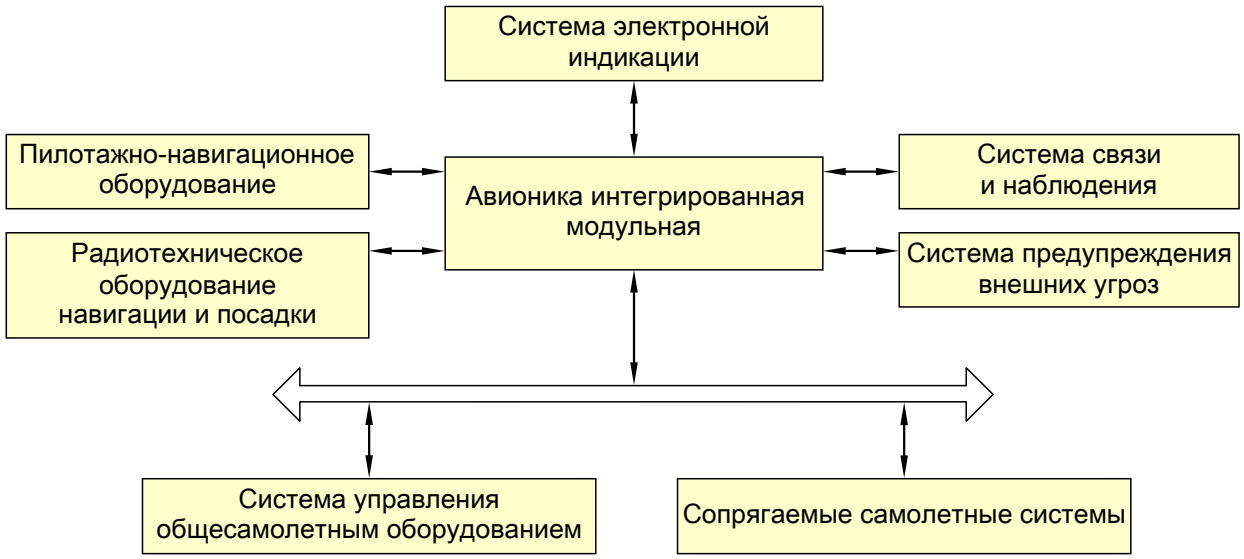


Рисунок 1 Взаимодействие с системами БРЭО самолета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2 Базовая система

2.1 Назначение

Центральный вычислитель авионики (ЦВА CPIOM) является основой интегрированной вычислительной системы.

Назначение ЦВА CPIOM:

- управление режимом работы ЦВА CPIOM, включая повторную инициализацию ЦВА CPIOM
- проверка совместимости компонентов ЦВА CPIOM друг с другом (аппаратная часть, ПО платформы, ФПО, таблицы конфигурации) во время инициализации или перед процедурой загрузки
- обеспечение защиты памяти и независимости работы различного ФПО и системных разделов друг от друга
- выполнять различные приложения и иметь различные конфигурации в зависимости от положения модуля на объекте
- управление вводом/выводом, в том числе - преобразование сигнала на входе в разъем, и маршрутизацию данных до порта программного интерфейса приложения и обратно
- взаимодействие с однородной детерминированной бортовой сетью по стандарту ARINC 664p7
- управление содержимым энергонезависимой памяти для обеспечения работы встроенного тестового оборудования (BITE) и/или для хранения функциональных данных между перезагрузками
- предоставление средств, позволяющих проводить мониторинг работы блока. Контроль перегрева, учет времени наработки модуля
- выявление неисправностей, их диагностика. Принятие мер по парированию неисправностей и восстановлению работоспособности, обнаружение и обработка зависания
- сбор диагностики и выполнение других функций технического обслуживания.

Каждый CPIOM имеет в своем составе, ПО которое реализует функции системных сервисов, управляет аппаратными ресурсами и обеспечивает работу ФПО.

CPIOM обеспечивает интерфейс для диагностики оборудования и средства отладки ФПО в среде CPIOM.

2.2 Работа

Каждый из шести ЦВА CPIOM обеспечивает выполнение всех предписанных ему функциональных задач на ВС в полном объеме. Вычислительные станции сдублированы по выполняемым функциям.

CPIOM может находиться в одном из следующих режимов:

- OFF (выключение питания) - наступает при отсутствии электропитания на время, более 5 секунд
- INIT (инициализация) – начальный режим, в котором CPIOM находится после включения или перезапуска (ручного, либо инициированного ПО из состава CPIOM).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

В этом режиме выполняется выбор следующего режима в соответствии с начальным состоянием (на земле / в воздухе / ТО) и по результатам тестовых процедур модуля (тест корректности, безопасности, совместимости)

- OPS (рабочий) - CPIOM оперирует разделами и выполняет загруженное в них ФПО. Переход в режим OPS выполняется при успешном прохождении инициализационных тестов и при наличии загруженного ФПО
- PASSIVE-DL (загрузочный) - по всем выходам выставляются значения по умолчанию, ФПО остановлены, обмен по AFDX выполняется в соответствии с дефолтной конфигурационной таблицей. Системные разделы функционируют и CPIOM готов к загрузке ФПО по шине AFDX
- SHOP (лабораторный) используется при выполнении ТО и в случае исследования проблем и их устранения
- HALT (останов) - CPIOM выставляет все выходы в состояние значения по умолчанию и останавливает обмен по AFDX. Выход из режима HALT выполняется только через ручной перезапуск или через отключения электропитания.

Системные разделы CPIOM обеспечивают следующие сервисы:

- загрузка данных
- мониторинг сети
- мониторинг ресурсов ЦВА CPIOM.

CPIOM участвует в ТО самолета, поддерживая протокол SNMP и загрузку данных по стандарту A615–A. Эти функции выполняет встроенный системный раздел.

2.2.1 Электропитание

Электропитание элементов авионики интегрированной модульной выполняется от аварийных шин ESS DC (кроме CPIOM2A, CPIOM2B, CPIOM2C они питаются от шин первой категории BUS DC).

Электропитание CPIOM обеспечивается подключением к двум источникам бортовой сети 28 В.

Допустимая длительность перерыва электропитания, не оказывающая влияния на работу CPIOM – 200 мс.

3 Сетевые компоненты

3.1 Назначение

Сетевые компоненты предназначены для обслуживания абонентов, обменивающихся информацией по информационным линиям связи в соответствии с требованиями стандарта ARINC 664 часть 7 Avionics Full Duplex Switched Ethernet (AFDX) Network.

Коммутаторы сети ADN обеспечивают выполнение функции фильтрации трафика, соблюдения правил коммутации, мониторинга, таблиц конфигурации.

Коммутаторы обеспечивают коммутацию цифровой информации по двадцати четырем дуплексным каналам AFDX.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Коммутатор обеспечивает следующие функции:

– прием, коммутация и доставка кадров AFDX к оконечным устройствам – системам назначения

– проверка и фильтрация кадров AFDX с отбраковкой недействительных кадров

– управление конфигурационными таблицами и режимами коммутации

– идентификация положения установки на борту.

3.2 Состав

Коммутатор AFDX-3800 состоит из следующих элементов:

– модуль коммутации Ethernet

– соединительная карта

– модуль фильтрации помех

– модуль электропитания.

3.3 Работа

Коммутатор AFDX-3800 выполняет активацию, контроль и настройку функции механизма коммутации.

Функция механизма коммутации принимает, валидирует и передает Ethernet фреймы в соответствии с правилами, содержащимися в конфигурационном файле.

Соединительная карта коммутатора AFDX-3800 выполняет соединение коммутатора с сетью авионики.

Модуль фильтрации помех обеспечивает фильтрацию шины электропитания коммутатора, предотвращая влияние электромагнитных помех.

В состав модуля питания входит главный преобразователь напряжения и контролер электропитания.

Главный преобразователь напряжения преобразовывает входное напряжение 28 В (постоянный ток) в 12 В (постоянный ток), подает напряжение 5 В (постоянный ток) на модуль коммутации Ethernet, выполняет контроль напряжения, тока и температуры.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Система комплексная интегрированная

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа ... 1
1 Система комплексная интегрированная ... 2
1.1 Назначение ... 2
1.2 Состав ... 2
2 Система управления общесамолетным оборудованием ... 3
2.1 Назначение ... 3
2.2 Состав ... 3
2.3 Взаимодействие с другими системами ... 3
2.4 Работа ... 4
2.5 Органы управления и индикация ... 7
3 Средства отображения ... 8
3.1 Назначение ... 8
3.2 Состав ... 8
3.3 Расположение ... 9
3.3.1 Компоновка левой панели КПП ... 12
3.3.2 Компоновка центральной панели КПП ... 14
3.3.3 Компоновка правой панели КПП ... 16
3.4 Взаимодействие с другими системами ... 18
3.5 Работа ... 18
3.6 Органы управления и индикация ... 19
3.6.1 Потенциометры (Ручки) ... 19
3.6.2 Кнопки-табло ... 19
3.6.3 Тумблеры (Рычажные переключатели) ... 21
3.6.4 Поворотные (галетные) переключатели ... 22
3.7 Сигнализация ... 24
4 Индикация ... 24
4.1 Сообщения EICAS СУОСО ... 24
4.2 Фазы типового профиля полета ... 25

Перечень таблиц

Страница

1 Сообщения EICAS СУОСО ... 24

Перечень иллюстраций

Страница

1 Функциональная схема СУОСО ... 6
2 Отображение неисправностей систем на EWD ... 8
3 Расположение КПП (Лист 1 из 2) ... 10
3 Расположение КПП (Лист 2 из 2) ... 11
4 Левая панель ... 13
5 Центральная панель ... 15
6 Правая панель ... 17
7 Потенциометры ... 19
8 Кнопки-табло ... 20

© ПАО "Корпорация "Иркут"

9 Кнопка-табло с двумя световыми полями..... 20
10 Кнопка-табло с горизонтальной зеленой линией..... 20
11 Кнопка-табло с блокирующей откидной рамкой красного цвета 21
12 Перекидные переключатели..... 21
13 Переключатель и тумблер с автоматическим режимом работы..... 22
14 Поворотные переключатели..... 22
15 Расположение переключателя ANN..... 23
16 Фазы типового профиля полета..... 25

Описание для экипажа

1 Система комплексная интегрированная

1.1 Назначение

Система комплексная интегрированная предназначена для:

– управления общесамолетным оборудованием

– приема, преобразования и выдачи информации о параметрах ВС и состоянии его систем

– контроля систем ВС и выдачи информации для подготовки отображения их состояния.

Система комплексная интегрированная выполняет следующие функции:

– сбор и обработка информации от сопрягаемых самолетных систем

– обмен информацией между блоками системы СУОСО и с сопрягаемыми самолетными системами

– выдача сигналов для автоматического управления сопрягаемыми самолетными системами

– выдача сигналов для управления агрегатами самолетных систем непосредственно от органов управления этих систем

– подготовка и выдача в сопрягаемые системы информации о состоянии систем и их режимах работы

– непрерывный контроль (мониторинг) технического состояния самолетных систем и их линий связи с СУОСО

– контроль технического состояния самолетных систем при проведении работ по техническому обслуживанию (расширенный наземный контроль)

– проведение контроля собственной работоспособности в полете и на земле.

1.2 Состав

Система комплексная интегрированная состоит из:

– системы управления общесамолетным оборудованием (СУОСО)

– средств отображения (комплексный потолочный пульт - КПП).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2 Система управления общесамолетным оборудованием

2.1 Назначение

Система управления общесамолетным оборудованием (СУОСО) предназначена для:

– управления общесамолетным оборудованием

– приема, преобразования и выдачи информации о параметрах и состоянии систем самолета и двигателя

– контроля систем и выдачи информации для отображения их состояния.

СУОСО обеспечивает:

– сбор и обработку информации, поступающей с общесамолетного оборудования

– обмен информацией между блоками системы СУОСО и с взаимодействующими бортовыми системами

– непрерывный контроль технического состояния взаимодействующих бортовых систем и их линий связи с СУОСО в полете и во время выполнении работ по ТО на земле (расширенный наземный контроль)

– летный экипаж данными о состоянии и о режимах работы взаимодействующих бортовых систем, используя для этого синоптическую страницу, дисплей двигателя и предупреждений (EWD), а также бортовую систему технического обслуживания

– контроль собственной работоспособности в полете и на земле

– регистрацию и хранение информации об отказах СУОСО в энергонезависимом запоминающем устройстве, передачу этой информации на взаимодействующие бортовые системы.

2.2 Состав

СУОСО является многоблочным изделием.

СУОСО состоит из:

– Блоков вычислителей-концентраторов (БВК-12)

– Блоков преобразования сигналов (БПС-14)

– Блоков защиты и коммутации (БЗК-1)

– Блоков управления обогревом стекол (БУОС-1).

2.3 Взаимодействие с другими системами

СУОСО соединена с:

– системой кондиционирования воздуха

– основной системой регулирования давления

– комплексной системой управления

– системой электропитания

– аварийно-спасательным оборудованием

© ПАО "Корпорация "Иркут"

- системой пожарной защиты
- топливной системой
- гидравлической системой
- противообледенительной системой самолета
- интегрированной системой сбора, контроля, обработки и регистрации полетных данных
- системой управления уборкой/выпуском шасси, системой аварийного выпуска шасси, системой контроля температуры и давления в шинах колес шасси, системой управления поворотом колес передней опоры шасси, а также системой управления стояночным торможением
- внешним светотехническим оборудованием, системой аварийного освещения
- кислородной системой
- вычислительными блоками БРЭО
- системой управления оборудованием пассажирской кабины
- системой нейтрального газа
- вспомогательной силовой установкой
- системой дверей и люков
- блоком управления обогревом стекол
- маршевой силовой установкой.

2.4 Работа

СУОСО выполняет сбор информации, поступающей с датчиков, сигнализаторов и исполнительных механизмов общесамолетного оборудования, которая используется для формирования сигналов управления.

СУОСО принимает и преобразовывает в цифровую форму 396 аналоговых сигнала от датчиков общесамолетного оборудования и принимает 291 разовую команду от сопрягаемого оборудования. Выдает в сопрягаемое оборудование 204 разовые команды и 350 команд управления.

БПС-14 получают и обрабатывают данные, поступающие с датчиков общесамолетного оборудования, исполнительных механизмов и сигнализаторов КПП.

Основными функциями БПС-14 являются:

- получение и первичная обработка данных, поступающих от датчиков и исполнительных механизмов общесамолетного оборудования
- генерирование напряжений питания бортовых датчиков систем самолета
- обмен данными с БВК-12
- хранение данных
- контроль работоспособности СУОСО в полете и на земле.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Для обеспечения достаточного уровня надежности обработка данных в БПС-14 происходит по двум независимым каналам.

Преобразованные данные БПС-14 направляют на БВК-12.

БВК-12, независимо друг от друга, получают и обрабатывают информацию, после чего они обмениваются полученной информацией для выполнения перекрестной проверки. Затем происходит выдача сигналов управления в блоки защиты и коммутации БЗК-1 и блоки БУОС-1 по двухканальной шине.

Основными функциями БВК-12 являются:

– получение и обработка собранной информации

– передача информации на БЗК-1 и на бортовые системы

– контроль работоспособности СУОСО в полете и на земле

– регистрации времени наработки

– хранение данных

– контроль состояния взаимодействующего оборудования.

Для обеспечения достаточного уровня надежности обработка данных в каждом БВК-12 происходит по двум независимым каналам. СУОСО сохраняет работоспособность до тех пор, пока не выйдут из строя три канала БВК-12. Сигналы направляются на БЗК-1, где выполняется анализ достоверности полученных данных.

БЗК-1 отправляет команды управления на общесамолетное оборудование в соответствии с управляющими сигналами БВК-12.

Основными функциями БЗК-1 являются:

– получение и первичная обработка данных, поступающих от органов ручного управления общесамолетным оборудованием

– формирование управляющих сигналов на исполнительные механизмы общесамолетного оборудования

– хранение данных

– контроль работоспособности в полете и на земле.

Для обеспечения достаточного уровня надежности сбор информации и отправка управляющих сигналов каждым БЗК-1 выполняется по двум независимым каналам.

БЗК-1 направляют сигналы управления на следующие исполнительные механизмы:

– противообледенительных систем крыла

– гидравлической системы

– системы дверей и люков

– аварийно-спасательного оборудования

– системы управления уборкой/выпуском шасси

– системы нейтрального газа

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– кислородной системы

– маршевой силовой установки.

БУОС-1 регулирует обогрев остекления кабины экипажа.

Основными функциями БУОС-1 являются:

– получение данных от панели управления системой обогрева остекления кабины экипажа

– получение и первичная обработка сигналов, поступающих от датчиков температуры

– контроль напряжения в цепях блока

– обмен данными с взаимодействующим оборудованием

– контроль собственной работоспособности в полете и на земле.

Сигналы управления направляются на исполнительные механизмы общесамолетного оборудования, которые управляют системами в автоматическом режиме.

Управлять исполнительными механизмами общесамолетного оборудования с комплексного потолочного пульта (КПП). Управляющие сигналы поступают непосредственно на уровне БЗК-1 (в обход БВК-12).

Параллельно вся информация, собранная с датчиков, сигнализаторов и исполнительных механизмов общесамолетного оборудования и полученная по результатам обработки данных, передается на бортовые системы.

Функциональная схема СУОСО изображена на (Рис. 1).

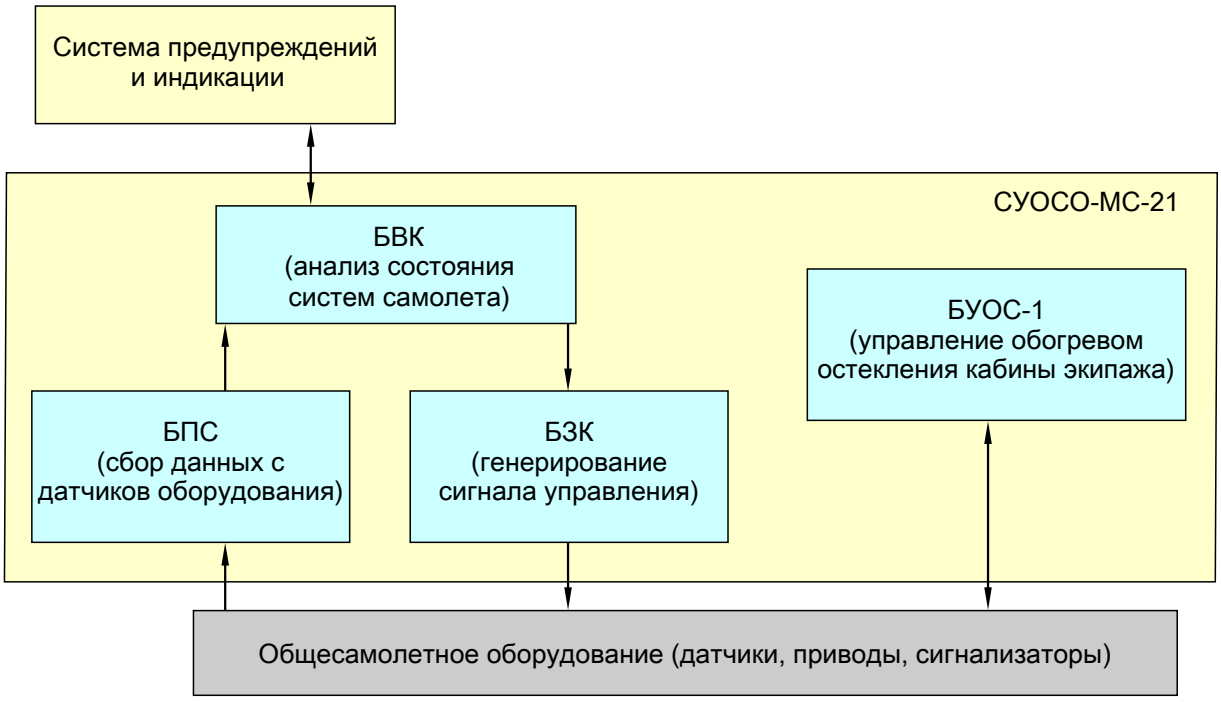


Рисунок 1 Функциональная схема СУОСО

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Все блоки системы функционируют в трех режимах:

– режим включения аппаратуры

– режим функционирования

– технологический режим.

Во время подачи электропитания система автоматически переходит в режим включения аппаратуры. Этот режим обеспечивает подготовку к работе аппаратуры системы, стартовый контроль аппаратуры и перевод каждого блока системы в режим функционирования или технологический режим.

В режиме функционирования выполняются задачи идентификации, приема, обработки и выдачи данных аппаратуры системы, а также расширенного контроля.

При проведении идентификации по комбинации входных разовых команд определяется адрес каждого блока.

После окончания процедуры идентификации блоки системы формируют сигналы исправности, приступают к выполнению задач в соответствии с программой функционирования (ПФ) и выполняют контроль собственной работоспособности (текущий контроль).

Запуск расширенного контроля выполняется при приеме соответствующих команд. Во время расширенного контроля выполнение задач в соответствии с ПФ прекращается. После завершения проверки блоки системы переходят к выполнению задач в соответствии с ПФ. Время проведения расширенного контроля - не более 4 мин.

В технологическом режиме решаются задачи производственного контроля блоков системы, а также загрузка программного обеспечения блоков.

2.5 Органы управления и индикация

Органы управления и индикация входят в состав КПП, с которого летный экипаж управляет СУОСО.

Сообщения о неисправностях систем, которые поступают от СУОСО, отображаются в верхней правой части комплексного кадра отображения параметров двигателя, самолетных систем и предупреждений экипажу (EWD) (Рис. 2).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

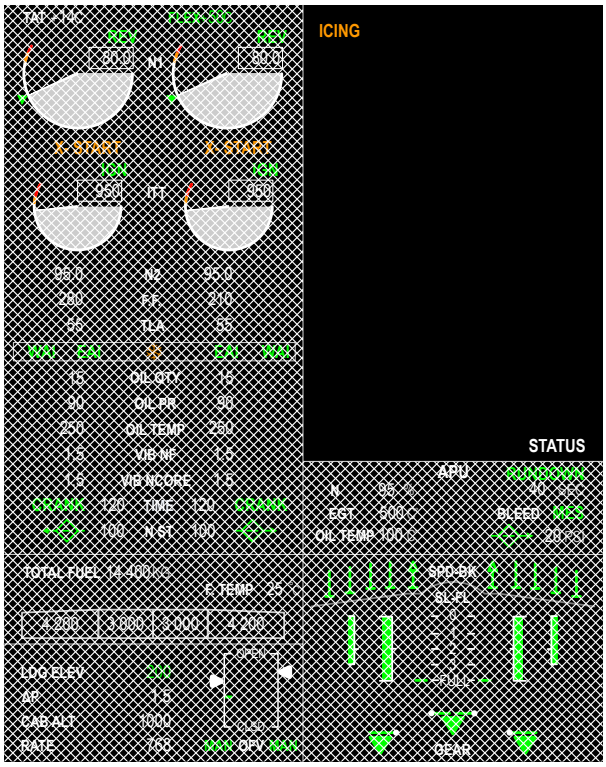


Рисунок 2 Отображение неисправностей систем на EWD

3 Средства отображения

3.1 Назначение

Средства отображения предназначены для:

- ручное управление режимами работы самолетных систем и бортового оборудования
- обмен информацией с взаимодействующими самолетными системами и бортовым оборудованием и ее логическую обработку
- индикацию состояния самолетных систем и их компонентов путем подсвечивания соответствующих информационных полей кнопок-ламп
- выдачу в бортовую информационную сеть информации о статусе всех органов управления и сигнализации, расположенных на КПП, а также о состоянии основных компонентов КПП
- индикация уровня напряжений аккумуляторных батарей
- управление и контроль внешнего светотехнического оборудования
- управление режимами работы "День-Ночь-Тест" светосигнализаторов на КПП и других пультах управления самолетных систем в кабине.

3.2 Состав

КПП - это единая конструкция, которая состоит из:

- двух независимых составных частей (двух контроллеров), позволяющих обеспечить полное резервирование всех функций

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– панелей ручного управления и контроля, которая состоит из:
  - системы пожаротушения
  - топливной системы
  - гидравлической системы
  - системы электроснабжения
  - системы кондиционирования воздуха (СКВ)
  - светотехнического оборудования
  - системы предупреждения столкновения с землей
  - инерциальных навигационных систем
  - системы измерения воздушно-скоростных параметров
  - вспомогательной силовой установки (ВСУ)
  - противообледенительной системы (ПОС)
  - системы управления стеклоочистителями лобового стекла
  - оборудования пассажирской кабины
  - системы ИССКОР (интегрированной системы сбора, контроля, обработки и регистрации полетных информации)
  - аварийного радиомаяка (ELT)
  - оборудования проверки напряжения аккумуляторных батарей
  - системы вентиляции
  - системы герметизации пассажирского салона и кислородной системы пассажирского салона
  - блока управления обогревом лобового стекла
  - системы пожарной защиты переднего и заднего багажно-грузового отсеков.

В состав КПП входят заливающее освещение центрального пульта и освещение рабочего места проверяющего.

3.3 Расположение

КПП изготовлен в виде единого блока, находится в верхней части кабины экипажа Рис. 3.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

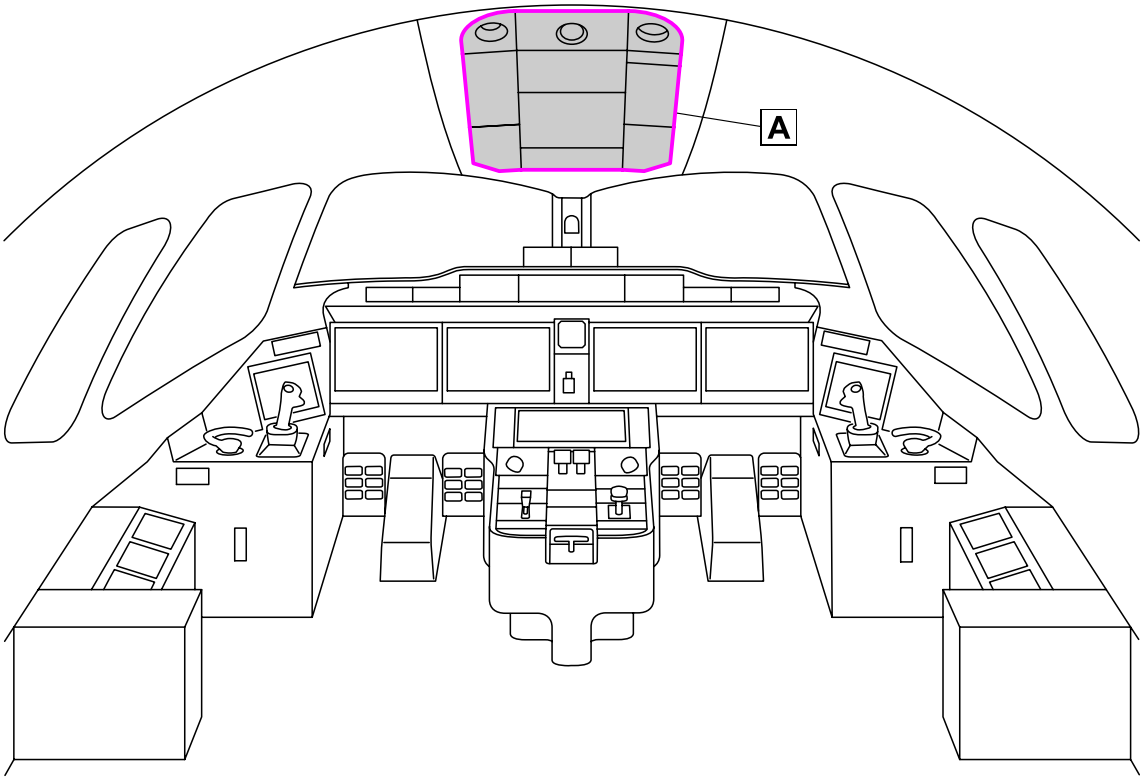


Рисунок 3 Расположение КПП (Лист 1 из 2)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

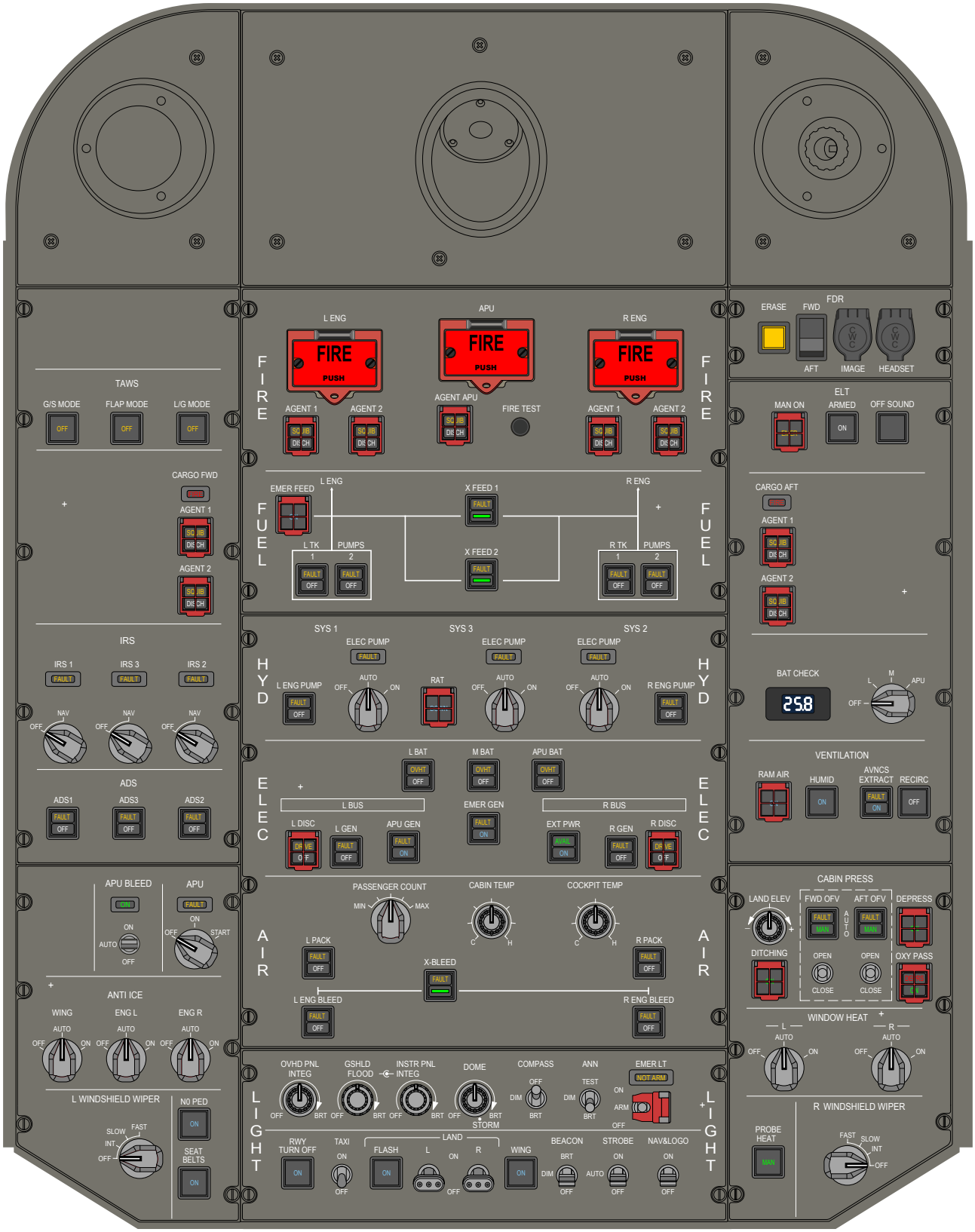


Рисунок 3 Расположение КПП (Лист 2 из 2)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

3.3.1 Компоновка левой панели КПП

Компоновка левой панели КПП изображена на (Рис. 4).

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Рисунок 4 Левая панель

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 4:

1	Панель управления левым стеклоочистителем **L WINDSHIELD WIPERS**, а также кнопки-табло **NO PED** и **SEAT BELTS**	4	Органы управления системой измерения высотно-скоростных параметров **ADS** и органы управления инерциальной навигационной системой **IRS**
2	Органы управления противообледенительной системой **ANTI ICE**	5	Органы управления противопожарной системой переднего багажного отсека **CARGO FWD**
3	Органы управления ВСУ **APU**	6	Органы управления системой раннего предупреждения об угрозе столкновения с землей **TAWS**.

3.3.2 Компоновка центральной панели КПП

Компоновка центральной панели КПП изображена на Рис. 5.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

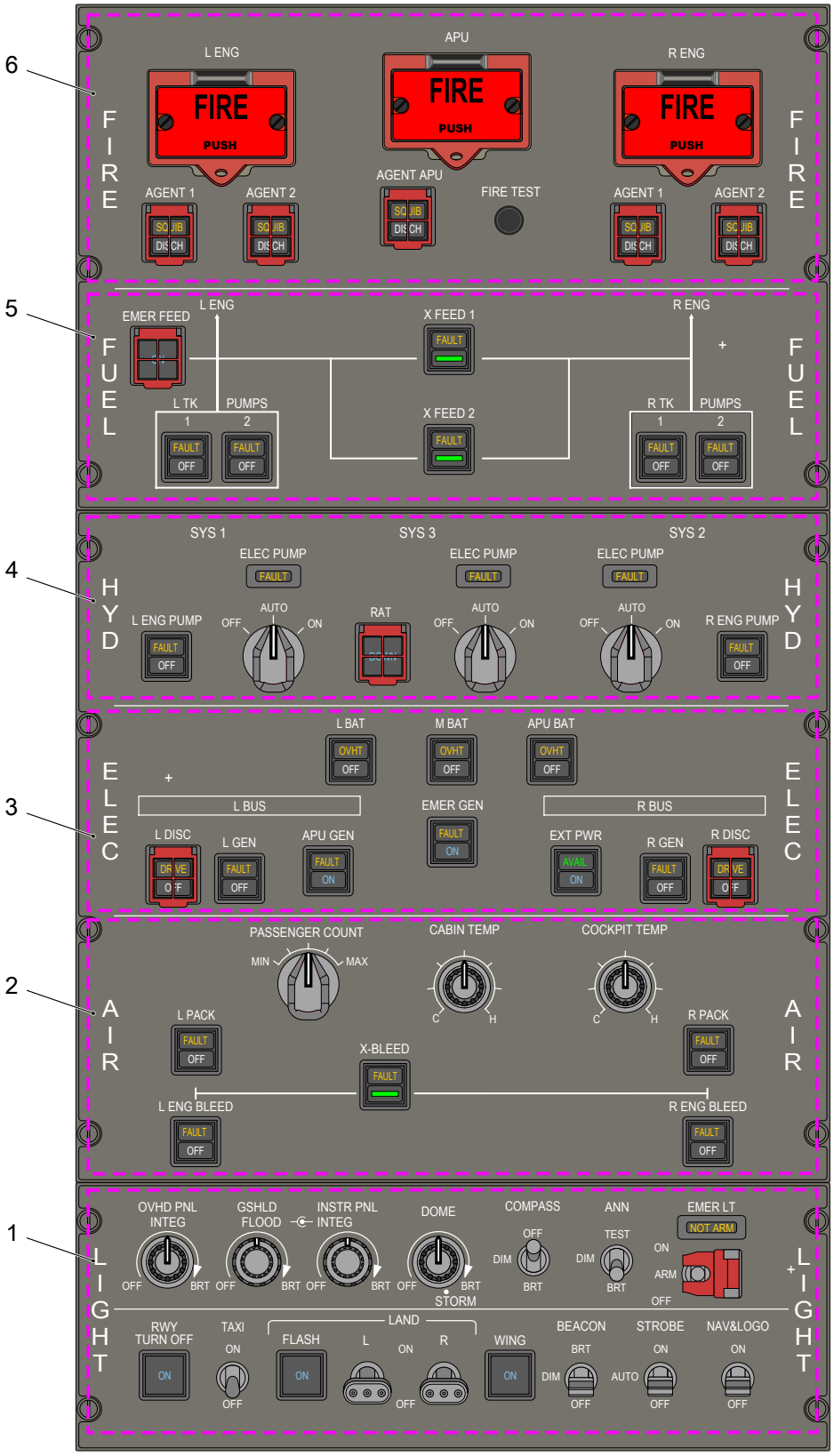


Рисунок 5 Центральная панель

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 5:

1	Органы управления светотехническим оборудованием **LIGHT**	4	Органы управления гидравлической системой **HYD**
2	Органы управления СКВ **AIR**	5	Органы управления топливной системой **FUEL**
3	Органы управления системой электроснабжения **ELEC**	6	Органы управления системой пожаротушения **FIRE**.

3.3.3 Компоновка правой панели КПП

Компоновка правой панели КПП изображена на Рис. 6.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

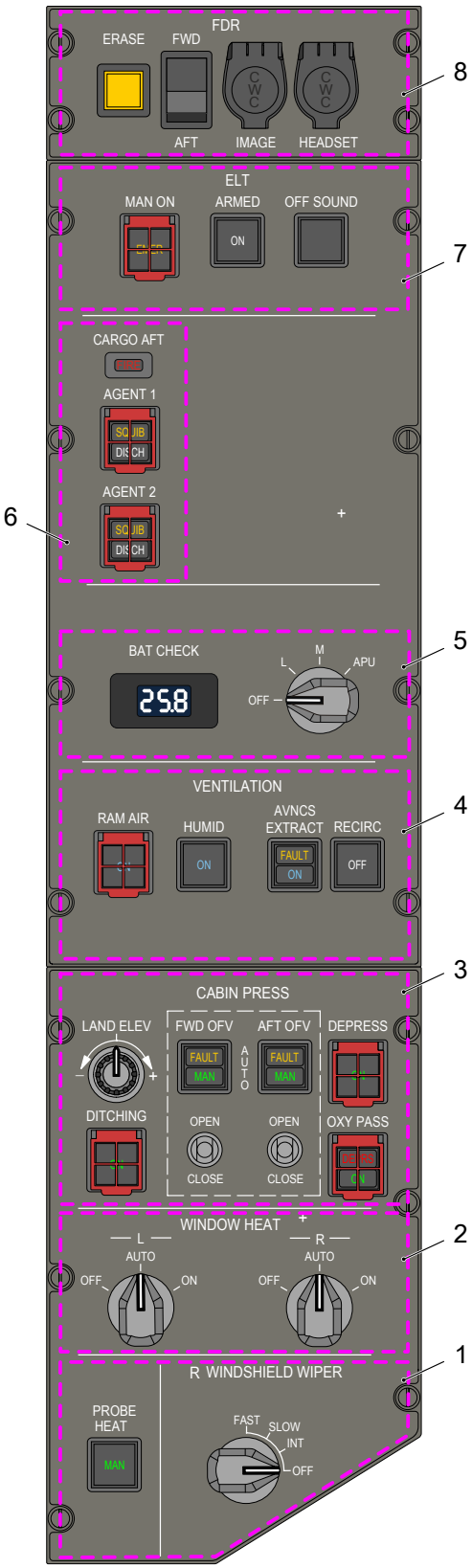


Рисунок 6 Правая панель

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 6:

1	Панель управления правым стеклоочистителем **R WINDSHIELD WIPER** и кнопка-табло управления обогревом приемников воздушных давлений **PROBE HEAT**	5	Органы контроля напряжения аккумуляторных батарей **BAT CHECK**
2	Органы управления системой обогрева остекления **WINDOW HEAT**	6	Органы управления противопожарной системой заднего багажного отсека **CARGO AFT**
3	Органы управления системой автоматического регулирования давления (САРД) **CABIN PRESS**	7	Органы управления аварийным радиомаяком **ELT**
4	Органы управления общей вентиляцией воздуха **VENTILATION**	8	Органы управления бортовым самописцем **FDR**.

3.4 Взаимодействие с другими системами

Система отображения является составной частью СУОСО, поэтому взаимодействует с теми же системами.

3.5 Работа

Два контроллера обеспечивают:

– взаимодействие с оборудованием самолета

– контроль и управление наружным осветительным оборудованием.

Панели управления, которые обеспечивают управление в ручном режиме и отображение состояния самолетных систем и бортового оборудования.

На панелях управления размещены органы управления и индикации состояния самолетных систем и нанесены элементы мнемосхем.

Органы управления на лицевой панели КПП размещены, исходя из условия досягаемости, принадлежности к одной системе, правому – левому борту, с учетом степени важности систем для безопасности полета и частоты обращения экипажа к ним в полете.

Функциональные связи между компонентами самолетных систем обозначены линиями мнемосхемы на панели управления этой системы, которые соответствуют мнемолиниям для данных компонентов систем на синоптических страницах.

Сигналы управления подаются с кнопочных переключателей во взаимодействующие системы (кислородная система, пожарная системы, подсистемы БРЭО, система электроснабжения). КПП принимает эти сигналы от самолетных систем для включения светосигнализаторов.

Общая идеология сигнализации состояния самолетных систем на КПП соответствует концепции **"темной кабины"**, принятой для кабины экипажа самолета МС-21. При работе самолетных систем и бортового оборудования в штатном режиме на светосигнализаторах КПП отсутствует сигнальная информация, кроме сигнализации о работе временно работающих систем.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

При отклонениях в работе оборудования систем от штатного режима или при появлении аварийной ситуации, выдается необходимая аварийная, предупреждающая или уведомляющая сигнализация. Указанная сигнализация соответствует состоянию контролируемых самолетных систем, не противоречива, как по содержанию, так и по форме представления с информацией, отображаемой на многофункциональных дисплеях кабины экипажа и достаточна для информирования экипажа о состоянии и режимах работы систем самолета.

3.6 Органы управления и индикация

На КПП находятся органы управления четырех типов:

– потенциометры (ручки)

– кнопки

– тумблеры (перекидные переключатели)

– поворотные (галетные) переключатели.

3.6.1 Потенциометры (Ручки)

Разновидности потенциометров изображены на Рис. 7.

Имеются различные типы ручек:

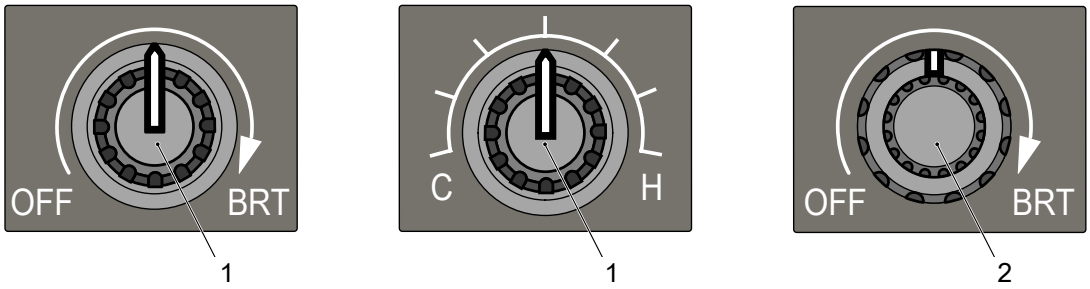


Рисунок 7 Потенциометры

Условные обозначения к Рис. 7:

1	Простая ручка	2	Двойная ручка для регулировки яркости, внешняя и внутренняя ручки регулируют яркость двух различных дисплеев.

Потенциометры (Ручки) выполняют плавное регулирование параметра управляемой системы. Вращение потенциометра по часовой стрелке соответствует увеличению требуемого значения параметра, а вращение против часовой стрелки соответствует уменьшению требуемого значения параметра.

3.6.2 Кнопки-табло

Кнопки-табло могут быть одного из двух типов Рис. 8:

– с фиксацией нажатого положения

– без фиксации нажатого положения.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Рисунок 8 Кнопки-табло

Кнопки-табло с фиксацией нажатого положения имеют два положения: нажатое положение соответствует включению необходимого режима, а отжатое положение – его выключению.

Нажатие на кнопку-табло без фиксации нажатого положения приводит к изменению управляемого режима на противоположный.

На кнопках табло с двумя световыми полями - отображение состояния системы (например: отказа - **FAULT** или перегрева - **OVHT**) помещено сверху кнопки, а индикация состояние системы (например, **ON**, **OFF**) - на нижнем световом поле кнопки Рис. 9.

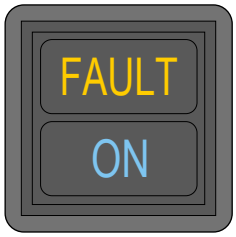


Рисунок 9 Кнопка-табло с двумя световыми полями

При наличии на световом поле кнопки **горизонтальной линии зеленого цвета**, сигнализирующей состояние крана (клапана), эта линия должна располагаться на одном уровне с линией мнемосхемы, обозначающей магистраль, на которой установлен этот кран (клапан) Рис. 10.

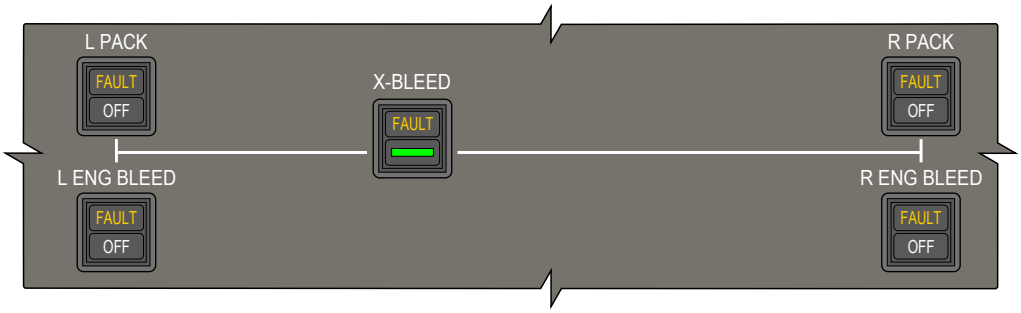


Рисунок 10 Кнопка-табло с горизонтальной зеленой линией

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Кнопки-табло, непреднамеренное нажатие на которые может привести к непоправимым изменениям в конфигурации управляемой системы, защищены блокирующей откидной рамкой красного цвета Рис. 11.

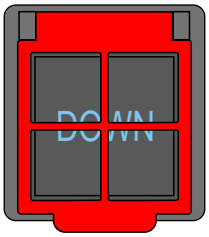


Рисунок 11 Кнопка-табло с блокирующей откидной рамкой красного цвета

Если на световом поле кнопки начала светиться надпись **ON** или **OFF**- это может обозначать:

– от управляемой системы поступил сигнал о включенном или выключенном состоянии

– состояние кнопки соответствует включенному или выключенному состоянии системы.

Первый вариант является предпочтительным.

3.6.3 Тумблеры (Рычажные переключатели)

Тумблеры (Рычажные переключатели) могут иметь различную форму Рис. 12:

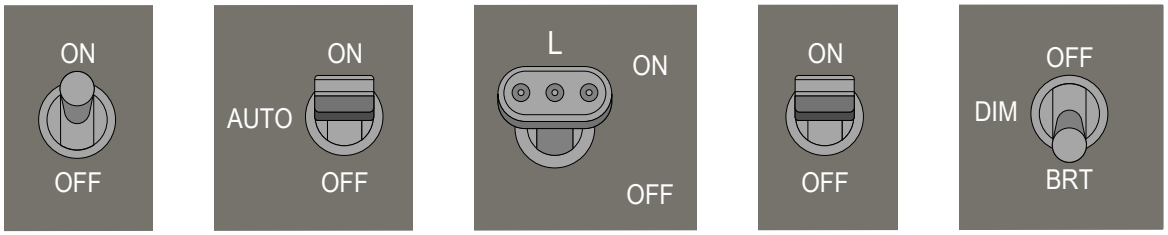


Рисунок 12 Перекидные переключатели

Если средним положением тумблера (рычажного переключателя) или поворотного (галетного) переключателя является **AUTO**, такой рычажного или поворотный переключатель предназначен для управления системой, в которой предусмотрен автоматический режим работы Рис. 13.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

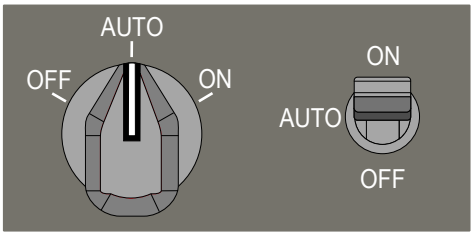


Рисунок 13 Переключатель и тумблер с автоматическим режимом работы

Ручное включение управляемой системы соответствует правому или верхнему положению такого переключателя, а ручное выключение, соответственно, левому или нижнему.

Органы управления, обеспечивающие состояние готовности аварийных систем (аварийный маяк, система аварийного освещения), имеют или механическую фиксацию, или индикацию состояния готовности.

3.6.4 Поворотные (галетные) переключатели

Поворотные переключатели могут иметь различное количество положений.

Разновидности поворотных переключателей КПП изображены на Рис. 14.

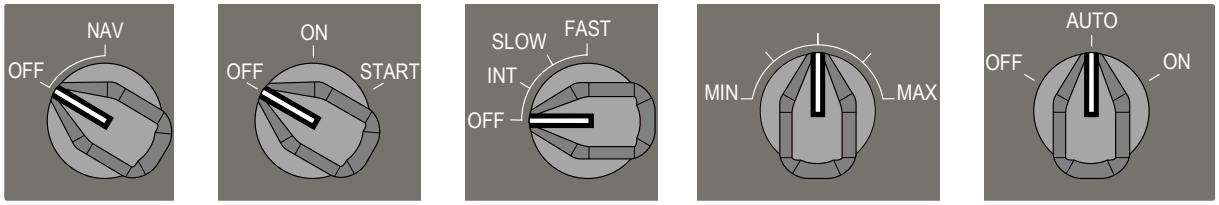


Рисунок 14 Поворотные переключатели

Яркость свечения, как световых полей кнопок и светосигнализаторов, так и символов мнемосхем может меняться.

Регулировка яркостью сигнализаторов находится пульте управления освещением **LIGHT**, на КПП Рис. 15.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

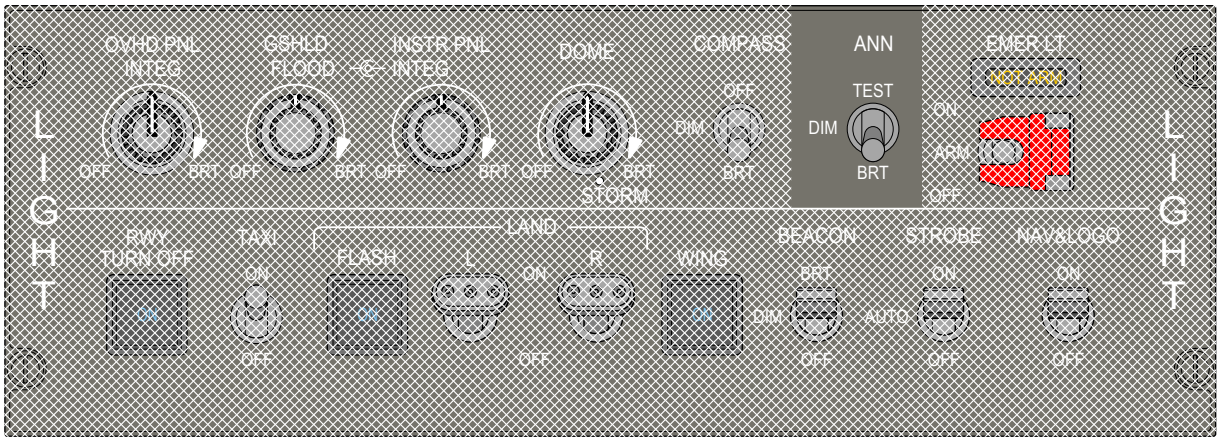


Рисунок 15 Расположение переключателя ANN

На панели управления светотехническим оборудованием находится переключатель ANN.

Переключатель - трехпозиционный, с фиксацией от непреднамеренного перемещения во всех трех положениях.

Для перемещения переключателя из одного положения в другое необходимо потянуть его на себя.

Исходное положение переключателя - в положении **BRT** (День). Подсвет светосигнализаторов КПП и пультов управления самолетных систем осуществляется в режиме максимальной яркости.

Установка переключателя в положение **DIM** (Ночь) используется для перевода светосигнализаторов на КПП работают в режиме пониженной яркости и для переключения свечения светосигнализаторов пультов управления самолетных систем в режим пониженной яркости.

Во время установки переключателя в положение **TEST** (Тест) все светосигнализаторы КПП принудительно включаются в режим максимальной яркости. В это время подается сигнал на блок регулировки яркости LSDU для принудительного включения подсвета всех светосигнализаторов пультов управления самолетных систем в режим максимальной яркости для того, чтобы убедиться в работоспособности подсветки всех сигнализаторов.

Для регулировки яркости встроенного свечения панелей комплексного потолочного пульта (надписи и элементы мнемосхем) служит регулятор яркости (потенциометр) **OVHD PNL INTEG**:

– в положении **OFF** встроенное свечение панелей КПП отключено

– в положении **BRT** встроенное свечение панелей КПП имеет максимальную яркость.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

3.7 Сигнализация

Цвет свечения на кнопках-табло и кнопках-лампах соответствует состоянию управляемой системы:

– **ON** (цвет синий - для временной работы систем, зеленый - для нормальной работы в ручном режиме) - данная система включена и работает исправно

– **OFF** (цвет белый) - данная система выключена

– **FAULT** (цвет янтарный) - система включена, однако не функционирует, или ее параметры вышли за пределы допустимого диапазона

– другие надписи, которые ясно идентифицируют состояние управляемой системы.

Примечание

Янтарная подсветка **FAULT** отключается, если соответствующая система или оборудование выключены.

Индикация имеет следующую цветовую кодировку:

– **красный** - указывает неисправное состояние, которое требует безотлагательных действий

– **янтарный** - указывает на конфигурацию или неисправное состояние, о которых летный экипаж должен быть осведомлен, однако безотлагательных действий не требуется

– **зеленый** - указывает, что соответствующая система работает нормально

– **синий** - указывает, что соответствующая система работает нормально и используется временно

– **белый** - указывает, что кнопка имеет ненормальное состояние.

4 Индикация

4.1 Сообщения EICAS СУОСО

В случае появления неисправностей в СУОСО на EWD отображаются сообщения, которые указаны в Таблица 1.

Таблица 1 Сообщения EICAS СУОСО

Текстовое сообщение на EWD	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал	Исключаемые фазы полета
AECS NO RESERVE	Предупреждающее (Caution)	Нет резерва СУОСО (Отказ БВК-12 № 1 или БВК-12 №2)	Один удар колокола	2.1, 6.2, 7
AECS FAULT	Предупреждающее (Caution)	Отказ СУОСО (Отказ БВК-12 № 1 и БВК-12 № 2)	Один удар колокола	2.1, 6.2, 7
AECS DCC 1 (2) FAULT	Предупреждающее (Advisory)	Отказ блока БВК-12 № 1 (№ 2) СУОСО	Один удар колокола	2.1, 6.2, 7

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Сообщения EICAS СУОСО

Текстовое сообщение на EWD	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал	Исключаемые фазы полета
AECS DCU 1 (2, 3, 4, 5, 6, 7) FAULT	Предупреждающее (Advisory)	Отказ блока БПС-14 № 1 (№ 2, № 3, № 4, № 5, № 6, № 7) СУОСО	Один удар колокола	2.1, 6.2, 7
AECS PCU 1(2, 3, 4, 5, 6, 7) FAULT	Предупреждающее (Advisory)	Отказ блока БЗК-1 № 1 (№ 2, № 3, № 4, № 5, № 6, № 7) СУОСО	Один удар колокола	2.1, 6.2, 7
AECS WHC FAULT	Предупреждающее (Advisory)	Отказ блока БУОС-1 № 1 СУОСО	Один удар колокола	2.1, 6.2, 7

4.2 Фазы типового профиля полета

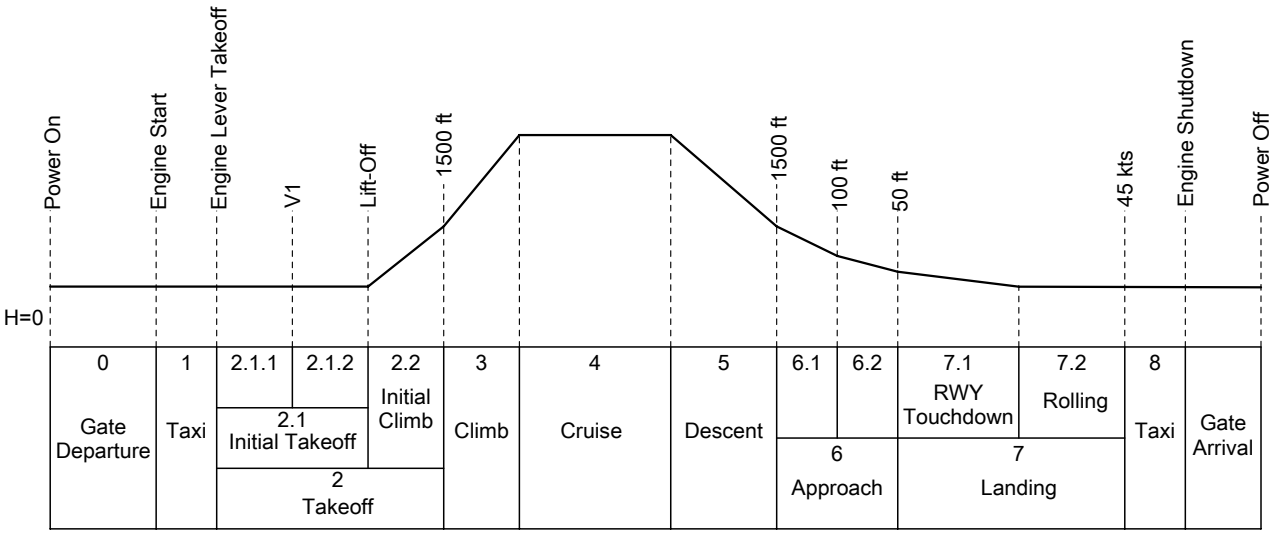


Рисунок 16 Фазы типового профиля полета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Система нейтрального газа

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа..... 1

Описание для экипажа

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Вспомогательная силовая установка

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа ... 1
1 Общие сведения ... 2
2 Назначение ... 2
3 Состав основных компонентов ВСУ и взаимодействие между ними ... 2
3.1 Двигатель ВСУ ... 2
3.2 Топливная система двигателя ... 3
3.3 Система зажигания/запуска ... 3
3.4 Система управления двигателем ... 4
3.5 Система индикации ... 4
3.6 Масляная система ... 4
4 Органы управления, дисплей и светосигнальные табло ... 4
4.1 Потолочный пульт ... 4
4.1.1 Поворотный переключатель ВСУ ... 5
4.1.2 Переключатель отбора воздуха от ВСУ ... 7
4.1.3 Кнопка-табло APU FIRE (пожар ВСУ) ... 7
4.2 Управление электроснабжением ВСУ , ... 8
4.2.1 Кнопка-табло APU BAT (аккумулятор ВСУ) ... 8
4.2.2 Кнопка-табло APU GEN (генератор ВСУ) ... 8
4.3 Индикация ... 9
4.3.1 Зона мониторинга ВСУ на дисплее отображения параметров двигателя и предупреждений (EWD) ... 9
4.3.2 Кадр ВСУ ... 11
5 Сигнализация ... 12

Перечень таблиц

Страница

1 Сообщения системы индикации работы двигателя и предупреждения экипажа EICAS по ВСУ ... 12

Перечень иллюстраций

Страница

1 Схема расположения основных агрегатов ВСУ ... 3
2 Потолочный пульт ... 5
3 Подача электроэнергии к ВСУ ... 8
4 Зона мониторинга ВСУ ... 10
5 Кадр ВСУ ... 11
6 График ... 14

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Описание для экипажа

1 Общие сведения

На самолете МС-21-300, в качестве вспомогательной силовой установки применен газотурбинный двигатель HGT 750 [MC] со стартер-генератором 120 кВА, разработанный фирмой Honeywell Aerospace. Выходной мощностью 750 кВт.

2 Назначение

Вспомогательная силовая установка (APU) обеспечивает:

- воздушный запуск основных двигателей
- питание сжатым воздухом системы кондиционирования
- питание бортовой сети электроэнергией переменного тока на земле и, при необходимости, в полете.

Работа APU может осуществляться как на земле, так и в полете с одновременным отбором воздуха и работой генератора на высотах от минус 984 ft (минус 300 м) до 13320 ft (4060 м) над уровнем моря в диапазоне температур наружного воздуха от минус 55 °C до 55 °C.

Допускается эксплуатация APU в полете на высотах от 13320 ft (4060 м) до 41010 ft (12500 м), при условии работы только генератора APU.

В аварийной ситуации высота полета с одновременным отбором воздуха и работой генератора, может быть увеличена до 29500 ft (9000 м).

Запуск APU осуществляется от сети постоянного тока 28 В, самолетной электросистемы или от наземного источника электропитания.

3 Состав основных компонентов ВСУ и взаимодействие между ними

ВСУ состоит из газотурбинного двигателя и систем обеспечивающих:

- крепление двигателя в отсеке
- подвод воздуха из-за борта к компрессорам
- отвод выхлопных газов за борт
- запуск и работу на эксплуатационных режимах.

3.1 Двигатель ВСУ

Представляет собой газотурбинный одновальный двигатель, на валу которого расположен компрессор для подачи сжатого воздуха в систему отбора воздуха. На редукторе двигателя установлен стартер-генератор работающий в режиме стратера и генератора переменного тока.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

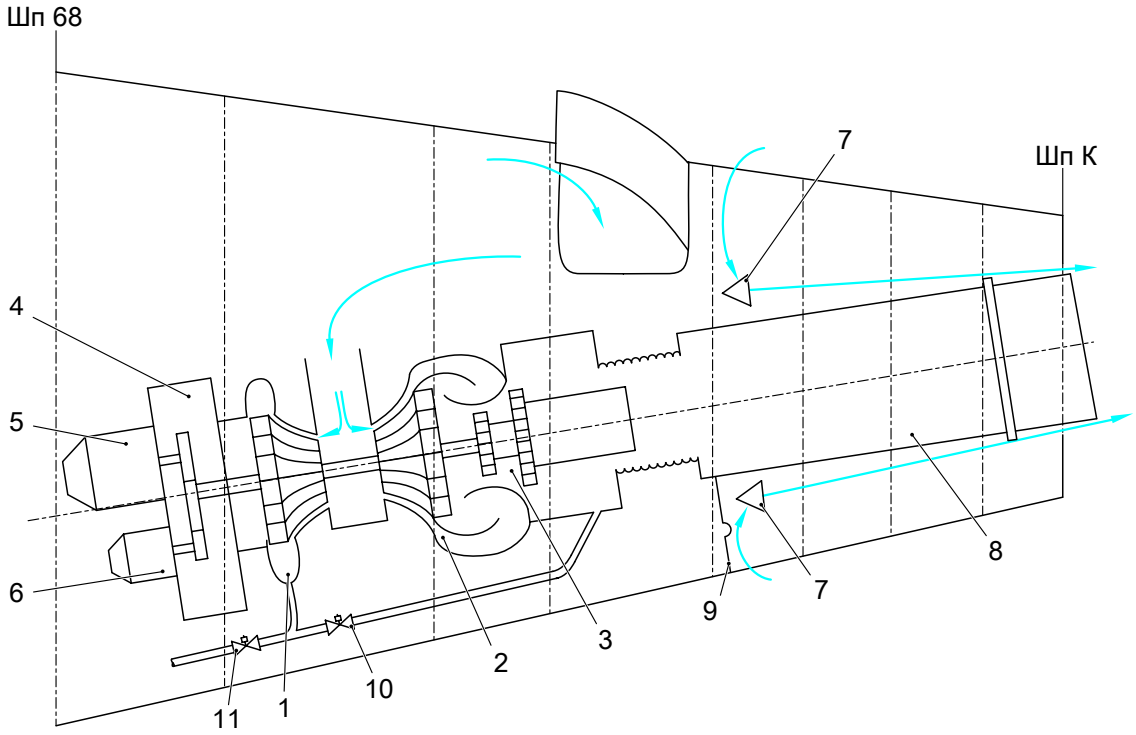


Рисунок 1 Схема расположения основных агрегатов ВСУ

Условные обозначения к Рис. 1:

1	Компрессор КСКВ	**7**	Воздухозаборники дополнительныеные
2	Компрессор двигателя ВСУ	**8**	Труба выхлопная
3	Турбина	**9**	Дренаж выхлопной системы
4	Коробка приводов	**10**	Клапан противопомпажный
5	Стартер-генератор	**11**	Кран отбора воздуха в систему кондиционирования
6	Насос топливный высокого давления		

3.2 Топливная система двигателя

Топливная система двигателя регулирует подачу топлива в камеру сгорания ВСУ при:

– запуске ВСУ

– работе ВСУ на режимах холостого хода и загрузки

– выключении ВСУ.

3.3 Система зажигания/запуска

Система зажигания обеспечивает искровой разряд для зажигания топливно-воздушной смеси в двигателе.

Запуск выполняется стартер-генератором, который обеспечивает предварительную раскрутку двигателя.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

3.4 Система управления двигателем

Управление ВСУ осуществляется автоматически электронным блоком управления (ЭБУ) на всех режимах работы.

Основные функции ЭБУ:

– контроль и управление работой ВСУ в зависимости от внешних атмосферных условий

– защита от превышения эксплуатационных режимов работы

– самодиагностика

– двойное резервирование измерений

– автоматическое выключение ВСУ в случае его отказа с выдачей сигнала об отказе на EWD.

3.5 Система индикации

Система индикации ВСУ обеспечивает экипаж текущей информацией о работе ВСУ, его основных параметров и наличии отказов.

3.6 Масляная система

Масляная система ВСУ-автономная. Предназначена для подачи масла на охлаждение и смазку подшипников опор ротора двигателя, вращающихся и трущихся деталей и узлов, а также для подачи масла в коробку приводов и к стартер-генератору.

4 Органы управления, дисплей и светосигнальные табло

4.1 Потолочный пульт

© ПАО "Корпорация "Иркут"

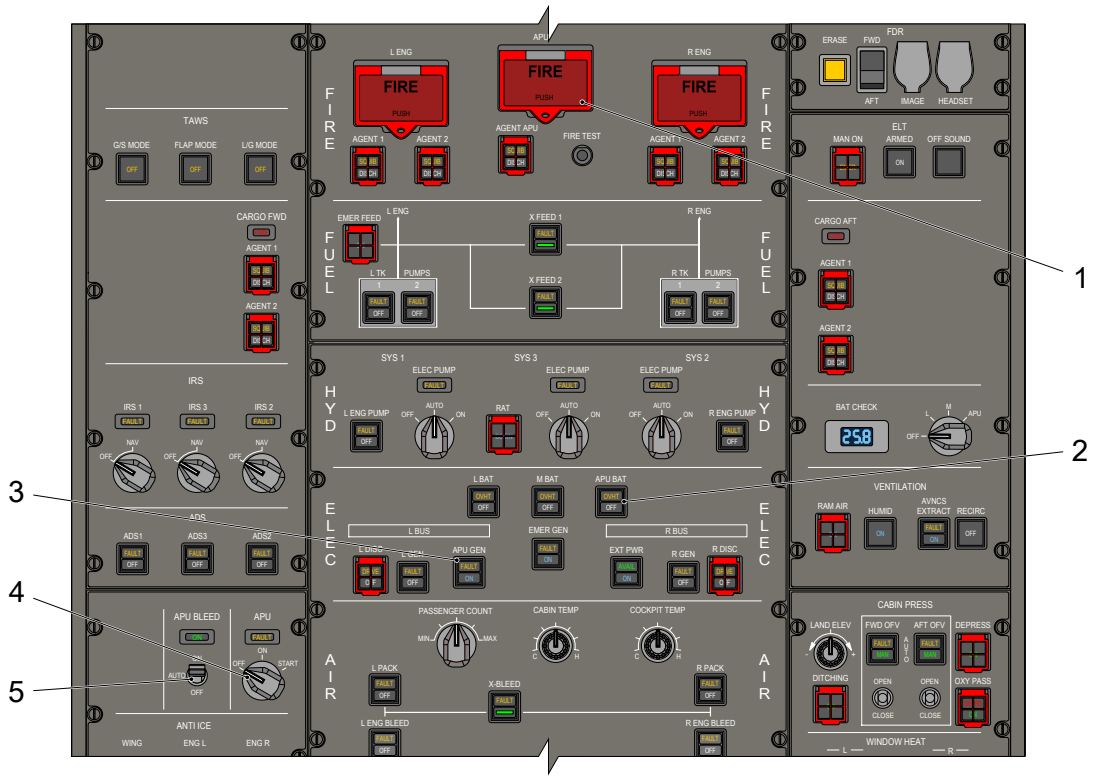
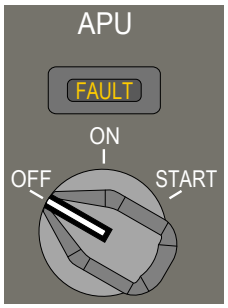
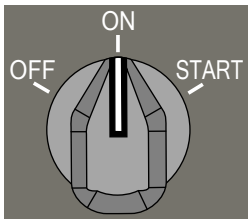


Рисунок 2 Потолочный пульт

4.1.1 Поворотный переключатель ВСУ [4] Рис. 2

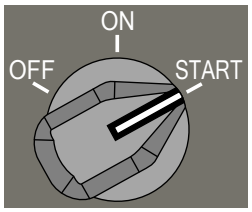


- Поворотный переключатель ВСУ обеспечивает подачу электроэнергии в ЭБУ и передачу сигнала на открытие перекрывного топливного крана подачи топлива к ВСУ. Поворотный переключатель ВСУ
  - OFF
  - ON
  - START

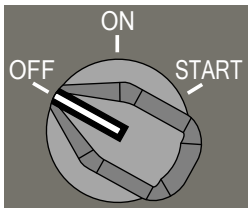


- **ON (вкл.)** При установке поворотного переключателя ВСУ в положение ON:
  - встроенный контроль (BITE) запускает процесс самодиагностики
  - открывается створка входного устройства ВСУ
  - включается насос подкачки топливна к ВСУ и открывается перекрывной топливный кран ВСУ
  - на синоптической странице появляется индикация о текущем состоянии ВСУ

© ПАО "Корпорация "Иркут"



- **START (запуск)** При установке поворотного переключателя ВСУ в положение START, начинается процесс запуска. ЭБУ, при условии нахождения створки входного устройства ВСУ в положении запуск, направляет сигнал в блок управления стартер-генератором (БУСГ) на запуск ВСУ.



- **OFF (выкл.):** При установке поворотного переключателя ВСУ в положение OFF, ЭБУ запускает цикл охлаждения, (длится 60 секунд), а затем отключает ВСУ. После отключения ВСУ, ЭБУ направляет сигнал на закрытие перекрывного крана ВСУ и закрывает створку ВСУ. После этого электропитание ЭБУ прекращает.

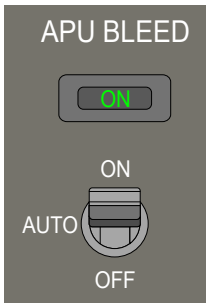
  Повторный запуск ВСУ можно выполнять при достижении оборотов 7%



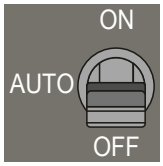
- **FAULT (отказ)**Надпись (отказ) высвечивается при автоматическом выключении ВСУ в случаях:
  - **На земле или в полете**
    - критический внутренний отказ ЭБУ
    - превышение оборотов
    - пожар ВСУ
  - **На земле**
    - высокая температура масла
    - низкое давление масла
    - помпаж
    - превышение температуры
    - низкие обороты двигателя
    - створка ВСУ не открылась
    - отсутствие пламени
    - отсутствие ускорения
    - потеря сигнализации оборотов
    - пожар во входном устройстве
    - засорение масляного фильтра
    - потеря электропитания постоянным током.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

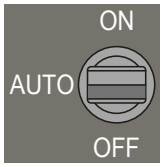
4.1.2 Переключатель отбора воздуха от ВСУ [5] Рис. 2



- Переключатель отбора воздуха от ВСУ обеспечивает подачу электроэнергии в ЭБУ и передачу сигнала управление заслонкой отбора воздуха. Переключатель имеет следующие положения
  - OFF (выкл.)
  - AUTO (авто)
  - ON (вкл.)



- **OFF (выкл.):** Клапан отбора воздуха от ВСУ закрыт



- **AUTO (авто):** Автоматическое управление клапаном отбора воздуха.



- **ON (вкл.):** Принудительное открытие клапана отбора воздуха.



- Индикация (вкл.) подсвечивается, когда клапан отбора от ВСУ открыт.



- Индикация (выкл.) не подсвечивается, когда клапан отбора от ВСУ закрыт.

4.1.3 Кнопка-табло APU FIRE (пожар ВСУ) [1] Рис. 2



- **Кнопка-табло APU FIRE (пожар ВСУ):** В случае пожара, для отключения ВСУ поднимите крышку и нажмите кнопку-табло APU FIRE (пожар ВСУ). Штатный период охлаждения пропускается. ВСУ отключается незамедлительно. Включается звуковая сигнализация. Начинает светиться главный сигнальный огонь.
- **Огнегасящий состав для ВСУ:** При появлении сигнала **FIRE** (пожар) надпись **SQUIB** (пиропатрон) светится янтарным цветом. Поднимите защитную крышку и нажмите кнопку на AGENT APU (состав ВСУ). Индикатор **SQUIB** (пиропатрон) гаснет. После разряда огнетушителя индикатор DISCH (разрядка) AGENT APU будет светиться белым цветом в течение всего полета.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

- **FIRE TEST (проверка системы пожаротушения):** Кнопка FIRE TEST (проверка системы пожаротушения) запускает наземную проверку системы пожаротушения независимо от того, есть ли сигнал обжатия стоек шасси или нет. Исходное положение кнопки FIRE TEST (проверка системы пожаротушения) - нажатое. Нажмите и отпустите кнопку для запуска процедуры проверки.

4.2 Управление электроснабжением ВСУ[2] Рис. 2 , [3] Рис. 2

Органы управления системой электроснабжения расположены в центральной части потолочного пульта управления.

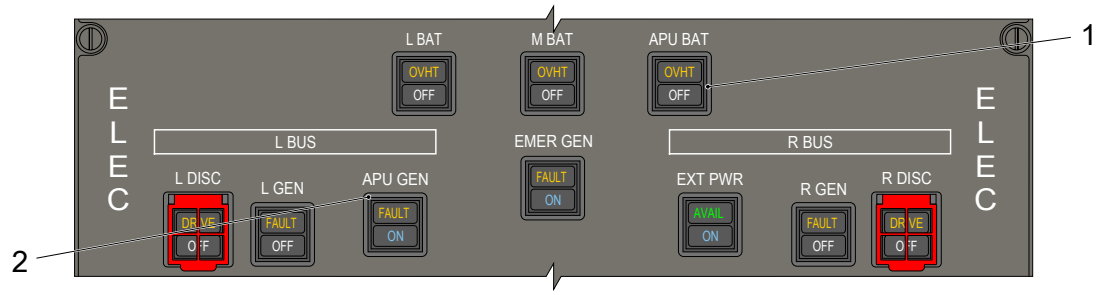


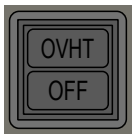
Рисунок 3 Подача электроэнергии к ВСУ

4.2.1 Кнопка-табло APU BAT (аккумулятор ВСУ) [1] Рис. 3

Кнопка-табло APU BAT (аккумулятор ВСУ) предназначена для подключения аккумулятора ВСУ к бортовой сети.



- **Исходный режим:** Аккумулятор не подключен к бортовой сети электропитания, световое поле OFF (выкл.).



- **Штатный режим:** Нажмите кнопку для подключения аккумулятора к бортовой сети электропитания и включения штатного режима работы. В штатном режиме обе индикации - OVHT (перегрев) и OFF (выкл.) - не светятся.



- **Режим отказа:** При отказе аккумулятора (перегреве) надпись **OVHT** (перегрев).



- Нажмите кнопку, в результате чего аккумулятор ВСУ будет отключен от бортовой сети электропитания. Индикация **OVHT** (перегрев) останется янтарной, при этом индикация OFF (выкл.).

4.2.2 Кнопка-табло APU GEN (генератор ВСУ) [2] Рис. 3

Кнопка-переключатель APU GEN (генератор ВСУ) служит для отключения генератора ВСУ от бортовой сети электропитания.

© ПАО "Корпорация "Иркут"



- **Исходный режим:** индикации - **FAULT** (отказ) и **ON** (вкл.) - не светятся.



- **Рабочий режим:** После запуска ВСУ, генератор ВСУ включается автоматически. В рабочем режиме индикация **ON** (вкл.)



- **Режим отказа:** При отказе генератора ВСУ индикация **FAULT** (отказ). При этом индикация **ON** (вкл.) гаснет.



- Нажмите кнопку для отключения генератора ВСУ. Обе индикации - **FAULT** (отказ) и **ON** (вкл.) - гаснут.

4.3 Индикация

4.3.1 Зона мониторинга ВСУ на дисплее отображения параметров двигателя и предупреждений (EWD)

Зона мониторинга ВСУ расположена с правой стороны дисплея EWD. Эта зона отображается только тогда, когда потолочный поворотный переключатель на КПП ВСУ установлен в положение "ON" или "START" или в ходе процесса выключения ВСУ.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

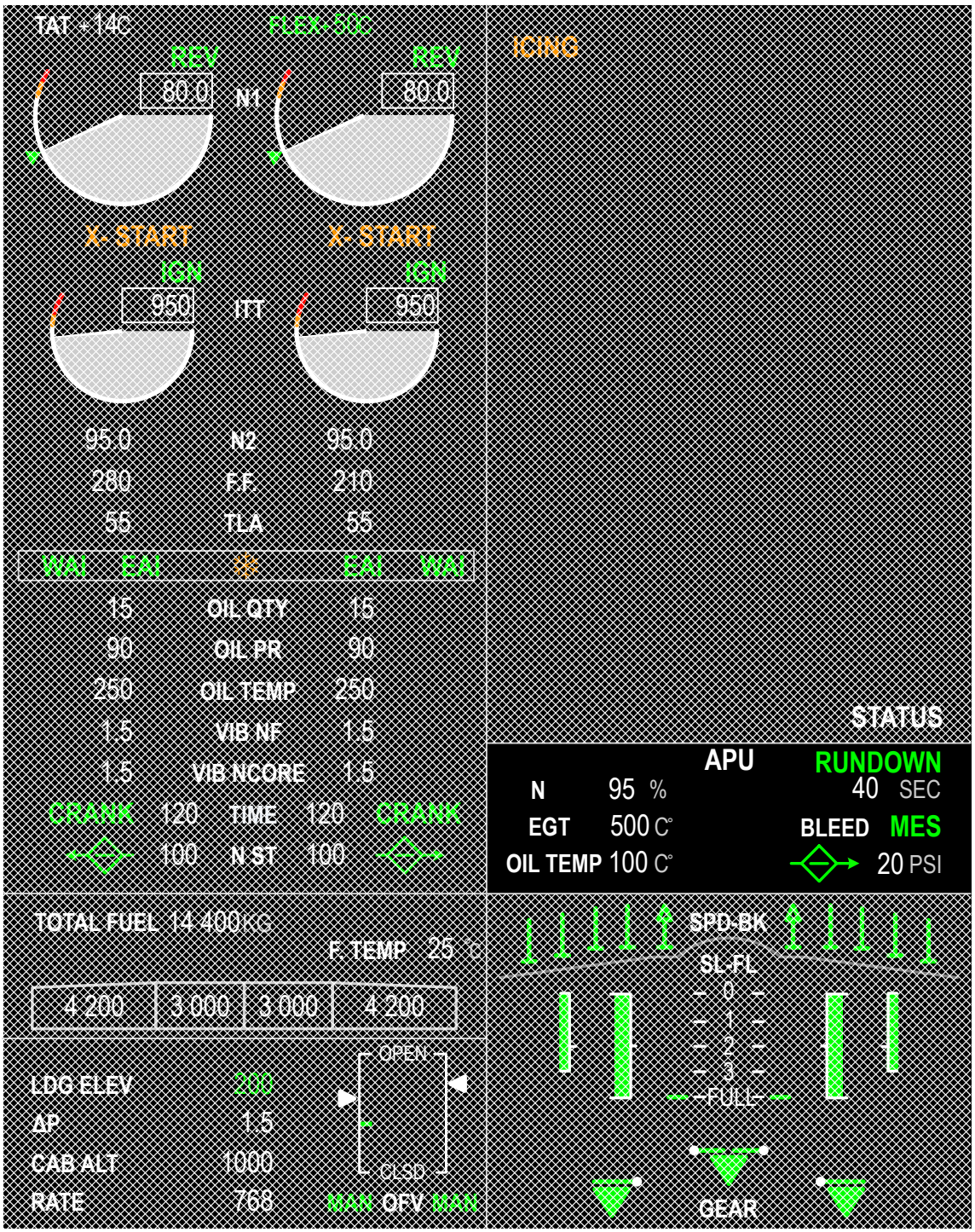


Рисунок 4 Зона мониторинга ВСУ

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4.3.2 Кадр ВСУ

В кадре ВСУ предусмотрена индикация следующих параметров и режимов работы ВСУ.

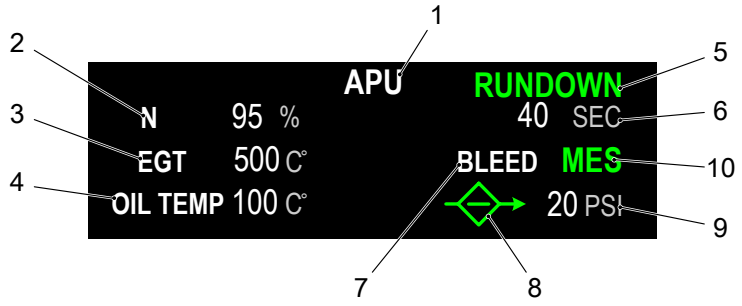


Рисунок 5 Кадр ВСУ

[1] Рис. 5 APU (Название кадра)

[2] Рис. 5 APU N (обороты ротора ВСУ), цифровое значение (%):

– белый цвет - эксплуатационный диапазон
– янтарный цвет - эксплутационный предел
– красный цвет - выше эксплуатационного предела
– - - - - ПУНКТИР янтарного цвета-информация недостоверна

[3] Рис. 5 Цифровое значение температуры выходящих газов ВСУ — APU EGT (°C):

– белый цвет - эксплуатационный диапазон
– янтарный цвет - эксплутационный предел
– красный цвет - выше эксплуатационного предела
– янтарная - - - - ПУНКТИР янтарного цвета-информация недостоверна

[4] Рис. 5 Индикация температуры масла ВСУ — APU OIL TEMP (°C):

– белый цвет - эксплуатационный диапазон
– янтарный цвет - эксплутационный предел
– красный цвет - выше эксплуатационного предела
– янтарная - - - - ПУНКТИР янтарного цвета-информация недостоверна

[5] Рис. 5 Индикация температуры масла ВСУ — APU OIL TEMP (°C):

– START READY - ВСУ готово к запуску
– AVAIL - ВСУ запущено и готово к нагрузке
– RUNDOWN - происходит выбег ВСУ

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– SHUTDOWN - нормальное выключение ВСУ

– SHUTDOWN - аварийное выключение ВСУ

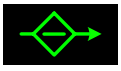
[6] Рис. 5 Индикация таймера запуска/выключения ВСУ (сек):

– зеленое сообщение "**START**": запуск ВСУ в процессе выполнения

– белое значение времени: [требует подтверждения].

[7] Рис. 5 Информация по отбору воздуха ВСУ:

– [8] Рис. 5 Индикация клапана отбора воздуха:

-  - исправен, в закрытом положении
-  - исправен, в открытом положении
-  - неисправен, в закрытом положении
-  - неисправен, в открытом положении.

– [10] Рис. 5 Индикация режима отбора воздуха:

- MES - отбор воздуха от ВСУ установлен в режим "Запуск маршевого двигателя"
- ECS - отбор воздуха от ВСУ установлен в режим "Система кондиционирования воздуха"

5 Сигнализация

Таблица 1 Сообщения системы индикации работы двигателя и предупреждения экипажа EICAS по ВСУ

Текстовое сообщение на EWD	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
APU AUTO SHUTDOWN	Предупреждающий (Caution)	Аварийный останов ВСУ осуществляется по: –срабатыванию защиты – превышению N и EGT.	Один удар колокола	НЕТ
APU EMER SHUTDOWN	Предупреждающий (Caution)	Ручной аварийный останов ВСУ (от кнопки APU FIRE)	Один удар колокола	НЕТ
APU FAULT	Предупреждающий (Caution)	Интегрированный отказ ВСУ	Один удар колокола	НЕТ

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Сообщения системы индикации работы двигателя и предупреждения экипажа EICAS по ВСУ

Текстовое сообщение на EWD	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
APU BIT	Предупреждающий (Caution)	Тест ВСУ отказ (перед запуском ВСУ)	Один удар колокола	НЕТ
APU WINDMILLING	Предупреждающий (Caution)	Авторотация ВСУ (Сообщение появляется, когда N ВСУ> 7 % и ВСУ не работает и не находится в процессе запуска)	Один удар колокола	НЕТ
APU BLEED	Предупреждающий (Caution)	Отказ отбора воздуха от ВСУ	Один удар колокола	НЕТ
APU LOW OIL QTY	Предупреждающий (Caution)	Масла мало	Один удар колокола	НЕТ
APU DOORS	Предупреждающий (Caution)	Створки забора воздуха отказ	Один удар колокола	НЕТ
APU DEGRADED	Предупреждающий (Caution)	ВСУ неисправно (отказ датчика температуры масла, или отказ датчика температуры воздуха на входе в ВСУ, или у ECU некритичный отказ, или отказ сигнализатора низкого давления масла ВСУ, или отказ датчика уровня масла ВСУ, или (не в полете – низкий мгновенный расход топлива ВСУ)	Один удар колокола	НЕТ
APU FUEL SOL OPEN	Предупреждающий (Caution)	ВСУ неисправно Не закрыт СТОП-КРАН ВСУ при подаче сигнала на закрытие	Один удар колокола	НЕТ
APU MAINTENANCE	Предупреждающий (Caution)	Запрос на тех обслуживание	Один удар колокола	на земле
APU AECS NO DATA	Предупреждающий (Caution)	ВСУ: нет данных от СУОСО	Один удар колокола	НЕТ
APU AVIONIC NO DATA	Предупреждающий (Caution)	ВСУ: нет данных от CPIOM	Один удар колокола	НЕТ
APU SGCU NO DATA	Предупреждающий (Caution)	ВСУ: нет данных от блока управления стартер-генератора	Один удар колокола	НЕТ
APU SGS FAULT	Предупреждающий (Caution)	ВСУ генератор отказ	Один удар колокола	НЕТ
APU FUEL LO PR	Предупреждающий (Caution)	P мало на входе ВСУ	Один удар колокола	НЕТ

© ПАО "Корпорация "Иркут"

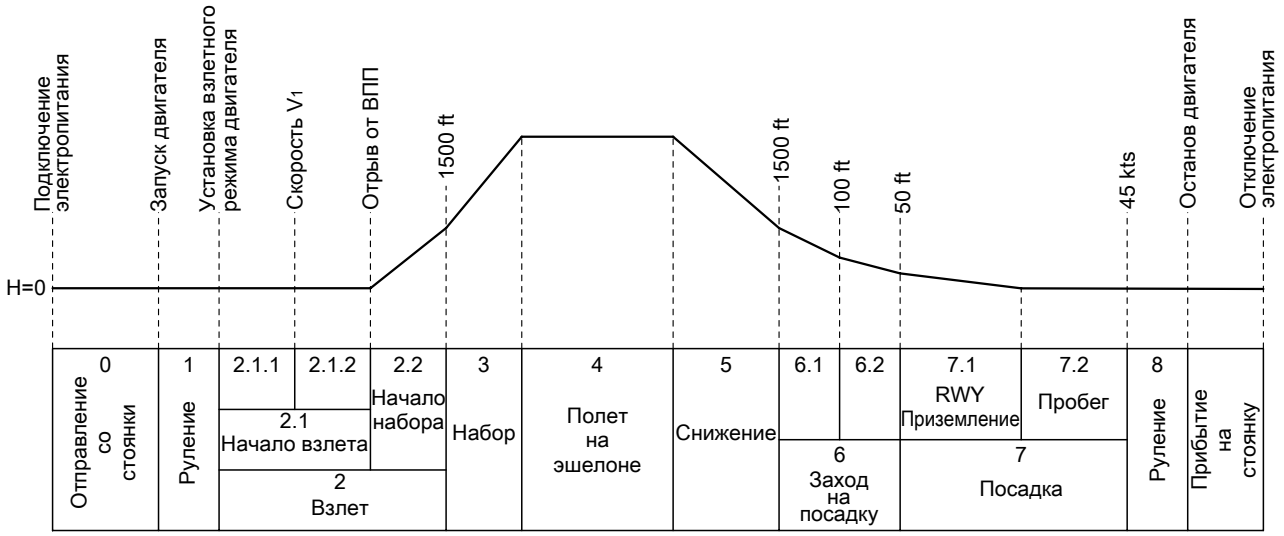


Рисунок 6 График

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Люки и двери

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа ... 1
1 Состав ... 2
2 Пассажирские двери ... 4
2.1 Вид двери снаружи ... 4
2.2 Вид двери изнутри ... 5
2.2.1 Ручка внутренняя ... 7
2.2.2 Рамка механического индикатора ... 7
2.2.3 Селектора аварийного трапа ... 8
2.2.4 Светосигнальный индикатор ... 8
3 Двери аварийные ... 9
4 Двери грузовые и багажные ... 10
4.1 Дверь грузовая ... 10
4.2 Дверь багажная ... 11
5 Герметичные люки технических отсеков ... 12
6 Дверь кабины экипажа ... 13
7 Створки шасси ... 13
8 Индикация и сигнализация ... 13
8.1 Синоптическая страница DOOR/OXY ... 13
8.2 Индикация дверей и люков ... 14
8.3 Блокировка двери ... 14
8.4 Подключение трапа двери ... 15
9 Сигнализация ... 15
9.1 Сообщения EICAS дверей и люков ... 15
9.1.1 Фазы типового профиля полета ... 15

Перечень таблиц

Страница

1 Сообщения EICAS дверей и люков ... 15

Перечень иллюстраций

Страница

1 Расположение дверей и люков ... 3
2 Вид двери пассажирской снаружи ... 5
3 Вид двери пассажирской изнутри открытое состояние ... 6
4 Вид двери пассажирской изнутри закрытое состояние ... 7
5 Индикация положения двери ... 8
6 Механическая индикация состояния аварийного трапа ... 8
7 Верхнее светосигнальное табло ... 9
8 Боковое светосигнальное табло ... 9
9 Дверь грузовая ... 10
10 Метка запертого состояния грузовой двери ... 11
11 Люк аварийного покидания ... 11
12 Дверь багажная ... 12

© ПАО "Корпорация "Иркут"

13 Индикация дверей и люков в полете 13
14 Индикация дверей и люков на земле 14
15 Фазы типового профиля полета 16

Описание для экипажа

1 Состав

На самолете имеются:

- две входные двери
- две служебные двери
- грузовая дверь в переднем багажно-грузовом отсеке
- грузовая дверь в заднем багажно-грузовом отсеке
- четыре герметичных люка технических отсеков в носовой части самолета
- негерметичные люки для доступа и обслуживания систем самолета
- створки шасси.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

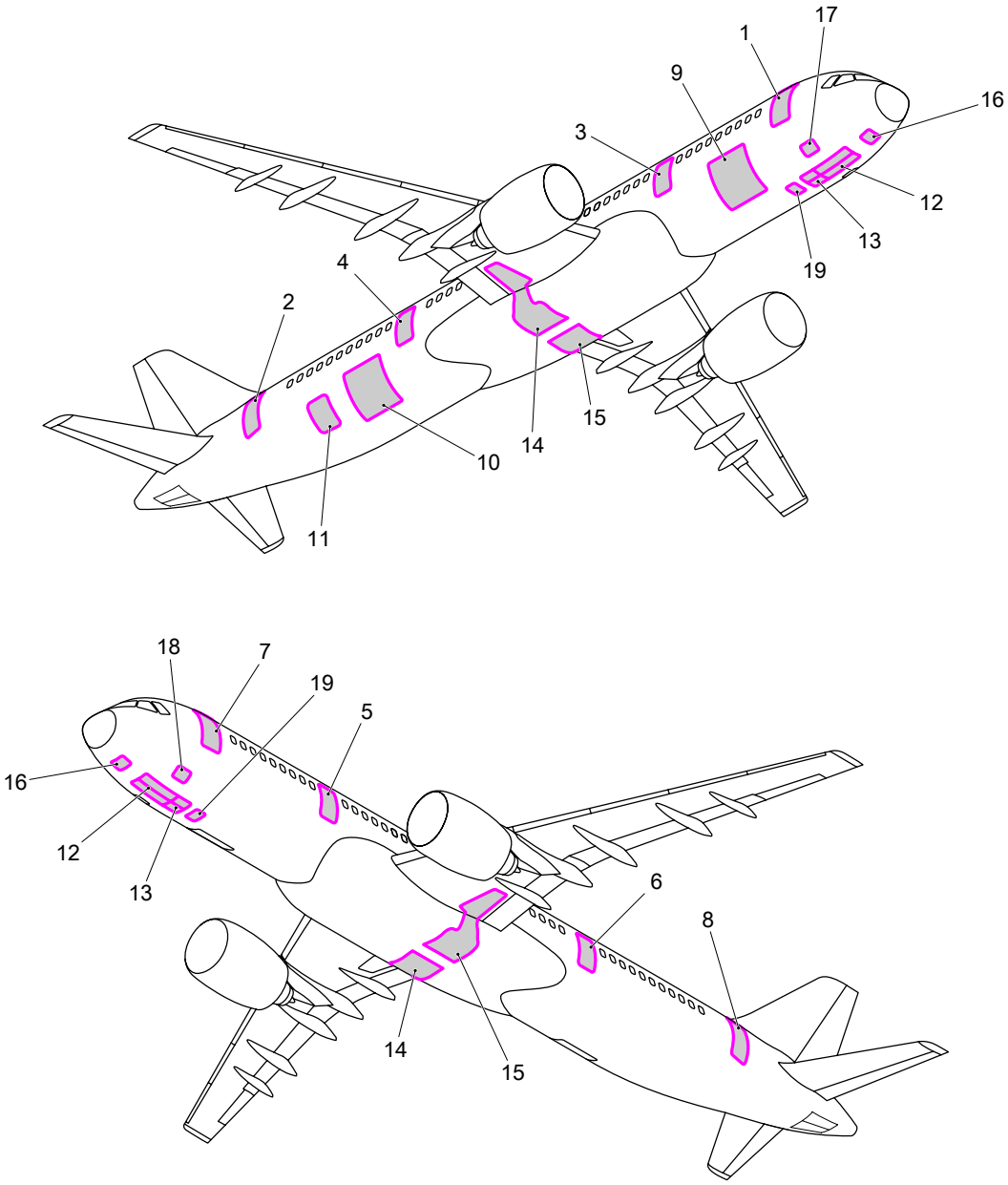


Рисунок 1 Расположение дверей и люков

Условные обозначения к Рис. 1:

1	Дверь служебная передняя	**11**	Дверь багажная
2	Дверь служебная задняя	**12**	Створки фюзеляжные основные
3	Дверь аварийная передняя правая	**13**	Створки фюзеляжные задние
4	Дверь аварийная задняя правая	**14**	Створки ООШ фюзеляжные и крыльевые правые
5	Дверь аварийная передняя левая	**15**	Створки ООШ фюзеляжные и крыльевые левые

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 1:

6	Дверь аварийная задняя левая	16	Люк передний технического отсека
7	Дверь пассажирская передняя	17	Люк задней части переднего технического отсека (правая сторона)
8	Дверь пассажирская задняя	18	Люк задней части переднего технического отсека (левая сторона)
9	Дверь грузовая передняя	19	Люк отсека БРЭО
10	Дверь грузовая задняя		

2 Пассажирские двери

На самолете установлены четыре двери (две сервисные двери по правому борту и 2 входные двери по левому борту), которые открываются наружу и вперед по полету.

Двери открываются вручную из пассажирской кабины и снаружи и оборудованы устройством, удерживающим их в открытом положении.

Все двери являются аварийными выходами и снабжены:

– аварийными надувными трапами, уложенными в жесткие контейнеры в нижней части каждой двери под декоративной обшивкой

– механизмом аварийного открытия (EPAS), обеспечивающим перемещение двери в полностью открытое положение

– ручкой селектора режима работы двери.

При переводе ручки селектора в положение ARMED приводится в подготовленное состояние EPAS и планка аварийного трапа прикрепляется к полу пассажирской кабины у проема двери.

После перевода внутренней ручки в положение ОТКРЫТО дверь откроется автоматически с автоматическим наполнением аварийного трапа.

При открытии двери наружной ручкой ручка селектора автоматически перемещается в положение DISARMED.

Каждая дверь оборудована:

– механическим индикатором состояния двери

– селектором аварийного трапа.

2.1 Вид двери снаружи

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Рисунок 2 Вид двери пассажирской снаружи

Условные обозначения к Рис. 2:

1	Декомпрессионный клапан	**3**	Окно двери.
2	Наружная ручка		

2.2 Вид двери изнутри

© ПАО "Корпорация "Иркут"

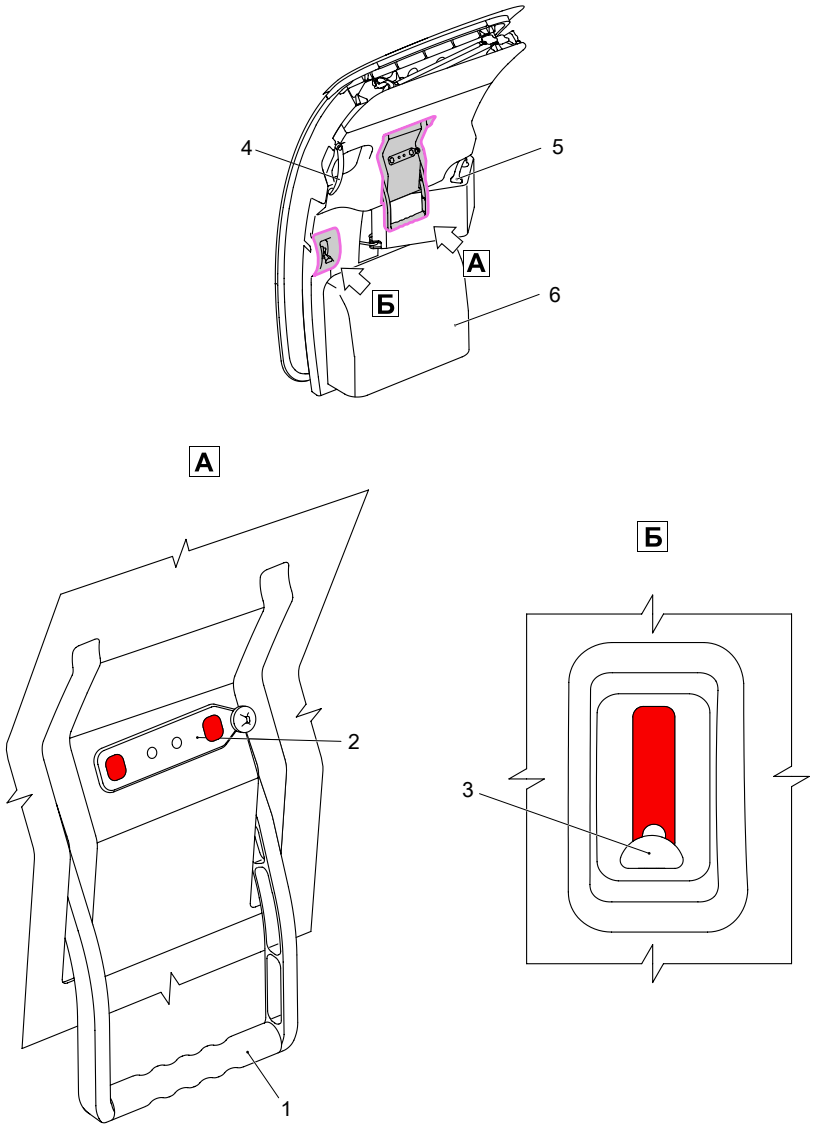


Рисунок 3 Вид двери пассажирской изнутри открытое состояние

Условные обозначения к Рис. 3:

1	Ручка внутренняя	4	Внутренняя ручка
2	Рамка механического индикатора	5	Рукоятка распахивания
3	Селектора аварийного трапа	6	Аварийный трап

© ПАО "Корпорация "Иркут"

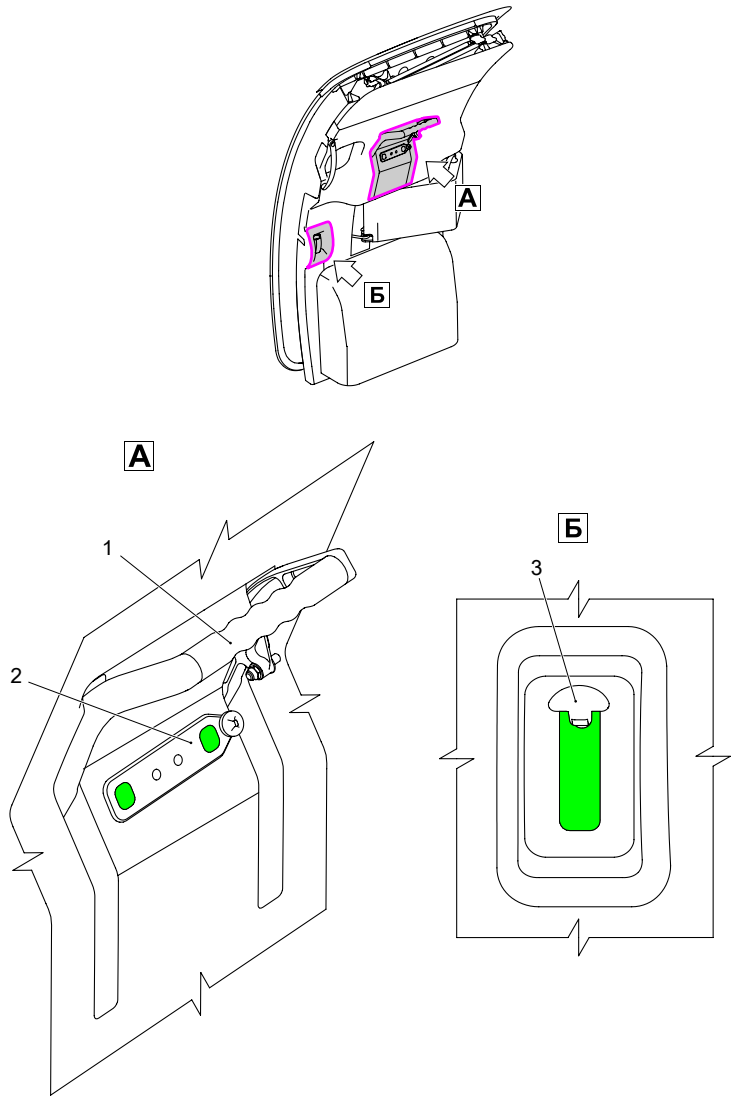


Рисунок 4 Вид двери пассажирской изнутри закрытое состояние

Условные обозначения к Рис. 4:

1	Ручка внутренняя	3	Селектора аварийного трапа
2	Рамка механического индикатора		

2.2.1 Ручка внутренняя

При перемещении внутренней ручки открытия вверх до упора, верхняя (подвижная) часть декоративной створки двери переместятся внутрь и вниз, створка двери поднимется. Дверь фиксируется в поднятом положении.

2.2.2 Рамка механического индикатора

Механический индикатор состояния двери представляет собой горизонтальную рамку со сменяющими друг друга секторами красного и зеленого цвета в зависимости от положения запирающего механизма:

– красный цвет соответствует положению рычага запирания двери ОТКРЫТО

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Рисунок 5 Индикация положения двери

– зеленый цвет соответствует положению рычага запирания двери ЗАКРЫТО.

2.2.3 Селектора аварийного трапа

Селектора аварийного трапа имеет механиченский индикатор подключения аварийного трапа. Ручка селектора управляет режимами работы двери и имеет два положения: ARMED (АВТОМАТ) - DESARMED (РУЧНОЕ).

DESARMED – режим, который используется при ручном открытии двери без выброса аварийного надувного трапа.

ARMED – режим для аварийного открытия двери с помощью механизма EPAS и выброса аварийного надувного трапа.

Механиченский индикатор представляет собой вертикальную рамку со сменяющими друг друга секторами красного и зеленого цвета в зависимости от положения запирающего механизма.

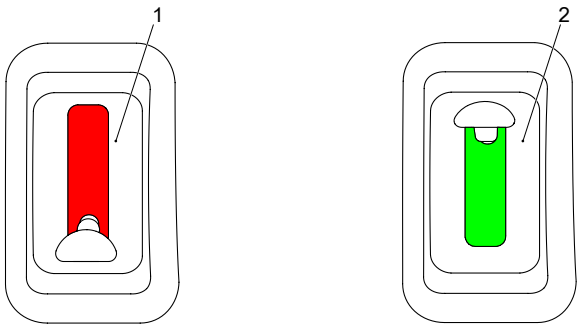


Рисунок 6 Механическая индикация состояния аварийного трапа

Условные обозначения к Рис. 6:

1	Красный цвет соответствует состоянию ARMED (ПОДКЛЮЧЕН)	2	Зеленый цвет соответствует состоянию DISARMED (ОТКЛЮЧЕН)

2.2.4 Светосигнальный индикатор

Светосигнальный индикатор представляет собой два светосигнальных табло DOOR BLOCKED (ДВЕРЬ ЗАБЛОКИРОВАНА) в верхней и боковой частях створки двери. При незаблокированном состоянии дверей табло выключено (поверхность матового серого цвета).

© ПАО "Корпорация "Иркут"



Рисунок 7 Верхнее светосигнальное табло

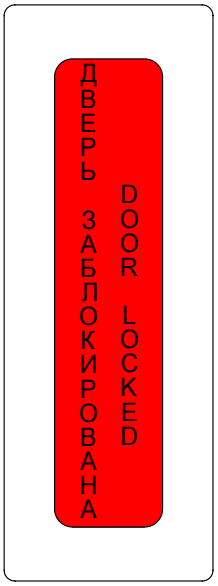


Рисунок 8 Боковое светосигнальное табло

Запрещается:

– производить открытие пассажирских, служебных, грузовых и багажной дверей при работающем двигателе маршевой силовой установки с соответствующей стороны фюзеляжа

– производить открытие и закрытие пассажирских, служебных, грузовых и багажной дверей, если в зоне двери или люка находятся посторонние предметы, люди или животные

– производить открытие и закрытие пассажирских, служебных, грузовых и багажной дверей, если скорость ветра превышает 20 м/с

Для самолета 0001 и 0003

– производить открытие задней грузовой двери, если скорость ветра превышает 8 м/с, из-за особенностей конструкции системы привода двери.

Для самолета 0001.

3 Двери аварийные

Двери аварийные открываются наружу. В открытом положении фиксируются с помощью лямок за бортом самолета в висячем положении.

Двери устанавливаются в проемах на упорах, крепящихся к боковым вертикальным балкам дверей и боковым вертикальным балкам проемов дверей. На этих же боковых балках крепятся элементы замковых механизмов дверей.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

У каждой двери расположены два светосигнализатора:

– сверху аварийного выхода Рис. 7

– сбоку в нижней части аварийного выхода. Рис. 8

4 Двери грузовые и багажные

На самолете установлены две грузовые двери и одна багажная, расположенные по правому борту ниже уровня пола пассажирской кабины.

4.1 Дверь грузовая

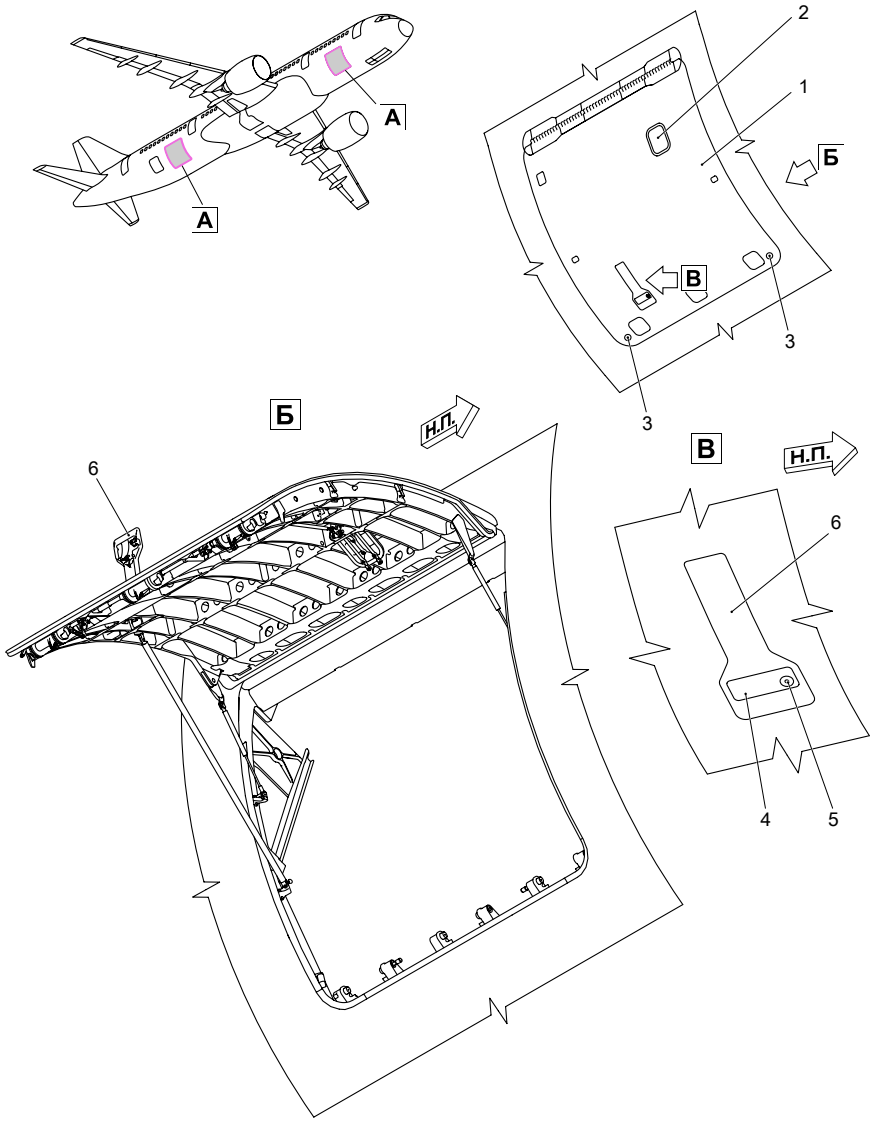


Рисунок 9 Дверь грузовая

Условные обозначения к Рис. 9:

1	Створка	4	Защелка
2	Декомпрессионный клапан	5	Ключевая вставка

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 9:

3	Смотровое окно	**6**	Рукоятка

Дверь грузовая отпирается и запирается вручную с помощью рукоятки. Рукоятка находится на внешней поверхности двери. Дверь открывается наружу и вверх, поворачивается относительно оси вращения петли удерживают дверь в закрытом положении, а упорная штанга удерживает дверь в открытом положении.

Двери грузовые оборудованы механической и электронной системами индикации. Механическая индикация визуальная. Запертое и застопоренное положение замков определяют через два смотровых окна.

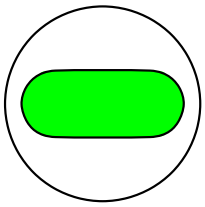


Рисунок 10 Метка запертого состояния грузовой двери

В случае запертого и застопоренного положения замков метки на мишенях располагаются напротив смотровых окон.

Примечание

Передняя грузовая дверь на время испытание заменена люком аварийного покидания (ЛАП) для самолетов 0001 и 0003.

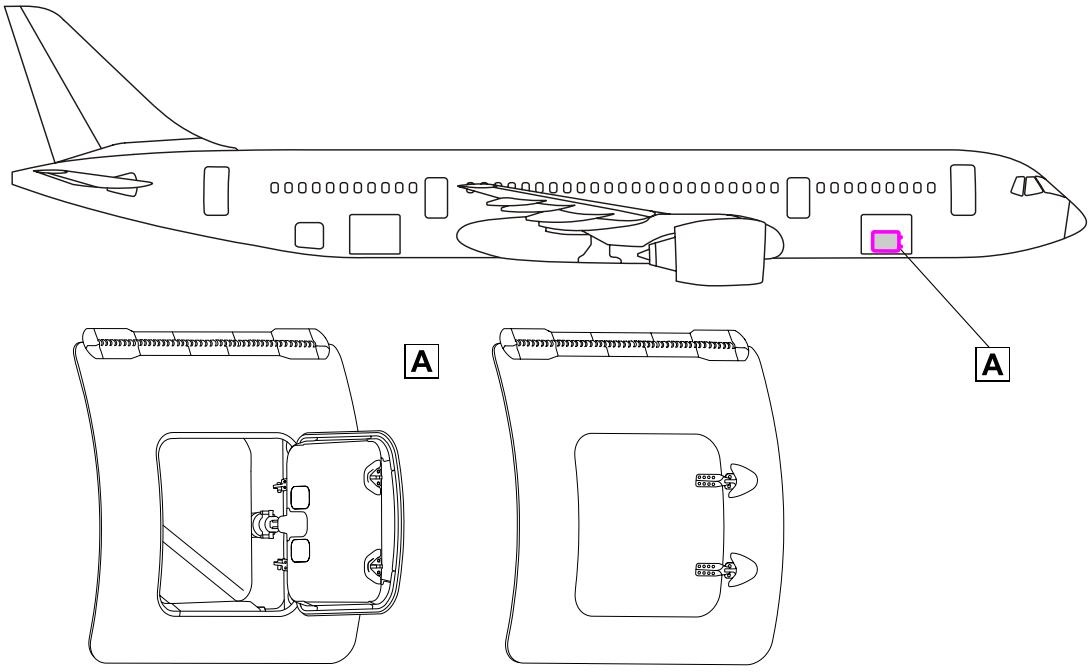


Рисунок 11 Люк аварийного покидания

4.2 Дверь багажная

© ПАО "Корпорация "Иркут"

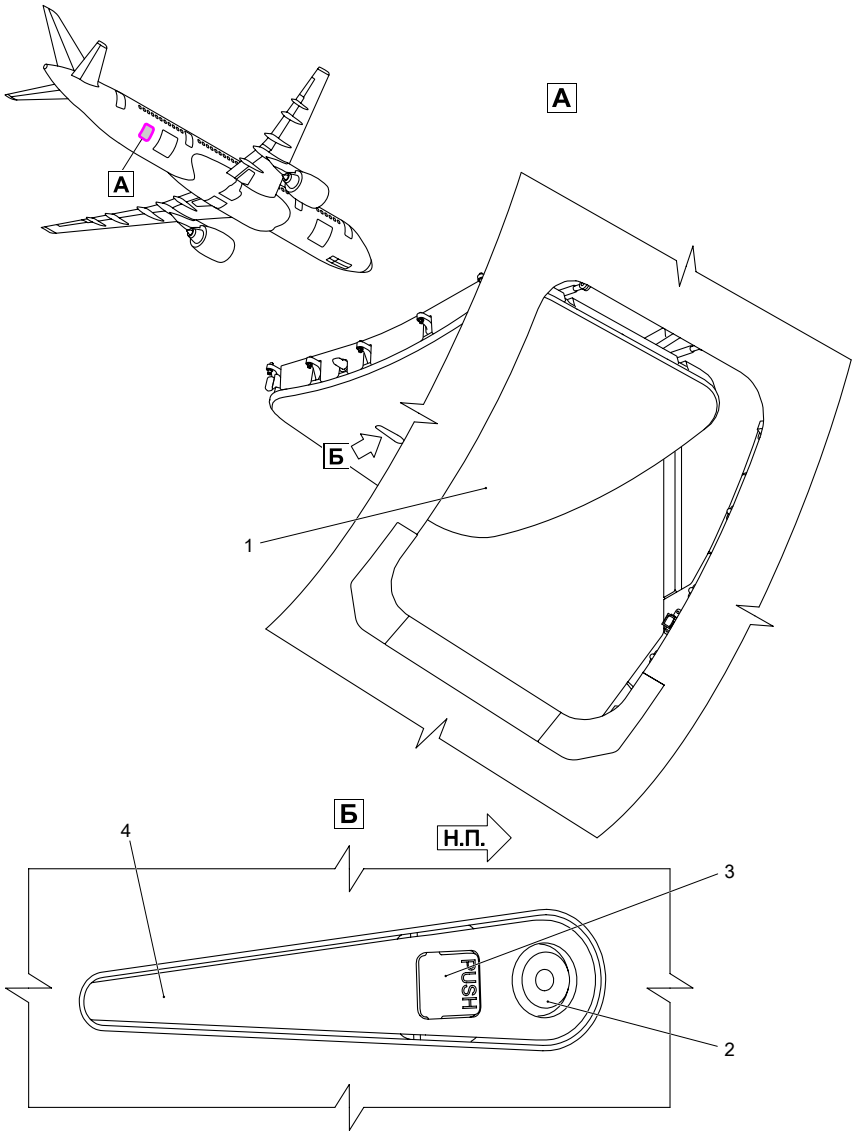


Рисунок 12 Дверь багажная

Условные обозначения к Рис. 12:

1	Дверь	3	Клавиша PUSH
2	Ключевая вставка	4	Рукоятка

Дверь багажная открывается вовнутрь. Открытие и закрытие производится вручную. В процессе открытия и закрытия дверь совершает вращательное движение вокруг оси навески кронштейнов. В открытом положении дверь удерживается с помощью двух газовых пружин и стопорится крюком.

Дверь багажная оборудована электронной системой индикации.

5 Герметичные люки технических отсеков

Четыре герметичных люка технических отсеков открываются вручную и предназначены для доступа к оборудованию, расположенному в гермозоне. Люки открываются вовнутрь

© ПАО "Корпорация "Иркут"

и располагаются в нижней части фюзеляжа вокруг отсека передней стойки шасси. [16] Рис. 1,[17] Рис. 1,[18] Рис. 1,[19] Рис. 1.

6 Дверь кабины экипажа

Примечание

Дверь кабины экипажа с дверной коробкой на время испытательных полетов не установлена.

7 Створки шасси

Створки шасси предназначены для защиты элементов конструкции шасси от повреждений внешними силами набегающего потока и обеспечения аэродинамической обтекаемости фюзеляжа.

В состав створок ООШ входят:

– створки ООШ [14] Рис. 1,[15] Рис. 1

– створки ПОШ.[12] Рис. 1,[13] Рис. 1

8 Индикация и сигнализация

8.1 Синоптическая страница DOOR/OXY

Вызов синоптической страницы дверей и люков нажатием клавиши дисплея систем (SD), затем выбрать закладку синоптической страницы дверей, люков и кислородной системы (DOOR/OXY).

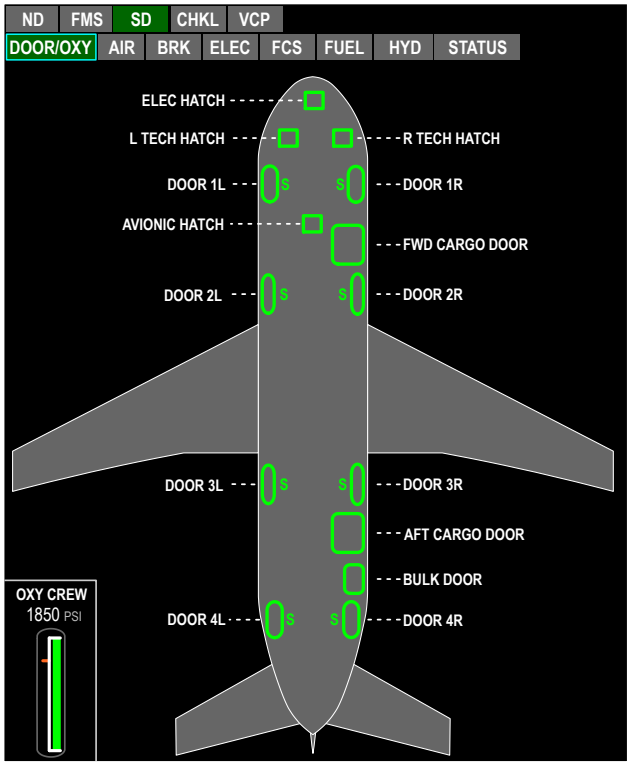


Рисунок 13 Индикация дверей и люков в полете

© ПАО "Корпорация "Иркут"

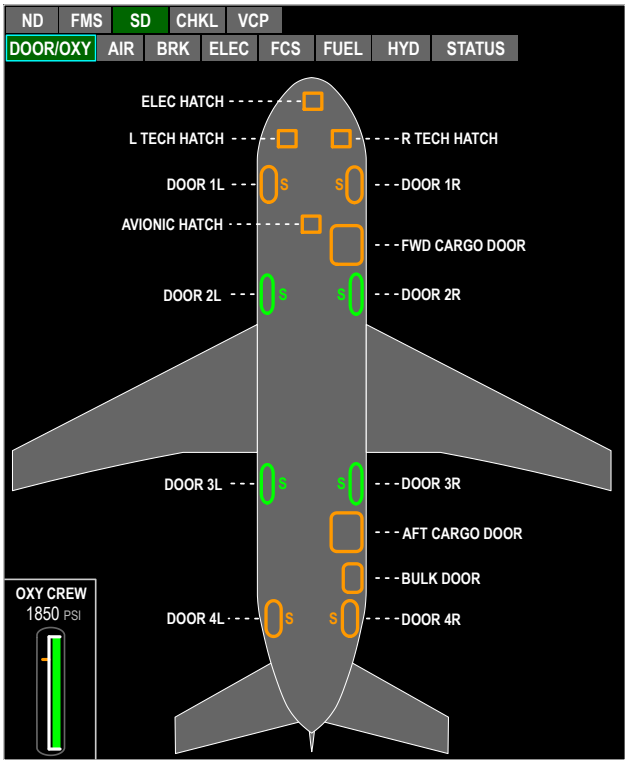
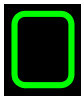


Рисунок 14 Индикация дверей и люков на земле

8.2 Индикация дверей и люков

Изображение элемента может быть в трех вариантах:



дверь заперта



дверь не заперта



недостоверность информации.

8.3 Блокировка двери

Изображение может быть в трех вариантах:



блокиратор работает штатно. Надпись отсутствует



блокиратор неисправен



недостоверность информации.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

8.4 Подключение трапа двери

Изображение элемента может быть в трех вариантах:



трап активирован



трап не активирован



недостоверность информации.

Примечание

На время летных испытаний на самолет 0001 система аварийных трапов не установлена.

9 Сигнализация

9.1 Сообщения EICAS дверей и люков

Таблица 1 Сообщения EICAS дверей и люков

Сообщение системы CAS на EWD	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
HATCH OPENED	Предупреждающая (Advisory)	Не заперт один или несколько люков	Один удар колокола	2, 6, 7
DOOR OPENED	Предупреждающая (Advisory)	Не заперта одна или несколько дверей	Один удар колокола	2, 6, 7
DOOR CARGO OPENED	Предупреждающая (Advisory)	Не заперта одна или несколько грузовых дверей	Один удар колокола	2, 6, 7
DOOR SLIDE DISARM	Предупреждающая (Advisory)	Не подключен один или несколько трапов	Один удар колокола	2, 6, 7
DOOR BLKD ERROR	Предупреждающая (Advisory)	Не включился или не отключился один или несколько блокираторов	Один удар колокола	2.2, 6, 7
DOOR CARGO INVALID	Предупреждающая (Advisory)	Недостоверность информации об одной или нескольких грузовых дверя	Один удар колокола	2, 6, 7
CKPT WINDOW OPEN	Предупреждающая (Advisory)	Не закрыта одна или несколько форточек в кабине экипажа	Один удар колокола	2.1.2, 7, 8

9.1.1 Фазы типового профиля полета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

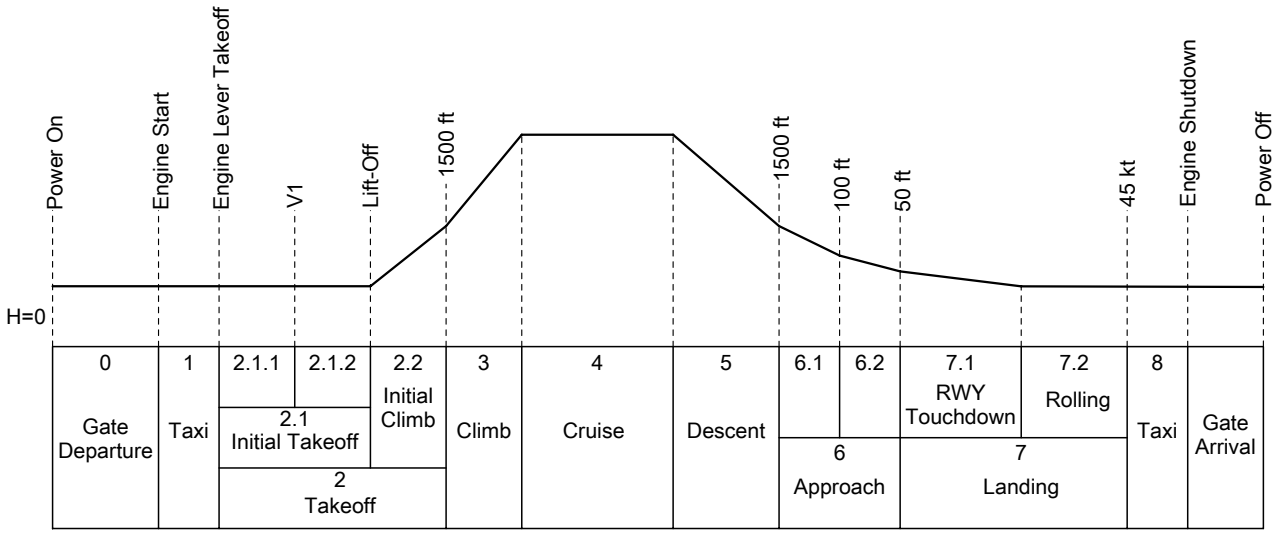


Рисунок 15 Фазы типового профиля полета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Двигатель

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа ... 1
1 Общие сведения ... 2
2 Работа ... 3
3 Система управления двигателем ... 4
3.1 Блок рычагов управления двигателями БРУД-21 ... 5
3.2 Управление режимами работы двигателя системой FADEC ... 8
3.2.1 Управление двигателем на режиме «МАЛЫЙ ГАЗ» ... 8
3.2.2 Управление тягой на режиме реверса ... 8
3.3 Управление автоматом тяги ... 8
4 Топливная система двигателя ... 9
5 Система смазки ... 11
6 Система запуска ... 11
6.1 Воздушный стартер ... 13
6.2 Система зажигания ... 13
6.3 Управление запуском ... 15
6.3.1 Пульт закуска двигателей ... 15
6.3.2 Автоматический запуск двигателя ... 16
6.3.3 Ручной запуск ... 16
6.3.4 Выключение двигателя ... 18
6.3.5 Выключение двигателя кнопкой FIRE ... 18
7 Воздушная система двигателя ... 19
8 Система реверсирования тяги ... 19
9 Система индикации и сигнализации параметров двигателя ... 22
9.1 Индикация первичных параметров двигателей ... 24
9.1.1 Значение фактической температуры наружного воздуха ... 24
9.1.2 Значение введенной температуры ... 24
9.1.3 Индикация показателей частоты вращения КНД двигателя , ... 25
9.1.4 Индикация температуры газов между турбинами двигателя , ... 26
9.1.5 Индикация частоты вращения КВД ... 27
9.1.6 Индикация массового мгновенного расхода топлива двигателей ... 27
9.1.7 Индикация положения РУД левого и правого двигателей ... 27
9.2 Индикация вторичных параметров двигателей ... 28
9.2.1 Индикация количества масла двигателя ... 28
9.2.2 Индикация давления масла двигателей ... 29
9.2.3 Индикация температуры масла ... 29
9.2.4 Индикация уровня вибрации опоры вентилятора ... 30
9.2.5 Индикация уровня вибрации опоры КВД (NCORE) ... 30
9.3 Индикация параметров запуска двигателей ... 30
9.3.1 Индикация режимов запуска и секундомера времени запуска двигателей ... 30
9.3.2 Индикация символа включения клапана и оборотов стартера двигателя ... 31
9.4 Сигнализация ... 33

Перечень иллюстраций

Страница

1 PW-1400 ... 3
2 Упрощенная схема управления двигателями ... 4

© ПАО "Корпорация "Иркут"

3 БРУД-21 5
4 Сектор перемещения РУД 7
5 График Зависимости N1 от угла отклонения РУД (при МСА, Н=0). (Отбор воздуха на КСКВ и ПОС выключен) 8
6 Топливная система двигателя 10
7 Система смазки двигателя 11
8 Система запуска двигателя 12
9 Индикация системы зажигания 14
10 Пульт запуска двигателей 15
11 Реверс тяги 21
12 Индикация параметров МСУ 23
13 Индикация первичных параметров двигателей 24
14 Индикация вторичных параметров двигателей 28
15 Параметры запуска МСУ 30
16 Индикация режимов запуска и секундомера времени запуска двигателей 31
17 Индикация символа включения клапана и оборотов стартера двигателей 32
18 Фазы полета 38

Описание для экипажа

1 Общие сведения

В качестве силовой установки на самолете МС-21-300 применены два маршевых двигателя PW1400G (PW1431G-JM). Двигатель PW-1400G представляет собой авиационный турбовентиляторный двухконтурный двухвальный двигатель с редукторным приводом вентиляторной ступени.

Каждый двигатель в статических условиях при МСА способен развивать максимальную тягу 30340 фунтов (13700 кг)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

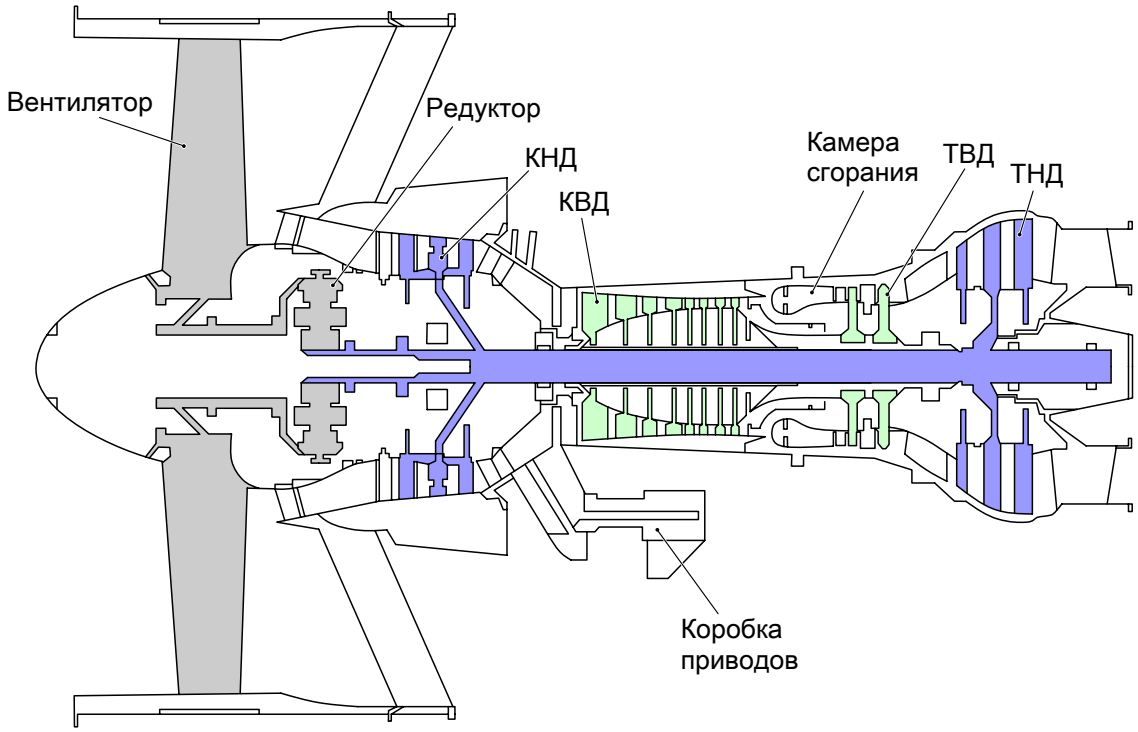


Рисунок 1 PW-1400

2 Работа

Вентилятор затягивает атмосферный воздух и формирует первую из 12 ступеней сжатия воздуха. Пройдя вентилятор, поток воздуха с соотношением 12:1, делится на два контура:

– поток внешнего контура (через него проходит большая часть воздуха)

– поток внутреннего контура.

Внешний контур, создает более чем 70% общей тяги двигателя. Внутренний контур является контуром, внутри которого протекают физико-химические процессы необходимые для создания крутящих моментов на роторах двигателя. Смешивание двух потоков происходит на выходе из двигателя естественным путем за счет разности скоростей истечения газов. Образующаяся при этом реактивная струя обеспечивает тягу двигателя.

Устойчивую работу двигателю обеспечивают следующие системы:

– система автоматического управления с полной ответственностью FADEC (Full Authority Digital Engine Control)

– система топливная

– система смазки

– система воздушная

– система реверсирования тяги

– система запуска.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

3 Система управления двигателем

Управление двигателем осуществляется системой FADEC.

Основные функции системы FADEC :

– управление газогенератором

– управление тягой двигателя

– управление последовательностью автоматического запуска двигателя

– обеспечение последовательности работы при ручном запуске двигателя

– управление реверсивным устройством

– защиту от превышения ограничений

– передачу параметров на индикацию.

Управление режимами работы двигателей выполняется путем перемещения комбинированных рычагов ГАЗ-РЕВЕРС на блоке управления двигателями БРУД-21. Рычаги могу перемещаться вручную и автоматически по сигналам комплексной системы управления самолетом КСУ.

Система FADEC определяет положение РУД и выводит двигатель на заданный режим. При этом обеспечивая экипаж индикацией о заданном и фактическом режиме работы двигателя.

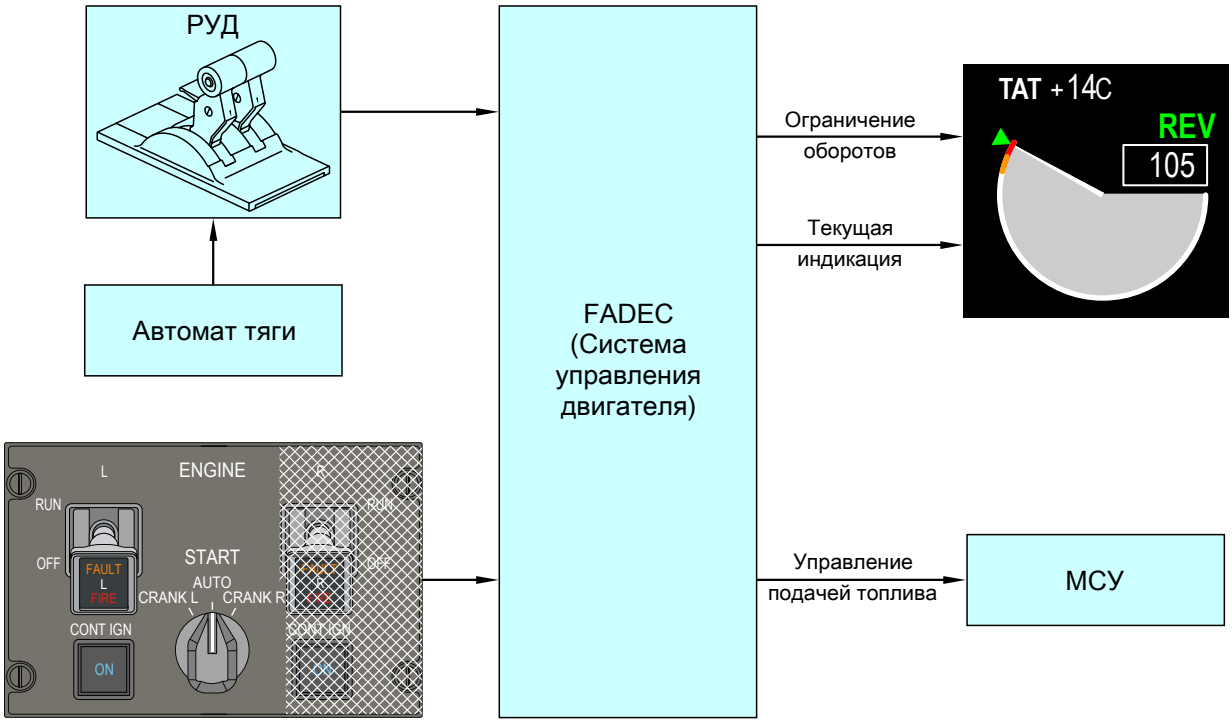


Рисунок 2 Упрощенная схема управления двигателями

© ПАО "Корпорация "Иркут"

3.1 Блок рычагов управления двигателями БРУД-21

Блок рычагов управления двигателями обеспечивает:

– перемещение РУД в вручную во всем диапазоне прямой и обратной тяги

– перемещение РУД в режиме автоматического управления тягой (только в диапазоне прямой тяги). Перемещение происходит при помощи электромеханизма внутри блока, по командам от комплексной системы управления самолетом (КСУ). Каждый РУД может перемещаться отдельно как в ручном режиме так и в режиме автоматического управления тягой

– включение режима реверсирования тяги двигателя и управления обратной тягой.

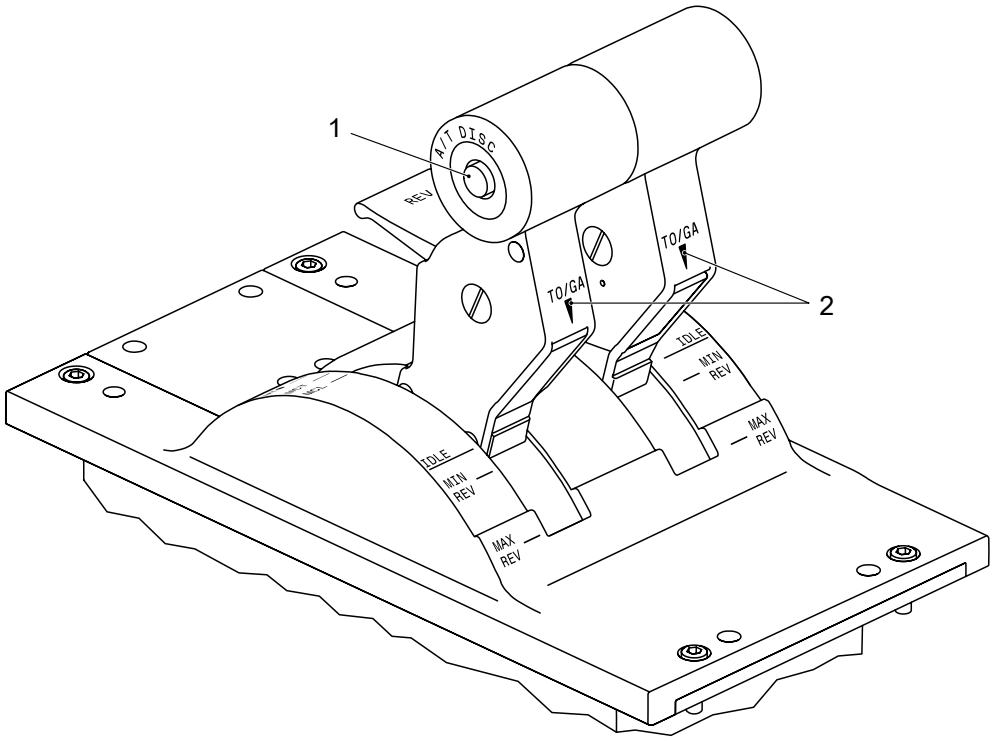


Рисунок 3 БРУД-21

На рычагах РУД располагаются кнопки-клавиши включения режима TO/GA [2] Рис. 3, кнопка отключения автомата тяги [1] Рис. 3

На лицевой панели БРУД-21 нанесены трафареты, соответствующие следующим режимам работы двигателей:

– **MTO** (Maximum Takeoff) – режим «МАКСИМАЛЬНЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ». Обеспечивает максимальную тягу на этапах взлета и ухода на второй круг. Время нормального использования режима не более 5 минут, в особых случаях до 10 минут

– **MCT** (Maximum Continuous) – режим «МАКСИМАЛЬНО ПРОДОЛЖИТЕЛЬНЫЙ». Обеспечивает максимальную продолжительную тягу. Предназначен для использования в условиях полета самолета с одним отказавшим двигателем

– **MCL** (Maximum Climb) – «МАКСИМАЛЬНЫЙ РЕЖИМ НАБОРА ВЫСОТЫ» . Предназначен для использования при нормальном наборе высоты

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– **IDLE** режим «МАЛЫЙ ГАЗ» прямой тяги. Режим двигателю задается путем поддержания параметров N1 и N2. Режим обеспечивает минимальные обороты для устойчивой работы двигателя.

Примечание

На этапе захода на посадку системой FADEC автоматически устанавливается режим повышенный «МАЛЫЙ ГАЗ» необходимый для обеспечения приемистости двигателя в случая ухода на второй круг.

– **MIN REV** «МАЛЫЙ РЕВЕРС»

– **MAX REV** «МАКСИМАЛЬНЫЙ РЕВЕРС»

Для управления тягой двигателя РУД перемещается внутри сектора, между концевыми упорами МТО − IDLE. Сектор перемещения не имеет проходных фиксированных положений. РУД перемещается с одинаковым усилием.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

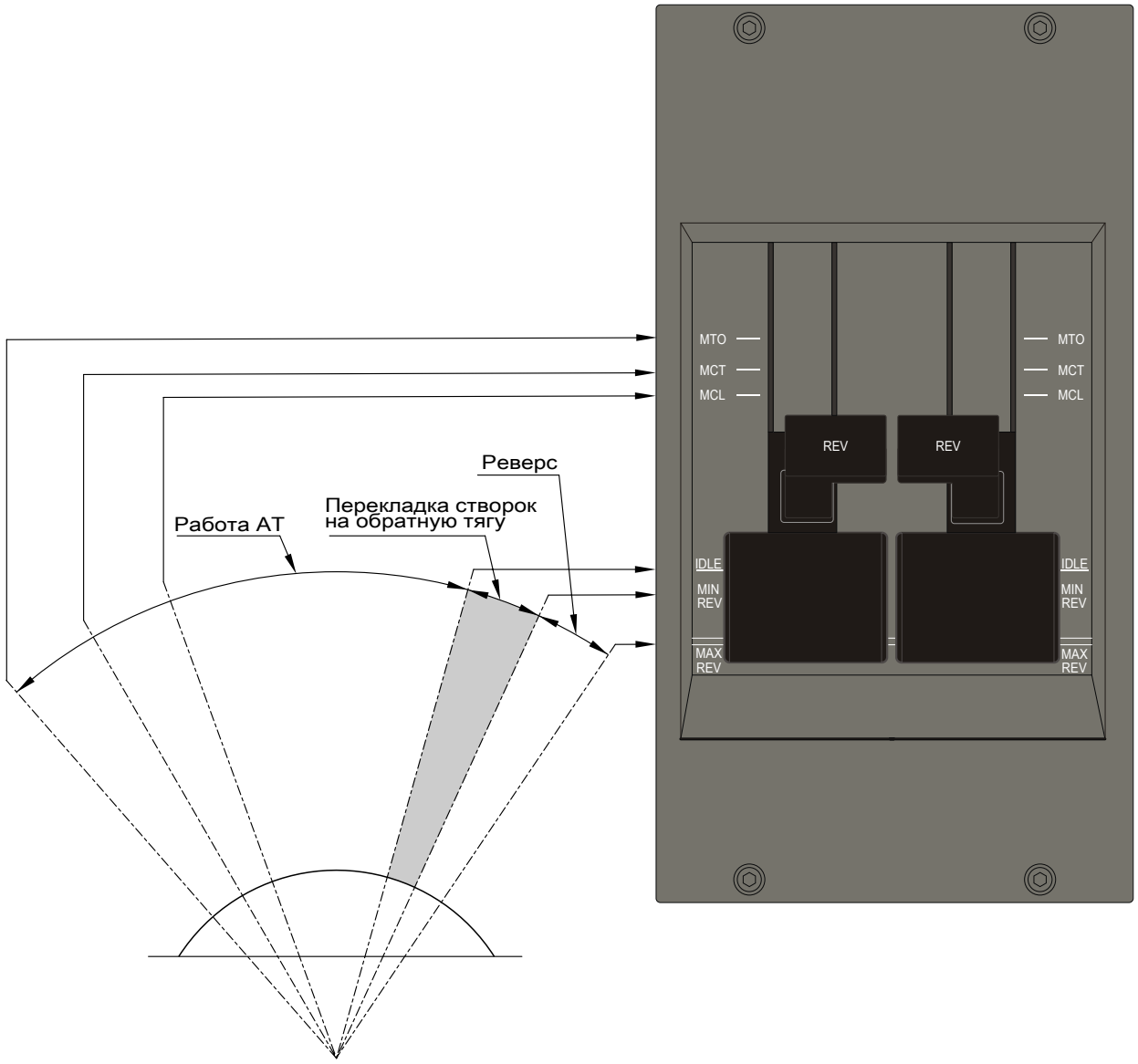


Рисунок 4 Сектор перемещения РУД

© ПАО "Корпорация "Иркут"

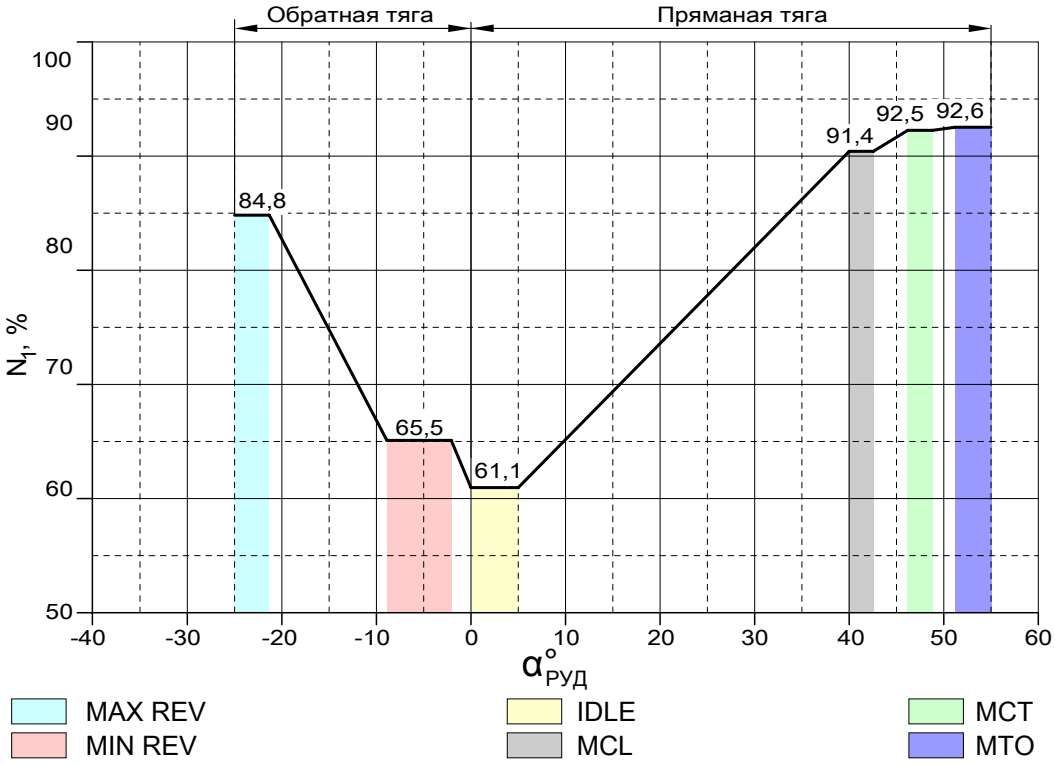


Рисунок 5 График Зависимости N1 от угла отклонения РУД (при МСА, Н=0). (Отбор воздуха на КСКВ и ПОС выключен)

3.2 Управление режимами работы двигателя системой FADEC

3.2.1 Управление двигателем на режиме «МАЛЫЙ ГАЗ»

При положении РУД на упоре IDLE система FADEC устанавливает режим IDLE по оборотам N2. Обороты N2 на IDLE определяются из условий:

- поддержания давления отбираемого воздуха в систему КСКВ
- обеспечения устойчивой работой двигателя при неблагоприятных погодных условиях (обледенение, ливневые осадки)
- обеспечения устойчивой работы камеры сгорания в полете если включена ENG ANTI-ICE и выпущены шасси или закрылки в положении F2, F3, FULL. Система FADEC поддерживает обороты N2 для обеспечения необходимого времени приемистости двигателя при уходе на второй круг

3.2.2 Управление тягой на режиме реверса

При установке РУД на промежуточный упор MIN REV система FADEC устанавливает обороты N1, соответствующие режиму MIN REV. При установке РУД на упор MAX REV система FADEC устанавливает обороты N1, соответствующие режиму MAX REV.

3.3 Управление автоматом тяги

В режиме THRUST A/T устанавливает заданный режим работы двигателя:

- на взлете МТО и при уходе на второй круг-режим TO/GA
- в наборе высоты - режим тяги набора высоты MCL

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– на снижении – режим IDLE

В режиме SPEED ЧИСЛО М A/T управляет тягой для сохранения заданной скорости или числа М, используя следующие диапазоны отклонения РУД:

– в крейсерском полете и в режиме ожидания - IDLE … MCL (MCT- при отказе одного двигателя)

– При выходе на угол атаки “alfa floor” система управления самолетом подключает AT, РУД выводятся на упор МТО, после чего **A/T отключается**.

При автоматическом управлении тягой реализуются следующие функции:

– управление КСУ тягой двигателя для обеспечения заданной скорости, через БРУД Рис. 2

– возможность пилоту, при необходимости перемещать РУД вручную, тем самым пересиливать команды A/T

– возможность пилоту контролировать, по положению перемещающегося относительно сектора IDLE … МТО РУД, величину тяги, заданной КСУ через положение РУД в полете.

4 Топливная система двигателя

Топливная система предназначена для подачи топлива в необходимом количестве к топливным форсункам камеры сгорания.

Топливо из баков подается к основному топливному насосу IFPC, проходит через топливно-масляные теплообменники [2] Рис. 6 и фильтр [3] Рис. 6 к регулятору системы топливопитания IFPC и далее через расходомер [5] Рис. 6 и распределитель топлива [7] Рис. 6, поступает к форсункам основного [8] Рис. 6 и дополнительного [9] Рис. 6 контуров камеры сгорания. Дополнительно отфильтрованное и подогретое топливо используется как рабочее тело в блоке управления приводами механизации компрессора [4] Рис. 6.

Перекрывной топливный кран [1] Рис. 6 прекращает подачу топлива из баков в топливную систему двигателя при установке рычажного выключателя ENG MASTER L(R) [1] Рис. 10 в положение OFF или при нажатии кнопки-табло L(R) ENG FIRE на КПП.

Топливный клапан останова двигателя [6] Рис. 6 перекрывает подачу топлива к распределителю топлива [7] Рис. 6 и открывает линию на слив в бак [10] Рис. 6. Прекращается подача топлива к топливным форсункам основного [8] Рис. 6 и дополнительного [9] Рис. 6 контуров. Двигатель останавливается.

Клапан закрывается:

– при установке переключателя запуска (останова) двигателе «RUN – OFF» в положение OFF

– по сигналам блока EEC

– по сигналам блока защиты двигателя от раскрутки

– при нажатии кнопки-табло **FIRE** .

© ПАО "Корпорация "Иркут"

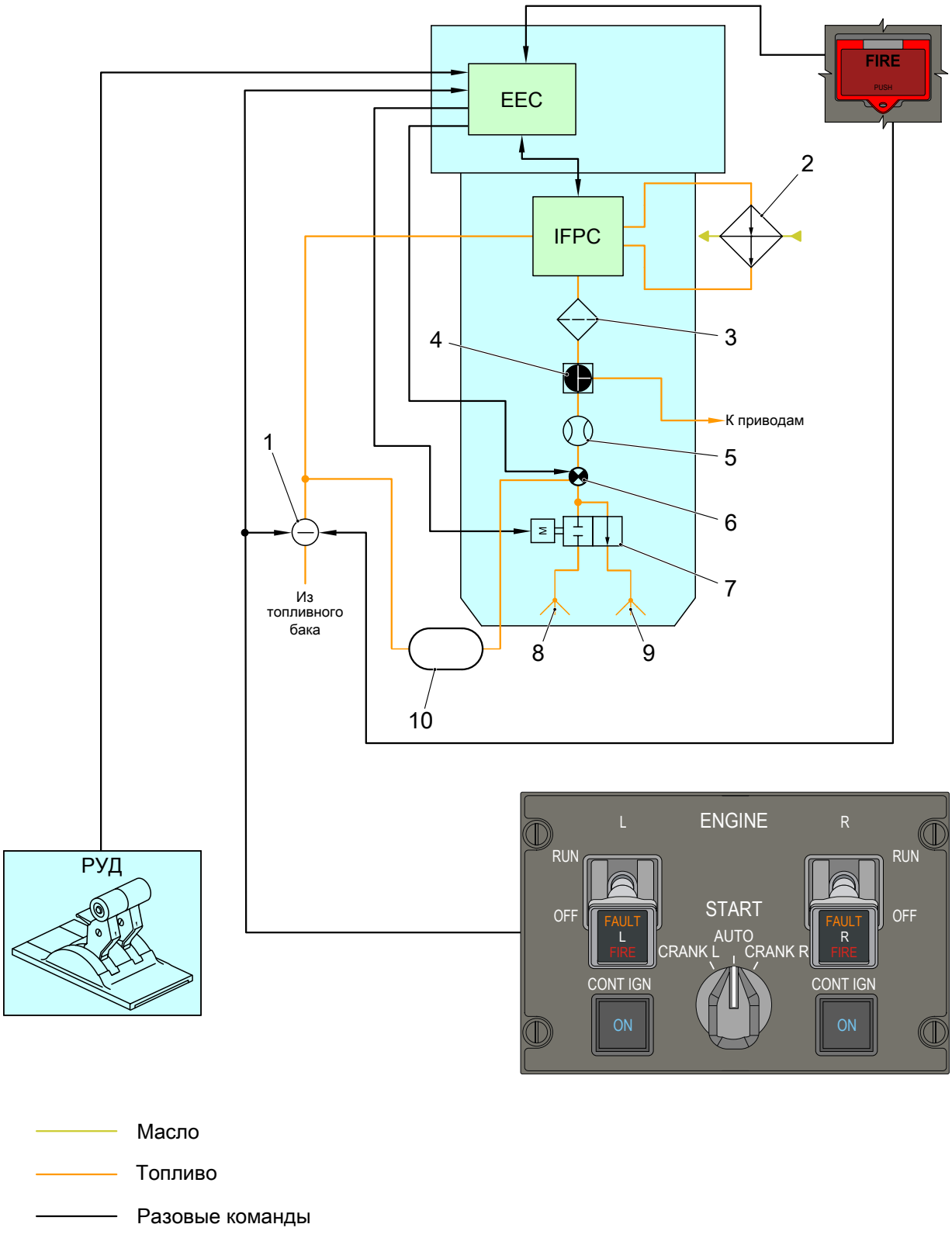


Рисунок 6 Топливная система двигателя

© ПАО "Корпорация "Иркут"

5 Система смазки

Система смазки двигателя предназначена для смазки, охлаждения и выноса частиц износа трущихся поверхностей опорных подшипников, редуктора и системы приводов агрегатов двигателя. Работа системы осуществляется путем циркуляции по всему двигателю, находящегося под давлением фильтрованного масла. Она также используется для предотвращения кристаллизации топлива, подаваемого к двигателю.

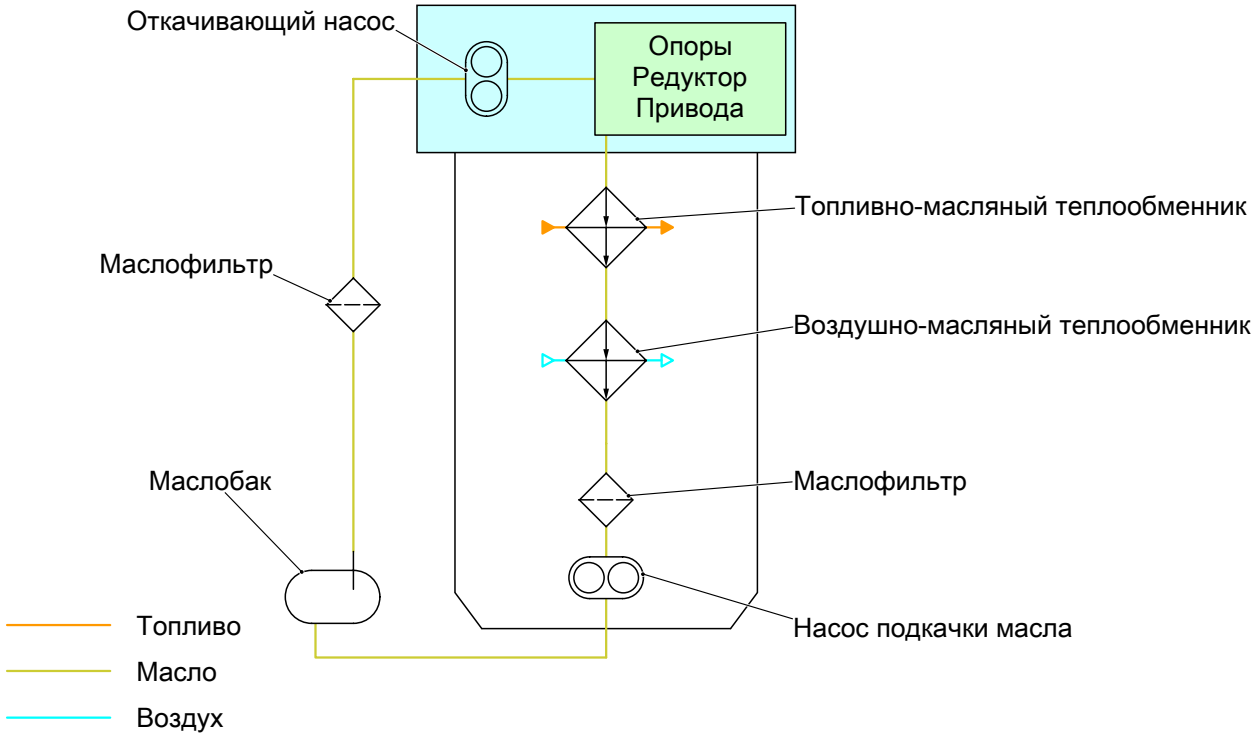


Рисунок 7 Система смазки двигателя

6 Система запуска

Система запуска обеспечивает:

- ручной и автоматический запуск на земле
- автоматический запуск в полете
- холодную прокрутку двигателей
- ложный запуск двигателей
- прекращение запуска.

Запуск двигателя - от стартера, приводимого в действие сжатым воздухом, давление которого отображается в кадре APU на EWD.

Запуск двигателей выполняется поочередно в любой последовательности.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

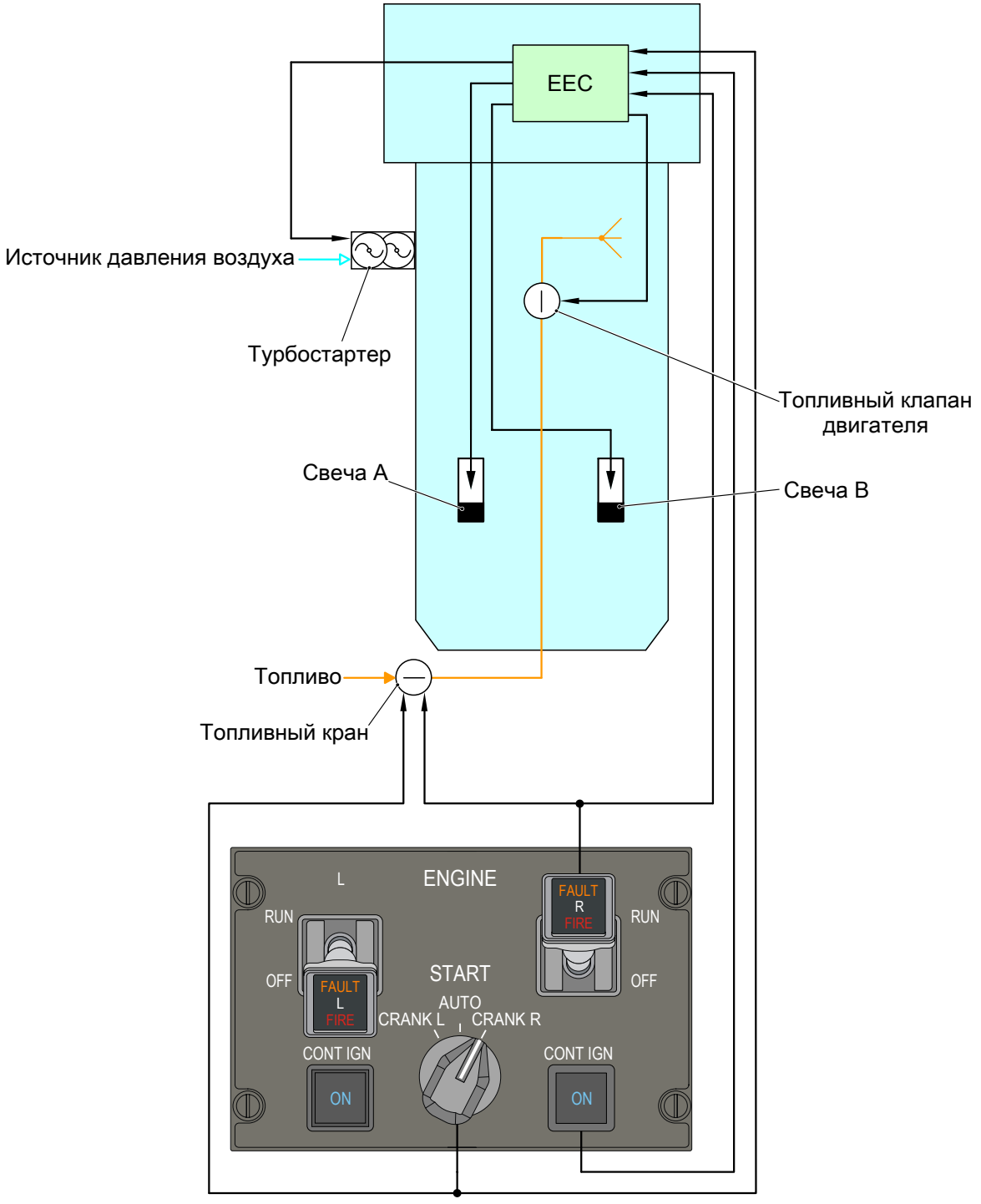


Рисунок 8 Система запуска двигателя

© ПАО "Корпорация "Иркут"

В состав системы входят:

– воздушный стартер

– система зажигания

– система автоматического управления запуском

– система мониторинга процесса запуска и параметров двигателя.

6.1 Воздушный стартер

Обеспечивает раскрутку двигателя на начальном этапе запуска, или при холодной прокрутки двигателя. Работой турбостартера управляет система FADEC.

При работе воздушного турбостартера соблюдать следующие ограничения:

– не превышать непрерывную работу стартера более 4 мин

– выдерживать 35 с интервал между включением стартера

– выполнять не более 3-х последовательных включений стартера

– после 3-х последовательных попыток запуска выдерживать интервал не менее 15 мин.

6.2 Система зажигания

Система предназначена для воспламенения топлива в камере сгорания двигателя при запуске двигателя на земле и в полете, а так же при срыве пламени на работающем двигателе. Система включает в себя два независимых друг от друга канала, которые используются поочередно при каждом запуске двигателя. Каждый канал системы зажигания имеет коробку зажигания, электрокабели и свечу зажигания. Управляется система блоком EEC.

Автоматический выбор двойного постоянного зажигания выполняется электронным блоком управления двигателем (EEC) при возникновении срыва пламени, помпажа или при полете в условиях обледенения. Включение двойного зажигания сигнализируется появлением символа [1] Рис. 9 **IGN** в поле индикатора температуры выходящих газов и трафарета **ON** на кнопке CONT IGN включения постоянного зажигания двигателей [3] Рис. 10 .

© ПАО "Корпорация "Иркут"

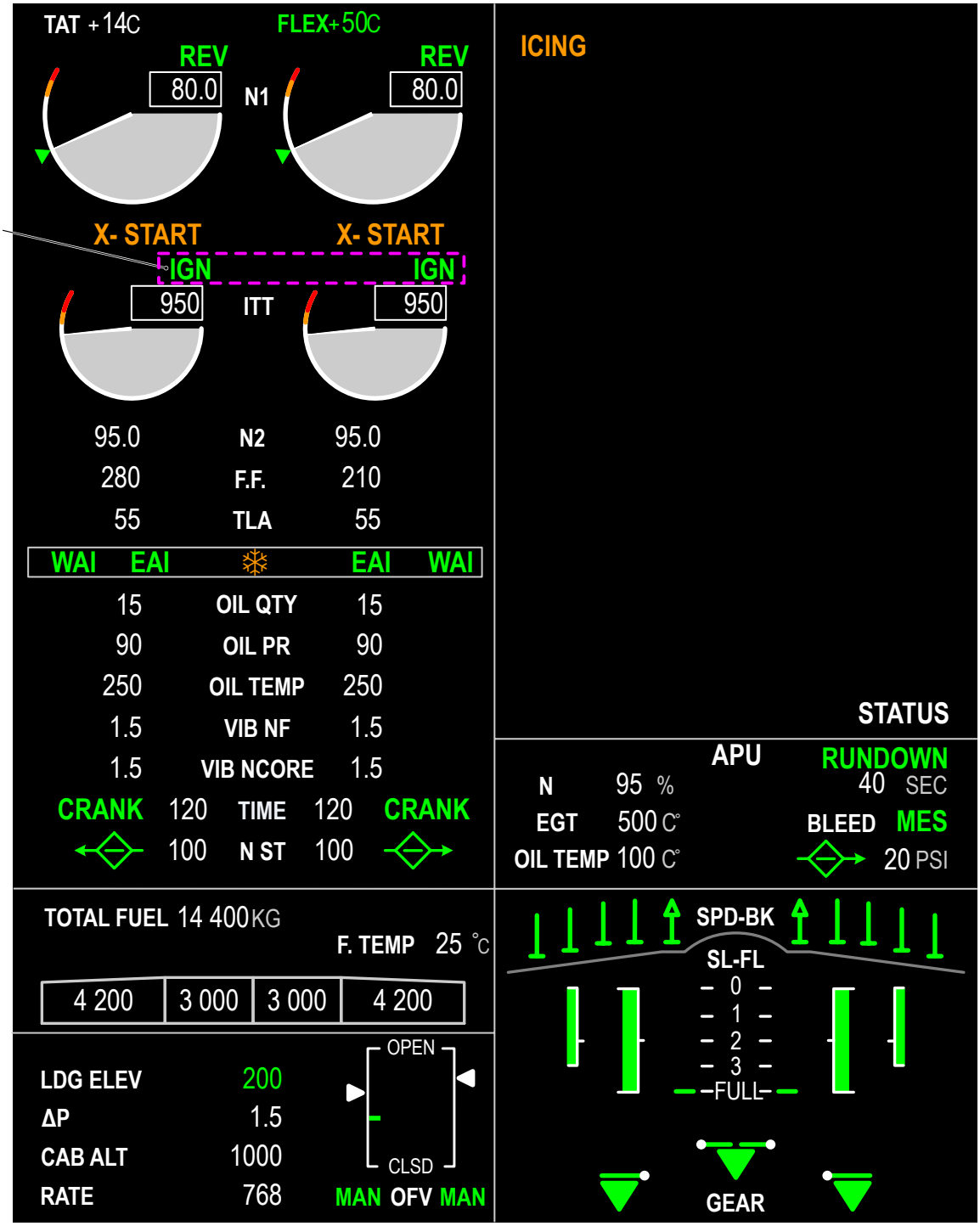


Рисунок 9 Индикация системы зажигания

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 9:

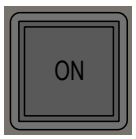
1	Индикация постоянного зажигания двигателя

Ручной выбор двойного постоянного зажигания [3] Рис. 10

Ручной выбор режима постоянного двойного зажигания выполняется нажатием кнопки CONT IGN, расположенной на пульте запуска двигателей. При нажатии на кнопку в кнопке загорается трафарет **ON**, а в поле индикатора температуры выходящих газов появляется индикация **IGN** [1] Рис. 9, что подтверждает включение режима.



- Включен режим постоянного двойного зажигания



- Режима постоянного двойного зажигания выключен.

6.3 Управление запуском

6.3.1 Пульт закуска двигателей

Управление системой запуска осуществляется с пульта запуска двигателей "ENGINE" расположенном на центральном пульте кабины пилотов.

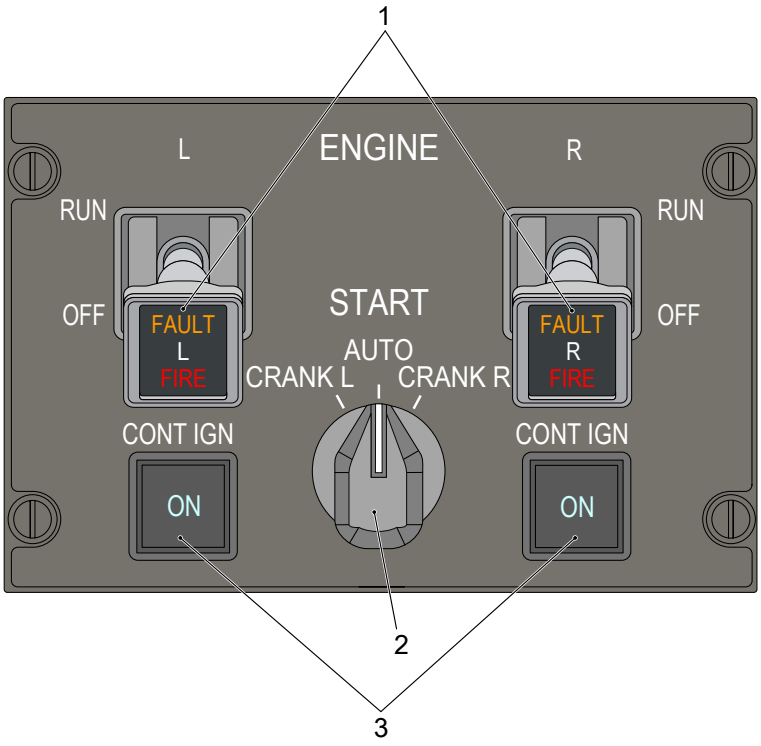


Рисунок 10 Пульт запуска двигателей

© ПАО "Корпорация "Иркут"

На пульте размещены:

– переключатели запуска (останова) двигателей «RUN – OFF» [1] Рис. 10

– переключатель выбора рода работ и кнопки [2] Рис. 10

– кнопки «CONT IGN» включения постоянного зажигания двигателей [3] Рис. 10.

6.3.2 Автоматический запуск двигателя

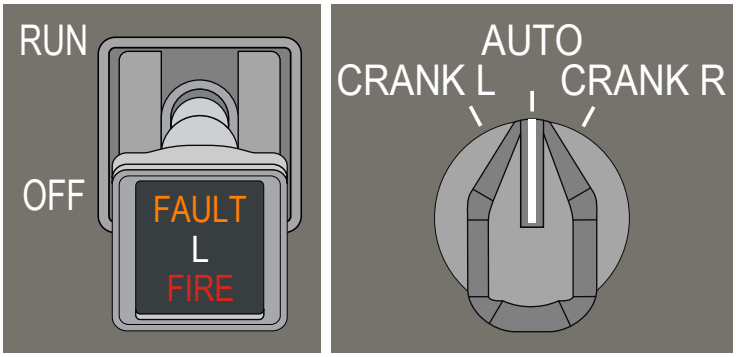
На земле:

– последовательность работы стартера, топливной системы и системы зажигания определяется системой FADEC. В случае не воспламенения топлива, система без вмешательства пилота отключит подачу топлива и выполнит холодную прокрутку, а после вновь приступит к перезапуску двигателя.

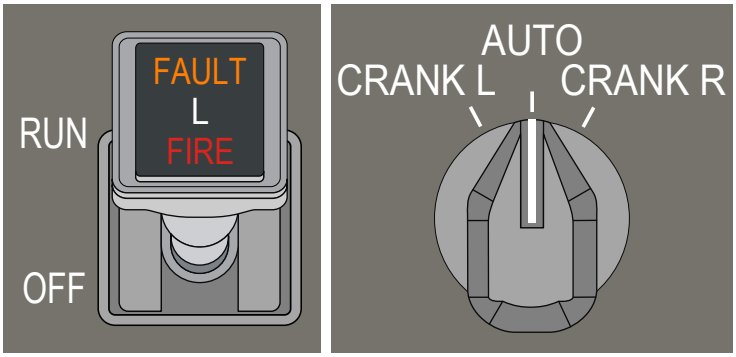
В полете:

– запуск в полете автоматически не прерывается. При запуске в полете в зависимости от условий полета система FADEC определяет возможность запуска от авторотации или, если обороты N2 недостаточны для запуска от авторотации, подключает турбостартер.

Начальное положение органов управления (двигатель не работает)



Положение переключателей при автоматическом запуске и работе двигателя



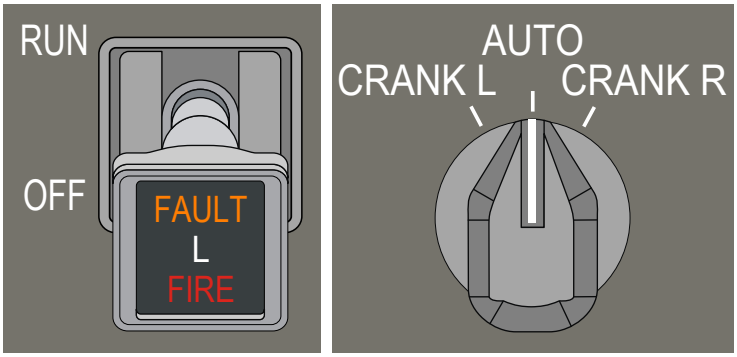
6.3.3 Ручной запуск

Во время ручного запуска пилот управляет системой предварительной раскрутки двигателя. При достижении оборотов N1 = 13 - 30%, открывает подачу топлива в

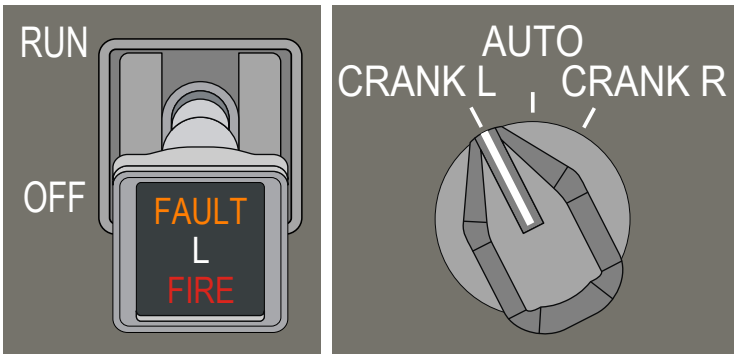
© ПАО "Корпорация "Иркут"

двигатель. При достижении оборотов N1 = 51 - 53% выключает турбостартер. Остальными параметрами запуска управляет система FADEC.

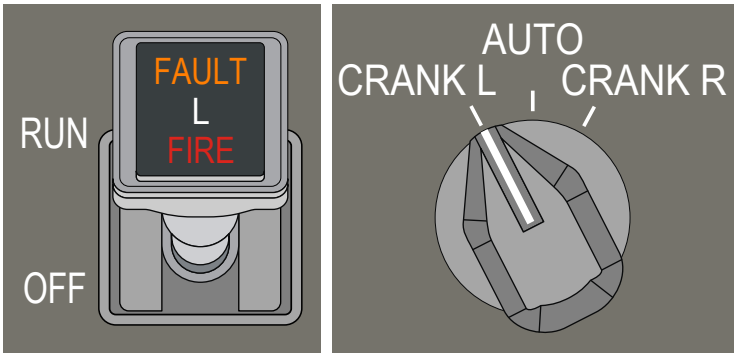
Начальное положение органов управления (двигатель не работает)



Положение переключателей на этапе предварительной раскрутки двигателя

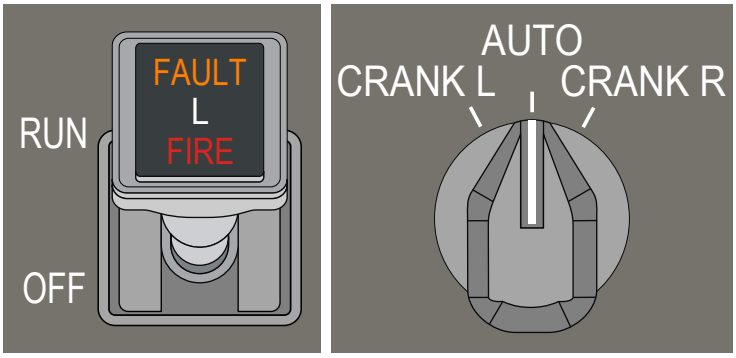


Положение переключателей на этапе воспламенения топливновоздушной смеси (N1 = 13 - 30%) и дальнейшей раскрутки двигателя до оборотов N1 не более 53%



© ПАО "Корпорация "Иркут"

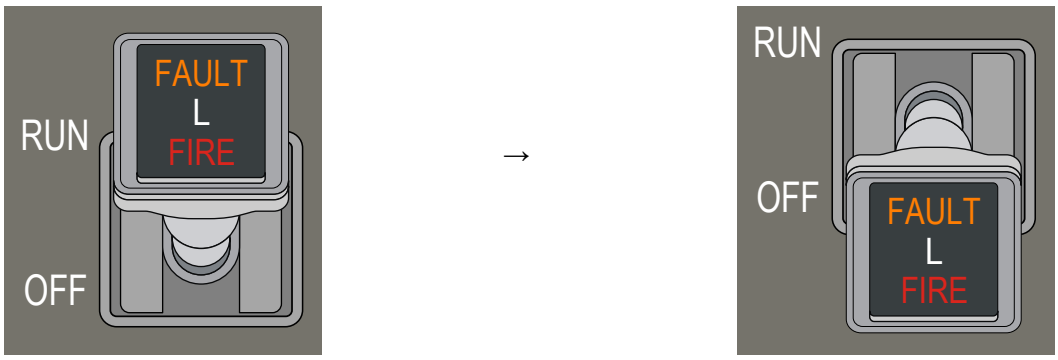
Положение переключателей после достижения оборотов N1 = 51 - 53% (двигатель работает)



6.3.4 Выключение двигателя

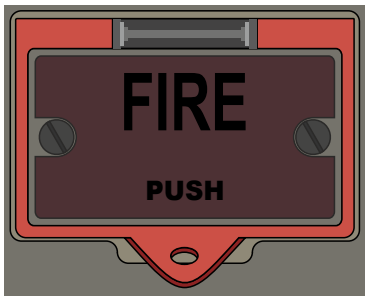
В случае необходимости двигатель может быть выключен с любого режима, установкой рычажного переключателя запуска (останова) двигателей «RUN – OFF»:

из положения RUN **в положение OFF**



6.3.5 Выключение двигателя кнопкой FIRE

В качестве альтернативного способа выключения двигателя может быть использована кнопка **FIRE** на КПП, панели системы пожарной защиты.



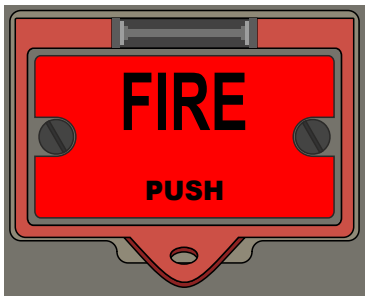
- Нормальное положение , сигнал о пожаре отсутствует, перекрывной топливный кран подачи топлива открыт. Кнопка FIRE находится в нажатом состоянии, закрыта скобой

© ПАО "Корпорация "Иркут"



- Откройте скобу, нажмите кнопку. Кнопка должна перейти в отжатое состояние, при этом перекроется кран подачи топлива в двигатель, не зависимо от положения рычажного переключателя ENGINE RUN OFF на пульте запуска двигателе

или по срабатыванию сигнала о пожаре



- Срабатывание сигнала о пожаре двигателя или ВСУ "FIRE". Кнопка находится в нажатом состоянии, закрыта скобой. Перекрывной топливный кран подачи топлива открыт



- Откройте скобу, нажмите кнопку. Кнопка должна перейти в отжатое состояние, при этом перекроется кран подачи топлива в двигатель, не зависимо от положения рычажного переключателя ENGINE RUN OFF на пульте запуска двигателе

7 Воздушная система двигателя

Воздушная система двигателя управляет воздушным потоком в компрессоре:

– отбором воздуха от компрессора в систему КСКВ

– отбором воздуха для охлаждения подшипников опор двигателя

– отбором воздуха для охлаждения турбины

– отбором воздуха для активного управления зазорами в турбине.

8 Система реверсирования тяги

Для сокращения длины пробега на посадке или при прерванном взлете, самолет оборудован системой ступенчатого реверсирования тяги двигателей. Реверсивное устройство создает тормозящее усилие путем поворота большей части воздушного потока внешнего контура в направлении вперед и вверх, создавая обратную тягу.

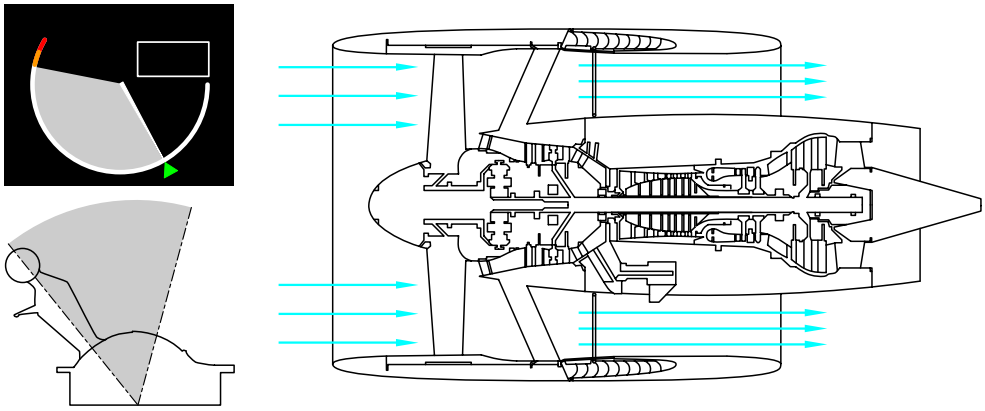
© ПАО "Корпорация "Иркут"

Управление устройством, выполняется по средством гидравлических приводов от самолетных гидросистем (реверс левого двигателя-1 ГС , реверс правого двигателя-2 ГС).

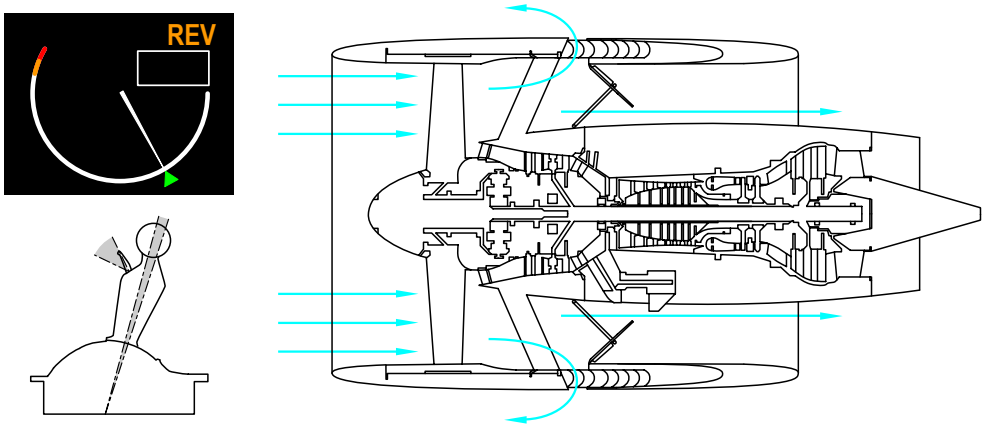
Работа реверса тяги предусматривает три режима:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Прямая тяга:



Перекладка реверса:



Обратная тяга:

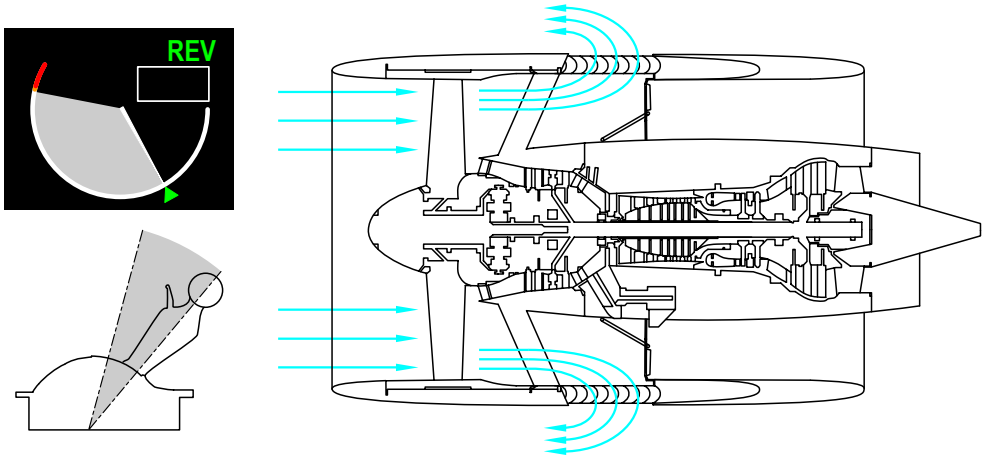


Рисунок 11 Реверс тяги

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Прямая тяга - сдвижные створки сдвинуты максимально вперед. При этом внутренняя их сторона закрывает решетки реверса , а внешняя вместе с мотогондолой образует единую аэродинамическую поверхность. Блокирующие створки в открытом положении. При этом их внешняя сторона перекрывает решетки реверса с внутренней стороны. Воздух из-за ветилятора беспрепятственно устремляется в атмосферу создавая прямую тягу.

Перекладка реверса - это промежуточное положение сдвижных и блокирующих створок. Воздух при этом режиме делится на два потока. Поток прямой тяги и поток обратной тяги. Для перекладки створок реверса из положения прямой тяги в положение обратной тяги необходимо снять рычаг включения реверса с упора малого газа и переместить РУД в положение MIN REV. Режим индицируется кратковременным появлением символа **REV** янтарного цвета в поле индикации частоты вращения КНД.

Обратная тяга - сдвижные створки сдвигаются максимально назад, открывая при этом решетки реверса с внешней стороны. Блокирующие створки перекладываются таким образом, что одновременно открывают решетки реверса и перекрывают воздушный тракт. При таком положении створок поток воздуха за вентилятором разворачивается и устремляется через открытые решетки в атмосферу создавая этим обратную тягу. Режим индицируется символом **REV** зеленого цвета.

При необходимости можно менять величину обратной тяги перемещением РУД в диапазоне сектора MIN REV - MAX REV. В этом случае происходит изменение подачи топлива в камеру сгорания, створки реверса при этом постоянно находятся в неизменном положении обратной тяги.

Для перекладки створок реверса из положения обратной тяги в положение прямой тяги, переведите РУД из положения MIN REV в положение IDLE. Защелки включения реверса зафиксируются на упоре малого газа и механически заблокируют перевод РУД на включение реверса.

Примечание

Режим реверсирования должен ограничиваться скоростями:

255÷130 км/час максимальной обратной тяги

130÷50 км/час минимальной обратной тяги.

В случае угрозы выкатывания, режим реверсирования выбирается пилотом самостоятельно независимо от скорости движения самолета.

9 Система индикации и сигнализации параметров двигателя

Информация о параметрах маршевой силовой установки отображается в левой верхней области центрального комплексного индикатора EWD (Engine and Warning Display) системы электронной индикации и сигнализации EICAS, расположенном на приборной доске пилотов.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

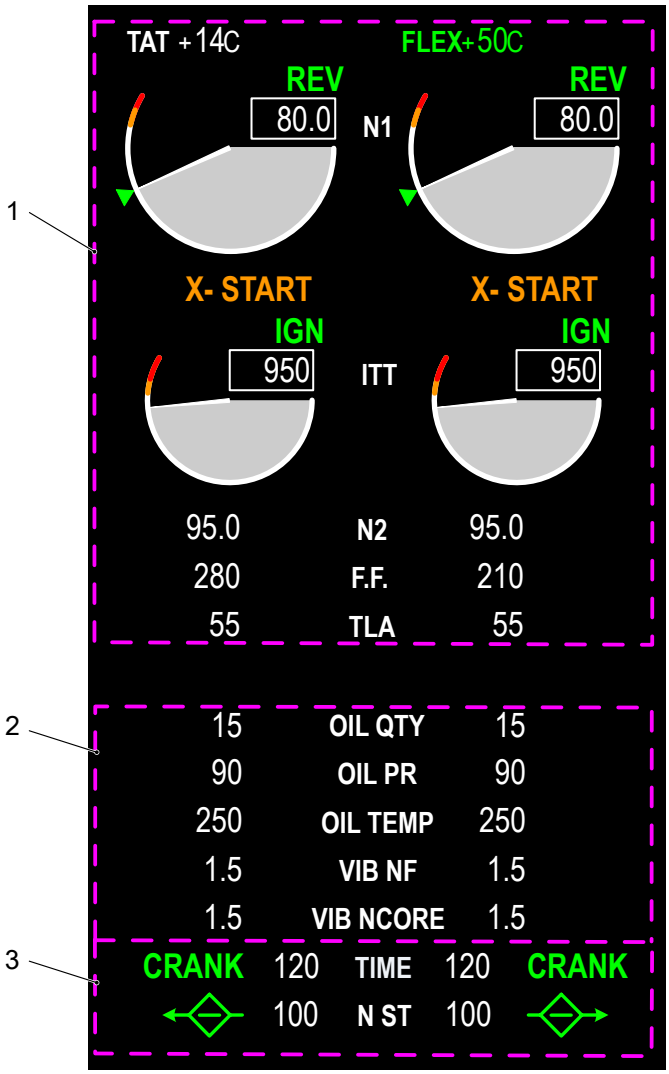


Рисунок 12 Индикация параметров МСУ

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 12:

1	первичные параметры двигателей	3	параметры запуска двигателей
2	вторичные параметры двигателей		

9.1 Индикация первичных параметров двигателей

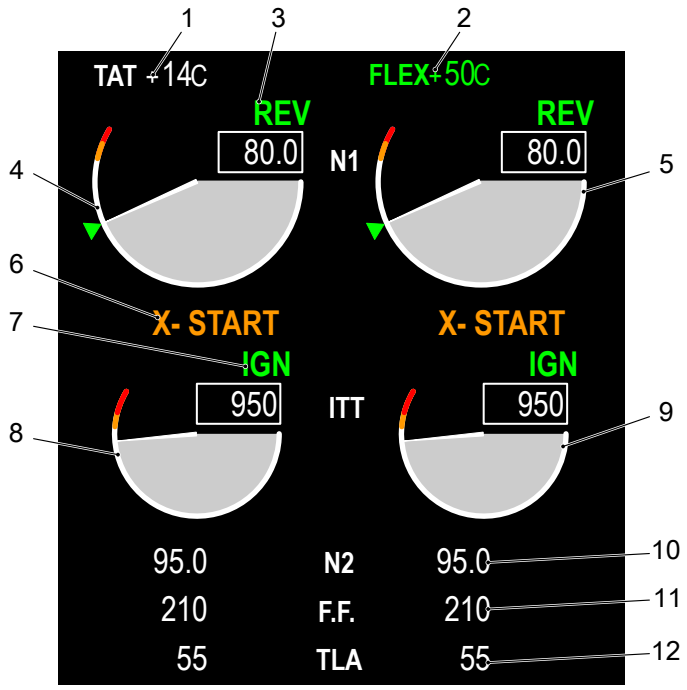


Рисунок 13 Индикация первичных параметров двигателей

9.1.1 Значение фактической температуры наружного воздуха [1] Рис. 13

Значение фактической температуры наружного воздуха отображается в виде трехзначного числа и двух знаков минус или плюс без лидирующих нулей, с выравниванием по центру. Диапазон изменения от минус 60 до плюс 99 С º с шагом 1 С º .

	+99	- белого цвета со знаком плюс при достоверности параметра
TAT +14C	-40	- белого цвета со знаком минус при достоверности параметра
	_ _ _	- недостоверность параметров

9.1.2 Значение введенной температуры[2] Рис. 13

отображается в виде двузначного числа и двух знаков минус, или плюс. Без лидирующих нулей, с выравниванием по центру, диапазон изменения от - минус 99 до 99 С º с шагом 1 С º

-40	- Число зеленого цвета со знаком минус при достоверности параметра

© ПАО "Корпорация "Иркут"

+80 - Число зеленого цвета со знаком плюс при достоверности параметра

+30 - Число янтарного цвета при достоверности параметра "Flex - температура слишком низкая"

не отображается при недостоверности параметров.

Пониженные режимы работы двигателей отображается всегда зеленым цветом в трех вариантах:

FLEX - Выбран уровень понижения тяги двигателя по гибкой температуре

TO1 - Уровень понижения тяги TO1, TO2, TO3 индицируется зеленым цветом при наличии сигналов: "Уровень DTO"

TO2

TO3

Индикация символов включения реверса двигателя

Реверсивное устройство находится в положении ПРЯМАЯ ТЯГА - индикация реверса, отсутствует

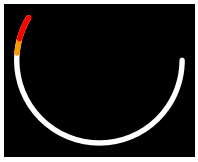
REV - Реверсивное устройство в положении ОБРАТНАЯ ТЯГА

REV - Реверсивное устройство в промежуточном положении при перекладка

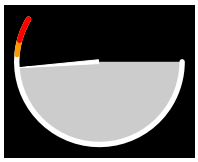
REV - Самопроизвольная перекладка реверсивного устройства в положение ОБРАТНАЯ ТЯГА при нахождении РУД в секторе режимов прямой тяги.

9.1.3 Индикация показателей частоты вращения КНД двигателя [4] Рис. 13, [5] Рис. 13

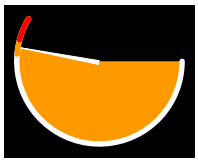
Частота вращения ротора КВД N1 отображается в виде шкал:



- Шкала показателей частоты вращения КНД отображается в виде дуги от 0 до 120 % с белым, янтарным и красным секторами. Белый сектор индицируется постоянно, диапазон отображения от 0 до 120 %. Янтарный и красный сектора индицируются по приходящим сигналам из блока EEC



- Текущее значение частоты вращения ротора КНД находится в пределах рекомендуемых значений

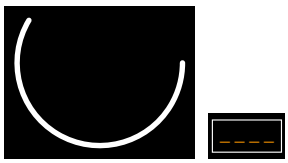


- Текущее значение частоты вращения ротора КНД достигло эксплуатационного предела требует повышенного контроля от экипажа

© ПАО "Корпорация "Иркут"

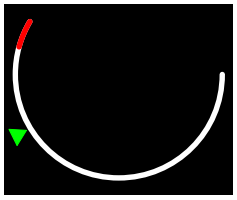


- Текущее значение частоты вращения ротора КНД превысило значение эксплуатационного ограничения



- Недостоверность параметров

Заданное (программное) значение частоты вращения КНД двигателя отображается в виде треугольника зеленого цвета, расположенного по касательной к дуге шкалы с внешней стороны



- значение частоты вращения КНД двигателя может индицироваться в двух вариантах:
  - отображается при достоверности параметра "Заданное (программное) значение
  - не отображается – при недостоверности параметра "Заданное (программное) значение



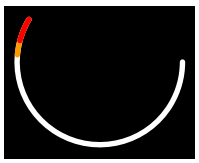
- Индикация необходимости запуска двигателя с использованием стартера [6] Рис. 13



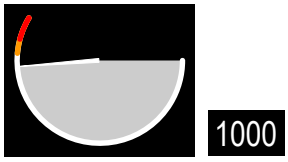
- Индикация включения постоянного зажигания двигателя [7] Рис. 13

9.1.4 Индикация температуры газов между турбинами двигателя [8] Рис. 13, [9] Рис. 13

Индикация температуры газов между турбинами двигателя ITT отображается ввиде шкал



- Отображается в виде дуги с белым, янтарным и красным секторами. Белый сектор отображается постоянно. Янтарный и красный сектора индицируются по информации из EEC. Полный диапазон дуги соответствует от минус 81 до 1250 ºC



- Текущее значение температуры находится в пределах рекомендуемых значений

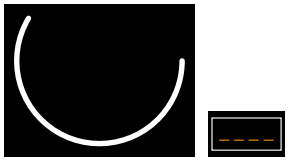


- Текущее значение температуры достигло эксплуатационного предела требует повышенного контроля от экипажа

© ПАО "Корпорация "Иркут"



- Текущее значение температуры превысило значение эксплуатационного ограничения



- Недостоверность параметров

9.1.5 Индикация частоты вращения КВД [10] Рис. 13

Цифровое текущее значение частоты вращения КВД N2 отображается белым цветом в виде четырёхзначного числа без лидирующих нулей. Диапазон изменения от 0 до 120 %, с шагом 0,1 %.

Четыре вариант отображения:

90.7 - Текущее значение частоты вращения ротора КВД находится пределах рекомендуемых значений

102.6 - Текущее значение частоты вращения ротора КВД требует повышенного контроля от экипажа

107.7 - Текущее значение частоты вращения ротора КВД превысило значение эксплуатационного ограничения

____ - Недостоверность параметров

9.1.6 Индикация массового мгновенного расхода топлива двигателей [11] Рис. 13

Текущее цифровое значение массового расхода топлива двигателя отображается в виде числа без лидирующих нулей, с выравниванием по центру. Эксплуатационный диапазон изменения от 0 до 6577 с шагом 5.

Два варианта отображения:

210 - Текущее значение массового расхода топлива двигателя – число белого цвета при достоверности параметра выбранное значение расхода топлива двигателя

____ - Недостоверность параметров

9.1.7 Индикация положения РУД левого и правого двигателей [12] Рис. 13

Значение положения РУД TLA отображается в виде двузначного числа и одного знака «минус», или без знака без лидирующих нулей, с выравниванием по центру. Диапазон изменения от минус 26,6 до 56,6º с шагом 0,1º .

три варианта отображения :

40 - Значение положения РУД двигателя – число белого цвета со знаком минус при достоверности параметра

© ПАО "Корпорация "Иркут"

-15 - Значение положения РУД двигателя – число белого цвета при достоверности параметра

_ _ - Недостоверность параметров

9.2 Индикация вторичных параметров двигателей

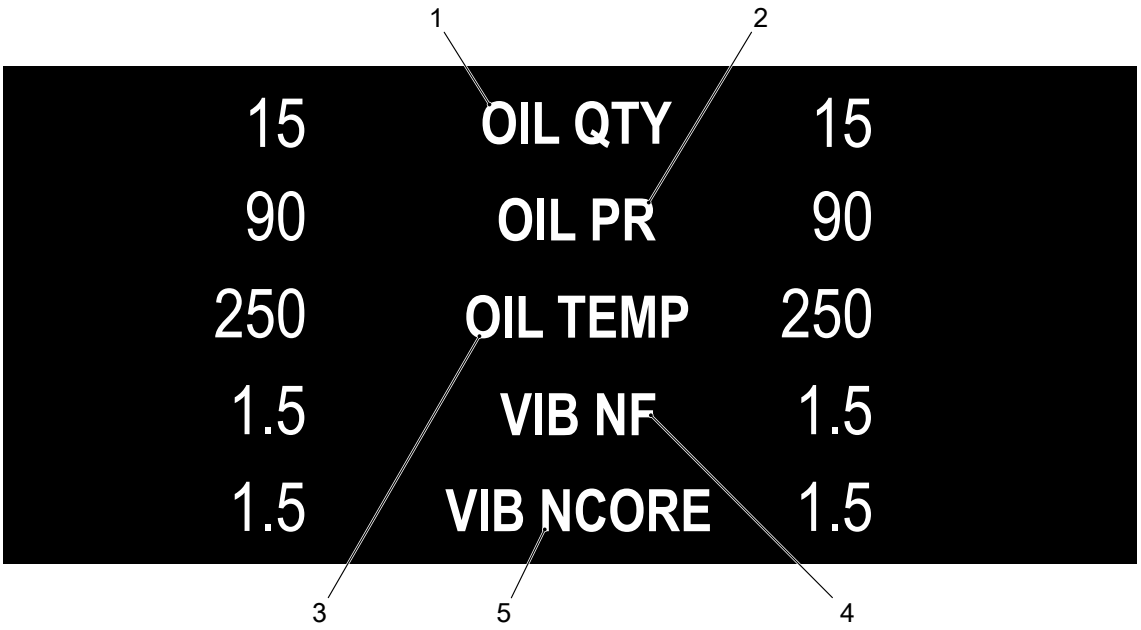


Рисунок 14 Индикация вторичных параметров двигателей

Отображение вторичные параметры двигателей выполняется в двух вариантах:

1 на земле - всегда.

2 в полете - только:

- при наличии хотя бы одного из отказов
- при выключенном, хотя бы одном двигателе (снимается по прошествии 15-ти секунд после запуска, выхода на режим малого газа одного из двигателей)
- при нажатии кнопки ENG, если до этого вторичные параметры двигателей не индицировались

9.2.1 Индикация количества масла двигателя [1] Рис. 14

OIL QTY Количество масла двигателей отображается в виде числа белого или янтарного цвета без лидирующих нулей с диапазоном изменения от 0 до 41 с шагом 1.

Три варианта отображения:

© ПАО "Корпорация "Иркут"

20 - Количество масла в пределах рекомендуемых значений

2 - Требует повышенного контроля от экипажа

_ _ - Отсутствие данных или данные недостоверны.

9.2.2 Индикация давления масла двигателей [2] Рис. 14

OIL PR Давление масла двигателя отображается в виде трехзначного числа белого или янтарного, или красного цвета без лидирующих нулей, с выравниванием по центру, диапазон изменения от 0 до 334 с шагом 1. Давление масла двигателя может индицироваться в x:

Четыре варианта отображения:

65 - Давление масла в пределах рекомендуемых значений

20 - Давление масла требует повышенного контроля от экипажа

8 - Давление масла превысила значение эксплуатационного ограничения

_ _ _ - Отсутствие данных или данные недостоверны.

9.2.3 Индикация температуры масла [3] Рис. 14

OIL TEMP Температура масла двигателя отображается в виде трехзначного числа со знаком «минус» или без знака белого или янтарного, или красного цвета без лидирующих нулей, с выравниванием по центру. Диапазон изменения от - минус 59 до 350 °C, с шагом °C.

Три варианта отображения:

-20
110 - Температура масла в пределах рекомендуемых значений

-20
200 - Температура масла требует повышенного контроля от экипажа

350 - Температура масла превысила значение эксплуатационного ограничения

_ _ _ - Отсутствие данных или данные недостоверны.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

9.2.4 Индикация уровня вибрации опоры вентилятора [4] Рис. 14

VIB NF Уровень вибрации опоры вентилятора отображается в виде двузначного числа белого или янтарного, или красного цвета без лидирующих нулей, с выравниванием по центру. Диапазон изменения от 0 до 10 с шагом 0,1.

Четыре варианта отображения:

1.5	-	Уровень вибрации в пределах рекомендуемых значений
7.5	-	Уровень вибрации требует повышенного контроля от экипажа
9.1	-	Уровень вибрации превысил значение эксплуатационного ограничения
_ _	-	Отсутствие данных или данные недостоверны.

9.2.5 Индикация уровня вибрации опоры КВД (NCORE) [5] Рис. 14

VIB NCORE Уровень вибрации NCORE двигателя отображается в виде двузначного числа белого или янтарного, или красного цвета без лидирующих нулей, с выравниванием по центру. Диапазон изменения от 0 до 10 с шагом 0,1.

Четыре варианта отображения:

1.5	-	Уровень вибрации в пределах рекомендуемых значений
7.5	-	Уровень вибрации требует повышенного контроля от экипажа
9.1	-	Уровень вибрации превысила значение эксплуатационного ограничения
_ _	-	Отсутствие данных или данные недостоверны.

9.3 Индикация параметров запуска двигателей

Параметры запуска левого и правого двигателей индицируются под первичными и вторичными параметрами двигателей [3] Рис. 12

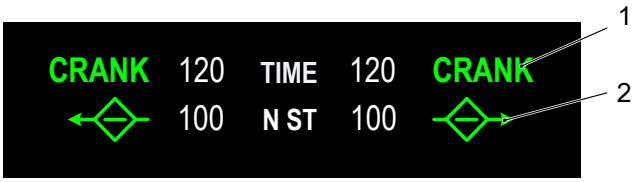


Рисунок 15 Параметры запуска МСУ

9.3.1 Индикация режимов запуска и секундомера времени запуска двигателей [1] Рис. 15

© ПАО "Корпорация "Иркут"

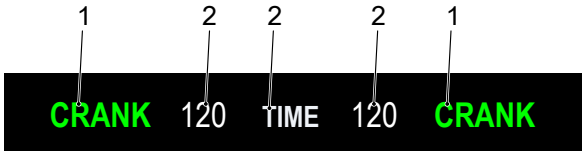


Рисунок 16 Индикация режимов запуска и секундомера времени запуска двигателей

Индикация режимов запуска двигателей [1] Рис. 16

индикация запуска двигателей имеет пять вариантов:

START	-	Выбран автоматический запуск двигателя
MAN START	-	Выбран ручной запуск двигателя
RUN	-	Двигатель на режиме малого газа или выше
CRANK	-	Выбран режим холодной прокрутки двигателя

Не отображается

Индикация секундомера времени запуска двигателя [2] Рис. 16

Секундомер времени запуска двигателя отображается в виде трехзначного числа белого цвета без лидирующих нулей, с выравниванием по центру. Диапазон изменения от 0 до 180с. с шагом 1с. Секундомер времени запуска двигателя должен отображаться при достоверном параметре СЧЕТЧИК ВРЕМЕНИ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ , при сигнале ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛОЖЕНИЕ RUN и ДВИГАТЕЛЬ НА РЕЖИМЕ МАЛОГО ГАЗА ИЛИ ВЫШЕ.

Секундомер не должен отображаться, если сигнал ДВИГАТЕЛЬ НА РЕЖИМЕ МАЛОГО ГАЗА ИЛИ ВЫШЕ более 15 секунд. В случае недостоверности хотя бы одного из указанных выше параметров – отображаться три прочерка янтарного цвета.

Секундомер времени запуска двигателя может отображаться в трех вариантах:

50	-	Секундомер запуска двигателя отображается
_ _ _	-	Недостоверность параметров

9.3.2 Индикация символа включения клапана и оборотов стартера двигателя [2] Рис. 15

© ПАО "Корпорация "Иркут"

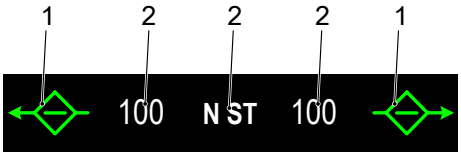
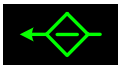


Рисунок 17 Индикация символа включения клапана и оборотов стартера двигателей

Символ включения клапана стартера двигателя [1] Рис. 17 отображается в пяти вариантах:

 - Клапан стартера закрыт

 - Клапан стартера открыт

 - Отказ клапана в открытом положении

 - Отказ клапана в закрытом положении

Не отображается -

Индикация оборотов стартера двигателя [2] Рис. 17

Обороты стартера двигателя отображаются в виде трехзначного числа белого цвета без лидирующих нулей, с выравниванием по центру. Диапазон изменения от 0 до 130 с шагом 1%.

Четыре варианта отображения:

 - Текущее значение оборотов стартера двигателя

 - Текущее значение оборотов стартера двигателя при механическом отказе муфты стартера

 - Недостоверность параметров

Не отображается

© ПАО "Корпорация "Иркут"

9.4 Сигнализация

Текстовое сообщение на EWD	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
ENG L (R) N1 HIGH	Предупреждающее (Caution)	Повышенное значение оборотов N1 левого (правого) двигателя	Один удар колокола	2.1.2, 2.2, 6.2
ENG L (R) N1 HIGH	Аварийное (warning)	Превышение максимально допустимого значения оборотов N1 левого (правого) двигателя	Два удара колокола	2.1.2, 2.2, 6.2
ENG L (R) N2 HIGH	Предупреждающее (Caution)	Повышенное значение оборотов N2 левого (правого) двигателя	Один удар колокола	2.1.2, 2.2, 6.2
ENG L (R) N2 HIGH	Аварийное (warning)	Превышение максимально допустимого значения оборотов N2 левого (правого) двигателя	Два удара колокола	2.1.2, 2.2, 6.2
ENG L (R) OVERSPEED	Аварийное (warning)	Превышение допустимой частоты вращения левого (правого) двигателя (автоматический останов двигателя)	Два удара колокола	нет
ENG L (R) ITT HIGH	Предупреждающее (Caution)	Повышенное значение температуры ITT левого (правого) двигателя	Один удар колокола	2.1.2, 2.2, 6.2
ENG L (R) ITT HIGH	Аварийное (warning)	Превышение максимально допустимого значения температуры ITT левого (правого) двигателя	Два удара колокола	2.1.2, 2.2, 6.2
ENG L (R) FAULT	Предупреждающее (Caution)	Левый (правый) двигатель отказ	Один удар колокола	2.1.2, 2.2, 6.2
ENG L (R) STALL DETECTED	Аварийное (warning)	Признак обнаружения срыва в левом (правом) двигателе (помпаж)	Два удара колокола	нет
ENG L (R) STABILITY LOSS	Предупреждающее (Caution)	Клапаны КНД или привод лопаток статора левого (правого) двигателя вне диапазона	Один удар колокола	2, 6.2

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Текстовое сообщение на EWD	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
ENG L (R) TLA DISAGREE	Предупреждающее (Caution)	Отказ - расхождение по углу положения РУД левого (правого двигателя	Один удар колокола	2, 6.2
ENG L (R) THR CONTROL LOSS	Предупреждающее (Caution)	Двойственная неисправность в каналах угла РУД левого (правого) двигателя	Один удар колокола	2, 6.2
ENG L (R) OIL QTY LOW	Предупреждающее (Caution)	Масла мало в левом (правом) двигателе	Один удар колокола	2, 6.2
ENG L (R) OIL PRESS LOW	Предупреждающее (Caution)	Пониженное давление масла левого (правого) двигателя	Один удар колокола	2.1.2, 2.2, 6.2
ENG L (R) OIL PRESS LOW	Аварийное (Warning)	Низкое давление масла в левом (правом) двигателе	Два удара колокола	2.1.2, 2.2, 6.2
ENG L (R) OIL PRESS HIGH	Предупреждающее (Caution)	Повышенное давление масла в левом (правом) двигателе	Два удара колокола	2.1.2, 2.2, 6.2
ENG L (R) COLD OIL	Предупреждающее (Caution)	Низкая температура масла левого (правого) двигателя	Один удар колокола	нет
ENG L (R) OIL TEMP HIGH	Предупреждающее (Caution)	Повышенная температура масла левого (правого) двигателя	Один удар колокола	2.1.2, 2.2, 6.2
ENG L (R) OIL TEMP HIGH	Аварийное (Warning)	Превышение предельной температуры масла левого (правого) двигателя	Два удара колокола	2.1.2, 2.2, 6.2
ENG L (R) OIL CHIP	Предупреждающее (Advisory)	Стружка в масле левого (правого) двигателя	Один удар колокола	2, 6.2
ENG L (R) OIL FILTER	Предупреждающее (Advisory)	Главный маслофильтр левого (правого) двигателя засорен	Один удар колокола	2, 6.2
ENG L (R) FUEL FILTER	Предупреждающее (Advisory)	Главный топливный фильтр левого (правого) двигателя засорен	Один удар колокола	2, 6.2
ENG L (R) VIB NF	Предупреждающее (Caution)	Повышенная вибрация вентилятора левого (правого) двигателя	Один удар колокола	2, 6.2

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Текстовое сообщение на EWD	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
ENG L (R) VIB NF	Аварийное **(Warning)**	Высокая вибрация вентилятора левого (правого) двигателя	LEFT (RIGHT) ENGINE N1 VIBRATION HIGH (два раза)	нет
ENG L (R) VIB NCORE	Предупреждающее **(Caution)**	Повышенная вибрация ротора КВД левого (правого) двигателя	Один удар колокола	2, 6.2 Блок
ENG L (R) VIB NCORE	Аварийное **(Warning)**	Высокая вибрация ротора КВД левого (правого) двигателя	LEFT (RIGHT) ENGINE N2 VIBRATION HIGH (два раза)	нет
ENG L (R) TCM	Аварийное **(Warning)**	Срабатывание функции TCM левого (правого) двигателя	Два удара колокола	нет
ENG L (R) REV INOP	Предупреждающее **(Advisory)**	Реверсивное устройство левого (правого) двигателя не работоспособно	Один удар колокола	2.1.2, 2.2, 6.2
ENG L (R) REV DEPLOY	Аварийное **(Warning)**	Самопроизвольное открытие реверсивного устройства левого (правого) двигателя	Два удара колокола	нет
ENG L (R) HOT START	Предупреждающее **(Advisory)**	Горячий запуск левого (правого) двигателя	Один удар колокола	2.1.2, 2.2, 6.2
ENG L (R) HUNG START	Предупреждающее **(Advisory)**	Затянутый запуск левого (правого) двигателя	Один удар колокола	2.1.2, 2.2, 6.2
ENG L (R) START ABORTED	Предупреждающее **(Advisory)**	Запуск левого (правого) двигателя прекращен	Один удар колокола	нет
ENG L (R) START ITT HIGH	Аварийное **(Warning)**	Превышение максимально допустимой температуры газов при запуске в полете левого (правого) двигателя	Два удара колокола	нет
ENG L (R) STARTER CYCLE	Предупреждающее **(Caution)**	Превышено время работы стартера левого (правого) двигателя	Один удар колокола	нет

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Текстовое сообщение на EWD	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
ENG L (R) STARTER MECH	Предупреждающее (Caution)	Механический отказ стартера левого (правого) двигателя	Один удар колокола	нет
ENG L (R) FLAMEOUT	Предупреждающее (Caution)	Срыв пламени левого (правого) двигателя	Один удар колокола	2.1.2, 2.2, 6.2
ENG L (R) N1 LOCKED ROTOR	Предупреждающее (Caution)	Заклинивание ротора КНД левого (правого) двигателя	Один удар колокола	нет
ENG L (R) THR ABOVE IDLE	Предупреждающее (Caution)	РУД не в положении малого газа на запуске левого (правого) двигателя	Один удар колокола	нет
ENG L (R) TMS	Предупреждающее (Advisory)	Отказ системы теплового регулирования левого (правого) двигателя	Один удар колокола	2.1.2, 2.2, 6.2
ENG L (R) SHUTDOWN	Предупреждающее (Advisory)	Левый (правый) двигатель выключен	нет	нет
ENG L (R) FLEX TEMP LOW	Предупреждающее (Memo)	Задана слишком низкая FLEX температура взлетной тяги левого (правого) двигателя	нет	нет
ENG L (R) NAC HIGH TEMP	Предупреждающее (Caution)	Опасная температура мотогондолы левого (правого) двигателя	Один удар колокола	нет
ENG L (R) RUN SWITCH LOST	Предупреждающее (Advisory)	Потерян сигнал с переключателя RUN-OFF для левого (правого) двигателя	Один удар колокола	нет
ENG L (R) EEC REDND LOST	Предупреждающее (Advisory)	EEC снижение резервирования (отказ неупр. канала) левого (правого) двигателя	Один удар колокола	нет
ENG L (R) AVS DATA	Предупреждающее (Advisory)	Нет данных от БРЭО в левом (правом) двигателе	Один удар колокола	нет
ENG L (R) SUOSO START DATA	Предупреждающее (Advisory)	EEC не получает данные от ROTARY SWITCH левый (правый) двигатель	Один удар колокола	нет
ENG L (R) WINDMILL	Уведомляющее (Memo)	Есть условия для повторного запуска левого (правого) двигателя от авторотации	нет	нет

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Текстовое сообщение на EWD	Категория сообщения	Описание события	Звуковой сигнал или речевое сообщение	Блокировка сообщения по фазам полета
ENG L (R) HYDR DEPRESS	Предупреждающее (Advisory)	Гидронасос левого (правого) двигателя не разгружен	Один удар колокола	нет
ENG L (R) REV UNLOCKED	Предупреждающее (Advisory)	Отказ. Не запирание замков обтекателя реверса левого (правого) двигателя	Один удар колокола	нет
ENG L (R) REV INHIBITED	Предупреждающее (Advisory)	Реверсивное устройство левого (правого) двигателя заблокировано	Один удар колокола	нет
ENG L (R) IGN FAILURE	Предупреждающее (Advisory)	Отказ системы зажигания левого (правого) двигателя	Один удар колокола	нет
ENG L (R) FUEL LO PRS	Предупреждающее (Advisory)	Р топлива мало на входе в левый (правый) двигатель	Один удар колокола	нет
ENG L (R) TLA REVERSE AIR	Предупреждающее (Advisory)	РУД левого (правого) двигателя в положении реверс в полете	Один удар колокола	нет
ENG L (R) NO DISPATCH	Предупреждающее (Advisory)	Вылет запрещен - неисправность левого (правого) двигателя	Один удар колокола	нет
ENG L (R) SHORT DISPTCH	Предупреждающее (Advisory)	Левый (правый) двигатель, устранение в короткое время	Один удар колокола	нет

© ПАО "Корпорация "Иркут"

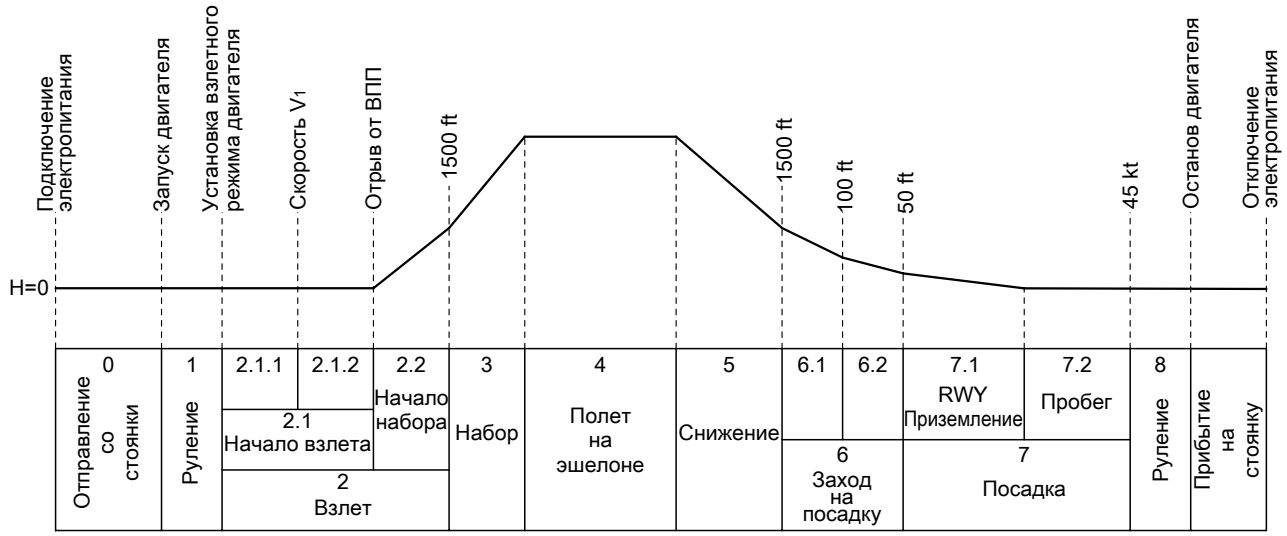


Рисунок 18 Фазы полета

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Система обеспечения проведения сертификационных испытаний самолета

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа 1
1 Назначение 1
2 Состав 1

Описание для экипажа

1 Назначение

Система обеспечения проведения сертификационных испытаний самолета предназначена для обеспечения испытаний самолета.

2 Состав

В состав системы обеспечения проведения сертификационных испытаний самолета входят:

- система балласта
- система аварийного покидания
- аварийно-спасательное оборудование
- оборудование салона пассажиров и кабины экипажа
- испытательные системы
- комплекс бортовых траекторных измерений
- оборудование СЕСМ для проведения испытаний МСУ
- опора хвостовая
- система воздушных сигналов дополнительная.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Система балласта

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа 1
1 Назначение 1
2 Состав 1
3 Расположение балласта 1
3.1 Расположение балласта в пассажирской кабине 1
3.2 Расположение балласта в грузовых отсеках 6

Перечень таблиц

Страница

1 Вес и расположение балласта в пассажирской кабине 3
2 Вес и расположение балласта в грузовых отсеках 8

Перечень иллюстраций

Страница

1 Схема размещения системы балласта в пассажирской кабине 2
2 Схема размещения системы балласта в грузовых отсеках 7

Описание для экипажа

1 Назначение

Система балласта устанавливается в пассажирской кабине и в грузовых отсеках для достижения заданных весовых и центровочных характеристик самолета в процессе летных испытаний.

2 Состав

Система балласта состоит из:

– постоянной части, состоящей из оснований и их крепления к полу

– переменной части балласта, состоящей из металлических плит весом по 15 кг каждая – относится к коммерческой нагрузке.

3 Расположение балласта

3.1 Расположение балласта в пассажирской кабине

Расположение балласта и его распределение в пассажирской кабине Рис. 1

© ПАО "Корпорация "Иркут"

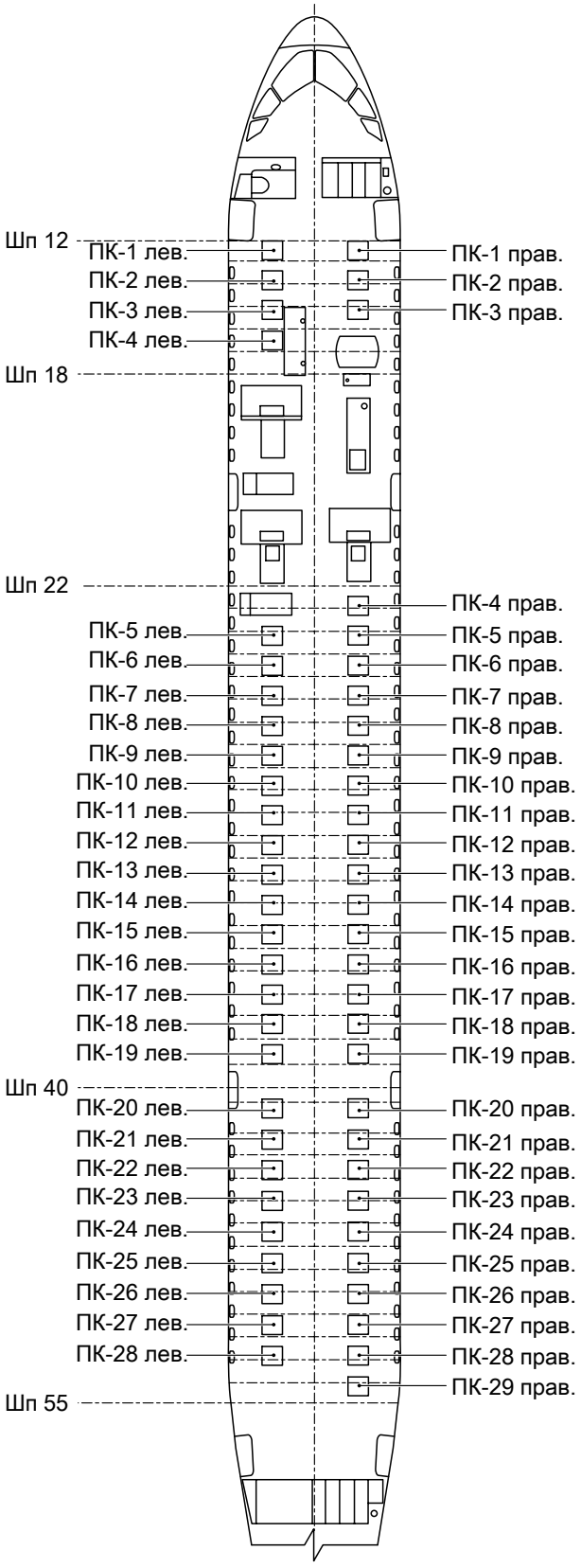


Рисунок 1 Схема размещения системы балласта в пассажирской кабине

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Вес и расположение балласта в пассажирской кабине приведены в (Таблица 1)

Таблица 1 Вес и расположение балласта в пассажирской кабине

Расположение по рисунку		Несъемная часть твердого балласта (основание и крепеж)	Кол-во съемных плит	Вес съемного балласта	Ограничение по максимальному весу платформы		X(B.A.)	
		кг	max	max	max	Σ		Σ
			шт.	кг	кг		м	
Распределение балласта в пассажирской кабине								
1–ая зона (шп. 12–18)	ПК-1 лев.	23,70	16	240	263,70	1055,02	9,509	10,576
	ПК-2 лев.	23,77	16	240	263,77		10,220	
	ПК-3 лев.	23,77	16	240	263,77		10,931	
	ПК-4 лев.	23,77	16	240	263,77		11,642	
2–ая зона (шп. 22–40)	ПК-5 лев.	23,77	16	240	263,77	3956,58	18,678	23,657
	ПК-6 лев.	23,77	16	240	263,77		19,389	
	ПК-7 лев.	23,77	16	240	263,77		20,100	
	ПК-8 лев.	23,77	16	240	263,77		20,812	
	ПК-9 лев.	23,77	16	240	263,77		21,523	
	ПК-10 лев.	23,77	16	240	263,77		22,234	
	ПК-11 лев.	23,77	16	240	263,77		22,945	
	ПК-12 лев.	23,77	16	240	263,77		23,657	
	ПК-13 лев.	23,77	16	240	263,77		24,368	
	ПК-14 лев.	23,77	16	240	263,77		25,079	
	ПК-15 лев.	23,77	16	240	263,77		25,790	
	ПК-16 лев.	23,77	16	240	263,77		26,501	
	ПК-17 лев.	23,77	16	240	263,77		27,213	
	ПК-18 лев.	23,77	16	240	263,77		27,924	
	ПК-19 лев.	23,77	16	240	263,77		28,635	

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Вес и расположение балласта в пассажирской кабине

Расположение по рисунку		Несъемная часть твердого балласта (основание и крепеж)	Кол-во съемных плит	Вес съемного балласта	Ограничение по максимальному весу платформы		X(B.A.)	
		кг	max	max	max	Σ		Σ
			шт.	кг	кг		м	
Распределение балласта в пассажирской кабине								
3–я зона (шп. 40–55)	ПК-20 лев.	23,77	16	240	263,77	2373,95	29,930	32,877
	ПК-21 лев.	23,77	16	240	263,77		30,667	
	ПК-22 лев.	23,77	16	240	263,77		31,404	
	ПК-23 лев.	23,77	16	240	263,77		32,140	
	ПК-24 лев.	23,77	16	240	263,77		32,877	
	ПК-25 лев.	23,77	16	240	263,77		33,613	
	ПК-26 лев.	23,77	16	240	263,77		34,350	
	ПК-27 лев.	23,77	16	240	263,77		35,087	
	ПК-28 лев.	23,77	16	240	263,77		35,823	
1– ая зона (шп. 12–18)	ПК-1 прав.	23,70	16	240	263,70	791,25	9,509	10,220
	ПК-2 прав.	23,77	16	240	263,77		10,220	
	ПК-3 прав.	23,77	16	240	263,77		10,931	
2– ая зона (шп. 22–40)	ПК-4 прав.	23,77	16	240	263,77	4220,36	17,967	23,301
	ПК-5 прав.	23,77	16	240	263,77		18,678	
	ПК-6 прав.	23,77	16	240	263,77		19,389	
	ПК-7 прав.	23,77	16	240	263,77		20,100	
	ПК-8 прав.	23,77	16	240	263,77		20,812	

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Вес и расположение балласта в пассажирской кабине

Расположение по рисунку		Несъемная часть твердого балласта (основание и крепеж)	Кол-во съемных плит	Вес съемного балласта	Ограничение по максимальному весу платформы		X(B.A.)	
		кг	max	max	max	Σ		Σ
			шт.	кг	кг		м	
Распределение балласта в пассажирской кабине								
	ПК-9 прав.	23,77	16	240	263,77		21,523	
	ПК-10 прав.	23,77	16	240	263,77		22,234	
	ПК-11 прав.	23,77	16	240	263,77		22,945	
	ПК-12 прав.	23,77	16	240	263,77		23,657	
	ПК-13 прав.	23,77	16	240	263,77		24,368	
	ПК-14 прав.	23,77	16	240	263,77		25,079	
	ПК-15 прав.	23,77	16	240	263,77		25,790	
	ПК-16 прав.	23,77	16	240	263,77		26,501	
	ПК-17 прав.	23,77	16	240	263,77		27,213	
	ПК-18 прав.	23,77	16	240	263,77		27,924	
	ПК-19 прав.	23,77	16	240	263,77		28,635	
3– я зона (шп. 40–55)	ПК-20 прав.	23,77	16	240	263,77	2637,72	29,930	33,245
	ПК-21 прав.	23,77	16	240	263,77		30,667	
	ПК-22 прав.	23,77	16	240	263,77		31,404	
	ПК-23 прав.	23,77	16	240	263,77		32,140	
	ПК-24 прав.	23,77	16	240	263,77		32,877	
	ПК-25 прав.	23,77	16	240	263,77		33,613	

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 1 Вес и расположение балласта в пассажирской кабине

Расположение по рисунку		Несъемная часть твердого балласта (основание и крепеж)	Кол-во съемных плит	Вес съемного балласта	Ограничение по максимальному весу платформы		X(B.A.)	
		кг	max	max	max	Σ		Σ
			шт.	кг	кг		м	
Распределение балласта в пассажирской кабине								
	ПК-26 прав.	23,77	16	240	263,77		34,350	
	ПК-27 прав.	23,77	16	240	263,77		35,087	
	ПК-28 прав.	23,77	16	240	263,77		35,823	
	ПК-29 прав.	23,77	16	240	263,77		36,560	
Вес балласта в пассажирской кабине		1354,88	912	13680	15034,88			

3.2 Расположение балласта в грузовых отсеках

Расположение балласта и его распределение в грузовых отсеках Рис. 2

© ПАО "Корпорация "Иркут"

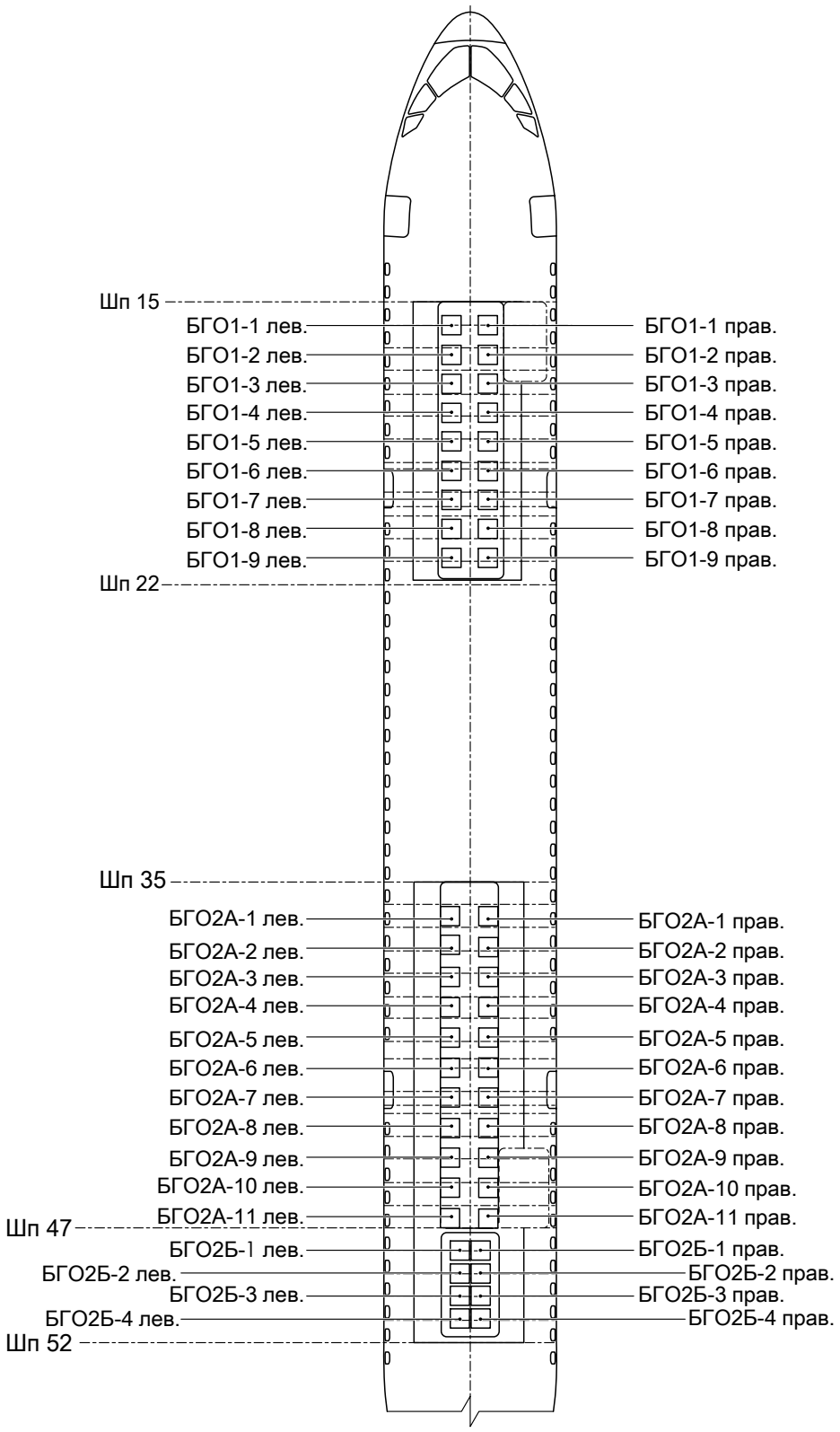


Рисунок 2 Схема размещения системы балласта в грузовых отсеках

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Вес и расположение балласта в грузовых отсеках приведены в (Таблица 2)

Таблица 2 Вес и расположение балласта в грузовых отсеках

Расположение по рисунку		Несъемная часть балласта (основание и крепеж)	Кол-во съемных плит	Вес съемного балласта	Ограничение по максимальному весу платформы	X(B.A.)	
			max	max	∑		∑
		кг	шт.	кг		м	
Распределение балласта в грузовых отсеках							
БГО 1	БГО1-1 лев.	566,20	15	225	4616,20	11,316	14,059
	БГО1-2 лев.		15	225		11,976	
	БГО1-3 лев.		15	225		12,711	
	БГО1-4 лев.		15	225		13,397	
	БГО1-5 лев.		15	225		14,082	
	БГО1-6 лев.		15	225		14,768	
	БГО1-7 лев.		15	225		15,454	
	БГО1-8 лев.		15	225		16,140	
	БГО1-9 лев.		15	225		16,826	
	БГО1-1 прав.		15	225		11,337	14,091
	БГО1-2 прав.		15	225		12,022	
	БГО1-3 прав.		15	225		12,832	
	БГО1-4 прав.		15	225		13,392	
	БГО1-5 прав.		15	225		14,077	
	БГО1-6 прав.		15	225		14,762	
	БГО1-7 прав.		15	225		15,447	

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Вес и расположение балласта в грузовых отсеках

Расположение по рисунку		Несъемная часть балласта (основание и крепеж)	Кол-во съемных плит	Вес съемного балласта	Ограничение по максимальному весу платформы	X(B.A.)	
			max	max	∑		∑
		кг	шт.	кг		м	
	БГО1-8 прав.		15	225		16,132	
	БГО1-9 прав.		15	225		16,817	
Вес балласта в БГО 1		566,20	270	4050			
БГО 2А	БГО 2А-1 лев.	698,43	15	225	5648,43	25,277	29,253
	БГО 2А-2 лев.		15	225		26,002	
	БГО 2А-3 лев.		15	225		26,862	
	БГО 2А-4 лев.		15	225		27,662	
	БГО 2А-5 лев.		15	225		28,435	
	БГО 2А-6 лев.		15	225		29,265	
	БГО 2А-7 лев.		15	225		30,065	
	БГО 2А-8 лев.		15	225		30,842	
	БГО 2А-9 лев.		15	225		31,662	
	БГО 2А-10 лев.		15	225		32,467	
	БГО 2А-11 лев.		15	225		33,242	
	БГО 2А-1 прав.		15	225		25,307	28,845
	БГО 2А-2 прав.		15	225		26,000	
	БГО 2А-3 прав.		15	225		26,712	
	БГО 2А-4 прав.		15	225		27,424	

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Таблица 2 Вес и расположение балласта в грузовых отсеках

Расположение по рисунку		Несъемная часть балласта (основание и крепеж)	Кол-во съемных плит	Вес съемного балласта	Ограничение по максимальному весу платформы	X(B.A.)	
			max	max	∑		∑
		кг	шт.	кг		м	
	БГО 2А-5 прав.		15	225		28,109	
	БГО 2А-6 прав.		15	225		28,844	
	БГО 2А-7 прав.		15	225		29,582	
	БГО 2А-8 прав.		15	225		30,261	
	БГО 2А-9 прав.		15	225		30,973	
	БГО 2А-10 прав.		15	225		31,685	
	БГО 2А-11 прав.		15	225		32,395	
Вес балласта в БГО 2А		698,43	330	4950			
БГО 2Б	БГО 2Б-1 лев.	206,68	10	150	1406,68	33,173	33,973
	БГО 2Б-2 лев.		10	150		33,706	
	БГО 2Б-3 лев.		10	150		34,239	
	БГО 2Б-4 лев.		10	150		34,774	
	БГО 2Б-1 прав.		10	150		33,183	33,983
	БГО 2б-2 прав.		10	150		33,716	
	БГО 2Б-3 прав.		10	150		34,249	
	БГО 2Б-4 прав.		10	150		34,782	
Вес балласта в БГО 2Б		206,68	80	1200			
Вес балласта в грузоотсеках		1471,30	680	10200			

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Система аварийного покидания

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа ... 1
1 Назначение ... 1
2 Состав ... 2
2.1 Панель люка аварийного покидания ... 2
2.2 Шахта аварийного покидания ... 2
2.3 Люк аварийного покидания (ЛАП) ... 2
2.4 Пневмосистема открытия ЛАП ... 4
2.5 Блок ручного открытия ЛАП ... 4
2.6 Вспомогательная конструкция ... 4
2.7 Система управления аварийным покиданием ... 4
2.8 Система аварийной разгерметизации ... 4
2.9 Кресла пилотов и операторов ... 5
2.9.1 Кресло пилота К10П-7550-0 ... 5
2.9.2 Кресло оператора К12П-7550-0 ... 7
2.9.3 Парашют С-5И сер.2 ... 9
2.9.4 Носимый аварийный запас НАЗ-7 ... 12
2.10 Комплект кислородного оборудования ККО-ЛИ ... 20
2.10.1 Комплект ККО-ЛИ для летчиков ... 21
2.10.2 Комплект ККО-ЛИ для оператора ... 22
2.10.3 Эксплуатация комплекта ККО-ЛИ членами экипажа ... 23
3 Работа САП ... 25

Перечень иллюстраций

Страница

1 Люк аварийного покидания (ЛАП) ... 3
2 Кресло пилота К10П-7550-0 ... 6
3 Кресло оператора К12П-7550-0 ... 8
4 Парашютная система С-5И ... 11
5 Ранец НАЗ с комплектующими изделиями ... 13
6 Предметы лагерного снаряжения ... 15
7 Сигнальные средства ... 16
8 Состав и укладка медицинской группы ... 17
9 Крепление комплектующих на фале НАЗ ... 19
10 Сумка ... 20
11 Схема ККО-ЛИ летчика-испытателя ... 21
12 Схема ККО-ЛИ оператора ... 23

Описание для экипажа

1 Назначение

Система аварийного покидания (САП) предназначена для эвакуации членов экипажа при возникновении аварийной ситуации в полете при скорости до 324 kt (600 км/ч) (с убранной

© ПАО "Корпорация "Иркут"

механизацией шасси) и до 238 kt (440 км/ч) (с выпущенными шасси) с предварительной разгерметизацией кабины до разници давления 0,1 кгс/см^2.

2 Состав

САП состоит из:

- панели люка аварийного покидания (ПЛАП)
- люка аварийного покидания (ЛАП)
- шахты аварийного покидания (ШАП)
- пневмосистемы открытия ЛАП
- блока ручного открытия ЛАП
- вспомогательной конструкции
- системы управления аварийным покиданием
- системы аварийной разгерметизации
- кресел пилотов и операторов
- спасательной парашютной системы
- комплектов кислородного оборудования ККО-ЛИ.

2.1 Панель люка аварийного покидания

Панель люка аварийного покидания (ПЛАП) обеспечивает возможность установки люка аварийного покидания (ЛАП) с механизмом его открытия и другими элементами САП в штатный проем передней грузовой двери.

2.2 Шахта аварийного покидания

Шахта аварийного покидания (ШАП) предназначена для покидания самолета экипажем, в случае необходимости, из пассажирской кабины. Шахта расположена между шпангоутами № 16 и № 18 в правой, по полету, части пассажирской кабины на расстоянии 0,5 м от оси симметрии ВС.

2.3 Люк аварийного покидания (ЛАП)

Люк аварийного покидания (ЛАП) предназначен для покидания самолета экипажем в случае аварийной ситуации в полете. ЛАП в открытом положении защищает покидающий самолет экипаж от набегающего потока воздуха. В закрытом состоянии ЛАП обеспечивает герметичность салона.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

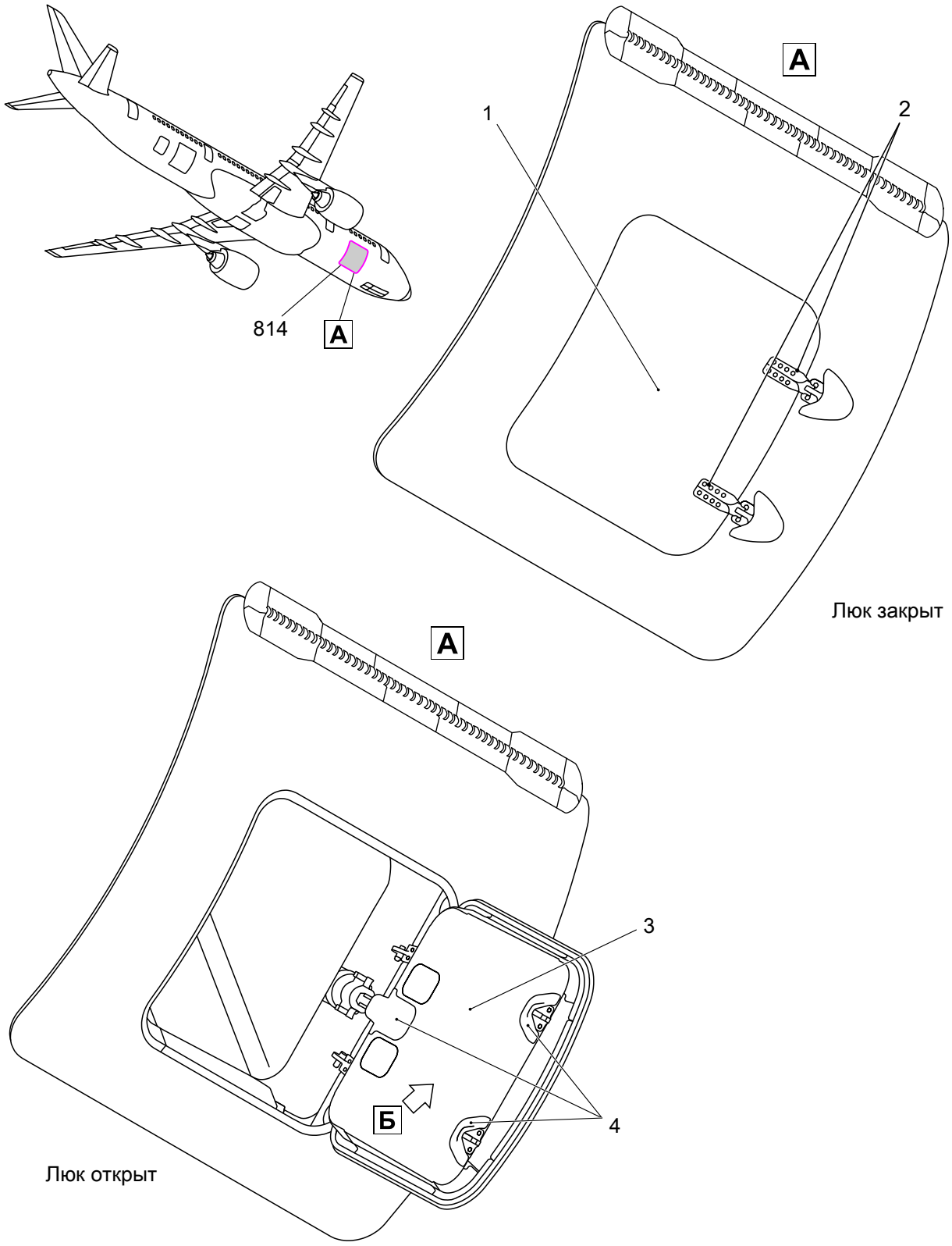


Рисунок 1 Люк аварийного покидания (ЛАП)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 1:

1	Внешняя обшивка	3	Внутренняя обшивка
2	Узлы навески	4	Замки

2.4 Пневмосистема открытия ЛАП

Пневматическая система люка аварийного покидания (ЛАП) обеспечивает пневматической энергией цилиндры открытия замков закрытого положения люка и цилиндр открытия люка.

2.5 Блок ручного открытия ЛАП

Блок ручного открытия ЛАП предназначен для открытия ЛАП в ручном режиме, а также для зарядки и контроля давления в баллонах пневмосистемы открытия ЛАП. Блок используется в случае отказа автоматической (основной) системы открытия ЛАП.

2.6 Вспомогательная конструкция

Вспомогательная конструкция предназначена для:

- ограждения шахты аварийного покидания от непреднамеренного попадания в нее экипажа, летно-технического персонала и посторонних предметов
- фиксации люка доступа в переднем БГО в открытом положении
- ограждения проемов передних входной и служебной дверей
- перемещения членов экипажа от рабочего места до аварийного выхода в процессе аварийного покидания
- подсоединения карабинов парашютных систем при аварийном покидании самолета.

Все элементы вспомогательной конструкции установлены в передней части пассажирской кабины самолета.

2.7 Система управления аварийным покиданием

Система управления аварийным покиданием предназначена для:

- открытия ЛАП по команде с пульта управления в кабине пилотов
- задержки открытия ЛАП на время разгерметизации салона до уровня заданной величины избыточного давления в гермокабине
- контроля срабатывания автоматического (от пульта управления) или ручного (от блока ручного открытия) открытия механизма ЛАП
- управления световой и звуковой сигнализацией в пассажирском салоне и кабине пилотов
- записи параметров полета и сигналов САП на аварийный регистратор.

2.8 Система аварийной разгерметизации

Система аварийной разгерметизации (САР) предназначена для :

- выравнивания давления между герметичной кабиной самолета и атмосферой перед открытием люка аварийного покидания.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2.9 Кресла пилотов и операторов

2.9.1 Кресло пилота К10П-7550-0

Кресла К10П-7550-0 предназначены для:

– выполнения функциональных обязанностей пилотами в комфортных условиях в течение полета с возможностью кратковременного отдыха

– сведения к минимуму возможности травмирования

– обеспечения возможности быстрого покидания в аварийных ситуациях в полете в случае необходимости

– обеспечения возможности эвакуации в случае аварийной посадки самолета.

Состав кресла (Рис. 2):

– сиденье (чашка под парашют) [5] Рис. 2

– спинка [2] Рис. 2

– элементы крепления на рельсах [9] Рис. 2

– подголовник [1] Рис. 2

– привязная система [3] Рис. 2

– подлокотники [4] Рис. 2

– ручки управления.

В чашку [5] Рис. 2 укладывается парашют.

К цепочке [6] Рис. 2, с противоположной от прохода стороны, крепится чека кислородного прибора КП-79.

На чашке сиденья [5] Рис. 2 смонтированы следующие **органы управления креслом**:

– РУЧКА ОТКАТА [7] Рис. 2 - для управления перемещением по направляющим рельсам. Кресло откатывается по рельсам и фиксируется в крайних и промежуточных положениях, расположенных через 12,7 мм

– КНОПКА ОТКЛОНЕНИЯ СПИНКИ [11] Рис. 2 - для управления механизмом наклона спинки. Спинка отклоняется назад с бесступенчатой фиксацией в промежуточных и крайних положениях

– РУЧКА СТОПОРЕНИЯ ПЛЕЧЕВЫХ РЕМНЕЙ [12] Рис. 2 - для установки требуемого режима стопорения, автоматического или ручного

– РУЧКА ПОДЪЕМА [10] Рис. 2 - для регулировки кресла по высоте с шагом 10 мм

– На обоих подлокотниках [4] Рис. 2 установлены поворотные ручки [14] Рис. 2 регулировки наклона подлокотника

– На подлокотнике, который установлен на противоположной от прохода стороне кресла, расположена кнопка [15] Рис. 2 для регулировки подлокотника в продольном направлении.

Размещение кресел пилотов в кабине экипажа и расположение конструктивных элементов и органов управления регулировками кресел показано на (Рис. 2).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

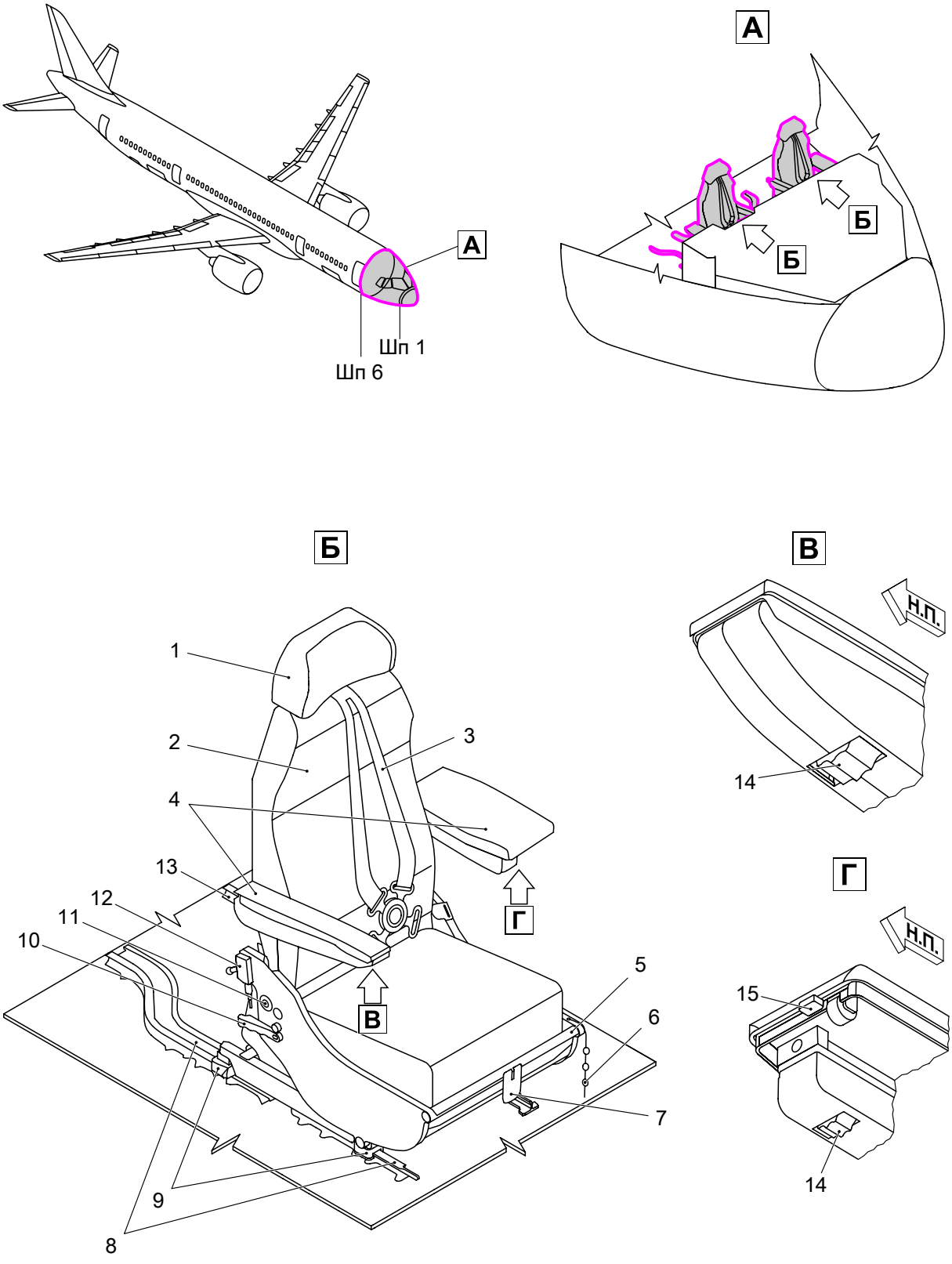


Рисунок 2 Кресло пилота К10П-7550-0

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 2:

1	Подголовник	**9**	Опорные ролики
2	Спинка	**10**	Ручка отката
3	Привязная система	**11**	Кнопка отклонения спинки
4	Подлокотник	**12**	Ручка стопорения плечевых ремней
5	Чаша кресла	**13**	Задний рельс
6	Цепочка крепления чеки КП-79	**14**	Ручка регулировки наклона подлокотника
7	Ручка подъема	**15**	Кнопка выдвижения подлокотника.
8	Направляющий рельс		

2.9.2 Кресло оператора К12П-7550-0

Кресла К12П-7550-0 предназначены для:

- обеспечения операторам комфортных условий при выполнении функциональных обязанностей и во время кратковременного отдыха в полете.
- сведения к минимуму возможности травмирования
- обеспечения возможности быстрого покидания самолета, в аварийных ситуациях в полете случае необходимости
- обеспечения возможности эвакуации в случае аварийной посадки самолета.

Состав кресла К12П-7550-0 (Рис. 3):

- сиденье (чашка под парашют) [5] Рис. 3, спинка[2] Рис. 3 и элементы крепления
- переходная плита с установленными на ней рельсами, на которых установлены каретки с опорами [7] Рис. 3 и поворотными устройствами
- подголовник [1] Рис. 3
- привязная система [4] Рис. 3
- подлокотники [3] Рис. 3
- ручки управления [6] Рис. 3 [8] Рис. 3 [10] Рис. 3

В чашку [5] Рис. 3 укладывается парашют.

К цепочке [15] Рис. 3, с противоположной от прохода стороны, крепится чека кислородного прибора КП-79.

Размещение кресел операторов в пассажирском салоне и расположение конструктивных элементов и органов управления регулировками кресел показано на (Рис. 3).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

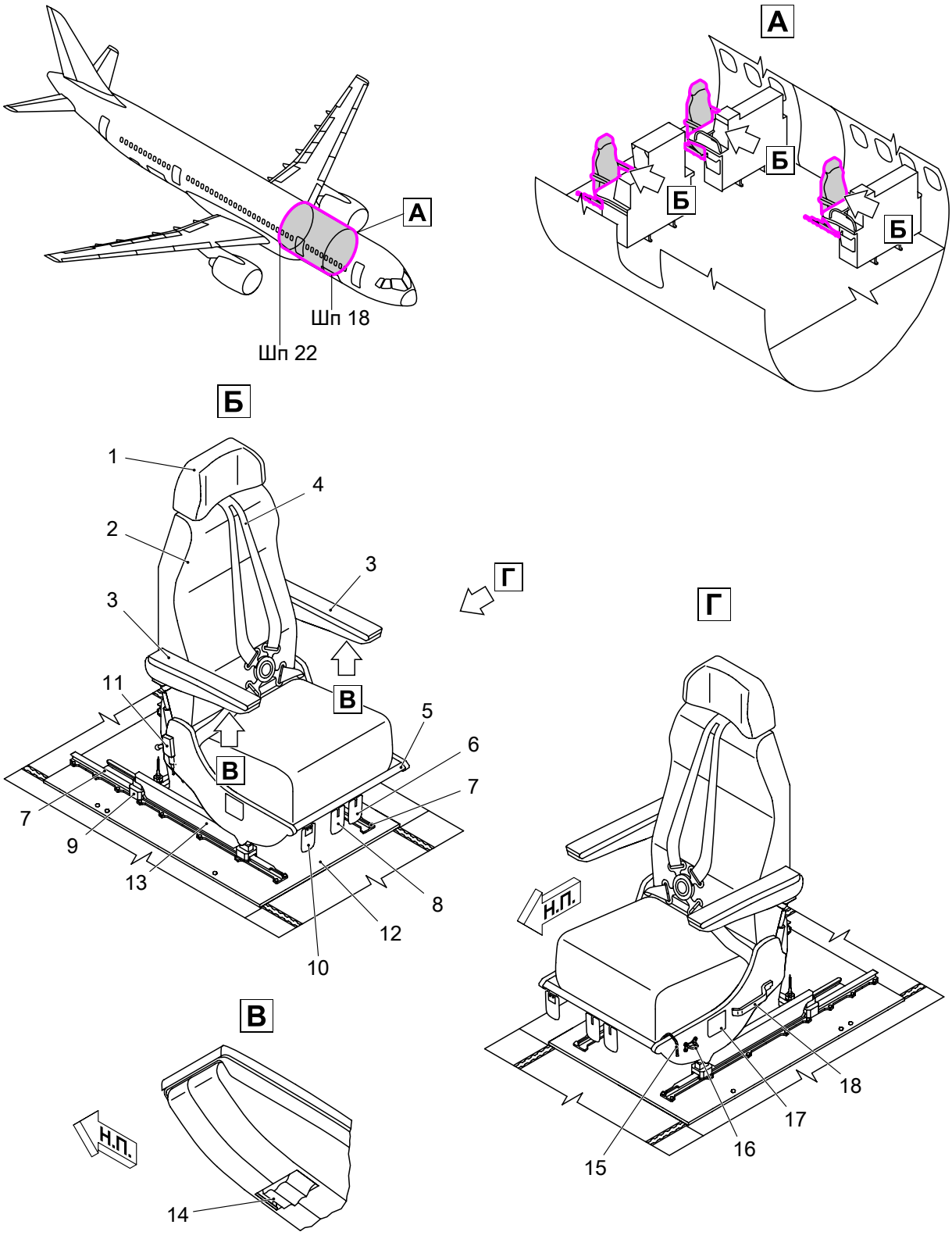


Рисунок 3 Кресло оператора К12П-7550-0

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 3:

1	Подголовник	**10**	Ручка отката
2	Спинка	**11**	Ручка стопорения ремней
3	Подлокотники	**12**	Плита переходная
4	Привязная система	**13**	Каретка с поворотным устройством
5	Чашка под парашют	**14**	Ручка регулировки подлокотника
6	Ручка поворота	**15**	Цепочка разъединителя кислородного прибора парашюта
7	Направляющий рельс	**16**	Скоба
8	Ручка подъема	**17**	Карман
9	Опора	**18**	Ручка отклонения спинки

Ручки управления механизмами кресла, которые используются для перемещения кресла и регулировки его элементов в промежуточных и крайних положениях:

- ручка ОТКАТ [10] Рис. 3 - предназначена для перемещения и фиксации кресла на рельсах с шагом 12,7 мм
- ручка отклонения спинки [18] Рис. 3 - предназначена для изменения положения спинки с бесступенчатой фиксацией между крайними положениями
- ручка СТОПОРЕНИЕ ПЛЕЧЕВЫХ РЕМНЕЙ [11] Рис. 3 - предназначена для блокировки и разблокировки инерционного механизма плечевых ремней привязной системы [4] Рис. 3
- ручка ПОВОРОТ [6] Рис. 3 - предназначена для поворота и фиксации кресла в положениях -90°, 0°, 90° и 180°, от рабочего места оператора к проходу и обратно
- ручка ПОДЪЕМ [8] Рис. 3 - предназначена для изменения положения кресла по высоте с фиксацией в крайних и промежуточных положениях, расположенных через 10 мм.

На обоих подлокотниках [3] Рис. 3 установлена поворотная ручка [14] Рис. 3 регулировки наклона подлокотника.

2.9.3 Парашют С-5И сер.2

Парашютная система С-5И предназначена для безопасного покидания самолета, снижения и приземления (приводнения) членов экипажа в случае аварийной ситуации в полете.

Состав парашютной системы:

- вытяжной парашют [1] Рис. 4
- парашютное звено [2] Рис. 4
- чехол купола [3] Рис. 4
- купол [4] Рис. 4
- шпилька-чека [5] Рис. 4
- пластина прибора [6] Рис. 4
- тарированное звено [7] Рис. 4
- звено ручного раскрытия ранца [8] Рис. 4

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– чехол лодки/плота [9] Рис. 4

– подвесная система [10] Рис. 4, с установленными на ней:

  • ранцем

  • подушкой

  • прибором ППК-У-240В, предназначенным для автоматического сброса предохранительных чек с клапанов ранца

  • прибором ППК-У-240А, предназначенным для автоматического сброса предохранительных чек с клапанов промежуточного дна ранца

  • кислородным прибором КП-79

– НАЗ-7М [11] Рис. 4

– переносной сумкой [12] Рис. 4 .

Основные элементы конструкции парашютной системы С-5И показаны на (Рис. 4).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

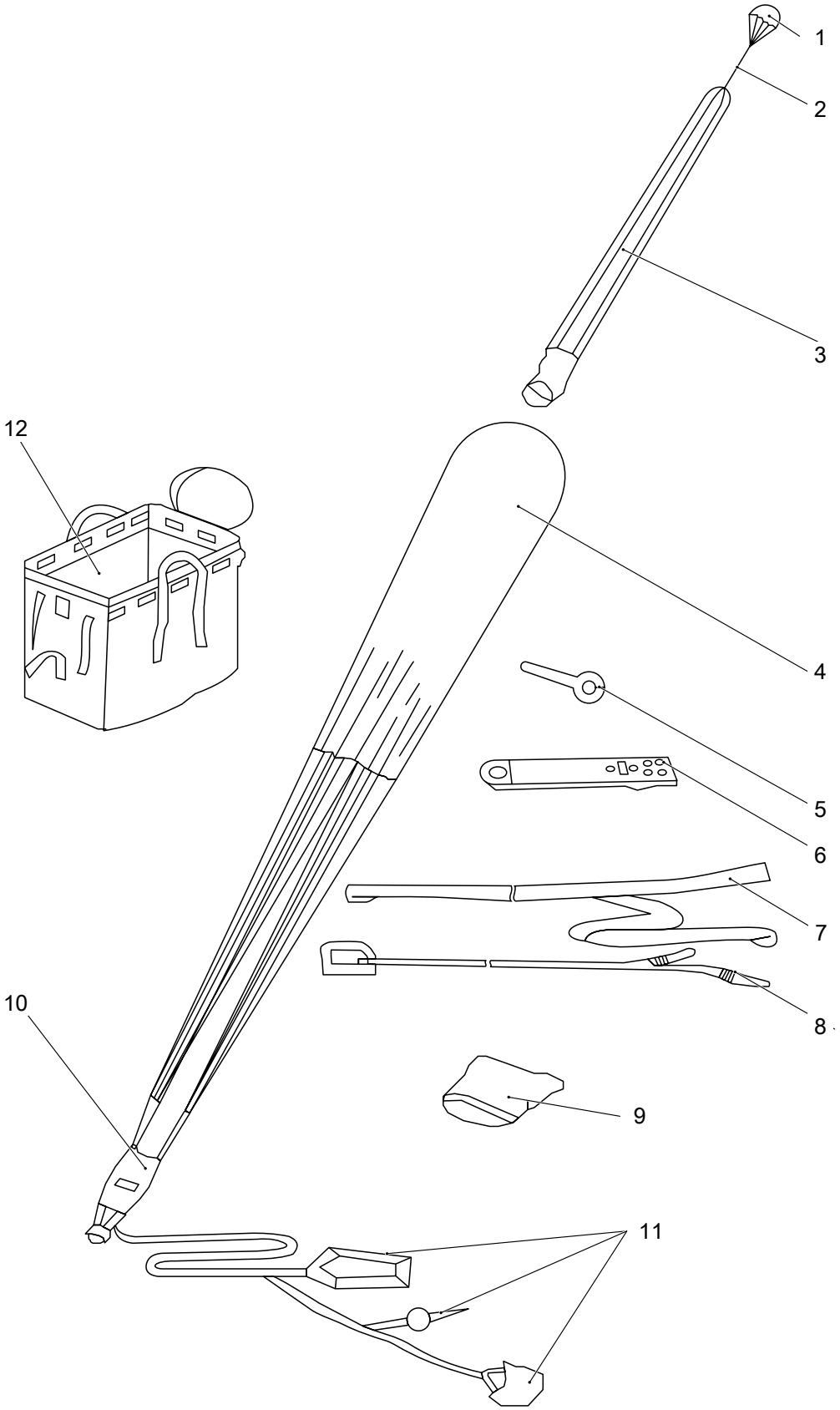


Рисунок 4 Парашютная система С-5И

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 4:

1	Вытяжной парашют	7	Тарированное звено
2	Парашютное звено	8	Звено ручного раскрытия ранца
3	Чехол купола	9	Чехол лодки/плота
4	Купол	10	Подвесная система
5	Шпилька-чека	11	НАЗ-7М
6	Пластина прибора	12	Переносная сумка

2.9.4 Носимый аварийный запас НАЗ-7

Носимый аварийный запас НАЗ-7М предназначен для поддержания жизнедеятельности летчика на суше и воде в случае аварийного покидания самолета.

Носимый аварийный запас обеспечивает:

- автоматическую подачу сигналов радиомаяком «Комар-2М-КОСПАС» при снижении летчика с парашютом после выхода НАЗ-7М из ранца парашютной системы
- автоматическую подачу сигналов радиомаяком после приземления (приводнения):
  - в течение 48 часов при положительных температурах окружающего воздуха
  - в течение 24 часов при температуре воздуха до минус 20 ºС
  - в течение 12 часов при температуре воздуха в пределах от минус 21 до минус 40 ºС
- возможность ведения летчиком двухсторонней радиотелефонной связи с поисковыми группами, самолетами, вертолетами после приземления (приводнения)
- обозначение местоположения летчика в дневное и ночное время суток с помощью сигнальных средств
- поддержание летчика на плаву и защиту от переохлаждения с помощью плота ПСН-1.

Носимый аварийный запас НАЗ-7М с плотом ПСН-1 размещаются в ранце парашютной системы и соединяются с ним фалом ([7] Рис. 5).

Носимый аварийный запас состоит из **ранца** и **плавательных средств**. В комплектацию **ранца** входит:

- продуктовый запас
- лагерное снаряжение
- средства радиосвязи и сигнализации
- медицинская группа.

Размещение комплектующих изделий в ранце НАЗ показано на (Рис. 5).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

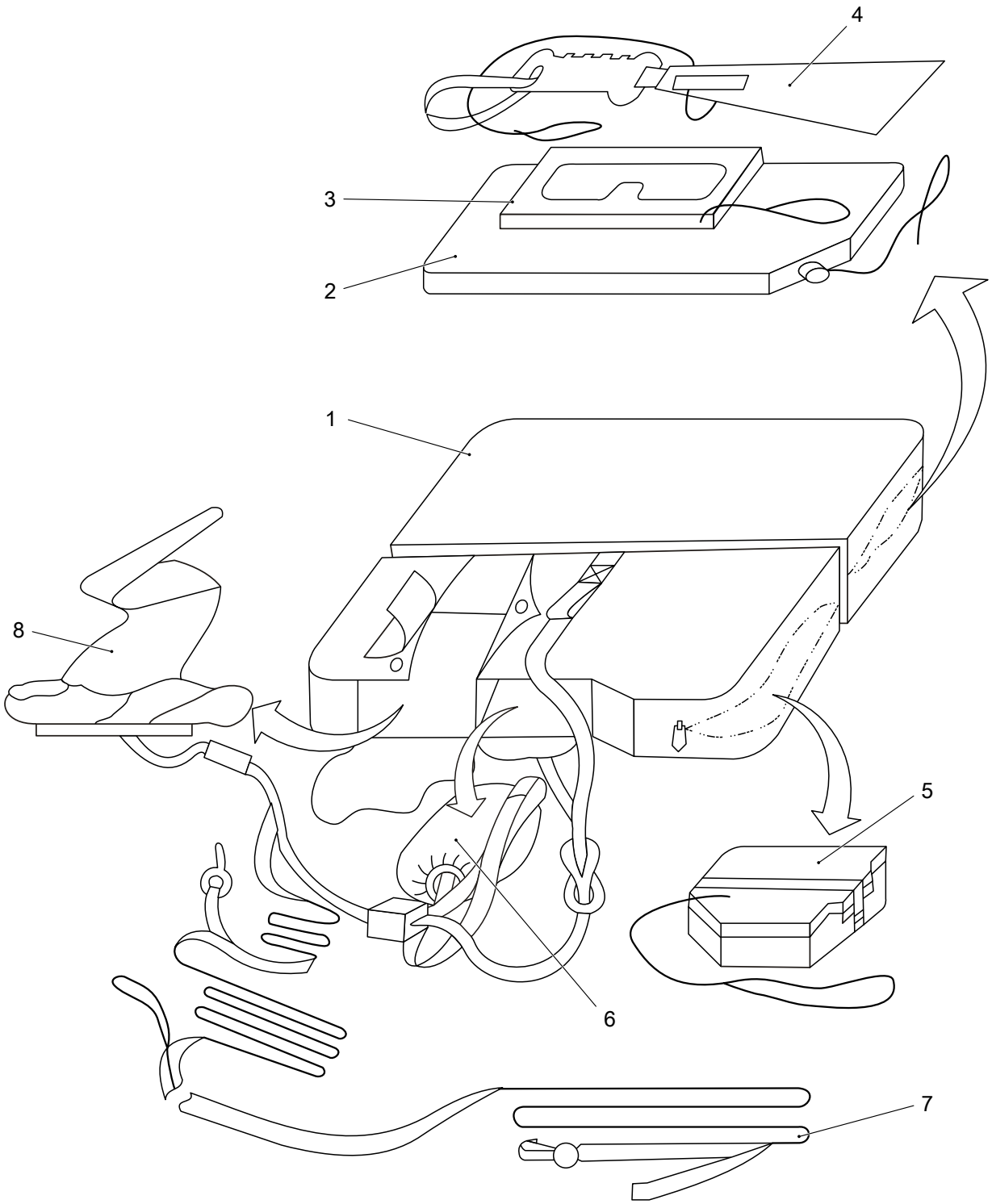


Рисунок 5 Ранец НАЗ с комплектующими изделиями

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 5:

1	Ранец	5	Коробка с лагерным снаряжением
2	Бачок с питьевой водой	6	Блок питания Прибой-2С (БПР-855А1М) в мешке
3	Инструкция и светофильтр в упаковке	7	Фал
4	Нож "Мачете" в чехле	8	Радиомаяк Комар-2М (Комар-2М-КОСПАС)

В качестве **плавательного средства** используется плот ПСН-1. Плот является индивидуальным спасательным средством и предназначен для:

– поддержания на плаву члена экипажа после вынужденного покидания самолета

– защиты от переохлаждения.

Состав **продуктового запаса**:

– сахар в упаковке

– вода питьевая в бачке

– соль в упаковке.

Состав лагерного снаряжения:

– спички в упаковке

– сухое горючее в упаковке

– патроны в коробке

– нож со шнуром

– нож «Мачете» в чехле

– светофильтр.

Предметы лагерного снаряжения, которыми укомплектовывается НАЗ, показаны на (Рис. 6).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

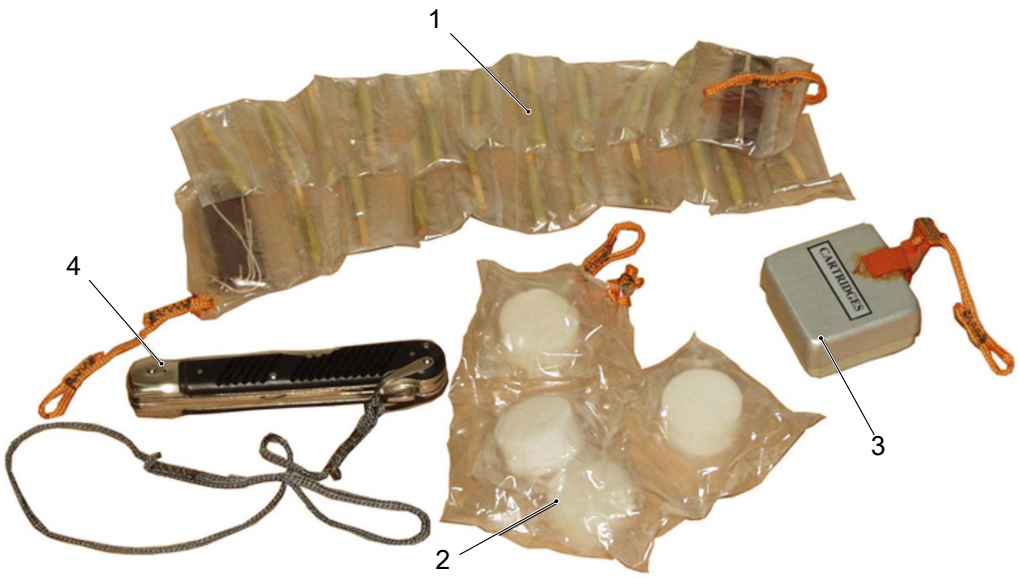


Рисунок 6 Предметы лагерного снаряжения

Условные обозначения к Рис. 6:

1	Спички	**3**	Коробка с патронами
2	Сухое горючее	**4**	Нож со шнуром

В состав **средств радиосвязи и сигнализации** входят:

– радиомаяк Комар-2М (Комар-2М-КОСПАС)

– 15-мм сигнальные патроны и приспособление для их отстрела

– светосигнальное зеркало.

Сигнальные средства, входящие в комплектацию НАЗ показаны на (Рис. 7).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

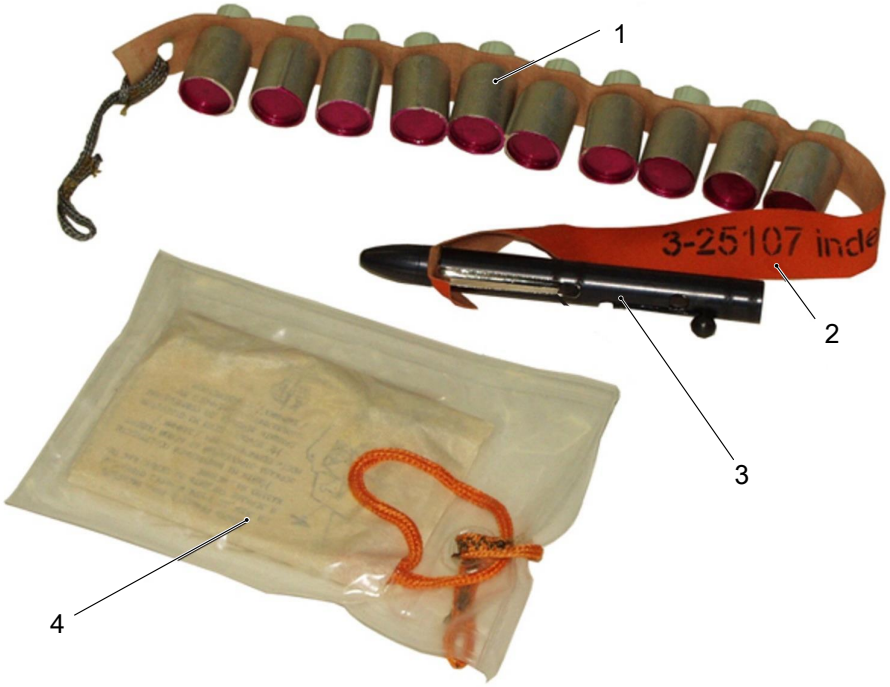


Рисунок 7 Сигнальные средства

Условные обозначения к Рис. 7:

1	15-мм сигнальные патроны	**3**	Приспособление для отстрела сигнальных патронов
2	Лента для крепления сигнальных патронов	**4**	Светосигнальное зеркало

© ПАО "Корпорация "Иркут"

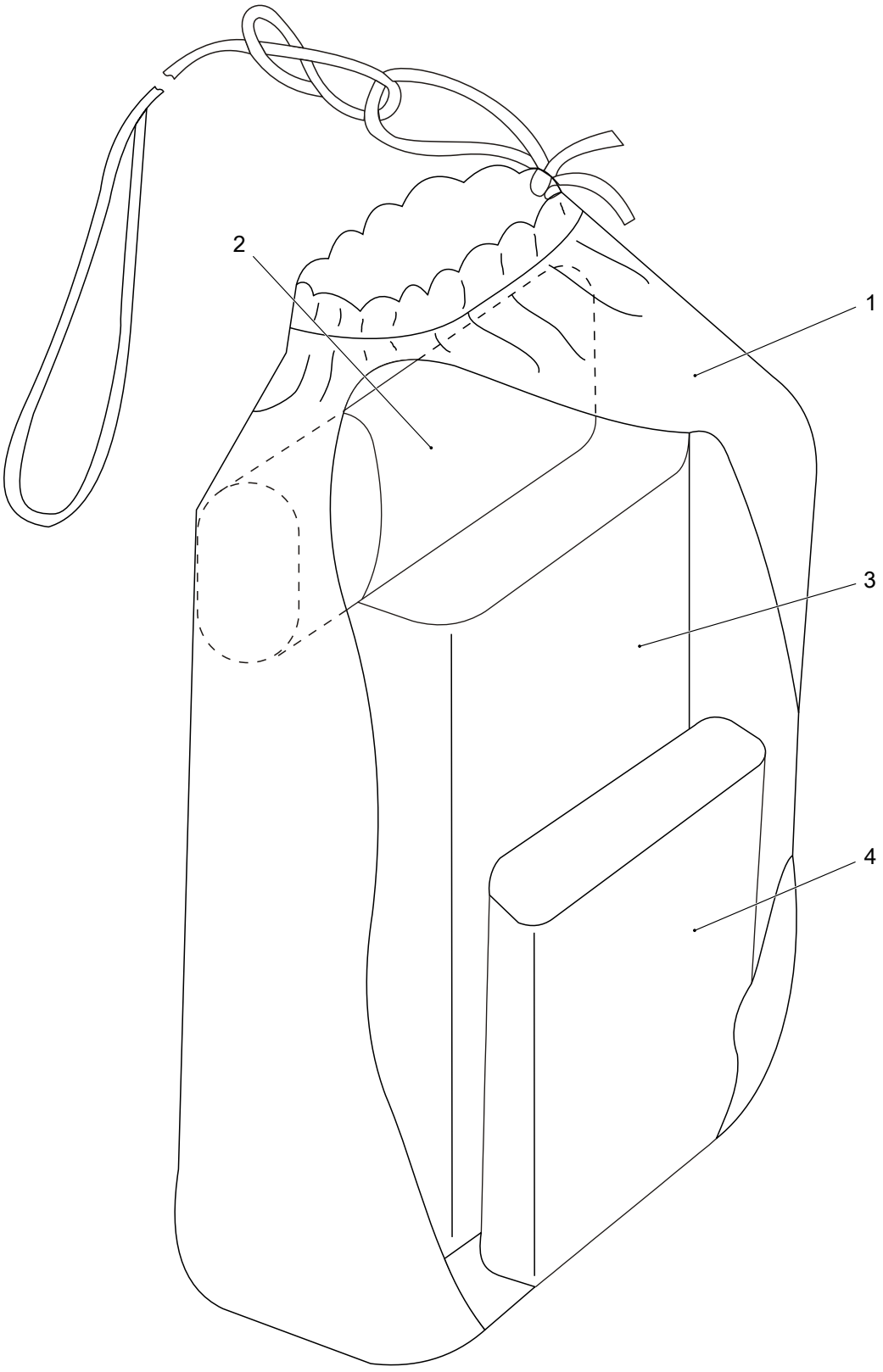


Рисунок 8 Состав и укладка медицинской группы

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 8:

1	Мешок	3	Пакет перевязочный (или дополнительный бинт)
2	Патрон с ампулами йодной настойки	4	Бинт стерильный

В состав **медицинской группы** входит набор перевязочных средств и медикаментов, которые укладываются в специальный мешок.

Состав и укладка медицинской группы показаны на (Рис. 8).

Состав **упаковочных и вспомогательных средств**, которые применяются для хранения и использования НАЗ:

– ранец
– фал крепления
– фал
– сумка
– шнур страховочный (короткий)
– шнур страховочный (длинный)
– коробка для лагерного снаряжения
– лента
– мешок для антенны
– вертлюг
– ремень
– мешок
– лента, 500 мм
– шпаговка, 800 мм
– шнур, 1 м
– нитки х/б 00 или 200ЛХ белые, 10 м
– нитки х/б 00 или 200ЛХ белые, 10 м.

Размещение и крепление комплектующих на фале НАЗ показано на (Рис. 9).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

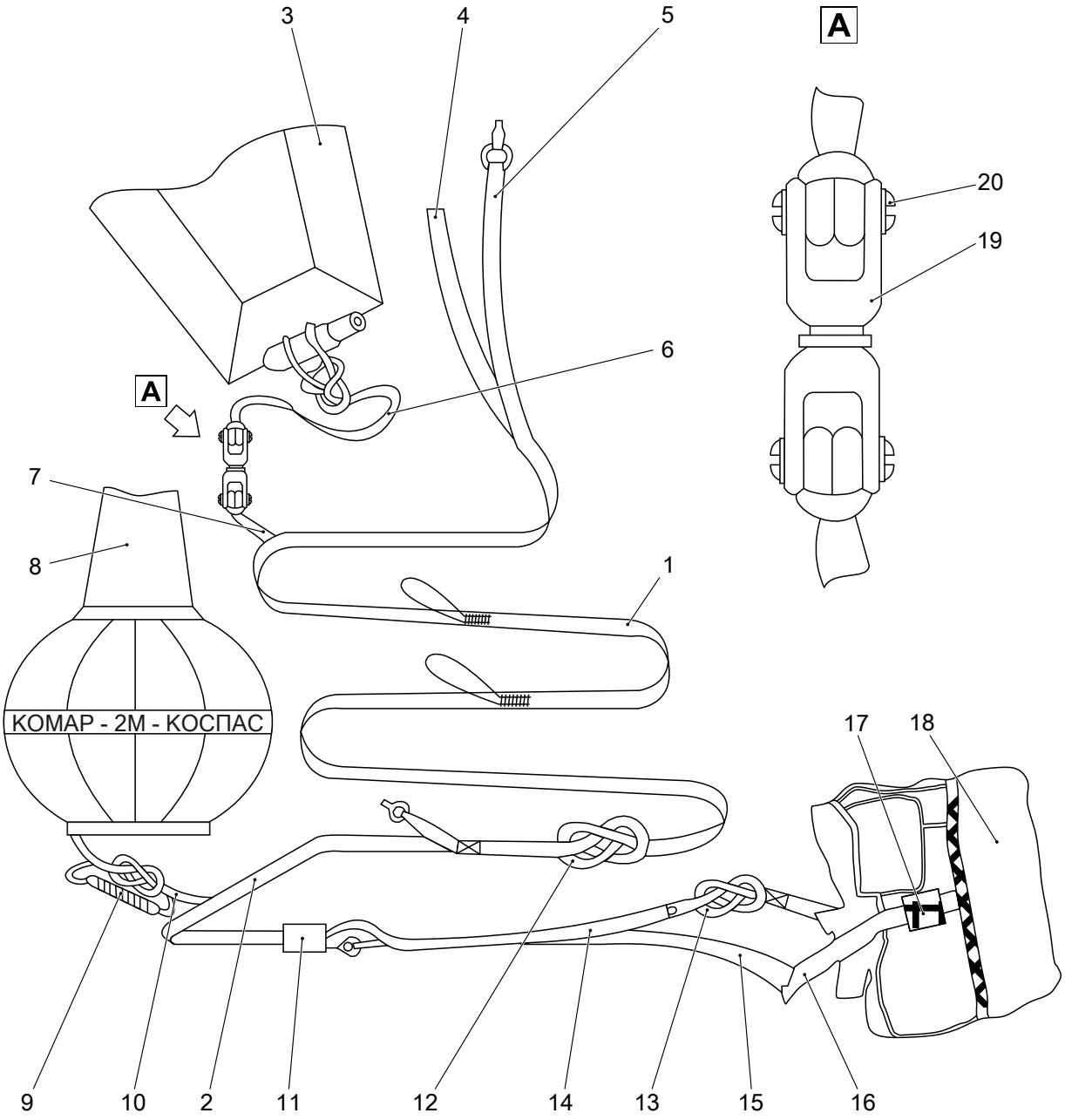


Рисунок 9 Крепление комплектующих на фале НАЗ

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 9:

1	Фал	10	Конец фала крепления "КОМАР"
2	Фал крепления	11	Механизм включения
3	Плот ПСН-1	12	Соединение фала и фала крепления - узел-удавка
4	Оранжевый конец фала "ПС"	13	Силовая петля ранца
5	Конец фала с карабином "КОСТЮМ"	14	Конец фала крепления "Р"
6	Пусковой фал плота	15	Конец фала крепления с разъемом Ш8
7	Конец фала "ПЛ"	16	Электроразъем Ш8
8	Радиомаяк Комар-2М (Комар-2М-КОСПАС)	17	Блок питания Прибой-2С (БП Р-855А1М)
9	Электроразъем Ш9	18	Ранец

Общий вид сумки для хранения и транспортировки НАЗ-7М показан на (Рис. 10).



Рисунок 10 Сумка

Условные обозначения к Рис. 10:

1	Сумка	3	Карман для документации
2	Карман для ножа со шнуром	4	Маркировка

2.10 Комплект кислородного оборудования ККО-ЛИ

Комплект кислородного оборудования ККО-ЛИ предназначен для использования членами экипажа при выполнении испытательных полетов.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

ККО-ЛИ обеспечивает:

- подачу кислорода в случае аварийной разгерметизации кабины экипажа и пассажирского салона
- снабжение членов экипажа кислородом при вынужденном покидании самолета с применением парашюта
- защиту головы от ударов
- защиту органов дыхания и зрения от дыма
- защиту глаз от прямых солнечных лучей.

2.10.1 Комплект ККО-ЛИ для летчиков

Состав комплекта ККО-ЛИ для летчиков :

- защитный шлем ЗШ–7И-2 [1] Рис. 11
- дымозащитные очки ДЗО–1И [17] Рис. 11
- кислородная маска КМ–35И–2, с установленными на ней кислородным прибором КП-78 и индикатором подачи кислорода [16] Рис. 11
- кислородный парашютный прибор КП–79 [10] Рис. 11
- переходники.

Состав комплекта ККО-ЛИ летчика-испытателя показан на (Рис. 11).

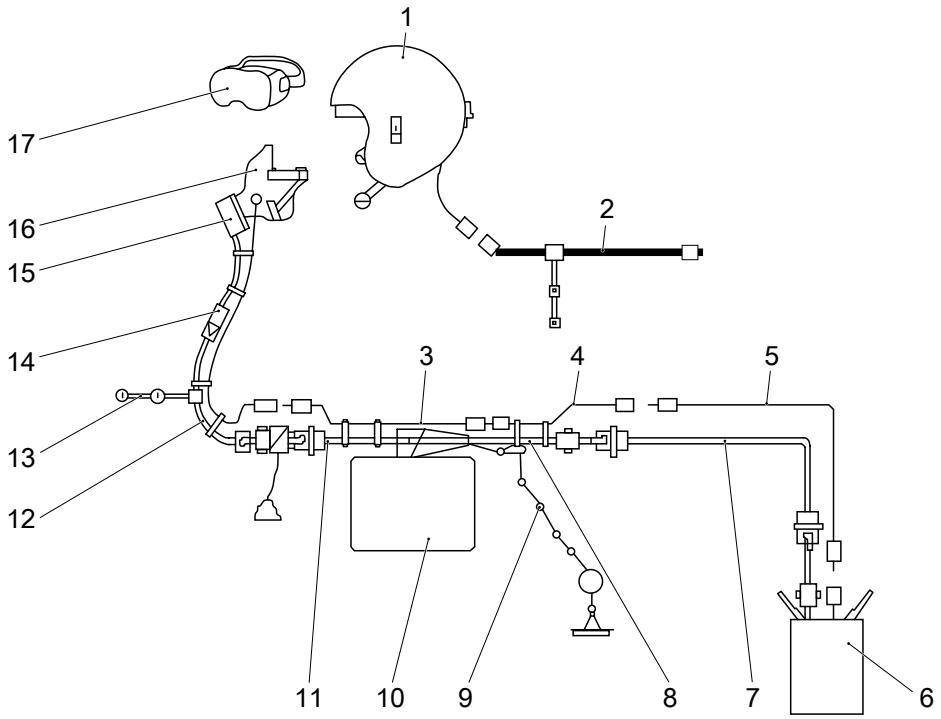


Рисунок 11 Схема ККО-ЛИ летчика-испытателя

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 11:

1	Защитный шлем ЗШ-7И-2	**10**	Прибор кислородный парашютный КП–79
2	Переходник радиосвязи	**11**	Выходной шланг КП-79
3	Переходник радиосвязи 206-7223-50	**12**	Кислородный шланг маски КМ-35И-2
4	Переходник радиосвязи 206-7223-60	**13**	Шлевка промежуточного крепления шланга маски КМ-35И-2
5	Переходной жгут радиосвязи	**14**	Индикатор подачи кислорода
6	Укладочный блок МРХ814	**15**	Кислородный прибор КП-78
7	Переходной шланг ТК-7849-5370	**16**	Кислородная маска КМ–35И–2
8	Входной шланг КП-79	**17**	Дымозащитные очки ДЗО–1И
9	Цепочка автоматического включения подачи кислорода КП-79		

2.10.2 Комплект ККО-ЛИ для оператора

В состав комплекта ККО-ЛИ для оператора входит:

- защитный шлем ЗШ–7И-2 [1] Рис. 12
- дымозащитные очки ДЗО–1И [17] Рис. 12
- кислородная маска КМ–35И–2 с установленными на ней кислородным прибором КП-78 и индикатором подачи кислорода [16] Рис. 12
- кислородный парашютный прибор КП–79 [10] Рис. 12
- блок кислородного питания БКП-2-2-210 [7] Рис. 12
- кислородный шланг КШ-74-5 [5] Рис. 12
- переходники.

Состав комплекта ККО-ЛИ оператора показан на (Рис. 12)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

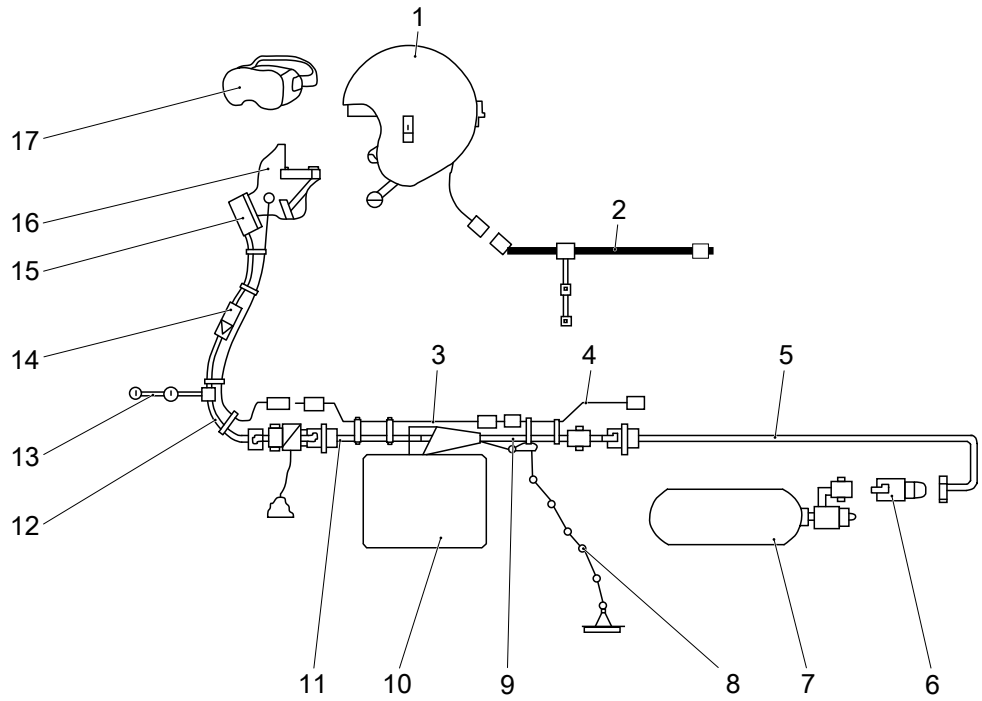


Рисунок 12 Схема ККО-ЛИ оператора

Условные обозначения к Рис. 12:

1	Защитный шлем ЗШ-7И-2	**10**	Прибор кислородный парашютный КП–79
2	Переходник радиосвязи	**11**	Выходной шланг КП-79
3	Переходник радиосвязи 206-7223-50	**12**	Кислородный шланг маски КМ-35И-2
4	Переходник радиосвязи 206-7223-60	**13**	Шлевка промежуточного крепления шланга маски КМ-35И-2
5	Кислородный шланг КШ-74	**14**	Индикатор подачи кислорода
6	Переходник ТК-7849-3420	**15**	Кислородный прибор КП-78
7	Блок кислородного питания БКП-2-2-210	**16**	Кислородная маска КМ–35И–2
8	Цепочка автоматического включения подачи кислорода КП-79	**17**	Дымозащитные очки ДЗО–1И
9	Входной шланг КП-79		

2.10.3 Эксплуатация комплекта ККО-ЛИ членами экипажа

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

После включения подачи кислорода не нажимайте кнопку на укладочном блоке «PRESS TO TEST AND RESET». При случайном нажатии на кнопку «PRESS TO TEST

© ПАО "Корпорация "Иркут"

AND RESET» откройте и закройте дверцы укладочного блока для возобновления подачи кислорода.

ВНИМАНИЕ

Рассоединение коммуникаций от укладочного блока, БКП-2-2-210 и включение подачи кислорода от КП-79 можно выполнить вручную при выдергивании шарообразной ручки со стороны крепления цепочки к чашке кресла.

При подготовке к использованию ККО-ЛИ:

– проверьте и убедитесь, что кислородный парашютный прибор КП–79 уложен в ранец парашюта, его входной шланг и разъем переходника радиосвязи подключены к укладочному блоку (у оператора – к БКП-2-2-210 и бортовому жгуту радиосвязи), а карабин чеки пускателя кислорода и разъединителя коммуникаций пристегнут к цепочке, закрепленной на боковой стенке чашки кресла

– закрепите дымозащитные очки шлевками на защитном шлеме, наденьте шлем, пристегните кислородную маску

– разместитесь в кресле на парашюте, подгоните под свой рост подвесную систему парашюта, закрепите шлевку промежуточного крепления маски за ножной обхват подвесной системы

– соедините шланг кислородной маски с выходным кислородным шлангом КП-79, а разъем микрофона маски с переходником радиосвязи

– застегните привязную систему кресла

– подключите жгут связи ЗШ к бортовой радиосвязи через переходник.

При выполнении проверки подачи кислорода в маску:

– на рабочем месте летчика

  • откройте дверцы укладочного блока. При этом на левой дверце появляется белый флажок «OXY ON» и включается микрофон маски

  • опустите микрофон ЗШ под подбородочный ремень

  • плотно прижмите маску к лицу и сделайте два-три глубоких вдоха. При вдохе в прозрачной части индикатора появляется поплавок, который при выдохе исчезает. Бленкер, расположенный в левом верхнем углу лицевой панели укладочного блока, мигает желтым цветом при вдохе и возвращается в исходное состояние (черный цвет) при выдохе

    Примечание

    Закрытие дверец укладочного блока не приводит к прекращению подачи кислорода в маску. Для отключения подачи кислорода, после закрытия дверец, необходимо нажать на лицевой панели укладочного блока кнопку «PRESS TO TEST AND RESET». Белый флажок «OXY ON» исчезает

– на рабочем месте оператора

  • установите переключатель на блоке БКП-2-2-210 в положение ВКЛ

  • опустите микрофон ЗШ под подбородочный ремень

© ПАО "Корпорация "Иркут"

- плотно прижмите маску к лицу и сделайте два-три глубоких вдоха. При вдохе в прозрачной части индикатора появляется поплавок, который при выдохе исчезает.

При разгерметизации кабины:

– откройте дверцы укладочного блока. При открытии дверец начинается подача кислорода и связь переходит на микрофон маски

– опустите микрофон под подбородочный ремень ЗШ

– плотно притяните к лицу кислородную маску

– проверьте подачу кислорода. При вдохе в прозрачной части индикатора на кислородном шланге появляется поплавок, который при выдохе исчезает. Бленкер, расположенный в левом верхнем углу лицевой панели укладочного блока, мигает желтым цветом при вдохе и возвращается в исходное состояние (черный цвет) при выдохе. После того как маска надели маску, закройте дверцы укладочного блока, чтобы они не мешали работе с бортовым оборудованием

– выполните процедуру "ЭКСТРЕННОЕ СНИЖЕНИЕ".

При задымлении кабины:

– выполните действия как при разгерметизации

– опустите дымозащитные очки до полного и плотного прилегания их к лицу и маске.

При вынужденном покидании самолета с примененим парашюта:

– расстегните привязные ремни кресла и освободитесь от них

– встаньте с рабочего места.При этом происходит автоматическое отсоединение коммуникаций от укладочного блока БКП-2-2-210, бортовой радиосвязи. Одновременно включается в работу КП-79 и кислород начинает поступать в маску

– выполните действия предусмотренные процедурой "АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ ЭКИПАЖЕМ САМОЛЕТА".

3 Работа САП

ВНИМАНИЕ

Если в течение 18 секунд индикатор ЛЮК ОТКРЫТ не начал светиться, то используйте рукоятку ручного открытия ЛАП, установленная на блоке ручного открытия. После этого в течение трех секунд должен гарантированно открыться ЛАП и начинать светиться индикатор ЛЮК ОТКРЫТ.

При появлении аварийной ситуации в полете командир воздушного судна (КВС) дает команду на открытие ЛАП, используя пульт управления в кабине пилотов. По этой команде:

– срабатывает звуковая и световая сигнализация

– начинается аварийная разгерметизация салона и выравнивание давлений между гермокабиной и атмосферой

– экипаж надевает кислородные маски и готовится к аварийному покиданию самолета.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Когда перепад давления между гермокабиной и атмосферой достигает заданного пониженного значения:

– замки закрытого положения ЛАП - открываются

– ЛАП открывается с помощью пневмосистемы на угол 85° против потока

– сигнализация ЛЮК ОТКРЫТ начинает светиться после полного открытия люка и закрытия замков выпущенного положения ЛАП.

Убедившись в открытии ЛАП, КВС дает команду на аварийное покидание самолета, используя переключатель ПРЫЖОК на пульте управления аварийным покиданием. При этом:

– изменяется звуковая и световая сигнализация

– члены экипажа пристегивают карабины парашютов к тросу на специальной конструкции возле ШАП и покидают самолет.

Если принято решение об отмене аварийного покидания самолета:

– КВС на пульте управления аварийным покиданием переводит переключатель в положение ОТСТАВ ПРЫЖОК

– звуковая сигнализация прекращается

– начинают светиться соответствующие информационные табло

– ЛАП остается в открытом положении.

В системе эвакуации предусмотрен встроенный контроль с помощью пульта встроенного контроля (ПВК), а также запись параметров полета и работы системы эвакуации на собственный аварийный регистратор.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Аварийно-спасательное оборудование

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа 1
Ссылки 1
1 Состав аварийно - спасательного оборудования 1
1.1 Средства связи пилотов и операторов 1
1.1.1 Радиомаяк «Комар-2М-КОСПАС» 2
1.1.2 Радиостанция Р-855А1М 4
1.2 Аварийно - спасательное оборудование (АСО) и прочее 7
1.2.1 Состав АСО для 0001 7
1.2.2 Канаты аварийные 7

Перечень таблиц

Страница

1 Ссылки 1

Перечень иллюстраций

Страница

1 Радиомаяк "Комар-2М-КОСПАС" 3
2 Действующий комплект радиостанции 5

Ссылки

Таблица 1 Ссылки

Модуль данных/Техническая публикация	Название
FCOM 21300-A-25-00-00-00A-043A-A	
FCOM 21300-A-15-48-00-11A-141A-A	Инструкция по аварийной эвакуации членов экипажа опытных самолетов при вынужденной посадке на сушу - Аварийные процедуры

Описание для экипажа

1 Состав аварийно - спасательного оборудования

В состав аварийно - спасательного оборудования входят:

– средства связи пилотов и операторов

– АСО и прочее.

1.1 Средства связи пилотов и операторов

В состав средств связи пилотов и операторов входят:

– радиомаяк «Комар-2М-КОСПАС»

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– радиостанция Р-855А1М.

1.1.1 Радиомаяк «Комар-2М-КОСПАС»

ВНИМАНИЕ

1. Для увеличения времени работы РМ при отрицательной температуре окружающей среды храните батарею питания в одежде, ближе к телу.

2. При отделении приемо-передатчика от коробки и разрезании ленты в указанном месте НЕ ПОВРЕДИТЕ КАБЕЛЬ!

Радиомаяк «Комар-2М-КОСПАС» **обеспечивает**:

– автоматическое определение местоположения терпящих бедствие с помощью международной спутниковой системы поиска и спасения КОСПАС-САРСАТ на частоте спутникового канала 406 МГц

– автоматическую подачу радиосигналов для пеленгации и проведения ближнего поиска поисково-спасательными средствами места аварии с помощью типовых автоматических радиокомпасов (АРК), работающих на частоте 121.5 МГц

– ведение лётчиком двухсторонней бесподстроечной радиотелефонной связи с членами поисковой группы.

Примечание

Радиомаяк обеспечивает выполнение этих функций на суше и на воде.

В **состав радиомаяка (РМ)** «Комар-2М-КОСПАС» входят:

– надувная оболочка с антенной

– приемо-передатчик (ПП) радиостанции Р-855А1М

– баллон с углекислотой.

Радиомаяк включается в **работу** автоматически.Это обеспечивается конструкцией изделия, в котором он применяется.

При натяжении шнура поворачивается рычаг включения баллона. Рычаг перемещает иглу, которая прокалывает мембрану баллона. Через образовавшееся отверстие углекислота поступает из баллона в надувную оболочку, при наполнении которой антенна принимает рабочее положение. Одновременно на кабеле замыкается цепь подачи питания на ПП, который включается и начинает подавать маячковые радиосигналы. При приземлении или приводнении, ввиду низкого расположения центра тяжести, РМ всегда принимает вертикальное положение.

Состав и конструктивные элементы радиомаяка «Комар-2М-КОСПАС» показаны на (Рис. 1).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

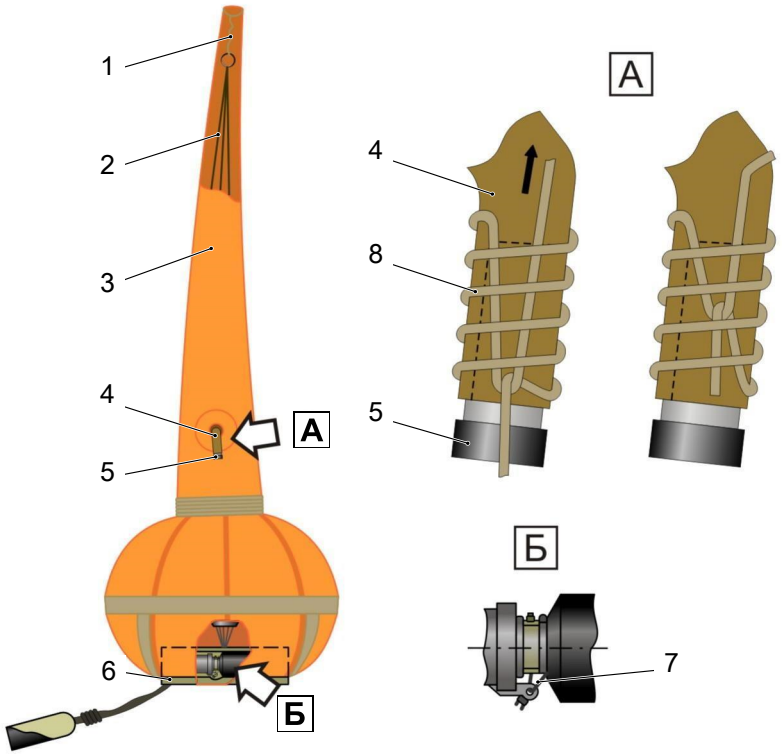


Рисунок 1 Радиомаяк "Комар-2М-КОСПАС"

Условные обозначения к Рис. 1:

1	Резиновый амортизатор	**5**	Пробка
2	Антенна	**6**	Коробка
3	Надувная оболочка	**7**	Контровочная нитка
4	Штуцер поддува и проверок	**8**	Шпаговочная нитка

Эксплуатация РМ «Комар-2М-КОСПАС»

После приземления или приводнения члену экипажа необходимо проверить работу радиомаяка прослушиванием, приложив металлическую коробку РМ к уху. Должны быть слышны маячковые (тоновые) сигналы. Их наличие свидетельствует о работе радиомаяка в режиме "Маяк".

Если сигналы не слышны, возможно, произошёл обрыв электрожгута (вшитого в фал) или вышел из строя механизм включения питания. Отсоедините неисправные жгуты и соедините ПП непосредственно с блоком питания БП Р-855А1М через их разъёмы.

Прощупайте через верх конуса оболочки целостность антенны. Если произошёл обрыв в верхней части, подтяните конец антенны в вершину конуса и свяжите вместе с оболочкой любым шнуром. Это увеличит дальность и качество радиосвязи. В случае необходимости можно прекратить работу ПП, отсоединив его кабель питания от батареи.

Для работы в режиме «связь» необходимо снять крышку с коробки РМ, потянув за шнур замка крышки. Извлеките ПП из коробки, снимите с него резиновый чехол и ведите связь через АФУ РМ.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Для работы только с радиостанцией без АФУ РМ необходимо:

– отсоединить ПП от коробки, снять резиновый колпачок и цанговый зажим с винтом в месте крепления кабеля АФУ к ПП

– разрезать в указанном месте ленту, отделить ПП от коробки

– извлечь из снаряжения или НАЗа проволочную антенну, расправить и ввернуть её в гнездо ПП.

1.1.2 Радиостанция Р-855А1М

ВНИМАНИЕ

1. Размещение приемопередатчика в состыкованном с блоком питания состоянии НЕ ДОПУСКАЕТСЯ!

2. Для нормальной работы радиостанции изолятор у основания антенны необходимо содержать сухим и чистым.

3. В отсутствие реальной аварийной ситуации не включайте АРМ в режиме «МАЯК» на время более 1 мин. Ложные сигналы бедствия засоряют память бортового процессора на спутнике. Разворачивание спасательных работ из-за ложного сигнала может привести к большим неоправданным затратам.

Радиостанция Р-855А1М - предназначена для оснащения аварийно-спасательного снаряжения самолетов и вертолетов и **обеспечивает**:

– идентификацию аварийного объекта по принадлежности к конкретному потребителю

– определение местоположения терпящих бедствие с точностью не хуже ± 5 км

– двустороннюю радиосвязь членов экипажа потерпевшего аварию самолета или вертолета с поисково-спасательными группами

– прибытие поисково-спасательных групп и месту нахождения экипажа по пеленгу радиосигнала с помощью типовых радиокомпасов, работающих на частоте 121,5 МГц.

В **состав радиостанции** Р-855А1М входят:

– действующий комплект радиостанции (Рис. 2)

– групповой комплект ЗИП.

Примечание

Групповой комплект ЗИП предназначен для замены вышедших из строя деталей и проведения работ по техническому обслуживанию радиостанции.

Состав действующего комплекта аварийной радиостанции Р-855А1М показан на (Рис. 2).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

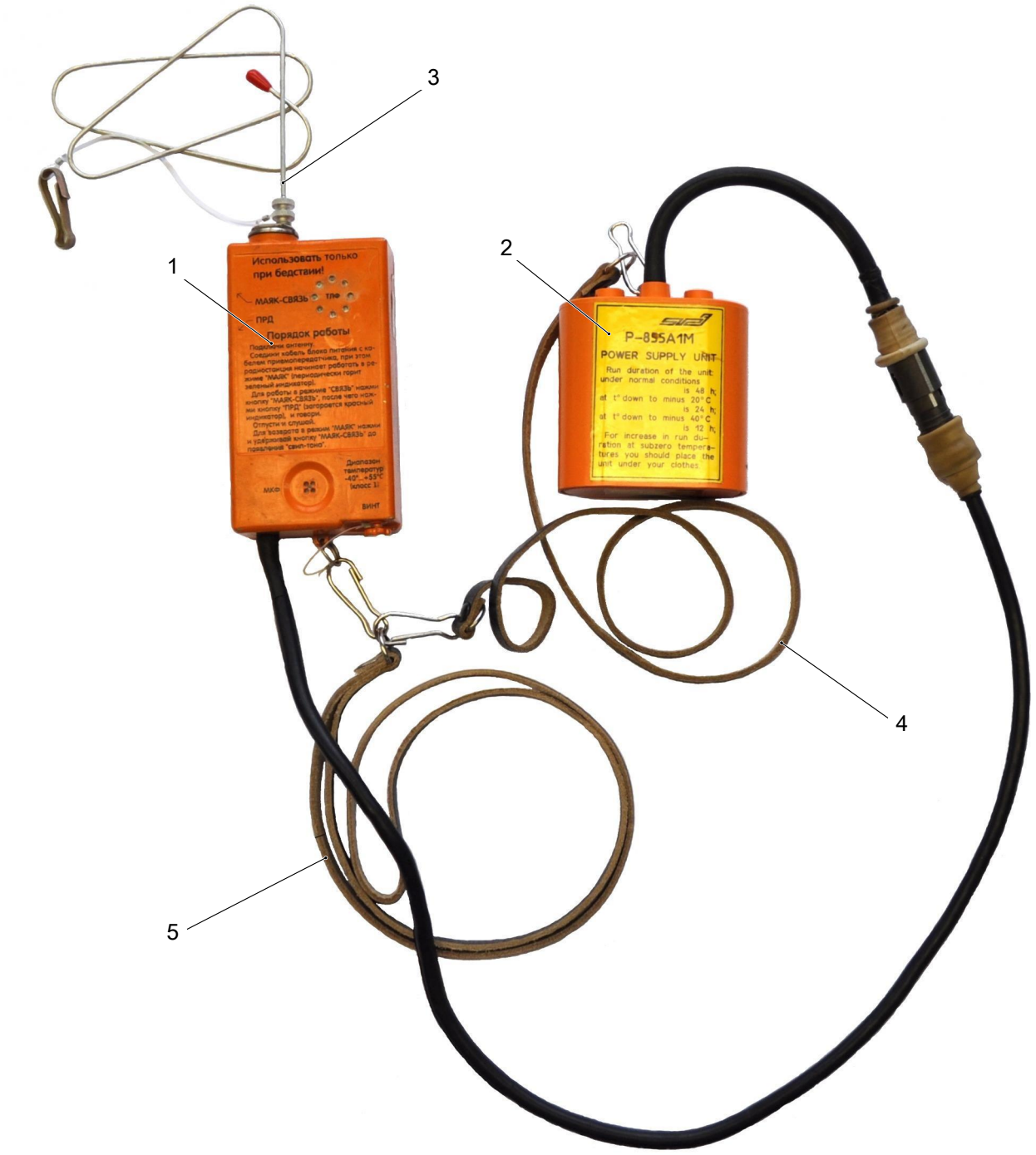


Рисунок 2 Действующий комплект радиостанции

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 2:

1	Приемопередатчик Р-855А1М	**4**	Ремень
2	Блок питания	**5**	Ремень
3	Антенна		

Эксплуатация радиостанции Р-855А1М

Аварийная радиостанция Р-855А1М работает в ультракоротковолновом диапазоне радиоволн.

При выборе места работы с радиостанцией необходимо руководствоваться следующими правилами:

– не располагаться с радиостанцией очень близко от местных предметов: возвышенностей, насыпей, зданий, металлических сооружений, поперечно идущих линий электропередач, линий проводной связи

– выбирать для работы более открытую местность вне экранирующего действия корпусов машин, самолетов, металлической аппаратуры, узких расщелин земли

– при выборе места работы с радиостанцией - на вершине горы, на деревьях, на крышах строений - дальность связи увеличивается, при этом рекомендуется располагать радиостанцию на удалении от вертикальных стоек, штырей, стенок

– применение радиостанции внутри деревянных зданий, на лодках, плотах и других носителях над водной поверхностью не оказывает значительного влияния на дальность связи

– при работе с радиостанцией обеспечивайте вертикальное положение антенны.

Примечание

Радиостанцию включайте только в необходимых случаях - это продлит срок службы батареи питания.

Работа радиостанции в режиме **«Маяк»**:

– подключите блок питания непосредственно к приемопередатчику через разъем на кабеле и выпрямите антенну

– режим «Маяк» предусматривает поочередное включение передатчика 121,5 МГц, модулированного свип-тоном, и передатчика спутникового канала 406,037 МГц, который излучает информационную посылку

– включение радиостанции проконтролируйте по свечению светодиодов:

  • в течение 20 с происходит поочередное свечение зеленого и красного светодиодов

  • по истечение 20 с загорается красный светодиод на время 1 с. Загорание красного светодиода повторяется с периодом 50 с и свидетельствует о работе передатчика на частоте 406,037 МГц

  • период 50 с заполняется работой передатчика на частоте 121,5 МГц. Работу контролируйте по миганию зеленого светофора с периодом 5 с.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Работа радиостанции в режиме **«СВЯЗЬ»** обеспечивается в режимах «Прием» и «Передача голосом»:

– для работы в режиме «Прием» нажмите кнопку с маркировкой «СВЯЗЬ». Шумы в микрофоне МКФ и загорание зеленого светофора указывают на нормальную работу приемника

– для работы в режиме «Передача голосом» последовательно нажмите кнопки с маркировкой «СВЯЗЬ», «ПРД» поднесите близко ко рту (от 3 см до 5 см) микрофон и говорите громким четким голосом. Загорание красного светодиода указывают на нормальную работу передатчика

– при всех способах передачи во внутреннем телефоне прослушивается передаваемая информация.

Примечание

При работе в режиме «Прием» помните, что, пока корреспондент ведет передачу, он вас не слышит и прервать его невозможно. Передачу начинайте, когда корреспондент перейдет на прием.

По окончании работы:

– отключите блок питания от приемопередатчика

– выверните антенну из антенного гнезда.

Особенности применения аварийной радиостанции Р-855А1М в различных условиях эксплуатации:

– при температурах окружающей среды ниже 0°С блок питания необходимо поместить под одежду

– в условиях повышенной температуры (от 40°С и выше), на солнцепеке - радиостанцию поместите в тень во избежание перегрева приемопередатчика

– после перепада температур или давлений перед началом работы с внутренним микрофоном отверните винт разгерметизации на 5 с, а потом заверните

– при работе на море антенну держите в вертикальном положении и избегайте погружения ее в воду

– если радиостанция находилась какое-то время в воде, то после извлечение из воды ее необходимо слегка встряхнуть. Если поврежден резиновый чехол водной защиты разъема подключения блока питания - отключите блок питания и продуйте разъем для удаления воды

– при эксплуатации радиостанции (в рабочем и нерабочем состоянии) не помещайте ее вблизи нагревательных приборов.

1.2 Аварийно - спасательное оборудование (АСО) и прочее

1.2.1 Состав АСО для 0001

Состав АСО для 0001 приведены в (FCOM 21300-A-25-00-00-00A-043A-A)

1.2.2 Канаты аварийные

Канаты аварийные предназначены для аварийной эвакуации экипажа на земле. Для аварийной эвакуации установлены штатные спасательные канаты.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Примечание

Канаты устанавливаются на первом этапе летных испытаний, до установки аварийных трапов.

Канат аварийный представляет собой плетеный капроновый шнур. С одной стороны каната выполнена петля, закрепленная двойным узлом и нитью на клее. По всей длине каната выполнены узлы. Длина каната рассчитана таким образом, что при любой конфигурации аварийной посадки обеспечена возможность покидания самолета.

Установка канатов на пассажирских и аварийных дверях и порядок покидания с помощью их приведены в (FCOM 21300-A-15-48-00-11A-141A-A).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Оборудование салона пассажиров и кабины экипажа

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа..... 1

1 Оборудование салона пассажиров и кабины экипажа..... 1

Описание для экипажа

1 Оборудование салона пассажиров и кабины экипажа

Оборудование салона пассажиров и кабины экипажа состоит из:

– шторка слепого полета в кабине экипажа

– стол рабочий в пассажирском салоне

– легкосъемная перегородка

– заглушка.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Испытательные системы

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа 1
1 Испытательные системы 1
1.1 Система продувки приемников давления в МСУ 1
1.1.1 Назначение 1
1.1.2 Состав 2
1.1.3 Расположение 2
1.1.4 Работа 2
1.2 Галонайзер 3
1.2.1 Назначение 3
1.2.2 Состав 3
1.2.3 Расположение 3
1.2.4 Работа 3
1.3 Оксиграф 3
1.4 Дымогенераторы 3
1.5 Система подачи красящей жидкости в точки дренажа ЛВЖ 4
1.6 Аппаратура измерения качества электрического питания СЭС 4

Описание для экипажа

1 Испытательные системы

Состав:

– система продувки приемников давления в МСУ

– галонайзер

– оксиграф

– дымогенератор

– система подачи красящей жидкости в точке дренажа ЛВЖ

– аппаратура измерения качества электрического питания СЭС.

1.1 Система продувки приемников давления в МСУ

1.1.1 Назначение

Система продувки приемников давления (СППД) в маршевой силовой установке предназначена для предотвращения накопления влаги и льда в приемниках давления и магистралях измерительного оборудования (сканера давления) в процессе проведения летных испытаний.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.1.2 Состав

Система продувки приемников давления состоит из:

- рамы
- двух баллонов с вентилями и предохранительными клапанами
- штуцера заправки системы с обратным клапаном
- манометра зарядки системы
- запорного вентиля
- регулятора давления
- манометра входного давления регулятора
- четырехходового крана
- двух многоканальных сканеров давления
- технологического вентиля
- пульта управления
- трубопровода магистрального
- трубопровода сброса давления
- приемников давления.

1.1.3 Расположение

Компоненты СППД смонтированы на раме. Рама установлена в пассажирском салоне. Пульт управления расположен на рабочем месте оператора.

1.1.4 Работа

Источником давления в СППД являются баллоны со сжатым азотом. Для обеспечения безопасной эксплуатации баллоны оборудованы предохранительными клапанами, соединенными с трубопроводом сброса давления. Рабочее давление поддерживается при помощи регулятора давления. Управление системой продувки производится автоматически, с помощью пульта управления. Пульт активирует сервопривод четырехходового крана. Четырехходовый кран имеет два положения: "Работа" (RUN) и "Продувка" (PURGE).

Для включения СППД в режим "Продувка" (PURGE) необходимо нажать и удерживать нажатой кнопку "Продувка" (PURGE) на пульте управления. При нажатии кнопки, подсветка кнопки загорается зеленым цветом, на кран подается питание 27В. Переключающее устройство крана соединяет магистральный трубопровод с портом сканера "Продувка" (PURGE), а трубопровод сброса давления с выходным портом сканера. При этом обеспечивается сброс давления из камер сканеров "Работа" (RUN) и перевод сканеров в режим продувки приемников давления. По окончании продувки необходимо кнопку отпустить. Кнопка автоматически отжимается, отключается питание 27В крана. Переключающее устройство крана отключает магистральный трубопровод от порта сканера "Продувка" (PURGE). Порт сканера "Продувка" (PURGE) соединяется с трубопроводом сброса давления. Сканер переключается в режим "Работа" (RUN). Частота и продолжительность продувки определяется оператором в соответствии с программой испытаний.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.2 Галонайзер

1.2.1 Назначение

Галонайзер (далее Система) - высокоскоростная система диагностики концентрации огнегасительного состава. Система устанавливается на самолеты опытной серии для оценки эффективности систем пожаротушения. Данная система предназначена для анализа объемной концентрации огнегасительного состава в гондолах двигателя, отсеках БРЭО, БГО и других зонах, оборудованных системой пожаротушения.

Система обеспечивает запись информации об изменении объемной концентрации состава (в процентах) в двенадцати различных зонах одновременно. Результаты могут выводиться на экран компьютера, принтер или в виде файлов для анализа на стандартном компьютере.

Система обеспечивает анализ таких огнегасящих составов как Halon 1301, Triodide CF3I, HFC-125 и других.

1.2.2 Состав

Галонайзер состоит из:

- вакуумной линии
- вакуумного генератора
- кабеля вакуумной линии
- кабеля нагрева
- процессора
- кабеля принтера
- принтера
- компьютера
- кабеля подавителя
- газоанализатора
- линии датчика
- кабеля газоанализатора.

1.2.3 Расположение

Элементы системы устанавливаются на тележке, закрепленной на рельсах пола пассажирской кабины. Датчики системы закреплены на конструкции самолета и проведены до зон измерения концентрации огнегасящего состава.

1.2.4 Работа

TBD

1.3 Оксиграф

TBD

1.4 Дымогенераторы

TBD

© ПАО "Корпорация "Иркут"

1.5 Система подачи красящей жидкости в точки дренажа ЛВЖ

TBD

1.6 Аппаратура измерения качества электрического питания СЭС

TBD

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Комплекс бортовых траекторных измерений

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа ... 1
1 Назначение ... 2
2 Состав ... 2
2.1 Малогабаритная комплексная информационно-управляющая система (МКИУС) ... 2
2.1.1 Назначение ... 2
2.1.2 Состав ... 2
2.1.3 Расположение ... 2
2.1.4 Работа ... 3
2.2 Антенна СНС ... 3
2.2.1 Назначение ... 3
2.2.2 Состав ... 3
2.2.3 Расположение ... 3
2.2.4 Работа ... 3
2.3 Аппаратура измерения давления (АИД) ... 3
2.3.1 Назначение ... 3
2.3.2 Состав ... 3
2.3.3 Расположение ... 3
2.3.4 Работа ... 3
3 Система траекторных измерений "Верхушка-13А" ... 4
3.1 Назначение ... 4
3.2 Состав ... 4
3.3 Расположение ... 4
3.4 Работа ... 4
4 Имитаторы льда самолета ... 5
5 Оборудование для проведения испытаний в естественных условиях обледенения и в сухом воздухе самолета ... 5
5.1 Назначение ... 5
5.2 Состав ... 5
5.2.1 Измерительный цилиндр ... 5
5.2.2 Визуальный указатель обледенения ... 6
5.2.3 Электротермический измеритель водности ... 6
5.2.4 Термопары ... 7
5.2.5 Шаблоны ... 9
5.2.6 Видеокамеры ... 10
5.3 Пульт и панель испытательные для отключения ограничений КСУ ... 11
5.3.1 Назначение ... 11
5.3.2 Состав ... 11

Перечень иллюстраций

Страница

1 Размещение термопар ... 8
2 Размещение шаблонов ... 10
3 Размещение и внешний вид пульта испытательного ПИ-13 ... 12
4 Общий вид панели испытательной ПИ-14 ... 14

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Описание для экипажа

1 Назначение

Комплекс бортовых траекторных измерений - интегрированная модульная авионика

(КБТИ-ИМА) предназначен для определения действительных значений параметров пространственного положения и перемещения самолета в реальном масштабе времени, а также регистрации этих данных для их послеполетной обработки.

2 Состав

КБТИ-ИМА включает бортовую/наземную аппаратуру и программное обеспечение (ПО).

В состав комплекса бортовых траекторных измерений входят:

– малогабаритная комплексная информационно-управляющая система (МКИУС)

– антенна СНС

– аппаратура измерения давления (АИД)

– антенный кабель.

В состав наземной части КБТИ-ИМА входят:

– базовая контрольно-корректирующая станция (БКС)

– блок контроля, управления, ввода и вывода информации (БКУ).

2.1 Малогабаритная комплексная информационно-управляющая система (МКИУС)

2.1.1 Назначение

Малогабаритная комплексная информационно-управляющая система (МКИУС) предназначена для сбора, регистрации и хранения траекторных параметров и параметров подключённых систем БРЭО.

2.1.2 Состав

В состав МКИУС входят:

– корпус

– две шестнадцатиканальные интерфейсные платы-адаптеры

– две сетевые карты Ethernet

– встроенный флеш-накопитель

– многоканальная плата СНС

– процессор

– специальное ПО.

2.1.3 Расположение

– Блок МКИУС находится на стеллаже СБИ1.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

2.1.4 Работа

При подаче электрического питания напряжением 27В на блок МКИУС на его передней панели горит зеленый индикатор питания блока. Спустя 2-3 минуты после подачи электропитания блок МКИУС начинает регистрировать данные от подключенного к нему бортового оборудования через разъемы.

2.2 Антенна СНС

2.2.1 Назначение

Антенна СНС предназначена для приема сигналов от спутников глобальных навигационных систем ГЛОНАСС и GPS.

2.2.2 Состав

Антенна является неразборным изделием.

2.2.3 Расположение

Антенна находится в зоне 200.

2.2.4 Работа

Антенна СНС принимает сигналы от навигационных спутников систем ГЛОНАСС и GPS, преобразует их в электрические сигналы и передает через антенный усилитель на блок БПП-ВС для дальнейшей обработки.

2.3 Аппаратура измерения давления (АИД)

2.3.1 Назначение

Аппаратура измерения давления (АИД) предназначена для измерения давлений воздушного потока, воспринимаемых приемником воздушных давлений (ПВД).

2.3.2 Состав

В состав АИД входят:

- корпус
- четыре термокомпенсированных датчика измерения абсолютного давления
- вычислительное устройство (ВУ)
- плата датчиков
- аналого-цифровой преобразователь (АЦП)
- накопитель (FLASH).

2.3.3 Расположение

2.3.4 Работа

Через 10 секунд после подачи электрического питания АИД готова к работе.

Датчики ДДГ1-ДДГ4 воспринимают давления (P1-P4) от ПВД и преобразуют их в частоту повторения выходных импульсов (F1-F4).

Сформированные импульсы F1-F4 поступают на ВУ.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

С платы датчиков на АЦП поступают сигналы Ut1–Ut4, для выполнения температурной коррекции результатов измерения давлений.

ВУ осуществляет расчет давлений по результатам измерения периодов выходных сигналов и температур датчиков давления с помощью специального программного обеспечения.

Для вывода информации используется драйверы-передатчики биполярного последовательного кода (ПБК).

3 Система траекторных измерений "Верхушка-13А"

3.1 Назначение

Система траекторных измерений (СТИ) «ВЕРХУШКА-13А» предназначена для приема, преобразования и выдачи на регистрацию в СБИ сигналов от систем навигационных спутников GPS и ГЛОНАСС с целью обеспечения опорными навигационными данными, используемыми для точностной оценки систем измерения воздушных данных и навигационных систем.

3.2 Состав

В состав СТИ "ВЕРХУШКА-13А" входят:

– блок БПП-ВС

– антенна СНС

– антенный усилитель.

3.3 Расположение

Блок приемо-преобразующий (БПП_ВС) находится на стеллаже СБИ. Антенна СНС находится на верху фюзеляжа.

3.4 Работа

При подаче электропитания автоматом защиты кнопочным (АЗК) "Верхушка" на щитке электроснабжения СБИ СТИ "ВЕРХУШКА-13А" начинает обрабатывать полученные через антенну данные.

Антенна СНС "ВЕРХУШКА-13А" принимает сигналы созвездия навигационных спутников систем GPS и ГЛОНАСС и передает их на малошумящий усилитель (МШУ). МШУ усиливает полученный от антенны сигнал и передет его на вход БПП-ВС для дальнейшей обработки.

БПП-ВС принимает усиленный сигнал от МШУ, обрабатывает его и выдает на регистрацию в СБИ в виде кодовых потоков по стандарту ARINC429:

– кодовый поток Московского времени в сопровождении сигналов синхронизирующих импульсов

– кодовый поток навигационный данных в сопровождении сигналов синхронизирующих импульсов

– опорную дискретную сетку частот.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

4 Имитаторы льда самолета

Нет данных

5 Оборудование для проведения испытаний в естественных условиях обледенения и в сухом воздухе самолета

5.1 Назначение

Оборудование для проведения испытаний в естественных условиях обледенения устанавливается с целью оценки аэродинамических характеристик самолета и его противообледенительной системы.

5.2 Состав

В состав оборудования для проведения испытаний в естественных условиях обледенения входят:

- измерительный цилиндр
- визуальный указатель обледенения
- электротермической измеритель водности
- комплект термопар
- комплект шаблонов
- видеокамеры наблюдения за обледенением.

5.2.1 Измерительный цилиндр

5.2.1.1 Назначение

Измерительный цилиндр ИЦ-Л-1 предназначен для определения среднеарифметического диаметра облачных капель.

5.2.1.2 Состав

В состав ИЦ-Л-1 входят цилиндр и его пульт управления.

5.2.1.3 Расположение

Цилиндр устанавливается снаружи фюзеляжа самолета закреплением на фальш-иллюминаторе первого оконного проема по левому борту.

Пульт управления устанавливается на рабочем месте оператора РМО1 системы бортовых измерений. На лобовой (контрольной) поверхности цилиндра через каждые 10^{o} нанесены метки, по которым определяется зона сплошного отложения льда.

5.2.1.4 Органы управления

Органы управления на пульте управления включают в себя:

- тумблер и светодиод подключения к бортовой сети
- тумблер включение подсветки цилиндра
- кнопку и светодиод включения электронагревателей цилиндра.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

5.2.1.5 **Работа**

Принцип действия основан на естественном отложении льда на лобовой (контрольной) поверхности мерного профиля. Толщина льда и его форма определяются по монитору с использованием двух видеокамер, расположенных снаружи и внутри фюзеляжа. Интенсивность обледенения (скорость изменения толщины льда) рассчитывается по толщине льда. После набора заданной толщины льда, на пульте управления включается нагреватель для сброса льда и подготовки визуального указателя к новому измерению".

5.2.2 Визуальный указатель обледенения

5.2.2.1 **Назначение**

Визуальный указатель обледенения ВУО-ИЛ-3 предназначен для измерения степени(толщины), формы и интенсивности льдообразования на контрольной поверхности.

5.2.2.2 **Состав**

В состав указателя ВУО-ИЛ-3 входят:

– индикатор

– пульт управления.

5.2.2.3 **Расположение**

Указатель устанавливается снаружи фюзеляжа самолёта закреплением на фальш-иллюминаторе первого оконного проема по правому борту.

Пульт управления устанавливается на рабочем месте оператора РМО1 системы бортовых измерений.

5.2.2.4 **Органы управления**

Органы управления на пульте управления включают в себя:

– тумблер и светодиод подключения к бортсети

– тумблер включение подсветки индикатора

– кнопку и светодиод включения электронагревателей.

5.2.2.5 **Работа**

Принцип действия основан на естественном отложении льда на лобовой (контрольной) поверхности мерного профиля и визуальной регистрации параметров льдообразования (толщины, интенсивности и формы). Визуальное определение зоны сплошного обледенения осуществляется видеокамерой. Толщина льда и его форма определяются по монитору с использованием двух видеокамер, расположенных снаружи и внутри фюзеляжа. Интенсивность обледенения (скорость изменения толщины льда) рассчитывается по толщине льда. После набора заданной толщины льда, на пульте управления включается нагреватель для сброса льда и подготовки визуального указателя к новому измерению.

5.2.3 Электротермический измеритель водности

5.2.3.1 **Назначение**

Измеритель ЭИВ-2К предназначен для измерения водности и оценки наличия кристаллов

льда в воздушном потоке.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

5.2.3.2 **Состав**

В состав измерителя входят:

– датчик водности ДВ-2К

– два блока электронных БЭ-К

– устройство регистрации УР

– блок питания ИП.

5.2.3.3 **Расположение**

Датчик устанавливается снаружи фюзеляжа самолета на фальшиллюминаторе первого оконного проема по правому борту. Остальное оборудование устанавливается на рабочем месте оператора РМО1 системы бортовых измерений.

5.2.3.4 **Органы управления**

Тумблеры включения и выключения прибора находятся в устройстве регистрации (УР). На этом же устройстве имеются органы для контроля исправности измерения водности и считывания показаний по водности.Данные по водности также выводятся на монитор.

5.2.3.5 **Работа**

После включения измерителя и его проверки приборов работает автоматически . При необходимости определения среднего значения водности за какой-либо промежуток времени, на это время включается режим осреднения показаний.

5.2.4 Термопары

5.2.4.1 **Назначение**

Термопары используются для проверки температуры на поверхности предкрылка при летных испытаниях в "сухом" воздухе (вне условий обледенения).

Полученное распределение температур в полете будет сравниваться с распределением температур на поверхности предкрылка отсека концевой части крыла (при обработке результатов измерений на земле), который будет испытываться на стенде. Сравнение температур будет использовано для оценки достоверности результатов испытаний, полученных при испытаниях отсека на стенде в нормированных условиях обледенения.

Размещение термопар показано на (Рис. 1)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

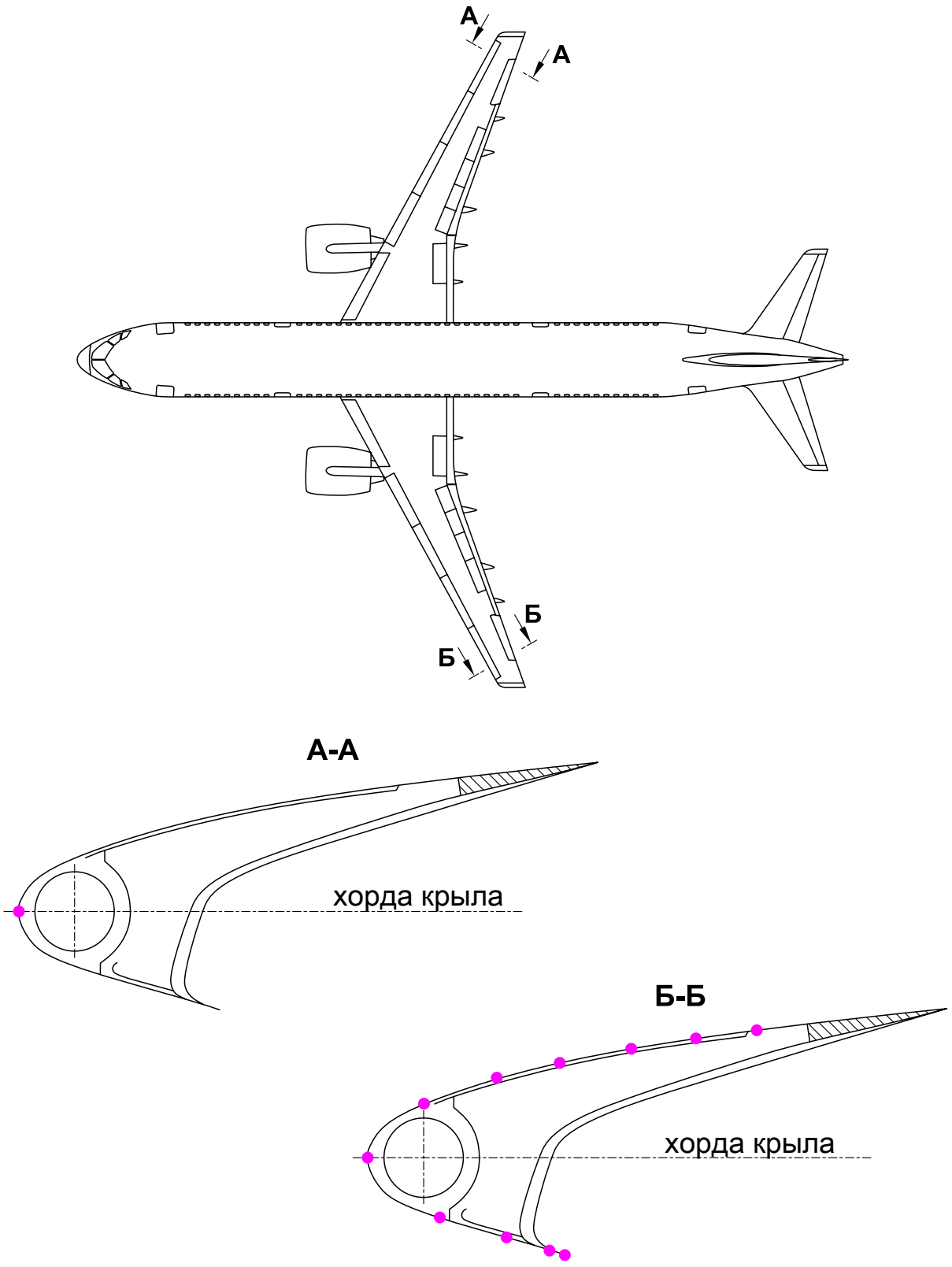


Рисунок 1 Размещение термопар

© ПАО "Корпорация "Иркут"

5.2.4.2 **Расположение**

Одиннадцать термопар установлены на поверхности пятой секции левой консоли крыла.

Одна термопара установлена на лобовой части пятой секции правой консоли крыла.

Термопары приклеены к обшивке предкрылков клеем "Циакрин" и с внешней стороны закрыты липкой лентой.

5.2.4.3 **Работа**

После включения ПОС крыла в "сухом" воздухе производится автоматическая запись показания термопар.

Обработка результатов измерения производится на земле.

После окончания испытаний ПОС крыла в "сухом" воздухе и до начала испытаний в естественных условиях обледенения термопары с поверхности удаляются.

5.2.5 Шаблоны

5.2.5.1 **Назначение**

Шаблоны используются для определения формы образований льда на аэродинамических поверхностях.

5.2.5.2 **Расположение**

Шаблоны размещаются на следующих аэродинамических поверхностях:

– лобовая часть секции 2 предкрылков левой и правой консолей крыла

– лобовая часть левой и правой половин стабилизатора

– носок киля.

Размещение шаблонов визуального контроля наростания льда показано на (Рис. 2)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

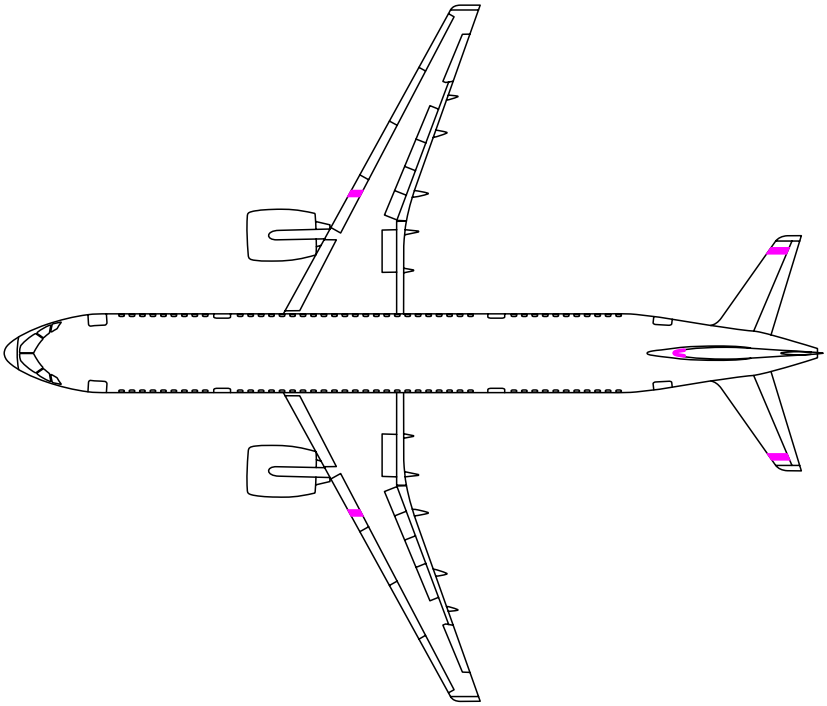


Рисунок 2 Размещение шаблонов

5.2.5.3 **Работа**

На каждом шаблоне со стороны соответствующей видеокамеры нанесена масштабная сетка.

Видеозапись изображения образования льда на поверхности производится на фоне шаблона.

При обработке видеозаписей на земле с помощью масштабной сетки определяется форма образования льда.

5.2.6 Видеокамеры

5.2.6.1 **Назначение**

Наружные видеокамеры устанавливаются с целью визуального наблюдения и регистрации параметров льдообразования.

5.2.6.2 **Расположение**

Наружные видеокамеры устанавливаются для наблюдения за следующими поверхностями:

- воздухозаборнике левой силовой установки
- 2 и 3 секции предкрылка левой консоли крыла
- килем
- левой половине стабилизатора
- лобовой поверхности измерительного цилиндра
- передних поверхностях визуального указателя и датчика водности.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Для регистрации формы льда на визуальном указателе используется видеокамера , установленная в салоне.

Также, для наблюдения и регистрации параметров льдообразования на передней части визуального указателя в салоне установлена одна видеокамера.

5.3 Пульт и панель испытательные для отключения ограничений КСУ

5.3.1 Назначение

Пульт и панель испытательные для отключения ограничений ИПП-21, предназначены для обеспечения возможности реконфигурации КСУ в части законов управления на стадии наземных и летных испытаниях, а также для обеспечения возможности флаттерных и частотных испытаний.

5.3.2 Состав

ИПП-21 состоит из:

– пульт испытательный ПИ-13

– панель испытательная ПИ-14.

5.3.2.1 Пульт испытательный ПИ-13

5.3.2.1.1 Назначение

Пульт испытательный (ПИ-13) предназначен для

– обеспечения возможности управления

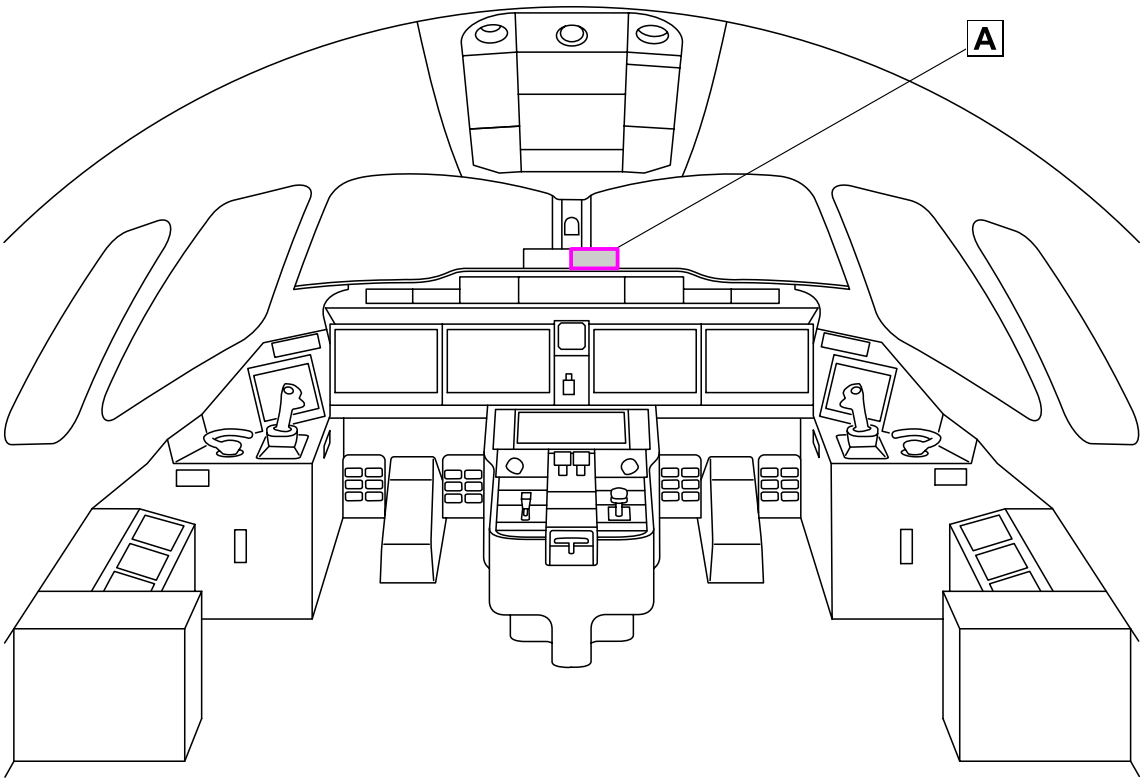
– реконфигурацией законов управления и КСУ на стадии наземных, летных, а также флаттерных и частотных испытаний.

ПИ-13 в процессе работы взаимодействует с испытательной панелью.

5.3.2.1.2 Расположение

Размещение и внешний вид пульта испытательного ПИ-13 показано на (Рис. 3)

© ПАО "Корпорация "Иркут"



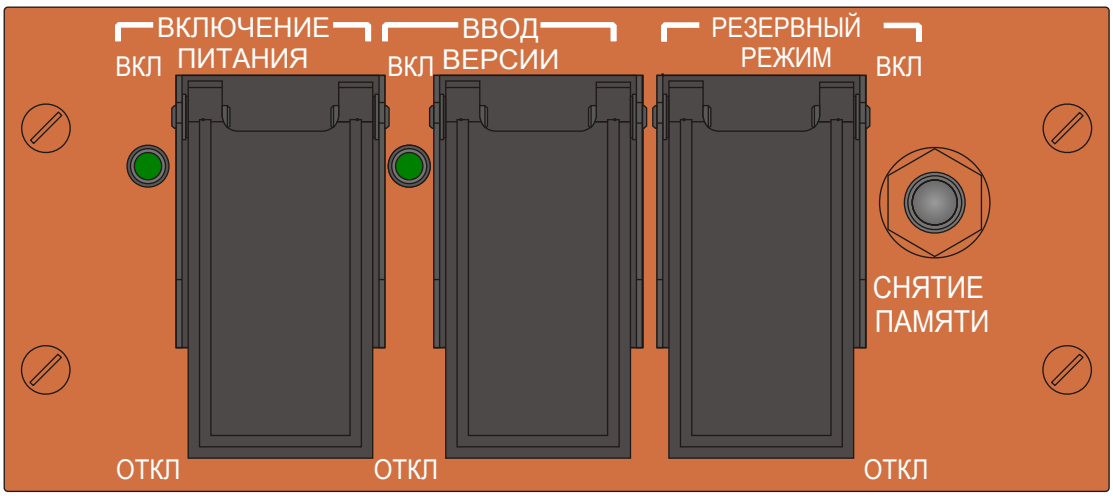


Рисунок 3 Размещение и внешний вид пульта испытательного ПИ-13

© ПАО "Корпорация "Иркут"

5.3.2.1.3 ***Органы управления и индикация***

Тумблер "Включение питания"

При переводе тумблера "Включение питания" в положение "Вкл." испытательный пульт выдает силовые разовые команды (РК) 28 В и 0 В. Выдача силовых РК сигнализируется светодиодным индикатором, установленным на лицевой панели пульта. При переводе тумблера в положение "Откл." выдача силовых РК прекращается, светодиодный индикатор гаснет.

Тумблер "Ввод версии"

При переводе тумблера "Ввод версии" в положение "Вкл." и при включенном тумблере "Включение питания", из испытательного пульта в испытательную панель выдается РК "Ввод версии" уровнем 28 В. При наличии входной РК "Ввод версии включен", поступающей из испытательной панели, на испытательном пульте загорается светодиодный индикатор, расположенный слева от тумблера. При отсутствии входной РК "Ввод версии включен" светодиодной индикатор погашен. При переводе тумблера "Ввод версии" в положение "Откл." РК "Ввод версии" снимается, светодиодный индикатор гаснет.

Тумблер "Резервный режим"

При переводе тумблера "Резервный режим" в положение "Вкл.", независимо от положения тумблера "Включение питания", из испытательного пульта в испытательную панель выдаются 2 РК "Вкл. резервного режима" уровнем 0 В.При переводе тумблера "Резервный режим" в положение "Откл." выдача РК прекращается.

Кнопка "Снятие памяти"

При нажатии кнопки "Снятие памяти", независимо от положения тумблера "Включение питания", из испытательного пульта в испытательную панель выдаются 2 РК уровнем 0 В. При отпускании кнопки "Снятие памяти" выдача РК прекращается.

5.3.2.2 **Пульт испытательный ПИ-14**

5.3.2.2.1 ***Назначение***

Панель испытательная (ПИ-14) предназначена для обеспечения возможности управления реконфигурацией законов управления и КСУ на стадии наземных, летных, а также флаттерных и частотных испытаний.

5.3.2.3*.1* ***Расположение***

Расположение панели испытательной ПИ-14 на рабочем месте оператора показано на (Рис. 4)

© ПАО "Корпорация "Иркут"

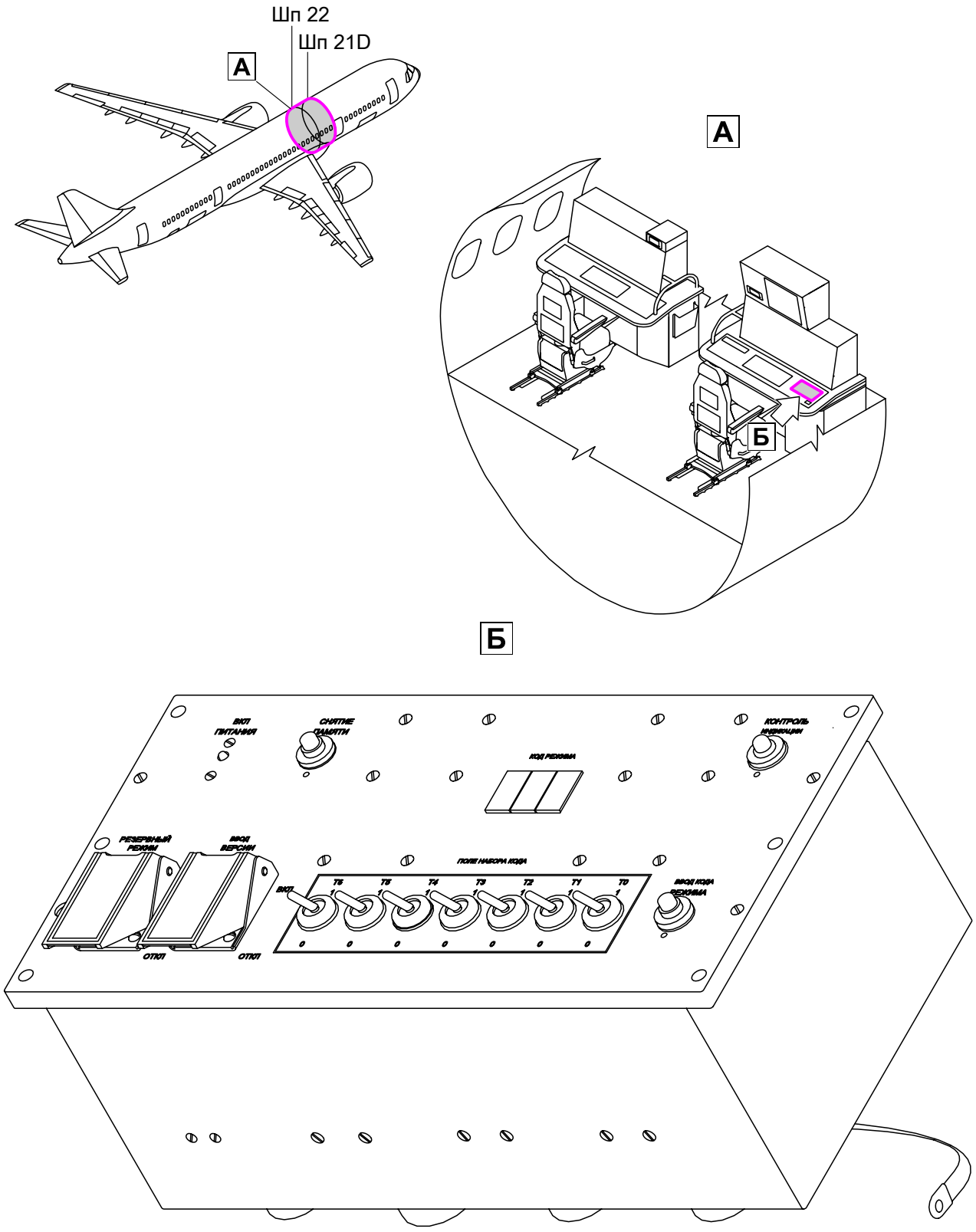


Рисунок 4 Общий вид панели испытательной ПИ-14

© ПАО "Корпорация "Иркут"

5.3.2.3.2 ***Органы управления и индикация***

– На ПИ-14 установлены следующие органы управления и индикации:
  – тумблер "Резервный режим" (под защитным колпачком, фиксирующим тумблер в положении "Откл.")
  – тумблер "Ввод версии" (под защитным колпачком, фиксирующим тумблер в положении "Откл.")
  – нажимная, нефиксируемая кнопка "Ввод кода режима"
  – тумблеры выбора кода (7 шт., на "Поле набора кода")
  – нажимная, нефиксируемая кнопка "Снятие памяти"
  – светодиодный индикатор электропитания
  – семисегментные индикаторы кода реконфигурации (3 шт.)
  – нажимная, нефиксируемая кнопка "Контроль индикации".

5.3.2.3.3 ***Работа***

Включение испытательной панели

Электропитание испытательной панели осуществляется напряжением 28 В, поступающим от испытательного пульта.При наличии питания на испытательной панели загорается светодиодный индикатор, при отсутствии питания светодиодный индикатор гаснет.

Контроль индикации

Контроль работоспособности семи сегментных индикаторов должен осуществляется после подачи напряжения 28 В от испытательного пульта путем нажатия кнопки "Контроль индикации" на испытательной панели. При нажатии кнопки все сегменты загораются, при отсутствии нажатия кнопки все сегменты гаснут.

Ввод кода реконфигураци

На испытательной панели конструктивно выделено "Поле набора кода", в котором установлено 7 тумблеров Т0…Т6 для задания кода реконфигурации. Код реконфигурации формируется путем выбора сочетания положений тумблеров на "Поле набора кода" испытательной панели при наличии электропитания.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Оборудование CECM для проведения испытаний МСУ

Содержание

Страница

1 Назначение 1
2 Состав 1
3 Расположение 1

Описание для экипажа

1 Назначение

Оборудование CECM (Commercial Engine Control Monitor) - это автоматизированное рабочее место (АРМ), которое предназначено для контроля, регистрации, оценки и анализа параметров маршевой силовой установки при проведении летных испытаний самолета.

2 Состав

Оборудование состоит из:

– трех компьютерных систем
– трех устройств ввода/вывода
– двух мониторов
– коммутатора
– источника бесперебойного питания
– панели подключения бортового питания
– клавиатуры
– манипулятора типа "мышь"
– соединительных кабелей.

3 Расположение

Монитор системы CECM устанавливается в переднем отсеке пассажирской кабины по левому борту между местом оператора № 2 и местом оператора № 3.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Опора хвостовая

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа 1
1 Назначение 1
2 Состав 1
3 Расположение 1

Перечень иллюстраций

Страница

1 Расположение хвостовой опоры 2

Описание для экипажа

1 Назначение

Опора хвостовая предназначена для предотвращения повреждения хвостовой части фюзеляжа вследствие касания поверхности аэродрома при проведении испытаний по определению минимальных скоростей отрыва самолета от ВПП.

2 Состав

Опора состоит из:

– плиты [1] Рис. 1

– рессоры [2] Рис. 1

– пятки опорной [3] Рис. 1

– ограничителя хода с набором регулировочных проставок [4] Рис. 1

Плита [1] Рис. 1 является основным установочным элементом опоры и закреплена на силовой конструкции фюзеляжа с помощью болтов. Рессора [2] Рис. 1 является основным рабочим элементом опоры, который воспринимает нагрузку при касании аэродромного покрытия. Пятка [3] Рис. 1 является сменной частью опоры, которая подлежит замене при достижении установленного износа после касания аэродромного покрытия. Ограничитель хода [4] Рис. 1 обеспечивает защиту конструкции опоры от избыточных нагрузок и ограничивает рабочий ход рессоры.

3 Расположение

Опора расположена по оси симметрии самолета на нижней секции подкилевого отсека фюзеляжа в зоне между шпангоутами № 62 - № 64 .

Расположение хвостовой опоры показано на (Рис. 1).

© ПАО "Корпорация "Иркут"

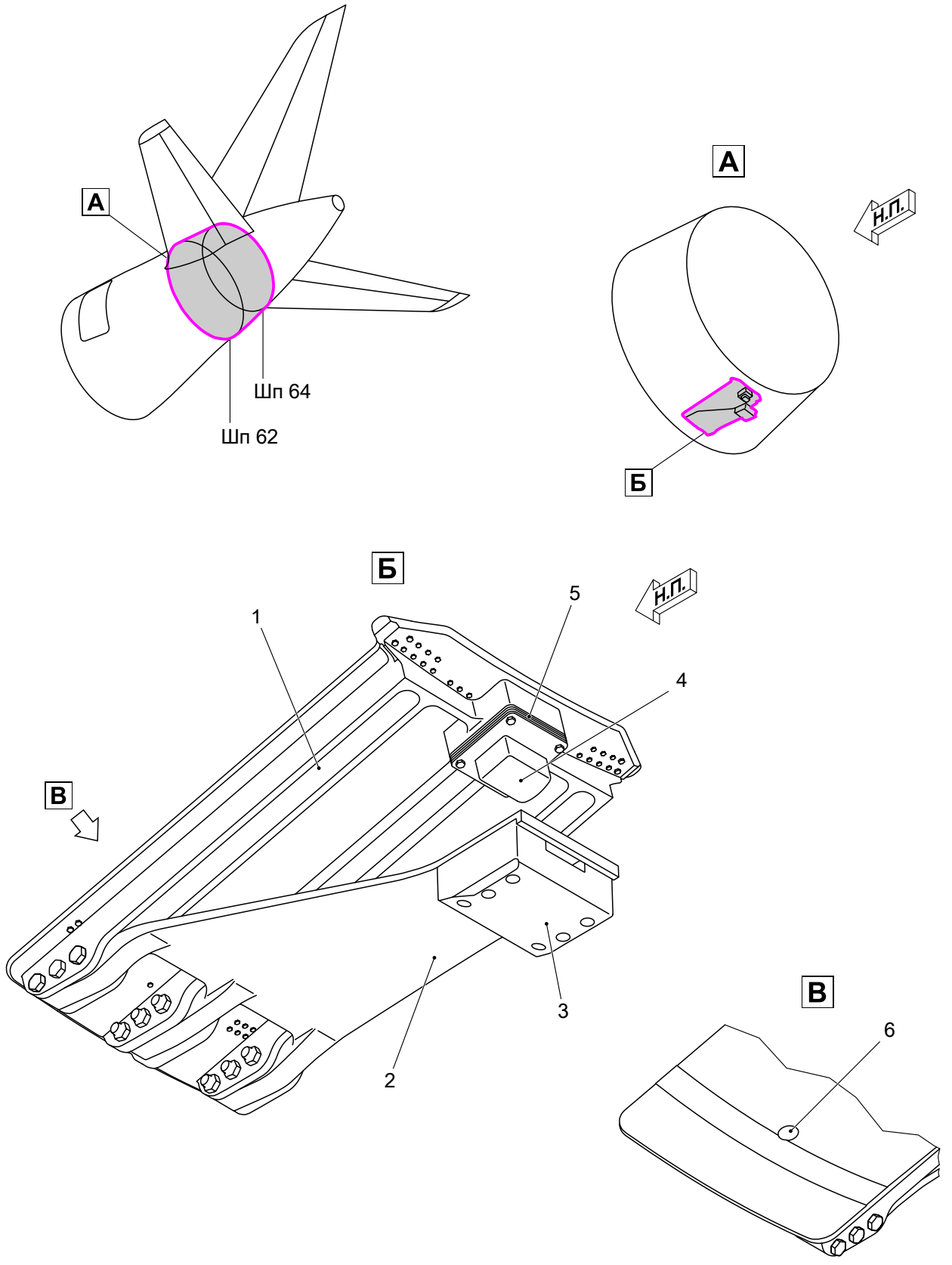


Рисунок 1 Расположение хвостовой опоры

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Условные обозначения к Рис. 1:

1	Плита	**4**	Ограничитель хода
2	Рессора	**5**	Проставка регулировочная
3	Пятка	**6**	Отверстие

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Система воздушных сигналов дополнительная

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа ... 1
1 Назначение ... 1
2 Состав ... 1
2.1 Датчик аэродинамических углов ДАУ-85-1Д ... 1
2.1.1 Назначение ... 1
2.1.2 Состав ... 2
2.2 Блок СВС-96 ... 2
2.2.1 Назначение ... 2
2.2.2 Состав ... 2
2.2.3 Работа ... 2
2.3 Блок преобразователя БПТ-36В-1 ... 2
2.3.1 Назначение ... 2
3 Работа ... 3
4 Расположение ... 3

Описание для экипажа

1 Назначение

Дополнительная СВС (система воздушных сигналов) предназначена для измерения, вычисления и выдачи информации о высотно-скоростных параметрах и угле атаки в:

– КБТИ (комплекс бортовых траекторных измерений)

– СБИ (систему бортовых измерений).

Данная система устанавливается с целью подтверждения характеристик штатной системы измерения высотно-скоростных параметров и устанавливается на период проведения сертификационных испытаний.

2 Состав

В состав входят:

– два датчика аэродинамических углов ДАУ-85-1Д

– блок СВС-96

– блок преобразователя БПТ-36В-1

– реле.

2.1 Датчик аэродинамических углов ДАУ-85-1Д

2.1.1 Назначение

Датчик аэродинамических углов флюгерного типа ДАУ-85-1Д предназначен для измерения местного аэродинамического угла атаки и выдачи непрерывных сигналов со встроенных

© ПАО "Корпорация "Иркут"

синусно- косинусных трансформаторов в виде напряжения переменного тока частотой 400 Гц, пропорционального синусу (косинусу) местного аэродинамического угла.

2.1.2 Состав

В состав входят:

– корпус

– флюгер

– жгут с электрическим соединителем.

2.2 Блок СВС-96

2.2.1 Назначение

Блок СВС-96 является вычислителем воздушных параметров, предназначенным для измерения, вычисления и выдачи потребителям информации о местном угле атаки.

2.2.2 Состав

СВС-96 выполнен в виде моноблока. На задней стенке блока расположен электрический соединитель.

На лицевой панели блока расположены:

– штуцеры полного и статического давлений, для соединения с соответствующими магистралями самолета

– два светодиода:

  • ОТКАЗ - красного цвета, индицирует наличие в блоке устойчивого отказа

  • ВКЛ - зеленого цвета, индицирует наличие питающего напряжения 28 В

– ручка для установки и извлечения блока с монтажной рамы

– упор для фиксации блока на монтажной раме.

Внутри корпуса размещены:

– устройство вычислительное

– устройство внешних связей

– основание с кросс-платформой, которые вставлены в направляющие корпуса со стороны передней панели.

2.2.3 Работа

Блок производит сравнение значений угла атаки с левого и правого датчиков ДАУ и выдает потребителям осредненное значение. Сравнение блокируется при скорости самолета менее 140 км/ч. При скорости менее 111 км/ч выдается нулевое значение угла атаки, вне зависимости от положения флюгеров ДАУ.

2.3 Блок преобразователя БПТ-36В-1

2.3.1 Назначение

Блок питания трансформаторный БПТ-36В-1 предназначен для обеспечения электропитанием компонентов СВС опорным напряжением переменного тока напряжением 36 В, 400 Гц.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

3 Работа

СВС не имеет автономного щитка управления и включается на щитке электроснабжения СБИ 4 следующими АЗК:

– "СВС-96"

– "СВС-96 ДАУ"

– "ОБОГРЕВ ДАУ ЛЕВ."

– "ОБОГРЕВ ДАУ ПРАВ."

К соответствующим штуцерам блока СВС-96 подсоединены пневматические линии приемника статического давления и приемника полного давления.

При включении автомата "СВС-96" постоянное напряжение 28 В подается на блок СВС-96, платы контроля обогрева датчиков ДАУ и реле переключения.

При включении автоматов "ОБОГРЕВ ДАУ ЛЕВ." и "ОБОГРЕВ ДАУ ЛЕВ." переменное напряжение 115 В частотой 400 Гц подается на нагревательные элементы датчиков ДАУ.

При включении автомата "СВС-96 ДАУ" переменное напряжение 115 В частотой 400 Гц подается на блок БПТ-36В-1, где преобразуется в переменное напряжение 36 В частотой 400 Гц и подается на БСКТ датчиков ДАУ и блок СВС-96. С датчиков ДАУ в блок СВС-96 начинает поступать сигнал, пропорциональный углу атаки.

4 Расположение

Датчики ДАУ-85-1Д расположены на внешней обшивке фюзеляжа по левому и правому борту. Блоки БПТ-36В-1 и СВС-96 расположены в левом техническом отсеке.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Система сбора и регистрации

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа..... 1
1 Назначение..... 1
2 Состав..... 1
3 Работа..... 1

Описание для экипажа

1 Назначение

Система сбора и регистрации предназначена для:

– сбора данных с установленных датчиков и самолетных цифровых шин, в том числе сбор видеоданных

– регистрации параметрических данных и видеоданных на съемные картриджи для послеполетной обработки (после извлечения картриджей).

2 Состав

В состав системы сбора и регистрации входят:

– блоки сбора данных типа UMA

– блоки сбора данных типа XMA

– коммутаторы сетевые типа SCM08-TC

– коммутатор сетевой типа SCM08-MC

– антенна GPS типа S67-1575-39

– регистратор параметрических данных типа MDR-4 со съемным носителем (картриджем) на 1,2 ТБ

– видеорегистратор типа MDR-4 со съемным носителем (картриджем) на 600 ГБ

– сервер персональный компьютер модели RES-XR4-2U.

3 Работа

Блоки сбора данных UMA и XMA получают результаты измерений от различных видов датчиков, а также данные от шин передачи данных бортового радиоэлектронного оборудования и передают на сетевые коммутаторы. Сетевые коммутаторы SCM08-TC и SCM08-MC собирают данные и совершают дальнейшую их передачу по сети Ethernet для регистрации параметров. Сетевой коммутатор SCM08-MC обладает встроенной функцией Grand Master. Это позволяет ему выдавать в общую сеть сигнал в соответствии с протоколом точного времени (IEEE 1588 Precision Time Protocol). Также сетевой коммутатор SCM08-MC совершает синхронизацию со всемирным временем (UTC) и формирует опорный сигнал времени.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Регистрируемые параметры с сетевого коммутатора SCM08-TC поступают на два регистратора MDR-4 (регистратор параметрических данных (Data recorder) и видеорегистратор (Video recorder).

В состав системы сбора и регистрации входит сервер, который представляет собой персональный компьютер модели RES-XR4-2U. Он регистрирует в режиме реального времени на съемные носители (картриджи) выбранные параметры как физические единицы. Физические единицы формируются при помощи ПО Advantys, базирующемся на применяемой конфигурации файла КСИ, который в свою очередь включает перечень конвертируемых параметров.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Видеосистема

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа..... 1
1 Назначение..... 1
2 Состав..... 1
3 Работа..... 1

Описание для экипажа

1 Назначение

Видеосистема предназначена для:

– сбора видеоданных с установленных камер HD IP и внешних видеокамер

– регистрации видеоданных на съемный картридж для послеполетной обработки (после извлечения картриджа).

2 Состав

В состав видеосистемы входят следующие компоненты:

– камеры HD IP

– внешние камеры (TDB)

– видеосерверы

– видеокоммутатор

– преобразователи напряжения.

3 Работа

В кабине экипажа установлены четыре камеры HD IP, представляющие собой видеокамеры с разрешением HD, которые передают видеокадры через соединение по сети Ethernet. Данные камеры получают электропитание напрямую через соединение по сети Ethernet при помощи технологии PoE ("Power over Ethernet"). Питание осуществляется через видеокоммутатор, в котором заложена функция поддержки данной технологии. Для каждой видеокамеры доступны два режима передачи данных:

– поток данных высокого качества (для отображения и регистрации данных на борту самолета)

– поток данных низкого качества (для передачи данных по РТС).

Конфигурация СБИ позволяет обеспечивать поток высокого качества для всех видеокамер, подключаемых к видеокоммутатору.

Для проведения летных испытаний в условиях естественного обледенения на самолете установлено 13 внешних видеокамер.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Страница преднамеренно оставлена пустой

Телеметрическая система

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа..... 1
1 Назначение..... 1
2 Состав..... 1
3 Работа..... 1

Описание для экипажа

1 Назначение

Телеметрическая система предназначена для:

– регистрации и анализа данных на борту воздушного судна (ВС) в режиме реального времени

– передачи параметрических и видеоданных на наземную станцию в режиме реального времени.

2 Состав

В состав телеметрической системы входят следующие компоненты:

– трансмиттер

– усилитель

– передняя антенна

– задняя антенна

– комплект ВЧ-кабелей

– комплект кабелей управления (M&C cable).

3 Работа

Бортовая телеметрическая система генерирует сигнал радиотелеметрии при помощи двух антенн путем модуляции входного сигнала с импульсно-кодовой модуляцией.

Передающий блок (трансмиттер) выдает два модулированных сигнала, которые передаются на заднюю и носовую антенны.

В целях компенсации потерь на кабеле дополнительные усилители (усилитель А и усилитель Б) установлены за несколько метров перед антеннами. Они усиливают сигнал до номинальной мощности, которая требуется для того, чтобы гарантировать прием сигнала наземной станцией.

Кроме этого, телеметрическая система предусматривает снижение мощности при получении внешней команды, а также возможность тестирования системы. Снижение мощности производится на внутреннем уровне при помощи передающего устройства. Возможность тестирования предоставляется при помощи выводов для тестирования,

© ПАО "Корпорация "Иркут"

имеющихся на передающем устройстве и усилителях, что позволяет операторам проверять уровень мощности и проверять спектральные характеристики сигнала.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Система управления, обработки и отображения данных

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа..... 1
1 Назначение..... 1
2 Состав..... 1
3 Работа..... 1

Описание для экипажа

1 Назначение

Система управления, обработки и отображения данных предназначена для:

– управления и определения статуса регистраторов данных и видео

– управления передатчиком радиотелеметрической системы и управления источником питания КСИ

– обработки полетных данных

– отображения видеоданных с одной или сразу нескольких видеокамер.

2 Состав

В состав системы управления, обработки и отображения данных входят следующие компоненты:

– место оператора рабочее 1

– место оператора рабочее 2

– место оператора рабочее 3.

3 Работа

На самолете устанавливается три рабочих места оператора (РМО) для обработки и отображения данных РМО-1, РМО-2 и РМО-3.

Станция РМО-1 представляет собой место ведущего оператора, отличительной особенностью которого является установленное на нем програмное обеспечение (ПО) System Manager, предназначенное для управление системой. Также на РМО-1 устанавливаются пульт управления КСИ и пульт управления РТС.

Каждая рабочая станция имеет свою собственную испытательную конфигурацию, позволяющую принимать потоки данных IP со скоростью до 160 Мбит/с (до 40 Мбит/с на рабочую станцию).

Внутренние часы каждой рабочей станции синхронизированы с часами системы через сервер NTR.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Во время испытания каждая рабочая станция отображает свои окна и может сохранять данные, которые она получает. Кнопки Старт/Стоп позволяют начать и окончить сохранение исходных данных и данных физических величин независимо на каждой рабочей станции.

На каждом РМО устанавливается ПО Advantys. Программное обеспечение (ПО) Advantys состоит из двух основных модулей приложений, дополненных целым рядом инструментов для обработки данных в режиме оффлайн.

© ПАО "Корпорация "Иркут"

Система дополнительного оборудования СБИ

Информация для экипажа

Содержание

Страница

Информация для экипажа..... 1
1 Назначение..... 1
2 Состав..... 1

Описание для экипажа

1 Назначение

Система дополнительного оборудования СБИ (система бортовых измерений) предназначена для:

- размещения дополнительного оборудования системы бортовых измерений
- коммутации, распределения электроэнергии, получаемой от двух трансформаторно - выпрямительных устройств (TRU), двух аккумуляторных батарей емкостью 27А·ч, системы электроснабжения самолета
- преобразования переменного тока напряжением 115 В в постоянный ток напряжением 28 В
- стандартных измерений шумов и вибрации
- выработки аналоговых тестовых сигналов и сигналов разовых команд с последующей передачей их в каналы комплексной системы управления самолета во время летных флаттерных испытаниях.

2 Состав

В состав системы дополнительного оборудования СБИ входят:

- стеллаж дополнительного оборудования
- щиток электроснабжения СБИ
- трансформаторно-выпрямительные устройства
- аккумуляторные батареи
- регистратор ТН64АЦ
- согласующее устройство 8МВ3-016Ф
- согласующее устройство 16СУ27Ф
- формирователь тестовых сигналов ФТС-1
- регистратор LMS SCADAS Recorder
- пульт управления из состава ФТС-1
- пульт управления вспомогательный из состава ФТС-1

© ПАО "Корпорация "Иркут"

– пульт управления из состава 16СУ27Ф
– пульт балансировки из состава 16СУ27Ф.

© ПАО "Корпорация "Иркут"