

ГУАП «ОРЕНБУРГСКИЕ АВИАЛИНИИ» 2 ТКБ АН-2 Инв. №
--

21709

ЗАВОДСКОЙ № САМОЛЕТА ГР.....

САМОЛЕТ

АН-2

КРАТКОЕ ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

Составлено коллективом Констр. Бюро завода ПНР
под общей редакцией инж. Р. Легенцкого
Издание второе переработанное

П Р Е Д И С Л О В И Е

Настоящее издание Краткого Технического Описания самолета Ан-2 составлено с учетом конструктивных изменений, внедренных в производство заводом Польской Народной Республики по состоянию на самолет ПГ9101 и пополняется конструктивными изменениями на данную серию.

ПЕРЕЧЕНЬ ЛИСТОВ УТОЧНЕНИЯ ЧЕРТЕЖА

Дорожковские и уточнения № уточнения	Уточнение касается стр.	Содержание уточнения	Действ.		Подпись Дата
			с	по	
① х 3 43513	0-1 0-2 0-3	Актуализация документации. Исдание стр. с перечнем листов уточнения чертежа.	1Г20001		<i>В.В.И.</i> 2.11.82
② х 3 43662	00, 01, 02.	Актуализация документации определение местоположения в осн контурного колеса	1Г20001		<i>В.В.И.</i> 16.8.82
③ х I 43969	124	Актуализация документации. Исправлено изображение чертежа, после аннулирован- ия выреза в конутях рас- пределителя теплого возду- ха в системе отопления ка- бина.	1Г20701		<i>В.В.И.</i> 03.01.82
④ х 2 44003 См. №0.зеп. ТК. /69/АН-2	129,133	Актуализация документации внедрение новой швартовки самолета - принципных про- сов /двух передних, двойных и двух задних, одиночных/	1Г20001 1Г209-10		<i>В.В.И.</i> 01.02.82
⑤ х 5 4445	11, 12	Актуализация веса и его допусков пустого самолета	1Г21201		<i>В.В.И.</i> 85-01-31
⑥ х 7 44481	140,144, 145,153, 156,160, 162	Внедрение новой шкалы объ- ема баки для химикатов	1Г215- 20		<i>В.В.И.</i> 85-03-11
⑦ х I 44554 8 х 3 44636	180 136 137 138	Актуализация документации внедрение преобразователя ИТ-041	1Г21501		<i>В.В.И.</i> 85-08-28
⑧ х 3 44636	136,137, 138	Аннулирование схемы для инструментов и внедрение чемодана, в нем использо- ваны перечни инструментов.	1Г215-01		<i>В.В.И.</i> 85-08-01

Копия формы государственного АЗК - 43513

І. НАЗНАЧЕНИЕ И ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ

Самолет Ан-2 бипланного типа, с двигателем АШ-62ИР и винтом АВ-2 предназначен для перевозки грузов с пассажиров. При незначительном переоборудовании он может быть применен в следующих вариантах :

- 1) для борьбы с вредителями сельского хозяйства, аэросева и подкормки посевов;
- 2) для геологических разведок;
- 3) для тушения лесных пожаров;
- 4) для эксплуатации на речных трассах и в Заполярье;
- 5) для использования в санитарной авиации .

Самолет перевозит различные грузы или двенадцать пассажиров.

Мощная механизация крыльев позволяет эксплуатировать самолет на необорудованных аэродромах, небольших площадках, в горах и обеспечивает устойчивое планирование на больших углах атаки.

Самолет оборудован радиопературой для ориентировки в связи с наземными станциями, а также приборами для полета вне видимости земли и посадки по радиосредством.

Стекла фонаря кабины экипажа оборудованы противообледенительным устройством.

Фюзеляж типа полумонокот цельнометаллической конструкции.

Кабина летчиков, с двумя сиденьями, закрыта просторным остекленным фонарем, с хорошим обзором во всех направлениях.

Позади кабины летчиков расположена кабина для грузов, в которой установлено 12 откидывающихся сидений.

Обе кабины оборудованы приточной и вытяжной вентиляцией, а также системой отопления теплым воздухом.

Общий объем кабины для грузов 12 м³; размеры ее 4,1х1,6х1,8 м позволяет перевозить грузы больших габаритов.

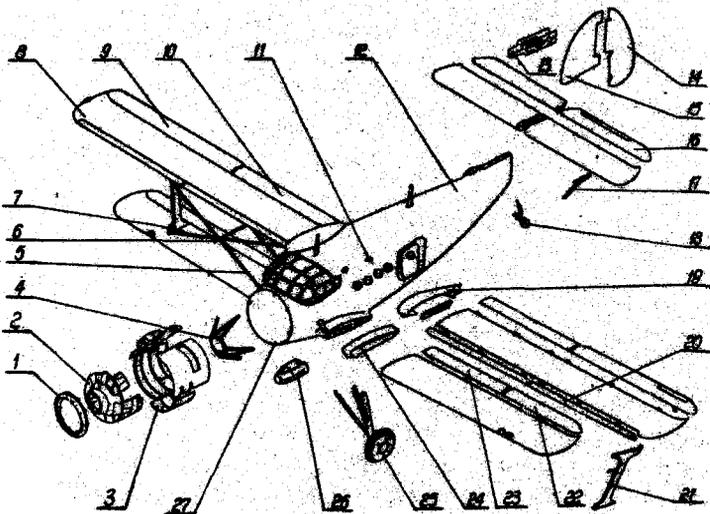
Для погрузки грузов на левом борту установлена дверь кабины с размерами 1,53х1,46 м, в которую вмонтирована дверь для пассажиров.

Пол кабины для грузов собран из панелей пола изготовленных из рифленых листов Д16АТ толщиной 3 мм.

Панели пола - съемные и рассчитаны на сосредоточенную нагрузку 1000 кг/м².

Бипланы коробки крыльев и хвостовое оперение металлической конструкции, обтянуты полотняной обшивкой. Крылья самолета с постоянным профилем по размаху.

На верхнем крыле установлены цельные элероны с осевой аэродинамической и весовой компенсацией. На левом элероне установлен триммер. Элероны отклоняются дифференциально. Управление элеронами связано с управлением закрылками механизмами зависания.



Фиг.1. Схема разрезов агрегатов самолета Ан-2

1-переднее кольцо; 2-внутренний капот; 3-внешний капот; 4-рама двигателя; 5-передние несущие зенит-ресчалки; 6-"чуж" лент-ресчалок; 7-поддерживающие зенит-ресчалки; 8-отклонная часть верхнего крыла; 9-элерон; 10-закрылок верхнего крыла; 11-узел крепления верхнего крыла; 12-фюзеляж; 13-аэлаз хвостового оперения; 14-руль поворота; 15-киль; 16-руль высоты; 17-подное стабилизатора; 18-хвостовое колесо; 19-аэлаз верхнего крыла; 20-предкрылок; 21-стойка обшивочной коробки крыльев; 22-концевой закрылок нижнего крыла; 23-корневой закрылок нижнего крыла; 24-обтекатель стоек центроплана с нижним крылом; 25-амортизационная стойка носки с колесом; 26-туннель ин-сторедатора; 27-узел крепления рамы двигателя;

По всему размаху верхнего крыла установлены автоматические предкрылки.

Для уменьшения посадочной скорости и сокращения взлетной дистанции на верхнем и нижнем крыльях установлены цельные закрылки с осевой аэродинамической компенсацией. Управление закрылками электрическое. Хвостовое оперение с симметричным профилем у корня и конце. Руль высоты и руль поворота сделаны с осевой аэродинамической и весовой компенсацией и с триммерами. Неубирающееся, пирамидального типа шасси самолета состоит из амортизационной стойки, переднего и заднего подкосов и колес полубаллонного типа с двухсторонним пневматическим тормозом.

Управление тормозами осуществляется гашеткой, установленной на левом штурвале.

ПРИМЕЧАНИЕ: На некоторых самолетах установлена дополнительная система управления тормозами с правого штурвала, позволяющая использовать самолет для учебных цепей.

Ориентирующееся хвостовое колесо полубаллонного типа, не убирающееся в полете, снабжено электро-пневматической системой блокировки в нейтральном положении, облегчающей обеспечение прямолинейности разбега и пробега самолета.

Управление самолетом - двойное.

Проводка управления смешанная: тросовая и жесткая (тягами).

На самолете установлен двигатель АШ-62ИР, который закрыт капотом.

Охлаждение двигателя - воздушное.

Масло охлаждается в масляно-воздушном радиаторе, установленном в нижней части капота двигателя.

На самолете Ан-2 установлен четырехлопастный автоматический винт прямой схемы АВ-2 с металлическими лопастями.

Маслянная система двигателя состоит из одного бака емкостью 125 л, расположенного на шпангоуте № I фюзеляжа, из радиатора, трубопроводов и арматуры.

Система питания двигателя топливом состоит из шести баков, расположенных в верхнем крыле, трубопроводов, агрегатов и арматуры, общая емкость баков 1200 л.

Управление двигателями и бензокранами - механическое.

Электросеть самолета питается от генератора ГСН-3000И с приводом от двигателя.

При уменьшении оборотов двигателя, а также при стоянке на земле электрическая сеть питается от одного из двух бортовых аккумуляторов И2-А-30.

Электросеть самолета сделана по однопроводной схеме. Самолет полностью металлизирован.

На передней левой стороне фонаря устанавливаются два стекла с электрообогревом; правое стекло с тепловым обогревом.

Оснастка, применяемая в серийном производстве самолета, обеспечивает взаимозаменяемость отдельных его узлов и целых агрегатов.

Основными материалами и полуфабрикатами, применяемыми для постройки самолета являются : листовая дюралюмин, прессованные профили из дюралюмина, легированные стали, отливки и штамповки из алюминиевых сплавов, штамповки из легированных и углеродистых сталей, авиационное полотно, кожа, резина и др.

Схема разъемов самолета показана на фиг. I.

II. ЛЕТНО-ТАКТИЧЕСКИЕ И ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ
ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ РАЗМЕРЫ

Основные размеры самолета

Длина самолета в стояночном положении	12,40 м
Высота самолета в стояночном положении	4,13 "
Стояночный угол	11°50'

Крылья

Размах верхнего крыла	18,176 м
Размах нижнего крыла	14,236 "
Хорда верхнего крыла	2,45 "
Хорда нижнего крыла	2,0 "
Длина САХ	2269 ⁺¹⁰ ₋₅ мм
Профиль крыла	РПС 14 %

Элероны

Длина элерона (одного)	4,692 м
Хорда элерона	0,65 "

Закрылки верхнего крыла

Размах закрылка (одного)	3,415 м
Хорда закрылка	0,6 м

Закрылки нижнего крыла

Размах корневого закрылка	3,160 м
Размах концевого закрылка	2,452 "
Хорда закрылков	0,5 "

Предкрылки

Хорда предкрылка	0,36 м
Размах предкрылка	3,85 "

Горизонтальное оперение

Размах горизонтального оперения	7,2 м
Средняя хорда горизонтального оперения	1,8 "
Угол установки стабилизатора	- 1°

Вертикальное оперение

Площадь руля поворота	2,65 м ²
Площадь киля	3,20 "
Высота вертикального оперения	3,285 м

Фюзеляж

Длина фюзеляжа	10,12 м
Размах центроплана	2,68 "
Длина грузовой кабины	4,1 "
Ширина грузовой кабины	1,6 "
Высота грузовой кабины	1,8 "

Шасси и установка хвостового колеса

Колеса шасси при свободных амортизаторах	3,36 м
Размер колеса шасси	800x260 мм
Размер хвостового колеса	470x210 "

ЛЕТНО-ТАКТИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

Самолет обладает большим запасом путевой и продольной устойчивости на всем диапазоне центровок от 17,2 до 33 % средней аэродинамической хорды.

Самолет допускает виражи с креном до 45°; на вираже он устойчив.

Автоматические предкрылки обеспечивают полеты на больших углах атаки. При потере скорости и переходе на большие углы атаки открываются предкрылки и самолет переходит на режим парашютирования.

Основные летно-тактические данные самолета приведены ниже в таблице I.

Таблица I

Основные летно-технические данные самолета
со взлетным весом 5250 кг.

№№ пп	Наименование	Летно-технические данные	
		С бетон. дорожки	С трав. покрова
1	Максимальная горизонтальная скорость у земли км/час	234 ⁻⁵	
2	Максимальная горизонтальная скорость на расчетной высоте H = 1750-100 м км/час	253 ⁻⁵	
3	Вертикальная скорость у земли в м/сек	3,0 ^{0,3}	
4	Время набора высоты в мин.		
	500 м	2,7 ^{+0,3}	
	1000 м	5,4 ^{+0,5}	
	2000 м	11 ^{+0,5}	
5	Практический потолок, м	4400 ⁻¹⁰⁰	
6	Длина разбега для нормального полетного веса самолета, с тормозов, при закрылках, выпущенных на 25°, в м		
		на номинальном режиме на взлетном режиме	180 ⁺⁵ 150 ⁺⁵
7	Посадочная скорость с применением закрылков в км/час	85 ⁺²	85 ⁺²
8	Длина пробега с применением закрылков и тормозов в м	170 ⁺⁵	180 ⁺⁵
9	Техническая дальность в км на наиболее выгодном режиме на высоте полета 1000 м при за- правке топливом 670 л	900 ⁻⁵⁰	

НИВЕЛИРОВКА САМОЛЕТА

Нивелировка самолета производится в соответствии с нивелировочным листом.

При установке углов поперечного У крыльев натяжения лент-расчалок должны быть следующие :

Таблица 2

Место установки ленты	Наименование	Предел натяжения в кг
Передняя несущая лента (парная)	Расчалка № I4 ГОСТ 1004-48	550-1100
Задняя несущая лента	Расчалка № I4 ГОСТ 1004-48	740-1100
Поддерживающая лента (парная)	Расчалка № II ГОСТ 1004-48	900-1400

РЕГУЛИРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

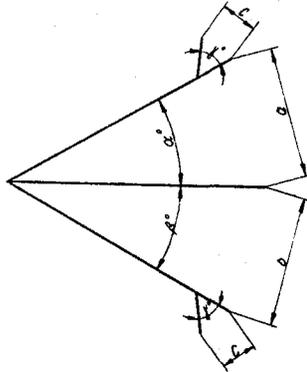
Отклонения закрылков, элеронов, рулей и триммеров проверяют по заданной их кромке.

Данные для проверки приведены на фиг.2 и в табл. 3.

Таблица 3

Углы отклонения органов управления

Орган управления	α°	β°	γ°	δ мм	ε мм	ζ мм
Закрылки верхнего крыла	-	39,5 ^{-I}	-	-	316 ⁻⁹	-
Закрылки нижнего крыла	-	39,5 ^{-I}	-	-	264 ⁻⁷	-
Элероны	30 ^{+I} _{-I,5}	14 ^{+I} _{-I,5}	-	263 ⁺⁸ _{-I3}	124 ⁺⁸ _{-I3}	-
Зависимые элероны при отклонении закр. на 39,5°	-	16 ^{+I} _{-I,5}	-	-	141,5 ⁺⁸ _{-I3}	-
Отклонение элеронов при закр. зависящих на 39,5°	12 ^{+I} _{-I,5}	30 ^{+I} _{-I,5}	-	106 ⁺⁸ _{-I3}	263 ⁺⁸ _{-I3}	-
Триммер элерона	-	-	24 ⁺⁵ _{-I}	-	-	52 ⁺¹⁰ ₋₈
Руль высоты	42 ⁺³ ₋₀	22°30'±I	-	409 ⁺³⁰ ₋₀	223 ⁺¹⁰	-
Триммер руля высоты	-	-	14 ^{+I}	-	-	37 ⁺²
Руль поворота	28 ^{+I} ₋₂	28 ^{+I} ₋₂	-	393 ⁺¹³ ₋₂₈	393 ⁺¹³ ₋₂₈	-
Триммер руля поворота	-	-	14 ^{+I}	-	-	34 ⁺²



Фиг.2. Углы отклонения органов управления

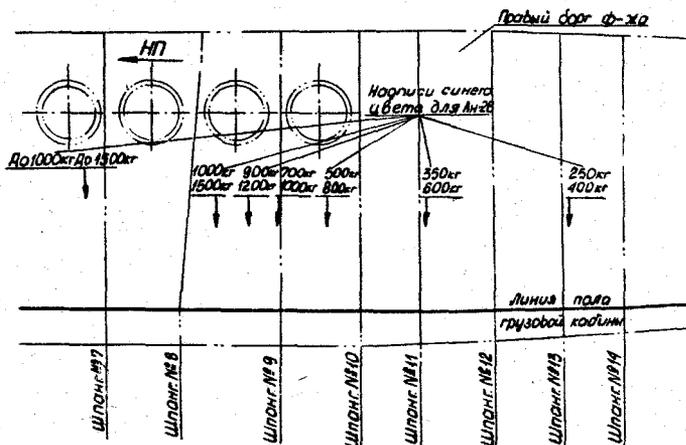
ВЕСОВЫЕ ДАННЫЕ И ЦЕНТРОВКА

Транспортный и сельскохозяйственный варианты

Положение центра тяжести самолета оказывает большое влияние на поведение самолета в воздухе и на управление им. Неправильная загрузка ухудшает устойчивость и управляемость самолета, усложняет взлёт и посадку, снижает аэродинамические качества самолета. Поэтому перед полетом необходимо убедиться в правильном размещении пассажиров, багажа и грузов и определить положение центра тяжести загруженного самолета.

Полет самолета при центровках свыше 33 % САХ запрещается.

При загрузке самолета можно пользоваться отметками, нанесенными на правой стенке грузового отсека зеленой и красной краской (фиг.3). Против зеленой стрелки с надписью "До 1500 кг" можно расположить любой груз. При этом центровка в полете будет равна 24-25 % САХ. Эта центровка соответствует наибольшему запасу продольной статической устойчивости самолета без применения триммера.



Фиг.3. Разметка положения грузов на борту самолета

Красные стрелки с отметками 1500, 1200, 1000, 800, 600 и 400 кг показывают самое заднее положение ц.т. груза, при котором самолет имеет ещё достаточный запас продольной статической устойчивости. При этом центровка получается около 33 % САХ, т.е. самая задняя из допустимых.

При большом количестве грузов и наличии пассажиров положение центра тяжести загрузенного самолета следует проверять по способу моментов или по графикам индексов.

Ниже в таблице указаны величины веса и центровки самолета Ан-2 по вариантам.

а. Самолет Ан-2(Т) в десантно-транспортном варианте

Таблица 4

№ П/П	Наименование параметра	Весовые и центровочные данные
1	Вес пустого самолета с полным оборудованием в кг	3338 ^{+1%} _{-0,5%}
2	Нормальный полетный вес в кг	5250
3	Центровка пустого самолета с полным оборудованием в % САХ	20,8 ± 1
4	Предельный диапазон экспл. центровок в % САХ	17,2 + 33

ПРИМЕЧАНИЕ : Вес и центровка самолетов Ан-2(Т) указаны без учета кислородного оборудования, установка которого увеличивает вес самолета на 50 кг и сдвигает вперед центровку на 0,2 % САХ.

б. Самолет Ан-2(П) в транспортном варианте с легкосъемным пассажирским оборудованием

Таблица 5

№ П/П	Наименование параметра	Весовые и центровочные данные
1	Вес пустого самолета с полным оборудованием в кг	3390 ^{+1%} _{-0,5%}
2	Нормальный полетный вес в кг	5250
3	Центровка пустого самолета с полным оборудованием в % САХ	20,8 ± 1
4	Предельный диапазон экспл. центровок в % САХ	17,2 + 33

ПРИМЕЧАНИЕ : Веса и центровки самолетов указаны с учетом снятия кислородного оборудования.

в. Самолет Ан-2 в сельскохозяйственном варианте

Таблица 6

№ пп	Наименование параметров	Весовые и центровочные данные
1	Пустой сельскохозяйственный самолет в транспортном варианте с полным оборудованием :	
	а. вес в кг	3405 ^{+1%} _{-0,5%}
	б. центровка в % САХ	20,8 ± 1
2	Самолет в варианте опылителя с полным оборудованием :	
	а. вес в кг	3510 ^{+1%} _{-0,5%}
	б. центровка в % САХ	20,4 ^{+1%} _{-0,6}
3	Самолет в варианте опрыскивателя с полным оборудованием :	
	а. вес в кг	3485 ^{+1%} _{-0,5%}
	б. центровка в % САХ	20,6 ^{+1%} _{-0,8}
4	Нормальный полетный вес в кг	5250
5	Предельный диапазон экспл. центровок в % САХ	17,2-33

ПРИМЕЧАНИЕ: С самолета ИР6701 кроме опрыскивателя "старого" типа (Ш7628-215) введены дополнительно две новые разновидности, при установке которых веса и центровки самолета изменяются следующим образом (по сравнению с поз. 3 из таблицы 6):

а. самолет с опрыскивателем "отсасывающего" типа (Ш7633-0) с подвесными бачками

$$\Delta Q = + 17 \text{ кг}$$

$$\Delta X = +0,2 \% \text{ САХ}$$

б. самолет с опрыскивателем "эжекторного" типа (Ш7636-0)

$\Delta Q = - 12 \text{ кг}$ $\Delta X = - 0,4\% \text{ САХ}$

г. Самолет Ан-2(В) в гидроварианте

Таблица 7

№ пп	Наименование параметра	Весовые и центровочные данные
1	Пустой гидросамолет в транспортном варианте с полным оборудованием :	
	а. вес в кг	3348 ^{+1%}
	б. центровка в % САХ	20,8 ± 1
2	Нормальный полетный вес в кг	5250
3.	Пустой самолет на поплавковом шасси с полным оборудованием :	
	а. вес в кг	3690 + 1%
	б. центровка в % САХ	20,3 ± 1
4	Предельный диапазон экспл. центровок в % САХ	17 - 29

д. Самолет Ан-2(П) в пассажирском варианте

Таблица 7 в

№ пп	Наименование параметра	Весовые и центровочные данные
1	Вес пустого самолета с полным оборудованием в кг	3450 + I %
2	Нормальный полетный вес в кг	5250
3	Центровка пустого самолета с полным оборудованием в % САХ	20,2±0,6
4	Пределный диапазон экспл. центровок в % САХ	17,2-33

III. КОНСТРУКЦИЯ ПЛАНЕРА

ФЮЗЕЛЯЖ

Фюзеляж (фиг.4) представляет собой полумоноккель цельнометаллической конструкции обтекаемой формы, состоящий из каркаса и обшивки.

Конструкция фюзеляжа обеспечивает технологическое расчленение его на три основных отсека, что дает возможность производить сборку отсеков в отдельных независимых приспособлениях (стапелях).

Основные размеры фюзеляжа

В переднем отсеке фюзеляжа, от противопожарной перегородки до шпангоута № 5, оборудована кабина, в которой свободно размещается экипаж из двух человек.

Между шпангоутами № 5 и 15 расположена грузовая кабина.

Грузовая кабина оборудована двенадцатью откидывающимися сиденьями (шесть вдоль левого борта и шесть вдоль правого) с установленными привязными ремнями.

Габаритные размеры кабины обеспечивают проход человека в полный рост, свободное размещение 12-ти человек или шести больных на носилках, а также перевозку самых разнообразных грузов.

Грузовой отсек и кабина летчиков имеют вентиляцию и отопление.

Каркас

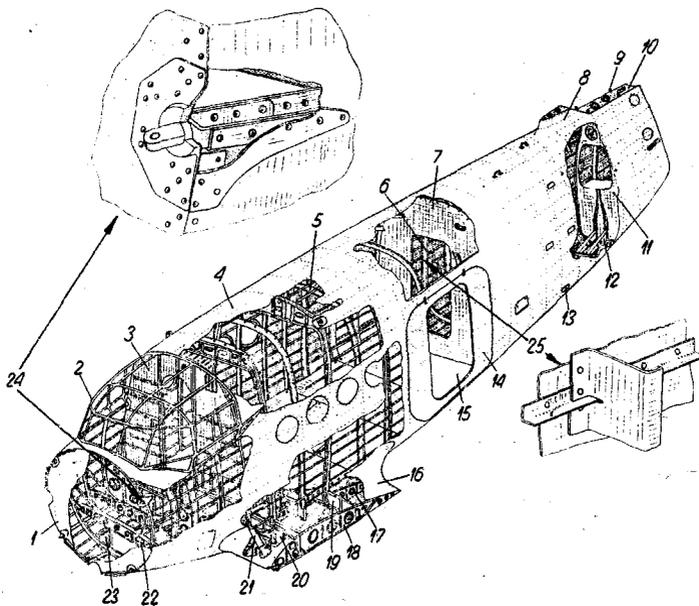
Каркас фюзеляжа включает в себя поперечный и продольный силовые наборы, каркас пола, пол кабины летчиков, жесткости хвостового колеса и килевой части и окантовку двери грузового отсека.

Поперечный набор

Поперечный набор состоит из 26 шпангоутов, дужки крепления приборной доски и рамок усиления выреза под дверь грузового отсека.

Все шпангоуты по своему конструктивному выполнению могут быть условно разделены на передние, средние, хвостовые и стыковые.

Первые три типа шпангоутов состоят полностью или частично из секций Z-образного сечения, соединенных стандартными накладками.



Фиг. 4. Конструкция фюзеляжа

1 - шпангоут № 1; 2 - каркас фонаря; 3 - шпангоут № 5; 4 - обшивка; 5 - типовой средний шпангоут; 6 - типовой хвостовой шпангоут; 7 - шпангоут № 15; 8 - килевая часть; 9 - узлы крепления стабилизатора; 10 - верхняя нервюра; 11 - шпангоут № 23; 12 - балки жесткости хвостового колеса; 13 - подножка; 14 - дверь грузового отсека с вырезом под дверь для пассажиров; 15 - панели пола грузового отсека; 16 - центропланная часть; 17 - нервюра № 1; 18 - нервюра № 2; 19 - стыковой шпангоут № 8; 20 - стыковой шпангоут № 6; 21 - пирамида центропланной части; 22 - типовой передний шпангоут; 23 - нижний лок стрингера (открытый); 24 - узел крепления ремя двигателя; 25 - соединение стрингера со шпангоутом.

Секции выполнены из дуралюминового листа толщиной 1 мм и имеют стандартные прорези с подсеченным бортиком под стрингеры.

С т и к о в ы е ш п а н г о у т ы. На стыковых шпангоутах № 1, 4, 5, 6, 8, 23 и 26 установлены стыковые узлы крепления к фюзеляжу съемных агрегатов самолета. Шпангоуты выполнены из набора прессованных профилей, листов и стенок.

Продольный набор

Продольный набор состоит из 50 стрингеров, подкрепляющих бульбоуголков, лонжеронов и катеных швеллеров.

Для стрингеров главным образом применяются прессованные уголки Пр100-1.

Стрингеры расположены равномерно по образующим фюзеляжа и вложены в стандартные прорези шпангоутов, с подсеченными бортиками.

Стрингер крепится к шпангоуту совместно с обшивкой одной заклёпкой, как показано на фиг.4. При подходе к стыковым шпангоутам и силовым элементам конструкции стрингеры отсекаются на них и крепятся к ним совместно с обшивкой заклёпками. В напряженных зонах стрингеры с силовыми элементами связываются еще дополнительной кницей.

По направлению стрингеров № 5 и 15 между шпангоутами № 1 и 6 установлены прессованные профили швеллерного сечения Пр106-8, являющиеся лонжеронами фюзеляжа.

Схема продольного набора приведена на фиг.5.

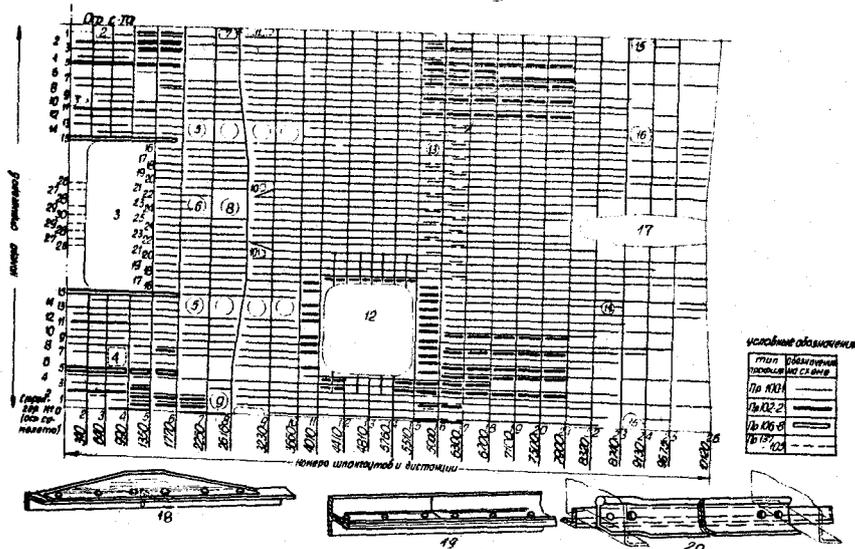
Каркас пола

Каркас пола состоит из продольных и поперечных балок и служит для крепления панелей пола.

Поперечные балки являются конструктивными элементами шпангоутов. Продольные балки установлены в семь рядов с дистанцией 250 мм между ними.

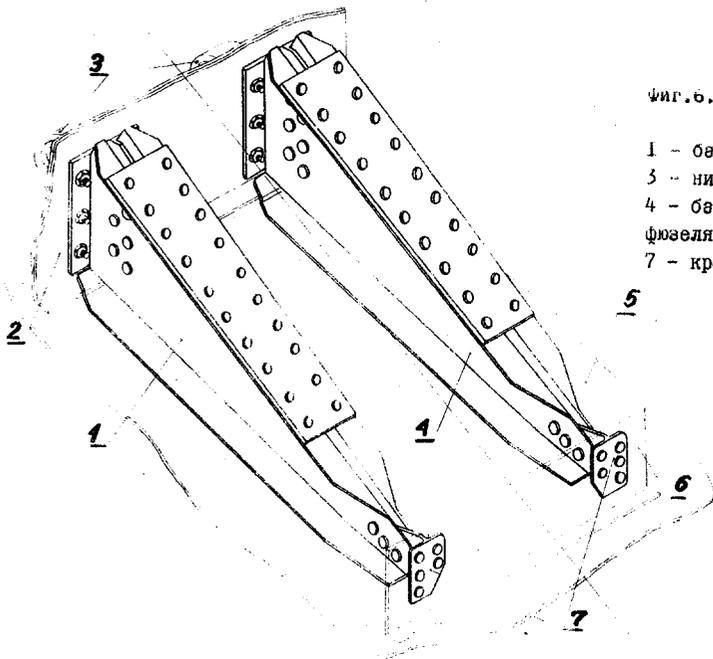
Продольный набор пола грузового отсека неоднороден и состоит из диафрагм, профилей и стенок.

Д и а ф р а г м ы расположены по оси самолета и у борте. Они состоят из стенки толщиной 0,8 мм с бортиками и отверстиями облегчения, склепанной с прессованными уголками. Все диафрагмы одинаковой высоты, равной 80 мм.



Фиг. 5. Схема продольного набора фюзеляжа

1- вырез под выхлопн. трубу коллектора; 2- вырез под маслоредукт. и нижн. лок.; 3- вырез под фонарь; 4- люк топливн. системы и пневмосист.; 5- окно грузовой кабины; 6- вырез под рему радио-компл. АРК-9; 7- вырез под антенну маркерн. приемника МРП; 8- люк под загрузочн. рукав баке химик.; 9- люк под горловину баке химикет.; 10- вырез под тяги управл. самолетом; 11- люк под механизм управл. звкрыл.; 12- вырез под дверь грузов. кабины; 13- окно хвост. отсека; 14- лючок розетки аэродромн. питания; 15- вырез под установку хвост. колеса; 16- люк обслуживания установки хвост. колеса; 17- вырез под нервюру килевой части; 18- соединение стрингера уголко-планкой; 19- соедин. стрингера подкрепляющим бульб-уголком; 20- установка подкрепляющего бульб-уголка.



Фиг. 6. Жесткость хвостового отсека

- 1 - балка правая; 2 - шенгрут № 23;
- 3 - нижние узлы подвески шасси;
- 4 - балка левая; 5 - нижняя обшивка фюзеляжа; 6 - шенгрут № 22;
- 7 - кронштейн.

Пол кабины летчиков

Основным силовым элементом пола кабины летчиков являются балки для установки органов управления самолетом. Балки изготовлены из дюралюмина толщиной 2 мм равнопрочного П-образного сечения. Концы балки кницами приклепаны к профилям шпангоутов № 1 и 5.

На балках установлены органы ручного и ногового управления самолетом. Верхняя плоскость балок совместно с листами образует пол кабины летчиков, разделенный на две части проходом.

Жесткость хвостового отсека

Жесткость хвостового отсека фюзеляжа в зоне установки костыля состоит из горизонтальной панели, расположенной между шпанг. № 23 и 24 и из двух балок, приклепанных к шпанг. № 22 и 23.

Балки состоят из П-образных профилей переменной высоты (уменьшающейся в направлении по полету), изготовленных из материала ДІБАТ л. 2,5 и приклепанных своими нижними полками к нижней обшивке фюзеляжа. Верхние полки профилей соединены диафрагмой из метер. ДІБАТ л.2.

Окантовка двери грузового отсека

Вырез под дверь грузового отсека окантован штампованными профилями из дюралюмина толщиной 1,5 мм, фасонного сечения. Окантовка набрана из восьми профилей, соединенных внутренними профилированными вкладышами на потайных заклепках.

Поверху нижнего профиля для предохранения его от износа установлен порог из нержавеющей стали.

Жесткость килевой части

Верхние полки шпангоутов хвостовой части связаны горизонтальной нервюрой, которая вместе с дополнительным носком и передним ободом образует жесткость, создающую плавный переход на киль.

На 170 мм ниже верхней нервюры установлена вторая нервюра для поддержания обшивки и создания плавности обвода. Все элементы жесткости килевой части, в том числе и обод, изготовлены из листа толщиной 1 мм.

Обшивка

Обшивка фюзеляжа является силовым элементом конструкции и изготавливается из дуралюмина.

В основном обшивка выполнена из листов толщиной 0,6 и 0,8 мм. В напряженных зонах толщина обшивки равна 1,0 мм, а в зонах максимальных напряжений установлены листы толщиной 1,2 мм.

Листы обшивки стыкуются по стрингерам и шпангоутам внахлестку без подчекки, причем каждый передний лист перекрывает задний, каждый верхний лист перекрывает нижний.

Для герметизации фюзеляжа по всем стыковым швам обшивки устанавливается лента У20А.

Люки фюзеляжа

В обшивке фюзеляжа для осмотра и ухода за узлами и агрегатами управления и обслуживания сделаны стандартные лючки, открываемые нажатием пальца.

Большие лючки, окантованные силовыми окантовками, имеют винтовые замки, открываемые ответкой.

Двери

На левом борту фюзеляжа между шпангоутами № II и I5 находится дверь грузового отсека, подвешенная к жесткой окантовке на двух стальных штампованных петлях и открываемая наружу вверх.

В дверь грузового отсека установлена дверь пассажиров, открываемая внутрь фюзеляжа.

Дверь навешена на двух стальных штампованных петлях на каркасе двери грузового отсека.

Все двери имеют жесткий штампованный каркас, гладкую наружную обшивку и герметизированы спецпрофилем из губчатой резины.

Дверь грузового отсека удерживается в поднятом состоянии дверь для пассажиров, которая используется в этом случае как полкос.

В закрытом положении дверь грузового отсека удерживается пятью замками, запираемыми из грузовой кабины.

Дверь для пассажиров имеет замок с двумя ручками и ключом для запираания кабины самолета на стоянке. Внутренняя ручка замка для предотвращения произвольного открытия двери в полете контрится шнуровым амортизатором.

С самолета ИЛ4001 над дверной ручкой установлен замок с целью предотвращения возможности открытия двери снаружи.

Открытое положение двери сигнализируется загоранием красной лампочки, установленной на центральном пульте.

В верхнем углу пассажирской двери устанавливается дополнительный замок рычажного типа.

В шпангоуты перегородки № 5 и 15 установлены внутренние двери - передняя в кабину летчиков и задняя в хвостовой отсек. Обе двери не являются силовым элементом конструкции и набраны из гладкого листа толщиной 0,6 мм и легкого каркаса из профилей, подкрепленного внутренними стенками с отверстиями облегчения. Каждая дверь навешена на двух петлях, согнутых из стального листа.

Дверь хвостового отсека оборудована замком для заперания ее со стороны грузовой кабины.

С самолета ИР13301 дверь со стороны кабины летчиков может быть дополнительно заперта на защелку предотвращающую возможность открытия двери со стороны пассажирской кабины.

Стекло в двери кабины летчиков заменено смотровым глазком установленным в верхней правой части двери, кроме того, на двери как и на шпанг. № 5 установлены кронштейны под установку защитных титановых листов.

Центропланная часть фюзеляжа

Центроплан является конструктивным элементом фюзеляжа и состоит из каркаса и обшивки.

Основным силовым элементом продольного набора каркаса центроплана являются нижние балки шпангоутов № 6 и 8, служащие соответственно передним и задним лонжеронами центроплана.

На верхней поверхности центроплана установлено 16 стрингеров, изготовленных из прессованного бульб-уголка Пр102-1.

Поперечный набор состоит из двух нервюр. Обе нервюры разрезаны шпангоутами на три части (нос, средняя часть и хвостик), изготовленные из листа с отбортованными стенками, рифтами и отверстиями облегчения.

Обшивка центроплана является силовым элементом конструкции и изготовляется из дуралюминовых листов толщиной 0,8 мм, кроме нижнего межлонжеронного листа толщиной 1 мм.

В зоне центроплана установлена ферма в виде пирамиды, шарнирно закрепленная своими стержнями на узлах шпангоутов фюзеляжа. В вершине фермы расположен узел крепления амортизационной стойки шасси и передних несущих лент-расчалок.

Такое крепление фермы обеспечивает устойчивость пирамиды во всех направлениях.

Все элементы пирамиды сделаны из стали 30ХГСА и термически обработаны до $\sigma_B = 120 \pm 10 \text{ кг/мм}^2$.

Фонарь

Фонарь состоит из трубчатого сварного каркаса и заделанных в нем панелей из органического стекла толщиной 3 мм.

Окантованные тисколовой лентой панели уложены на приверенные к каркасу ребра и прижаты к ним наружными дуралюминовыми накладками.

Две боковых и правая нижняя панели фонаря сдвигаются назад по фрезерованному направляющим Ч-образного сечения, изготовленному из дуралюминового профиля.

Крепится фонарь к обшивке передней части, лонжеронам и шпангоутам № 5 и 6 фюзеляжа болтами на приверенных ушках и кронштейнах.

В верхней части фонаря имеется люк размером 1050x1130 мм. Герметизация люка выполнена с помощью специального резинового профиля и окантовывающих его дуралюминовых лент с приклеенной губчатой резиной.

Для закрытия и открытия люка в передней части его находится механизм, состоящий из трех карденных тяг, заделанных в подшипники.

БИПЛАННАЯ КОРОБКА КРЫЛЬЕВ

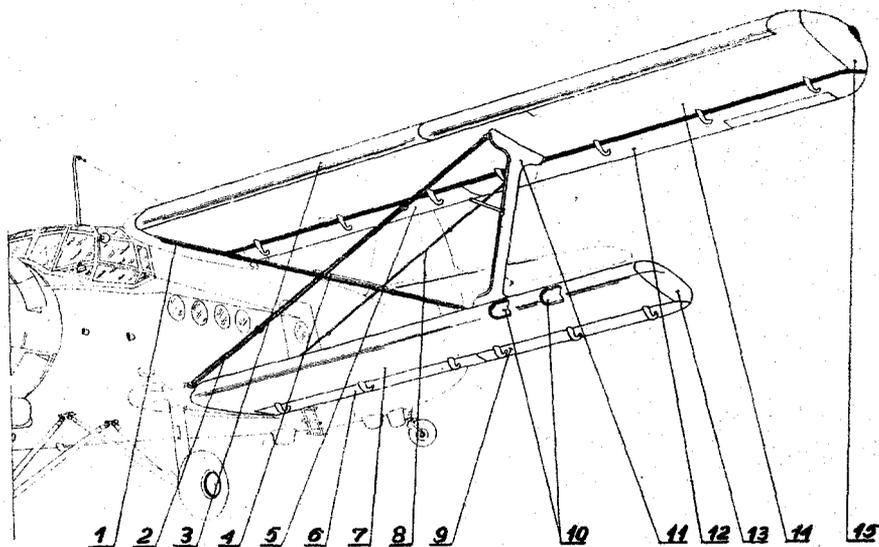
Бипланная коробка крыльев одностоечного типа (фиг.7) состоит из верхнего и нижнего крыльев, бипланной стойки и лент-расчалок - двух поддерживающих и трех несущих. Передние несущие и поддерживающие расчалки сдвоены. Крылья крепятся к шпангоутам № 6 и 8 фюзеляжа посредством узлов изготовленных из стали 30ХГСА, с шаровыми шарнирами, обеспечивающих свободную стыковку их без предварительной подгонки и разворачивания отверстий.

Крылья воспринимают поперечный изгиб и кручение только как составные части фермы с большой строительной высотой, образованной X-образной бипланной стойкой. Стойка, связывающая лонжероны верхнего и нижнего крыльев, воспринимает усилия возникшие при изгибе и кручении коробки.

Бипланная стойка крепится к узлам нервюры № 13 нижнего крыла и нервюры № 16 верхнего.

Ленты-расчалки соединены "чижом" - дуралюминовой трубой с деревянными вкладышами с помощью стальных планок, закрепленных болтами.

Для гашения вибраций лент-расчалок бипланной коробки крыльев на лентах-расчалках устанавливаются виброгасители.



Фиг. 7. Бипланная коробка

1-поддерживающие ленты-расчалки; 2-передние несущие ленты-расчалки; 3-предкрылок;
 4-("чиж") - труба соединяющая ленты-расчалки; 5-закрылок верхнего крыла; 6-корневой
 закрылок нижнего крыла; 7-отъемная часть нижнего крыла; 8-задняя несущая лента-расчалка;
 9-концевой закрылок нижнего крыла; 10-люк фары; 11-бипланная стойка; 12-элерон;
 13-законцовка нижнего крыла; 14-отъемная часть верхнего крыла; 15-законцовка верхнего крыла.

ВЕРХНЕЕ КРЫЛО

Крыло самолета - металлическое, двухлонжеронное с набором нервюр. Каркас крыла обтянут полотняной обшивкой.

Профиль крыла $\Gamma\Pi - 14\%$ - постоянный по размаху. В плане крыло прямоугольной формы с закругленными концами. Крыло оснащено мощной механизацией, состоящей из автоматического предкрылка, установленного по всему размаху, щелевого закрылка и элерона.

Основными материалами крыла являются листовая дюралюмин Д16АТ толщиной 0,6-1,2 мм, прессованные профили Д16Т-Пр100-6, хромансилы и другие материалы. Крыло состоит из каркаса, стальных узлов, воспринимающих сосредоточенную нагрузку, а также полотняной обшивки из материала АМ-93, которой обтянуто все крыло.

Все детали каркаса келенные; дюралюминовые детали анодированы, стальные оцинкованы.

Каркас

Каркас крыла состоит из переднего и заднего лонжеронов, 17 нормальных и девяти усиленных нервюр, законцовки, металлической обшивки и обода. Каркас крыла показан на фиг.8.

Хвостовой и носовой отсеки крыла частично закрыты металлической обшивкой, приклепанной к носкам и хвостиком нервюр. Междулонжеронная часть крыла расчленена лентами-расчалками овального сечения и усилена у нервюр № 1 и 16 трубчатыми раскосами.

Ленты-расчалки крепятся к сварным узлам на усиленных нервюрах. Лонжероны у стыковых узлов соединены между собой раскосом. Расстояние между нервюрами 300 мм.

Между нервюрами № 1 и 13 расположен отсек, в котором устанавливаются топливные баки.

Лонжероны каркаса крыла

Передний и задний лонжероны по конструкции подобны и отличаются размерами деталей.

Лонжероны - швеллерного сечения, состоят из верхней и нижней полок, изготовленных из профиля Д16Т-Пр100-15, и стенки - из листового дюралюмина Д16Т толщиной 0,8-1,2 мм.

Нервюры крыла

В верхнем крыле имеется 26 нервюр; из них 17 нормальных и девять усиленных. Усиленные нервюры установлены через каждые 900 мм по размаху.

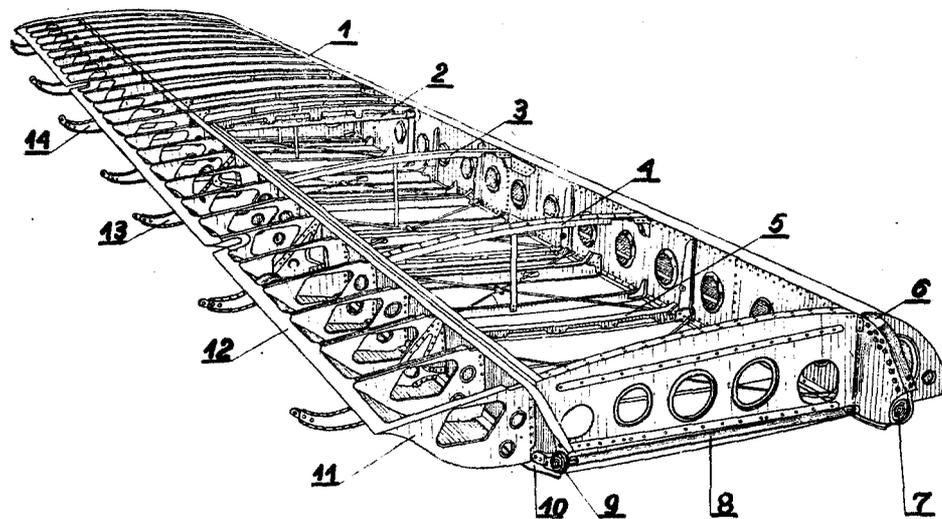


рис. 6. Каркас верхнего крыла

1-любовая обшивка; 2-нервные № 13; 3-нервные № 9; 4-нервные № 5; 5-седло топливного бака; 6-передний лонжерон; 7-передний стыковой узел; 8-раскос; 9-задний стыковой узел; 10-задний лонжерон; 11-хвостик; 12-обод; 13-кронштейн подвески закрылка; 14-кронштейн подвески элерона.

Нервюры состоят из трех частей : средней части, носки и хвостика. Технологическое расчленение делит крыло на носовой и хвостовой отсеки, состоящие из лонжеронов с установленными на них носками и хвостиками нервюр, к которым приклепана металлическая обшивка.

Усиленные нервюры воспринимают всю нагрузку крыла и передают ее лонжеронам; нормальные нервюры поддерживают контур крыла и воспринимают незначительную нагрузку от воздушных сил, действующих на полотняную обшивку.

Силовая схема крыла, расчлененного в отсеках между усиленными нервюрами лентами-расчалками, определила три основных типа нервюр: усиленные, нормальные и нервюры бензоотсеков.

У с и л е н н ы е н е р в ю р ы . Каркас усиленной нервюры состоит из двух труб из дуралюмина Д16АТ-Т30х27, верхней и нижней. Н о р м а л ь н ы е н е р в ю р ы . Нормальные нервюры по своей конструкции подобны; их средние части состоят из верхней и нижней полок коробчатого сечения из листового дуралюмина Д16Т-Л1, соединенных между собой посередине швеллерной стойкой из листового дуралюмина, приклепленной к полкам.

Н е р в ю р ы б е н з о о т с е к о в . Нервюры от № I до № 13 по конструктивной форме приспособлены для установки топливных баков, кроме № 1, 5, 9 и 13.

Нервюры в своей средней части имеют только нижний пояс, представляющий дуралюминовую полку П-образного сечения. Крепятся пояс нервюр к лонжерону кницями треугольной формы, штампованными из дуралюмина Д16АТ-Л1.

Р а с ч а л о ч н а я с и с т е м а к а р к а с а

Передняя и задняя соседние стойки усиленных нервюр расчлены между собой лентами-расчалками овального сечения, для крепления которых стойки имеют отогнутые под углом 51° уши с приваренными шайбами.

Ленты-расчалки предусмотрены для жесткости каркаса крыла при работе его на кручение.

З а к о н ц о в к а

Законцовка крыла собрана из легкого дуралюминового каркаса, частично закрытого металлической обшивкой.

Каркас законцовки состоит из двух лонжеронов (переднего и заднего), двух нервюр, обода и обшивки.

М е т а л л и ч е с к а я о б ш и в к а , о б о д и л ю ч к и

Металлическая обшивка не представляет собой замкнутого контура и при расчете конструкции на изгиб и кручение не учитывается. Основное ее назначение - придание жесткости и нужной формы лобовой и хвостовой частям крыла.

Лобовая обшивка состоит из трех дуралюминовых листов Д16АТ-ЛО,6, состоящих из нервюр № 10 и 19. В лобовой обшивке имеются шесть вырезов под качалки подвески предкрылков.

Хвостовая металлическая обшивка расположена на нижней поверхности хвостовой части крыла.

Хвостовая обшивка состоит из четырех дуралюминовых листов Д16АТ-ЛО,6, которые стыкуются по бортам хвостиков нервюр № 7, 12, 18 внахлестку, подобно стыку лобовой обшивки.

Обод хвостовой кромки крыла представляет собой дуралюминовый лист Д16АТ-ЛО,8 с двумя загнутыми бортами.

Л ю ч к и . В отъемной части верхнего крыла на хвостовой обшивке имеются шесть смотровых лючков в местах установки качалок управления самолетом.

Лючок состоит из окантовки, крышки с петлей, язычка и пружины рессорного типа.

Узлы

С т ы к о в ы е у з л ы к р ы л а , штампованные из стали 30ХГСА и термически обработанные до $\sigma_s = 120 \pm 10$ кг/см², крепятся к полкам лонжеронов стальными болтами диаметром 6-8 мм из материала 30ХГСА.

В стыковые узлы запрессованы вкладыши из стали IX13 с пазами, в которые вставлены и развернуты шаровые обоймы также из стали IX13.

У з л ы к р е п л е н и я б и п л а н н о й с т о й к и и н е с у щ и х л е н т - р а с ч е л о к установлены на нижних полках переднего и заднего лонжеронов верхнего крыла.

Узлы представляют собой штампованные хромансильевые уголки с ушками, к которым крепятся две промежуточные серьги, соединенные с несущими лентами-расчалками.

У з л ы к р е п л е н и я п о д д е р ж и в а ю щ и х л е н т - р а с ч е л о к выполнены в виде штампованных хроман-

силовых уголков с ушками на горизонтальных полках. К ушкам крепятся по две промежуточных серьги, соединенные с лентами-расчалками.

Узлы изготовлены из стали 30ХГСА и термически обработаны до $\sigma_B = 100 \pm 10$ кг/мм². Крепление узлов к лонжеронам осуществляется болтами.

Узлы крепления предкрылка. В каждой отъемной части верхнего крыла установлено шесть узлов подвески предкрылка.

На усиленных носках нервюр и вклепанных в лобовом отсеке диафрагмах установлены штампованные из сплава АК6 крошштейны, которые крепятся к носку болтами и имеют два ребра, образующие ушки. Между ребрами вставляется штампованная из сплава АК6 качалка подвески предкрылка, которая вращается на шарнирном болте, проходящем через отверстия в ребрах крошштейна. Второй конец качалки входит в ушки узла, укрепленного на предкрылке.

Стопор предкрылка. На самолете устанавливается штормовой стопор, крепящий ушко на консольном предкрылке, у первого крошштейна подвески, к узлу крепления передних несущих лент-расчалок.

Узлы подвески элеронов и закрылков. Узлы подвески элеронов и закрылков представляют собой две штампованные из листового дюралюмина Д16АТ-Д1,2 чеки криволинейной формы, склепанные между собой и совместно с хвостиками нервюр.

Крышки топливных люков

На отъемной части крыла установлено три крышки топливных люков криволинейной по контуру дужки крыла.

Крышки люков изготовлены из дюралюмина Д16АТ-Д0,8 и усилены вдоль хорды рифтами и профилями Z - образного сечения. По периметру крышки топливных люков окантованы накладками из дюралюмина Д16АТ-Д0,8, прикрепленных впасть и листом.

В углах крышек топливных люков имеются легкоъемные лучки для осмотра соединений топливной системы в крыльях без необходимости снятия крышек.

Полотняная обшивка

Крыло обтягивается обшивкой из материала АМ-93. Обшивка шьется из полотнищ, машинным швом нитками № 20 так, чтобы основе ткани располагалась параллельно нервюрам.

Полотно приклеивается к лобовой и хвостовой металлической обшивке клеем АК-20.

НИЖНЕЕ КРЫЛО

По материалам, основным конструктивным элементам и их расположению нижнее крыло подобно верхнему.

Основное отличие между верхним и нижним крылом заключается в размерах всего крыла в целом и, следовательно, узлов и деталей его. Хорда половины крыла равна 2000 мм, размах половины крыла 5795 мм.

На крыле установлен цельевой закрылок, состоящий из двух частей: корневого закрылка и концевового.

Каркас

Каркас крыла состоит из переднего и заднего лонжеронов, 18 нервюр, обшивки, законцовки и обода. Шесть нервюр усиленные, остальные нормальные. Все элементы крыла: лонжероны, нервюры, обшивка, законцовки и др. подобны одноименным элементам верхнего крыла, поэтому описание их конструкции здесь не приведено. Каркас крыла указан на фиг. 9.

Предкрылок

Автоматические предкрылки служат для увеличения критического угла атаки профиля крыла и предохраняют самолет от сваливания на крыло. На каждой отъемной части верхнего крыла установлено по два предкрылка, соединенных между собой муфтой и тандером и укрепленных на крыле в трех точках каждый. Предкрылок состоит из верхней и нижней обшивки, нервюр, камер и узлов. Все дюралюминовые детали предкрылка закаленные и анодированные.

На нижней части профиля предкрылка (в месте стыка с крылом) прикреплена деревянная планка, покрытая антисептиком от загнивания и повреждения вредителями дерева (короеды и т.п.).

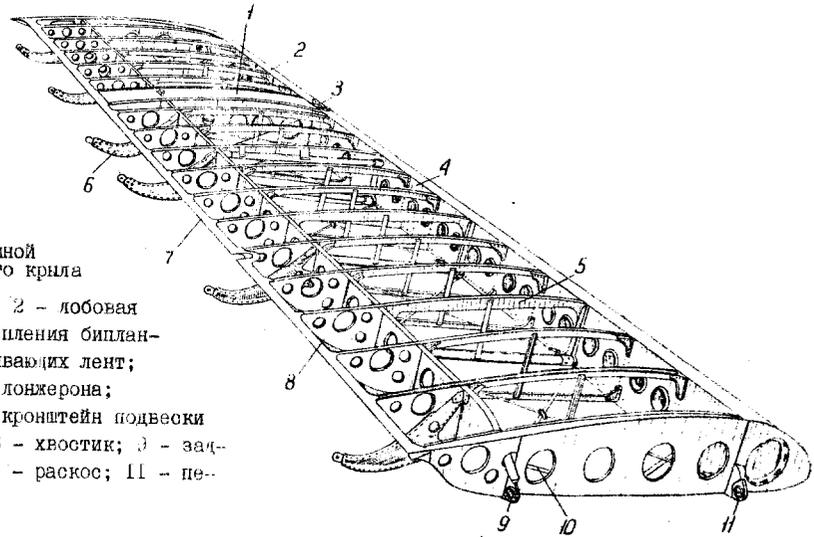
Соответствующей подгонкой этой планки обеспечивается постоянное расстояние между предкрылками и крылом.

Обшивка предкрылка. Верхняя обшивка предкрылка, изготовлена из дюралюмина Д16АТ-Л0,6 по форме профиля крыла, в продольном направлении имеет рифты, расположенные с шагом 50 мм.

Нижняя обшивка, изготовленная из дюралюмина Д16АТ-Л0,8 имеет также продольные рифты для увеличения жесткости.

Нервюры предкрылка. Нервюры предкрылка, штампованные из дюралюмина Д16АТ-Л 0,6 и 0,8, своими бортами приклеиваются к верхней и нижней обшивкам..

Узлы предкрылка. Кронштейны подвески предкрылка, укрепленные на нервюрах, сварены из листовой стали ЗХТСА-Л 1,2.



Фиг. 9. Каркас отъемной части нижнего крыла

- 1 - подстроечный лист; 2 - лобовая обшивка; 3 - узлы крепления бипланной стойки и поддерживающих лент;
- 4 - стенка переднего лонжерона;
- 5 - нервюра № 4; 6 - кронштейн подвески закрылка; 7 - обод; 8 - хвостик; 9 - задний стыковой узел; 10 - раскос; 11 - передний стыковой узел.

Закрылок

На верхнем крыле закрылок устанавливается на участке нервюр № 1-12, на нижнем - закрылки устанавливаются по всему размаху.

Конструкция закрылки верхнего крыла, корневого и концевого закрылков нижнего крыла подобны, отличаются они только размерами.

Закрылок состоит из каркаса, узлов и обшивки.

Каркас закрылка состоит из лонжерона, нервюр, обшивки и обода.

Лонжерон закрылка, штампованный из листового дуралюмина Д16Т-Л1,2.

Нервюры закрылка изготовлены из листового дуралюмина Д16АТ-Л0,6 и состоит из носовой и хвостовой частей.

Металлическая обшивка закрылка изготовленная из дуралюмина Д16АТ-Л0,6 полностью закрывает весь носок, образуя с лонжероном замкнутый контур, работающий на изгиб и кручение.

Узлы подвески закрылке крепятся к лонжерону болтами и представляют собой кронштейны тзбового сечения из дуралюмина Д16Т.

Полотняная обшивка. Подобно крылу весь каркас закрылке обтянут обшивкой из полотна АМ-93, которая приклеена к лобовой металлической обшивке и крепится к нервюрам специальными профилями и лентами.

Элерон

Целевой элерон устанавливается на верхнем крыле на участке от закрылке до законцовки крыла. Законцовке элерона вписывается в контур крыла в плане.

Элерон состоит из каркаса, узлов балансировочного груза, полотняной обшивки и триммера.

Каркас элерона состоит из лонжерона, 16 нервюр, металлической обшивки, профиля и обода. Все дуралюминовые детали каркаса каленные и анодированные.

Конструкция основных элементов элерона подобна одноименным элементам закрылка.

Полотняная обшивка элерона. Элерон обтянут обшивкой из полотна АМ-93.

На левом элероне, между нервюрами № 11 и 15, установлен триммер, управляемый механизмом УТ-6Д, укрепленным на лонжероне между нервюрами № 14 и 15.

Узлы элерона. Элерон крепится к крылу в четырех точках кронштейнами, подобными кронштейнам закрылка.

Балка силовочная I группы элерона расположен у нервюры № 15.

Бипланная стойка

Бипланная стойка является конструктивным элементом, связывающим верхнее и нижнее крыло. Она состоит из двух связанных между собой боковин, элементов внутреннего набора и узлов, прикрепленных к боковинам.

Стыковые узлы стойки с крылом закрыты обтекателями, изготовленными по контуру боковин стойки.

Боковины бипланной стойки, штампованные из листового дуралюмина Д16АТ-12,5.

Передние узлы изготовлены из стали 20-Л2,5.

Задние узлы бипланной стойки, штампованные из стали 45, выполнены в виде пера с двумя ушками.

ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ

Высокорасположенное хвостовое оперение самолета - подкосного типа, металлической конструкции, обшито полотном.

Оперение прикреплено к фюзеляжу хромоносильными узлами и двумя Т-образными подкосами. В оперение входят стабилизатор с подкосами, руль высоты, киль и руль поворота. Руль высоты и руль поворота имеют триммеры.

Стык оперения с фюзеляжем закрыт легкосъемными элэзами, которые крепятся к оперению к фюзеляжу болтами.

СТАБИЛИЗАТОР

Стабилизатор состоит из двух частей, соединенных по оси самолета стыковыми уголками-накладками, прикрепенными к полкам переднего и заднего лонжеронов.

Размеры стабилизатора по размаху 7200 мм, по хорде 1050 мм и площадь стабилизатора 7,56 м².

Стабилизатор прямоугольной формы в плане, с закругленным концом. Профиль стабилизатора, постоянный по размаху и симметричный относительно хорды, несколько сужается на участке законцовок стабилизатора.

Стабилизатор состоит из каркаса, узлов и полотняной обшивки, которой обтянут весь каркас.

Керкас

Керкас каждой половины стабилизатора (фиг.10) состоит из переднего и заднего лонжеронов, 13 нервюр, металлической обшивки, закрывающей лобовой отсек, и законцовки.

Л о н ж е р о н ы - швеллерного сечения, состоят из верхней и нижней полок и стенки.

Полки лонжеронов изготовлены из прессованного дуралюминового профиля.

Стенки лонжерона, изготовлена из дуралюмина Д16АТ-ЛО,6.

Н е р в ю р ы состоят из носки и средней части. Нервюры делятся на две типа - усиленные и нормальные.

Средние части нормальных нервюр - штампованные из дуралюмина Д16АТ-ЛО,6.

Средние части усиленных нервюр в отличие от нормальных изготовлены из дуралюмина Д16АТ-Л1.

Носки нервюр, штампованные из дуралюмина Д16АТ-ЛО,6.

Л о б о в а я о б ш и в к а является с носками и лонжеронами частью единого силового контура и состоит из двух частей. На участке от нервюры № I до нервюры № 8 обшивка изготовлена из дуралюмина Д16АТ-Л1,2, а на участке от нервюры № 8 до нервюры № II - из дуралюмина Д16АТ-ЛО,8.

З в к о н ц о в к а стабилизатора состоит из двух частей: лобовой и междулонжеронной. Лобовая часть сварена из сплава АМЦп с отверстием облегчения. В междулонжеронной части законцовка изготовлена из дуралюмина Д16АТ.

Узлы

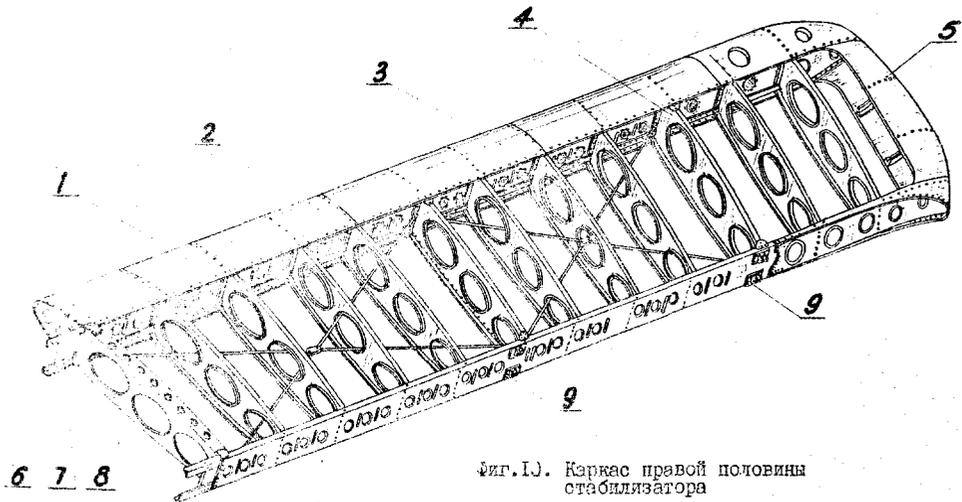
Узлы стыковки стабилизатора с фюзеляжем и киль со стабилизатором установлены в месте стыка половин стабилизатора.

Стабилизатор крепится к шпангоутам № 23 и 25 фюзеляжа четырьмя узлами, расположенными на небольшой базе.

Киль к стабилизатору крепится также в четырех точках; узлы крепления киль на стабилизаторе расположены над узлами крепления его к фюзеляжу.

Узлы изготовлены из стали 30ХГСА и термически обработаны до $\sigma_B = 120 \pm 10 \text{ кг/мм}^2$.

Кроме крепления к фюзеляжу непосредственно у оси разъема, стабилизатор крепится к шпангоуту № 25 с помощью двух Т-образных подкосов, соединенных с узлами, установленными на лонжеронах у нервюры № 6 стабилизатора.



Фиг. 1.9. Каркас правой половины стабилизатора

1 - нервюры; 2 - ленты-расчалки каркаса; 3 - лобовая обшивка;
 4 - усиленная нервюра; 5 - законцовка; 6 - передний лонжерон;
 7 - усиливающая стойка крепления лент-расчалок; 8 - задний лонжерон; 9 - узлы крепления руля высоты.

Узлы крепления подкоса изготовлены из стали 30ХГСА, термически обработаны до $\sigma_{\text{в}} = 120 \pm 10$ кг/мм².

Кронштейны для установки качалок подвески руля высоты, фрезерованные из стали 30ХГСА, термически обработаны до $\sigma_{\text{в}} = 120 \pm 10$ кг/мм², расположены на верхней и нижней полках заднего лонжерона стабилизатора и крепятся к ним болтами. Узел представляет собой ухо с пластиной для крепления его к полкам.

Полотняная обшивка.

Весь стабилизатор обтянут обшивкой из полотна АМ-93.

Подкос стабилизатора

Подкос стабилизатора Т-образной формы связывает половину стабилизатора с фюзеляжем и состоит из двух склепанных между собой боковин из материала Д16АТ-Д2. В местах крепления подкоса к стабилизатору между боковин вклеены штампованные из сплава АК6 узлы, в которые вворачиваются регулировочные болты с контргайками.

Подкос может быть применен для установки стабилизатора под углом $-1^{\circ}54'$ и -1° вследствие запаса резьбы на регулировочных болтах.

Раскос стабилизатора

Раскос стабилизатора представляет собой две сваренные под углом трубы из стали 30ХГСА-Т18х16 и связывает кронштейны, установленные на заднем лонжероне стабилизатора у оси его разбега, с кронштейном, установленным на шпангоуте № 23.

РУЛЬ ВЫСОТЫ

Руль высоты состоит из двух частей (правой и левой половин), симметрично расположенных относительно продольной оси самолета. Обе половины руля с помощью фланцев соединены вместе болтами.

Профиль руля высоты вписывается в общий профиль горизонтального оперения. Руль высоты подвешен в пяти точках к заднему лонжерону стабилизатора. Передняя кромка руля параллельна лонжерону стабилизатора, на концах она закругляется.

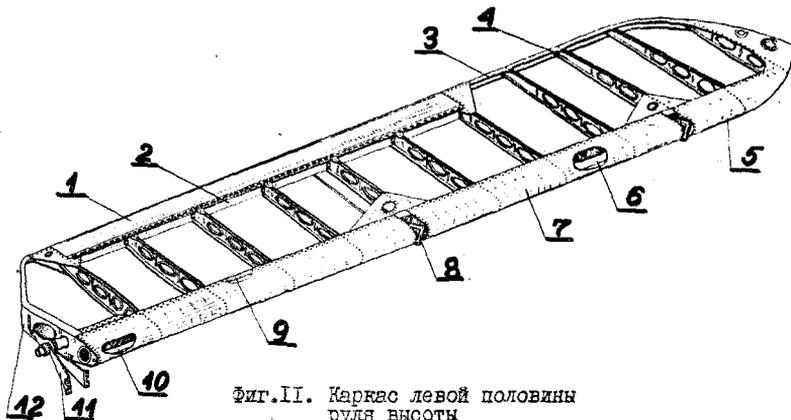
На левой половине руля, на задней кромке, установлен триммер, который вписывается в обводы руля.

Руль высоты имеет аэродинамическую компенсацию, облегчающую управление рулем, и 105%-ную весовую балансировку, предохраняющую руль от вибраций на всем диапазоне скоростей.

Каждая половина руля состоит из дуралюминового каркаса, узлов подвески и балансировочных грузов. Руль обтянут полотном АМ-93.

Каркас

Каркас руля высоты (фиг. II) состоит из лонжерона, нервюр, обода и обшивки.



Фиг. II. Каркас левой половины руля высоты

1-триммер; 2-профиль крепления триммера; 3-обод; 4-нервюра; 5-законцовка; 6-балансировочный груз постоянного веса; 7-лобовая обшивка; 8-качалка подвески руля; 9-лонжерон; 10-балансировочный груз регулируемый; 11-центральная опора руля; 12-нервюра № 1 руля.

Л о н ж е р о н - швеллерного сечения постоянной высоты, изготовлен из дуралюмина Д16АТ-Л1,2.

Н е р в ю р ы. К лонжерону руля приклепано 12 нервюр, каждая из которых, кроме нервюры № 1, состоит из носка и хвостовой части, изготовленных из листа Д16АТ-Л0,6-У,8.

Узлы

Узлы подвески руля высоты крепятся к заднему лонжерону стабилизатора в пяти точках. По оси самолета установлена центральная опора руля; остальные четыре установлены на нервюрах № 6 и 10 правой и левой половин стабилизатора.

Триммер

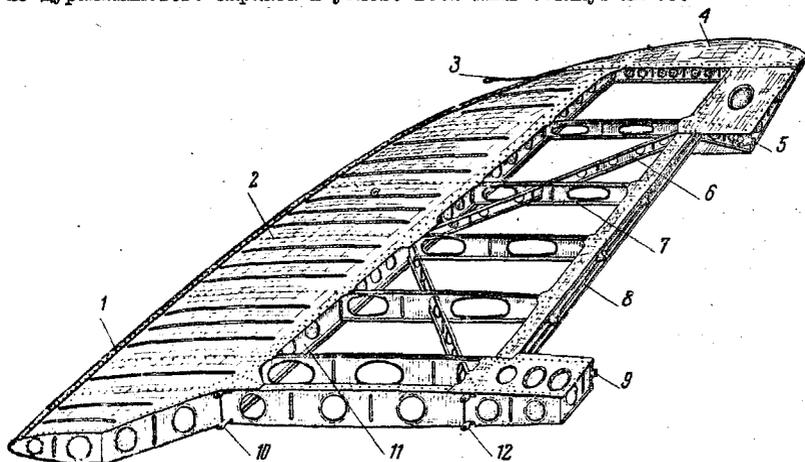
На левой половине руля, между нервюрами № 2 и 8, установлен триммер, который крепится к профилю, установленному на руле. Конструкция триммера подобна триммеру элерона. Триммер состоит из лонжерона швеллерного сечения, нервюр и обшивки.

Полотняная обшивка

Руль высоты обтянут полотном АМ-93, которое крепится к каркасу также, как и на ранее описанных агрегатах, т.е. с помощью профилей и лент.

КИЛЬ

Киль - треугольной формы с закругленным верхним концом, состоит из дюралюминового каркаса и узлов. Весь киль обтянут АМ-93.



Фиг. 12. Каркас кия

1-лобовая обшивка; 2-обшивка; 3-трос крепления антенны; 4-законцовка; 5-верхний узел крепления руля поворота; 6-раскос; 7-нервюра; 8-задний лонжерон; 9-нижний узел крепления руля поворота; 10-передние узлы крепления кия к фюзеляжу; 11-передний лонжерон; 12-задние узлы крепления кия к стабилизатору.

Каркас

Каркас кия (фиг. 12) состоит из лонжеронов, нервюр, раскосов и металлической обшивки.

Лонжероны - швеллерного сечения с загнутыми бортами изготовлены из Д16АТ.

Нервы в киле семь. Изготовлены они из Д16АТ-ЛО,6-1,2.

Раскосы. Междулонжеронный отсек киля усилен двумя раскосами из дуралюмина Д16АТ-ЛО,8.

Металлическая обшивка на киле распределяется следующим образом:

Лобовая кромка киля закрыта дуралюминовой обшивкой из Д16АТ-ЛО,8.

На участке от лобовой обшивки до переднего лонжерона к носкам и лонжерону приклепана обшивка из Д16АТ-ЛО,6 с рифтами жесткости.

В верхней части киля от нервы и до кромки устанавливается законцовка киля из Д16АТ-ЛО,8, которая усилена поперечными рифтами и продольными профилями жесткости.

Дуралюминовой обшивкой из Д16АТ-ЛО,8 закрыт участок между нервью № 1 и хвостовой частью нервы № 2.

Узлы

Узлы крепления киля к стабилизатору изготовлены из стали 30ХГСА и термически обработаны до $\sigma_B = 100 \pm 10 \text{ кг/мм}^2$.

Узлы подвески руля поворота приклепаны к хвостовым частям нервы № 2 и 6 заклепками диаметром 5 мм и сделаны из штамповки АК-6.

Полотняная обшивка

Киль обтянут полотняной обшивкой из материала АМ-93.

РУЛЬ ПОВОРОТА

Руль поворота подвешен в трех точках: Две узла крепят его к килу; один узел - к шпангоуту № 26 фюзеляжа.

Руль имеет веродинамическую компенсацию и весовую балансировку 100%.

Руль состоит из каркаса, узлов, полотняной обшивки и триммера.

Каркас

Каркас руля поворота (фиг.13) состоит из лонжерона, II нервы, лобовой обшивки и профиля триммера.

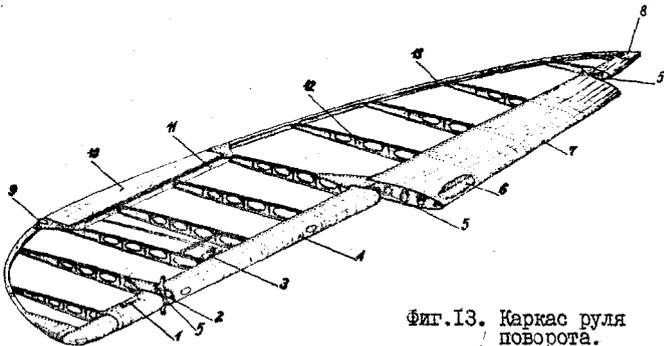
Лонжерон руля поворота - швеллерного сечения, изготовлен из дуралюмина Д16АТ-11,5 с отверстиями облегче-

ния, отбортованным для жесткости. На участке от нервюры № II и до нижней кромки руля лонжерон переходит в дюралюминовую стенку из Д16АТ-ЛЮ,8.

Все нервюры руля, за исключением № I и II разрезные, состоят из носка и хвостовой части, изготовленных из дюралюмина Д16АТ-ЛЮ,6-0,8 с отверстиями облегчения.

Задняя кромка руля поворота замыкается ободом.

Обод изготовлен из Д16АТ-ЛЮ,6.



Фиг. 13. Каркас руля поворота.

I - лонжерон; 2 - кабанчик; 3 - механизм УТ-6Д; 4 - лобовая обшивка; 5 - узлы подвески руля к килю; 6 - балансировочный груз; 7 - компенсатор руля; 8 - законцовка руля; 9 - аэронавигационный огонь; 10 - триммер; II - профиль крепления триммера; 12 - нервюра; 13 - обод.

Лобовая обшивка руля поворота из дюралюмина Д16АТ-ЛЮ,6 состоит из трех участков разных размеров.

Балансировочный груз руля установлен в осевом компенсаторе между нервюрами № 4 и 6.

Узлы

Руль поворота подвешивается узлами в трех точках. Два узла установленные на лонжероне у нервюр № 2 и 6 крепят руль поворота

к килью. Эти узлы состоят из двух элементов : кронштейнов с двумя ушками и серег.

Третий кронштейн крепления руля поворота опирается на узел, установленный на шпангоуте № 26 фюзеляжа. В узел на фюзеляже вставлена переходная серьга с подшипников.

Кронштейн - штампованный из сплава АК6, симметричный относительно горизонтальной оси; сечение кронштейна - уголок.

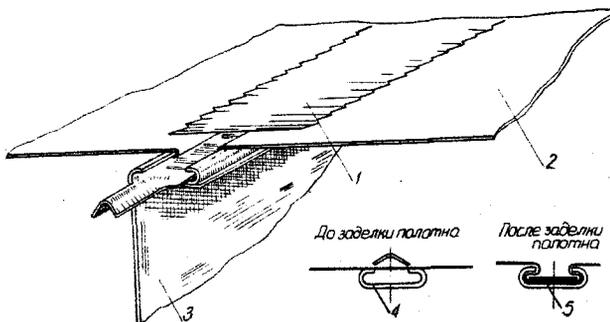
Триммер

Триммер руля поворота состоит из лонжерона, пяти нервюр и обшивки.

Конструкция триммера подобна конструкции триммеров элерона и руля высоты, за исключением того, что задняя кромка триммера руля поворота не прямолинейная, а вписывается в его контур.

Полотняная обшивка

Обшивка руля из полотна АМ-93 приклеена к металлической обшивке и крепится к нервюрам профилями и лентами, так как и на ранее описанных агрегатах (см.фиг.14.).



Фиг.14. Заделка полотна на нервюрах.

1 - зубчатая полотняная лента; 2 - основное полотно;
3 - нервюра; 4 - профиль; 5 - лента.

IV. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА САМОЛЕТА

Силловая установка самолета состоит из следующих агрегатов и систем:

- 1) двигателя АШ-62ИР (с винтом АВ-2), на котором установлены: карбюратор АКМ-62ИРА с автоматической регулировкой высотного газа, стоп-кран, компрессор АК-50М1 или АК-50П, масляный и топливный насосы, генератор, стартер РИМ-У-24ИР, магнето БСМ-9, масляный фильтр МФМ-25 и центробежный маслофильтр ТЦМ-25;
- 2) рамы крепления двигателя;
- 3) капота двигателя;
- 4) выхлопной системы;
- 5) воздухоприемника карбюратора;
- 6) системы питания топливом;
- 7) масляной системы;
- 8) системы заливки и запуска двигателя;
- 9) системы управления двигателем;
- 10) противопожарного оборудования.

ДВИГАТЕЛЬ АШ-62ИР

(16-ая серия)

Основные данные

Тип двигателя	однорядная звезда воздушного охлаждения
Число цилиндров	9
Порядок нумерации цилиндров	по часовой стрелке, смотря на двигатель со стороны задней крышки картера и считая верхний цилиндр первым
Диаметр цилиндра	155,5 мм
Ход поршня	174,5 мм для цилиндра № 1 с главным шатуном
Рабочий объем одного цилиндра	3,31 л
Рабочий объем всех цилиндров	29,87 л
Степень сжатия	6,4 \pm 0,1
Направление вращения коленчатого вала	по часовой стрелке, если смотреть со стороны задней крышки картера
Передача на винт	через редуктор планетарного типа
Степень редукции	II : I6

Тип двигателя приводной, центросежний, односторонний

Передаточное число от коленчатого вала к крыльчатке насоса 1 : 7

Пределы оборотов коленчатого вала

Максимально допустимое число оборотов на земле и в воздухе в течение не более 30 сек. 2350 об/мин.

Минимальное число оборотов при устойчивой работе двигателя на малом газе 550 об/мин.

Температуры головок цилиндров

Рекомендуемая не выше 215°C

Максимально допустимая при работе на взлетном режиме не более 5 мин. и на прочих режимах не более 15 мин. не более 245°C

Минимальная для хорошей приемистости двигателя 120°C

Топливо

Основной вид Б-91/115

Октановое число не ниже 91

Давление топлива перед карбюратором :

на режимной работе 0,3 - 0,35 кг/см²

на миним. числе оборотов не менее 0,15 кг/см²

Тип топливного насоса и количество БНК-12БК, один

Удельный расход топлива в г/л.с.час, на режимах :

Эксплуатационном 260-280

Земном номинальном 280-300

Высотном номинальном 280-300

Взлетной мощности, не менее 300

Смазка

Основной вид масла для круглогодичной эксплуатации МК-22 или МС-20

Число и тип масляных насосов МШ-8А, один

Расход масла на эксплуатационном режиме не более 15 г/л.с.час

Давление масла при установившейся работе двигателя на эксплуатационном режиме

4-5 кг/см², если приемник замера давления установлен на задней крышке картера 5-6 кг/см², при замере давления в нагнетающей ступени масляного насоса МШ-8А перед масляным фильтром МФМ-25.

Прокочке масла через двигатель при номинальных оборотах и температуре входящего масла 60°C

12,5 - 24,5 кг/мин.

Температура входящего в двигатель масла: рекомендуемая минимально допустимая максимально допустимая в течение не более 3 мин.

60 - 75°C
50°C

Масляный фильтр на входе в двигатель

85°C
пластинчатый МФМ-25

Габаритные размеры и вес двигателя

Диаметр двигателя (по крышкам клапанных коробок)

1375⁺⁵ мм

Диаметр двигателя по шпилькам крепления крышек клапанных коробок

1380⁺⁵ мм

Длина двигателя (без стартера и генератора)

1328 мм

Положение центра тяжести :

выше оси коленчатого вала

13 мм

от оси цилиндра по направлению к задней крышке

14 мм

Сухой вес двигателя (без генератора, стартера и деталей крепления винта на валу)

579^{±2} % кг

Удельный вес (вес отнесенный к высоте номиналу)

0,675 кг/л.с.

Внешняя, дроссельная и высотные характеристики двигателя приведены на фиг. 15 и 16.

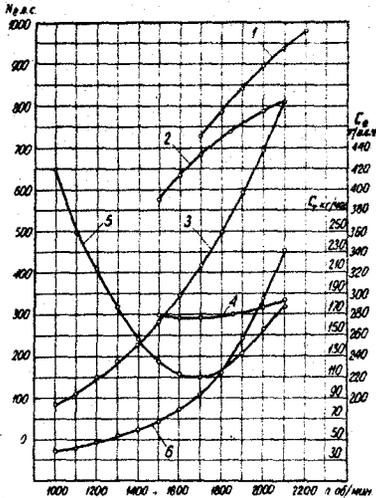


Рис. 15. Внешняя и дроссельная характеристики двигателя

- 1-внешняя характеристика при полном открытии дросселя;
- 2-внешняя характеристика при номинальном наддуве;
- 3-дроссельная характеристика;
- 4-удельный расход топлива по внешней характеристике при номинальном наддуве;
- 5-удельный расход топлива по дроссельной характеристике;
- 6-часовой расход топлива по дроссельной характеристике.

Режимы работы двигателя приведены в табл. 8 :

Таблица 8

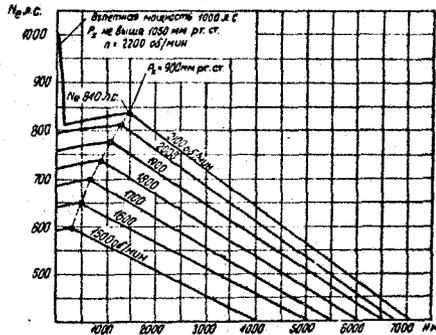
Режимы работы двигателя

Режим работы	Мощность л.с.	Число оборотов коленчатого вала об/мин.	Давление смеси за нагнетателем мм.рт.ст.	Расход топлива г/л.с.ч.	Высота м.
1	2	3	4	5	6
Взлетный (не более 5 мин.)	1000-2%	2200	Не выше 1050	Не ниже 300	У земли
Номинальный	820-2%	2100	900±10	280-300	У земли
Номинальный (на расчетной высоте)	840-2%	2100	900±10	280-300	1500
0,9 номинального	738	2030	830±15	260-280	-
0,75 номинального	615	1910	765±15	240-255	-

	1	2	3	4	5	6
0,6 номинального		492	1770	680 \pm 15	215-235	-
0,5 номинального		410	1670	620 \pm 15	215-230	-

Минимальное число оборотов в минуту (малый газ) 550

- ПРИМЕЧАНИЯ :**
1. Высота двигателя указана без учета скоростного напора.
 2. Верхний предел по мощности не ограничивается.
 3. Обороты двигателя указаны с точностью $\pm 1\%$.



Фиг. 16. Высота двигателя

Агрегаты двигателя

Кроме упомянутых выше, на двигателе устанавливаются следующие агрегаты :

- Регулятор постоянных оборотов РРСМ2
- Электроинерционный стартер РИМ-У-24ИР
- Генератор ГСН-3000М, один
- Воздушный компрессор АК-50М1 или АК-50П, один
- Магнето БСМ-9, два
- Масляный насос МШ-8А, один
- Центробежный масляный фильтр ТЦМ-25

Топливный насос БНК-12БК, один
 Масляный фильтр МММ-25, один
 Карбюратор АКМ-62ИР или АКМ-62ИРА,
 один

АВТОМАТИЧЕСКИЙ ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ АВ-2

Воздушный винт совместно с регулятором постоянных оборотов РЭСМ2 автоматически поддерживает заданные обороты на всех режимах полета.

Автоматическая работа винта основана на гидроцентробежном принципе.

Лопастей переводятся в сторону малого шага под действием момента, создаваемого давлением масла, поступающего в цилиндр винта от насоса регулятора оборотов РЭСМ2. Лопастей переводятся в сторону большого шага под действием суммы моментов, создаваемых: центробежными силами противовесов и давлением масла, поступающего в цилиндр винта от насоса регулятора оборотов РЭСМ2.

Основные данные

Тип винта	тянущий, с автоматическим изменением шага в полете
Направление вращения	правое
Диаметр винта	3,6 м
Число лопастей	4
Максимальная ширина лопасти	284 мм
Минимальный угол установки лопасти на R = 1000 мм	17°
Максимальный угол установки лопасти на R = 1000 мм	32°
Диапазон поворота лопастей	15°
Принцип работы винта	гидроцентробежный
Схема работы винта	прямая при двухканальной подводе масла
Регулятор постоянных оборотов	РЭСМ2
Угол установки противовеса	30°±1°
Вес винта с деталями, не входящими в собранный винт	не более 192 кг + 2%

Подробные данные по винту АВ-2 - см. книга "Воздушные винты АВ-2 серии О1 и О2. Краткое техническое описание и инструкция по эксплуатации".

РАМА ДВИГАТЕЛЯ

Рама крепления двигателя (фиг.17) представляет собой пространственную ферму, состоящую из четырех У-образных подкосов сваренных из стальных труб и мощного кольца, выштампованного из сплава АК-6. Подкосы скреплены с кольцом 8-ю угловыми болтами.

Крепление моторами к шпанг. № I фюзеляжа осуществлено с помощью 4-х амортизационных узлов, причем каждый узел имеет по четыре амортизатора, состоящие из двух стальных колец между которыми вулканизировано амортизационное резиновое кольцо.

Конструкция узлов крепления моторами к фюзеляжу показана на фиг.18.

Двигатель крепится к мотораме с помощью 7-ми болтов с упорными фланцами и 2-х болтов без упорных фланцев, оконченных квадратом под ключ.

Для погашения вибрации возникающих при работе двигателя в каждом узле применены по 2 амортизатора типа ЦАГИ с дополнительными резиновыми кольцом между ними.

Конструкция узлов крепления подкосов и двигателя к кольцу моторами изображена на фиг.19.

Все металлические элементы моторамы (включая болты) за исключением штампованного кольца выполнены из стали 30ХГСА и термически обработаны до $\sigma_B = 120 \pm 10$ кг/мм².

КАПОТ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Установленный на самолете двигатель АШ-62ИР заключен в капот (фиг.20), состоящий из внешнего и внутреннего капота.

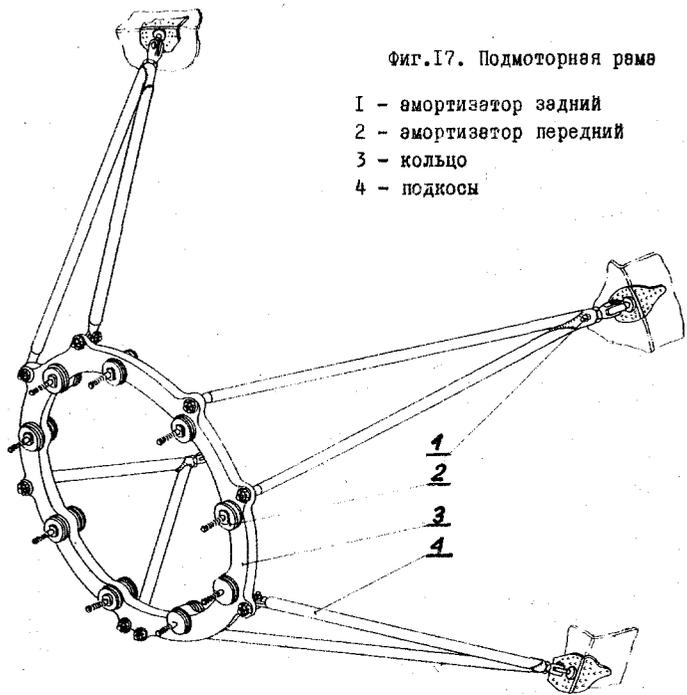
Внешний капот имеет коническую поверхность и своими размерами вписан в обводы фюзеляжа, образуя вместе с ним общую аэродинамическую форму самолета. Являясь одновременно обтекателем силовой установки, внешний капот своим передним кольцом замкнутого сечения воспринимает аэродинамическую нагрузку, возникшую на его поверхности.

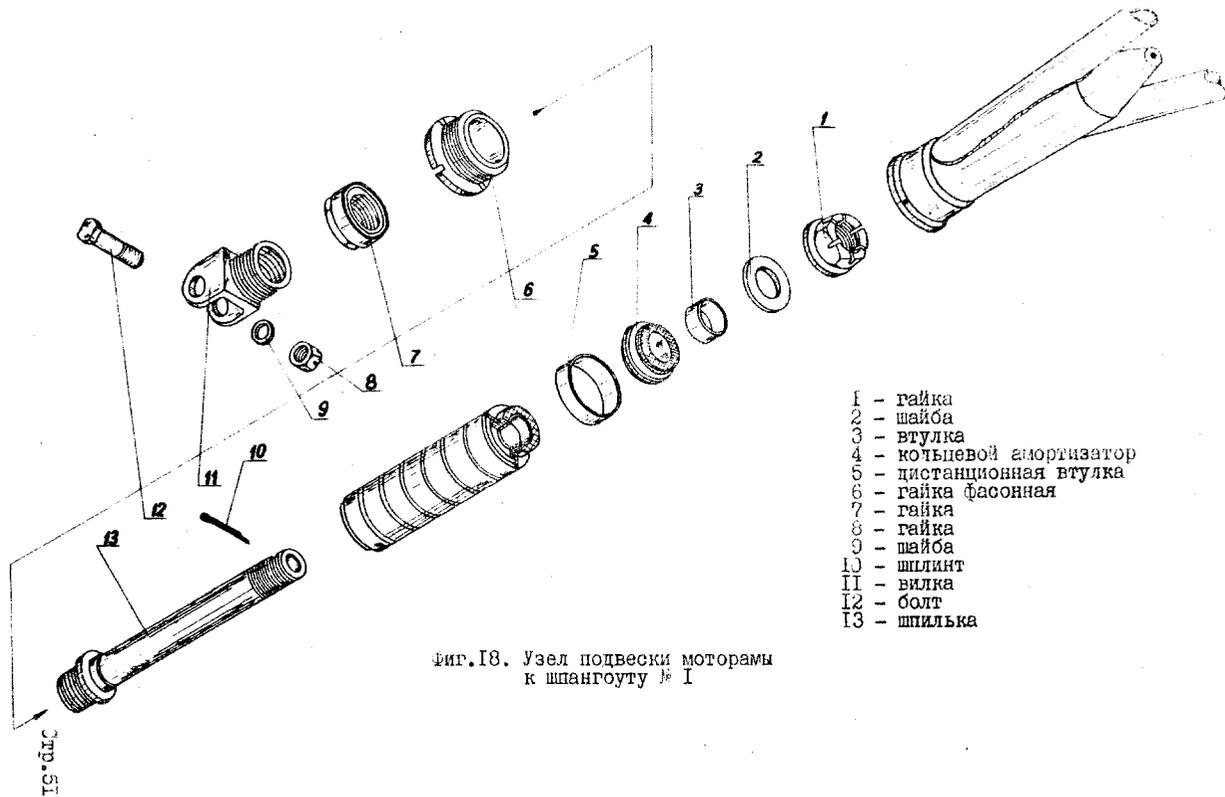
Облегченного типа легкосъёмные крышки, не несущие нагрузки, имеют незначительный продольный и поперечный набор жесткости.

Замкнутость контура четырех крышек обеспечивается стяжными замками рычажной конструкции, заделанными на концах поперечных профилей. Крышки удерживаются от перемещения на шпангоуте № I фюзеляжа, дефлекторе внутреннего капота и переднем кольце тремя кольцевыми оп-

Фиг.17. Подмоторная рама

- 1 - амортизатор задний
- 2 - амортизатор передний
- 3 - кольцо
- 4 - подкосы

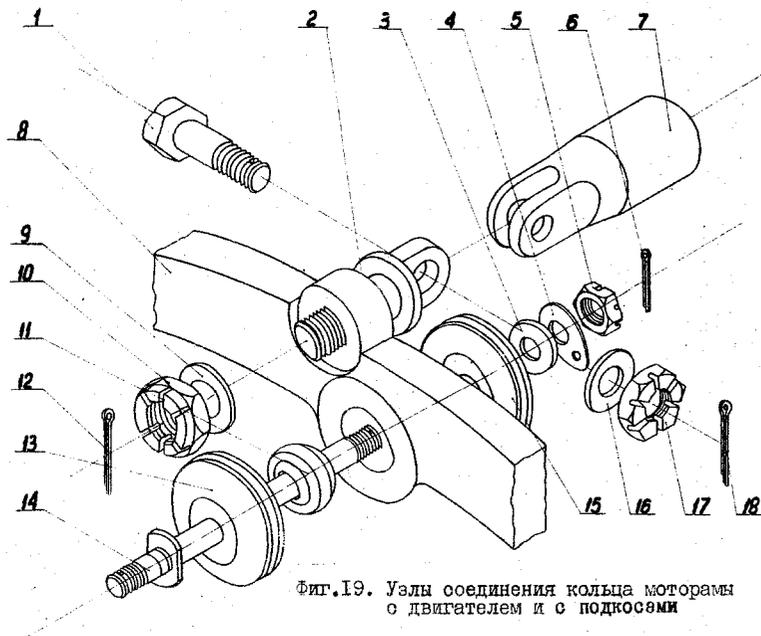




Фиг. 18. Узел подвески мотора
к шпангоуту № I

- 1 - гайка
- 2 - шайба
- 3 - втулка
- 4 - кильевой амортизатор
- 5 - дистанционная втулка
- 6 - гайка фасонная
- 7 - гайка
- 8 - гайка
- 9 - шайба
- 10 - шплинт
- 11 - вилка
- 12 - болт
- 13 - шпилька

- 1 - болт
- 2 - ушковый болт
- 3 - шайба
- 4 - предохранительная шайба
- 5 - гайка
- 6 - шплинт
- 7 - подкос
- 8 - кольцо моторамы
- 9 - шайба
- 10 - гайка
- 11 - внутренний амортизатор
- 12 - шплинт
- 13 и 15 - наружный амортизатор
- 14 - болт
- 16 - шайба
- 17 - гайка
- 18 - шплинт



Фиг.19. Узлы соединения кольца моторамы с двигателем и с подкосами

рези, образованными профилями желобкообразного типа.

Установленный в нижней части капота легкоосъемный туннель масляного радиатора выполнен обтекаемой формы с внутренними каналами для охлаждения.

Внутренний капот обтекаемой формы направляет воздух, охлаждающий двигатель, а также служит перегородкой, предохраняющей от перегрева агрегаты и проводку в отсеке установки двигателя.

Управляемые из кабины летчика юбки капота и створки туннеля масляного радиатора обеспечивают требуемый тепловой режим работы силовой установки.

Каждая боковая крышка, подвешенная на четырех штырьевых петлях, удерживается в открытом положении трубчатым подкосом в гнездах на приливах головок цилиндров.

Верхняя крышка при этом удерживается от перемещений двумя штырями и двумя болтами с барашковыми гайками, а нижняя крышка подрешивается двумя пружинными замками Дзус на кронштейнах профиля нижних ябок.

По оси цилиндров капот герметизован клапанами из кожи, установленными на дефлекторах двигателя.

Внешний капот

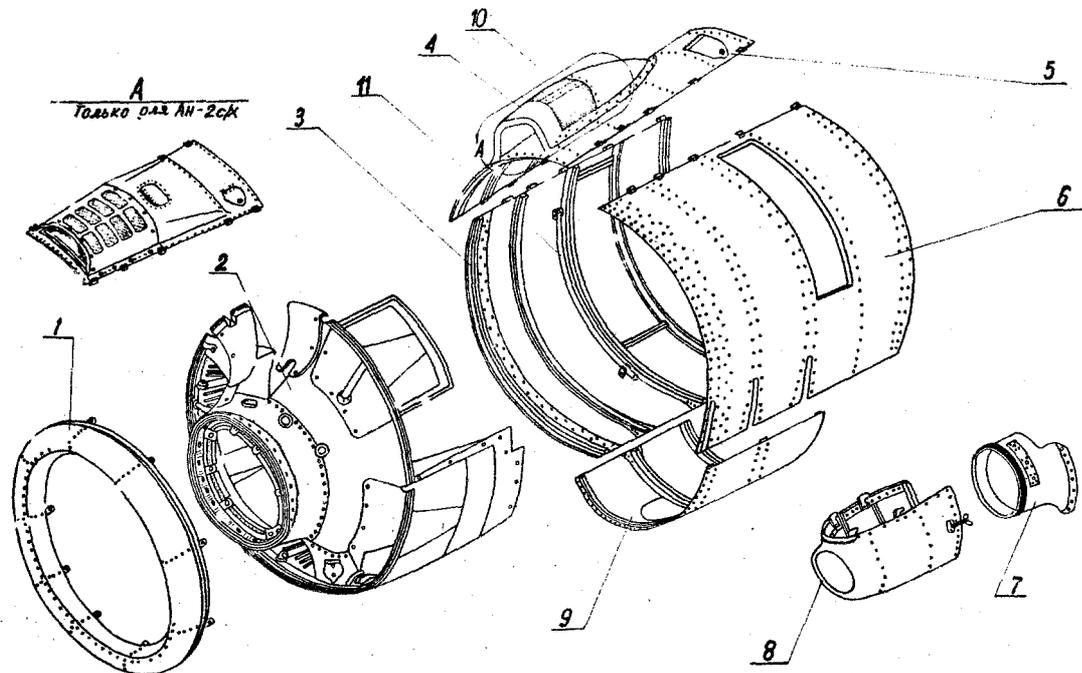
Внешний капот, закрывая двигатель и масляный радиатор, уменьшает лобовое сопротивление силовой установки.

Внешний капот состоит из переднего кольца, верхний, нижний и двух боковых крышек и туннеля маслорадиатора.

Переднее кольцо капота представляет собой профилированный замкнутый контур, состоящий из наружн., внутренней и внешней обшивок из дюралюмина толщиной 0,8 мм и кольцевых профилей.

Крышки капота. Капот состоит из четырех крышек: верхней, правой боковой, левой боковой и нижней. Крышки склеены из дюралюминовых листов толщиной 0,8 мм (верхняя крышка выполнена из материала толщиной 1 мм), поперечных П-образных, гнутых профилей и продольных пресованных уголкового профиля, расположенных по краям крышек.

На верхней крышке сделан вырез под всасывающий патрубок с обтекателем, который служит одновременно заборником воздуха карбюратора. Обтекатель крепится к верхней крышке на заклепках. В верхней обшивке обтекателя установлен на замках "Дзус" сетчатый пылефильтр. Входное сечение воздухозаборника карбюратора закрывается поворотной заслонкой управляемой из кабины летчиков.



Фиг. 20. Капот двигателя.

1-Переднее кольцо, 2-внутренний капот, 3-правая крышка капота, 4-обтекатель всасывающего патрубка (воздухозаборника карбюратора), 5-верхняя крышка, 6-левая крышка, 7-кожух, 8-туннель масляного радиатора, 9-нижняя крышка, 10-сетка, 11-подпорка

В задней части обтекателя всасывающего патрубка смонтирован клапан обратного выхлопа.

Для снижения температуры в кабине летчиков на обтекателе выхлопной трубы установлен зборник для продува воздухом пространства между выхлопной трубой и желобом фюзеляжа.

Туннель маслорadiatora - клепадно-сварной конструкции, состоит из обшивки, изготовленной из сплава АМцАМ и Д16Т и профилей из листового дуралюмина.

Передняя часть туннеля представляет собой профилированный вход, образуемый рэструбом, который с одной стороны приверен к обшивке туннеля, с другой приклепан зводно с поперечным профилем.

В нижней части туннеля установлен лючок для слива масла из радиатора. В верхней части туннеля приклепаны две профили, на которых установлены клинья для подвески туннеля на шпигоуте № 1.

В задней части туннеля на обшивке, подкрепленной профилями, установлены два ушка с болтами и беренковыми гайками, служащими для совместного закрепления туннеля и кожуха маслорadiatora.

Кожух маслорadiatora с регулируемыми створками служит для изменения величины и скорости воздушного потока, проходящего через радиатор. В верхней части кожуха на болтах установлен кронштейн, направляющий ось шарнира. На оси посажен сектор и крепится тяга датчика указателя положения заслонок маслорadiatora. На этом же кронштейне укреплен болтами механизм УР-10, который с помощью шестерни и рычажной передачи приводит в движение створки кожуха. Включение механизма УР-10 находится на центральном пульте кабины летчиков.

Внутренний капот

Внутренний капот состоит из дефлектора, четырех туннелей (два верхних и два нижних) и юбки капота.

Дефлектор внутреннего капота представляет собой фасонную перегородку клепадной конструкции, состоящую из четырех частей обшивки, переднего отрезателя и профилей. В дефлекторе сделан вырез под выхлопную трубу и окантованные вырезы под трубы обдува агрегатов двигателя и маслоотстойника. В отрезателе сделан вырез под карбюратор.

Юбка капота служит для регулирования величины и скорости воздушного потока, охлаждающего двигатель. Юбка делится на нижнюю и верхнюю.

Верхние юбки капота, как и нижние, состоят из двух туннелей и шести створок.

Управление створками капота производится механизмом УР-10, установленным на шпангоуте № 1.

Зубчатое колесо механизма УР-10 зацеплено с сектором, к которому подсоединены тяги, идущие к качалкам, установленным на шпангоуте № 1. Качалки в свою очередь соединены с тягами, идущими к рычагам створок. Включение управления механизмом УР-10 находится на центральном пульте.

ВЫХОПНОЙ КОЛЛЕКТОР

Выхлопной коллектор двигателя (фиг.21) состоит из девяти секций с патрубками к выхлопным окнам цилиндров и выхлопной трубы, выведенной на правый борт фюзеляжа. Патрубки, жаровая труба, выхлопная труба и хомуты - сварные, изготовленные из жароупорной листовой стали марки 1Х18Н9Т.

Все секции коллектора соединяются между собой хомутами так, чтобы зазор между торцами секций после их установки на двигатель был равным 2-4 мм.

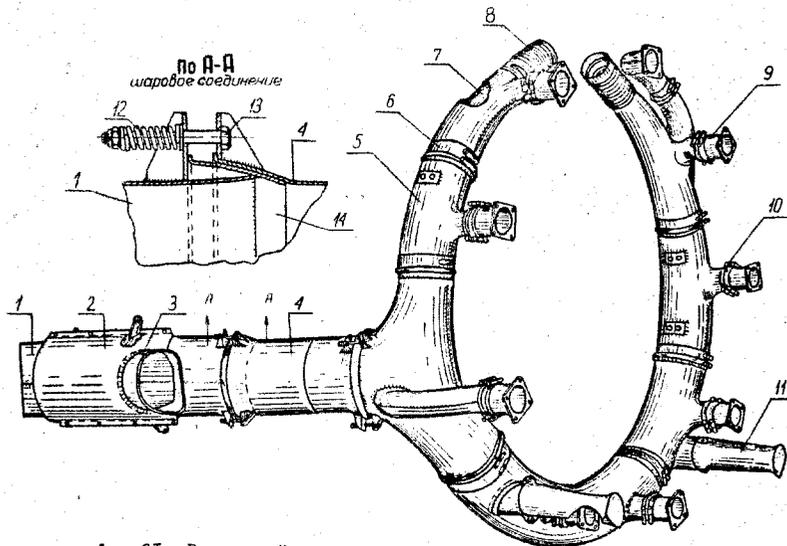
На каждой секции и хомуте с одной стороны имеется кольцевая рифтовка. После стягивания хомутов необходимо обеспечить между хомутом и поверхностью секции зазор по диаметру 0,4-0,7 мм из-за нагрева секций коллектора сильнее, чем хомутов.

Если нет зазора, то хомуты могут разрушиться.

Патрубки коллектора соединяются с патрубками к выхлопным окнам цилиндров стяжными полухомутами.

В нижней части коллектора приварен штуцер для слива конденсата.

Во внутренней полости коллектора симметрично вертикальной оси двигателя установлены две жаровые трубы, в которых нагревается воздух, поступающий в карбюратор. Кольцо коллектора соединено с вых-



Фиг.21. Выхлопной коллектор

1-выхлопная труба; 2-рубашка теплообменника; 3-заборник холодного воздуха; 4-патрубок;
 5-секция коллектора; 6-стяжной хомут; 7-жаровая труба; 8-гибкий шланг; 9-патрубок
 к выхлопным окнам; 10-стяжной полухомут; 11-воздухозаборник; 12-пружине; 13-болт;
 14-полусфере.

лопной трубой ровным соединением из двух патрубков, входящих друг в друга. Это соединение позволяет кольцу коллектора перемещаться в различных направлениях без нарушения плотности соединения.

Выхлопная труба крепится к борту фюзеляжа болтами посредством кронштейнов, установленных на рубашке теплообменника выхлопной трубы и фюзеляжа.

На выхлопной трубе установлен теплообменник, в котором подогревается холодный воздух, поступающий через заборное отверстие в рубашке выхлопной трубы.

Подогретый воздух поступает для обогрева кабины летчиков, грузовой кабины и стекол фонаря.

ВОЗДУХОПРИЕМНИК КАРБИРАТОРА

На верхнем фланце карбюратора установлен воздухоприемник для подачи в карбюратор воздуха нужной температуры.

Воздухоприемник состоит из следующих основных частей: всасывающего патрубка, кожуха обогрева воздухоприемника, патрубка отвода обратного выхлопа, заслонки горячего воздуха и двух гибких шлангов.

На задней стенке всасывающего патрубка прорезано окно, предназначенное для уменьшения силы врыва при обратном выхлопе через карбюратор.

Окно закрыто заслонкой, удерживаемой спиральной пружиной. Для отвода газов за капот на окне установлен патрубок с клапаном на верхней крышке капота.

К передней стенке всасывающего патрубка крепится кожух обогрева с приваренным патрубком для выхода из воздухоприемника горячего воздуха.

Внутри воздухоприемника установлена заслонка, регулирующая подачу горячего воздуха в карбюратор. С правой стороны по полету на выступающий конец оси заслонки установлен поводок управления воздухоприемником из кабины летчиков.

Подогрев воздуха необходим для того, чтобы устранить образование льда в диффузорах карбюратора. В теплую погоду подогрев должен быть полностью выключен во избежание ненормальностей в работе двигателя.

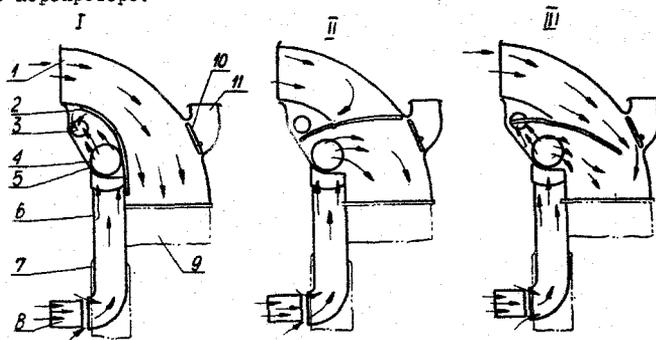
На фиг. 22 показаны три возможных положения заслонки.

С х е м а I. Заслонка установлена так, что в карбюратор поступает только холодный воздух. Горячий воздух отводится наружу через патрубок кожуха.

С х е м а II. Заслонка установлена так, что в карбюратор поступает только горячий воздух.

С х е м а III. Промежуточное положение заслонки; в карбюратор поступает холодный и горячий воздух.

Соединение жаровой трубы коллектора с воздухоприемником осуществляется гибким металлическим шлангом. Такое соединение необходимо ввиду разных колебаний выхлопного коллектора и всасывающего патрубка карбюратора.



Фиг.22 Схема регулировки подачи воздуха в карбюратор
I-всасывающий патрубок; 2-заслонка; 3-труба для отвода теплого воздуха; 4-соединительный фланец; 5-кожух обогрева; 6-жаровая труба; 7-коллектор; 8-воздухоприемник; 9-карбюратор; 10-заслонка обратного выхлопа; 11-патрубок отвода обратного выхлопа.

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

Топливная система питания двигателя (фиг.23) состоит из шести топливных баков, арматуры и трубопроводов. Баки размещены в верхнем крыле по три в каждой отъемной части крыла и имеют общую рабочую емкость 1200 л. Арматура топливной системы состоит из обратных клапанов, соединения топливных баков, обратных клапанов заправки от топливного насоса БПК-4, фильтра тонкой очистки I2T429-I, перекрывного и четырехходового кранов, фильтра, заливного шприца и ручного насоса РНА-IA.

Основной трубопровод топливной системы выполнен из труб из сплава АМГМ диаметром 18x16 мм и шлангов оплеточной конструкции. Соединение труб жесткое, за исключением отсека двигателя, где применены дюритовые соединения.

Заливная система двигателя выполнена из труб сплава АМГМ диаметром 6x4 мм жестким соединением.

Весь трубопровод окрашен желтой эмалью А6.

Топливо из баков поступает по рукавам низкого давления и трубам через обратные клапаны в четырехходовой кран.

Четырехходовой кран установлен под полом кабины летчиков у левого борта, между шпангоутами № 3 и 4 фюзеляжа.

Обратные клапаны в соединении баков исключают возможность перетекания топлива из корневых баков в центральный и крыльевой при выполнении вырежей и скольжении.

Обратный клапан в системе заправки от насоса БНК-4 направляет топливо в центральный и крыльевой баки, что обеспечивает равномерную заправку баков.

Топливо от четырехходового крана поступает через переходной кран в фильтр.

Переходной кран и фильтр установлены в нижней части фюзеляжа между шпангоутами № 2 и 3. Фильтр тонкой очистки топлива I2TФ29-1 установлен на правой стороне шпанг. № 1.

Установленный в спецящике насос БНК-4 прикладывается к каждому самолету в комплекте взвешенного оборудования.

ПРИМЕЧАНИЕ: Для сельскохозяйственного варианта насос БНК-4 устанавливается на самолете между шпанг. № 2-3 под полом кабины летчиков.
В данном случае вместо перекрывного крана 630600К введен второй четырехходовой кран 625000.
Схема топливной системы самолета Ан-2с/х указана на фиг.23а.

Перекрывной кран имеет два положения - "Заправка" и "Питание".

При положении крана "Заправка" топливо от насоса БНК-4 поступает в баки; при положении "Питание" топливо из баков через фильтр 811А1, насос БНК-12БК и фильтр тонкой очистки I2TФ29-1 поступает в двигатель.

В отсеке двигателя основной топливопровод выполнен гибкими шлангами.

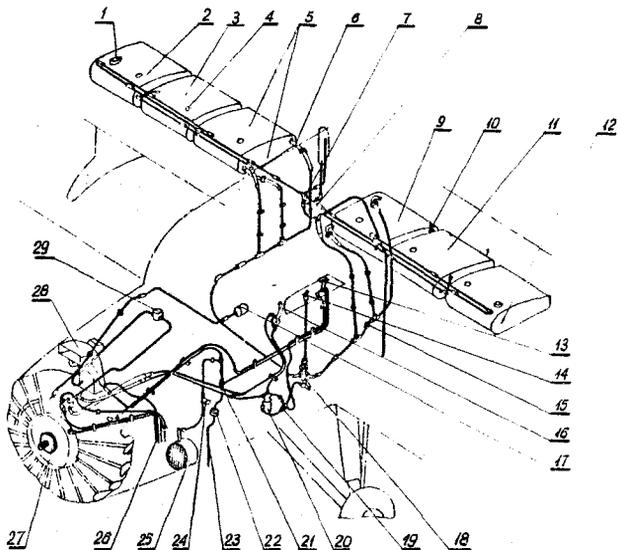
В случае отказа в работе насоса БНК-12БК питание двигателя обеспечивается самотеком или с помощью ручного насоса РНА-1А (эльвейера).

Ручной насос установлен на левом борту входной части кабины летчиков; доступ к ручке с обоих сидений.

Для запуска двигателя на левом пульте кабины летчиков установлен шприц для заливки цилиндров.

Слив остатков топлива из системы производится через фильтр 811А1 вывертыванием пробки, расположенной в его нижней части, или снятием крышки совместно с сеткой фильтра при регламентных работах.

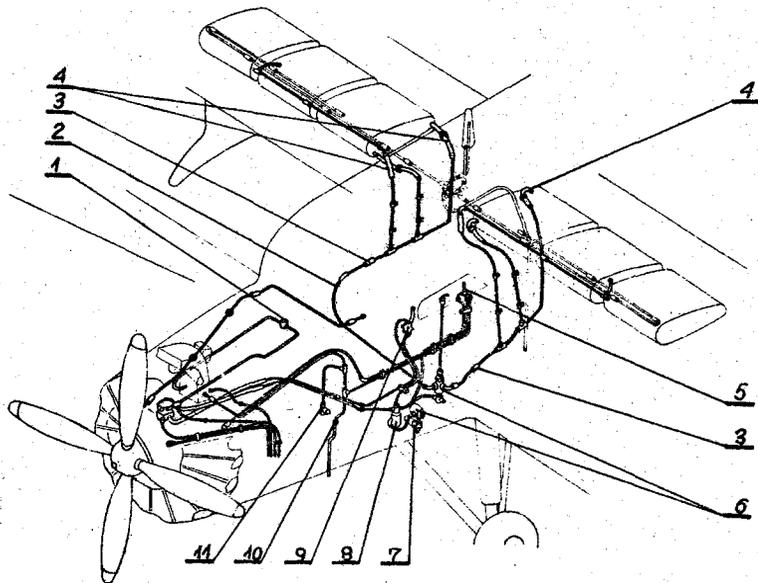
Для контроля емкости и расхода топлива в баках установлено 6 датчиков электрического топливомера СЕЭС-1447.



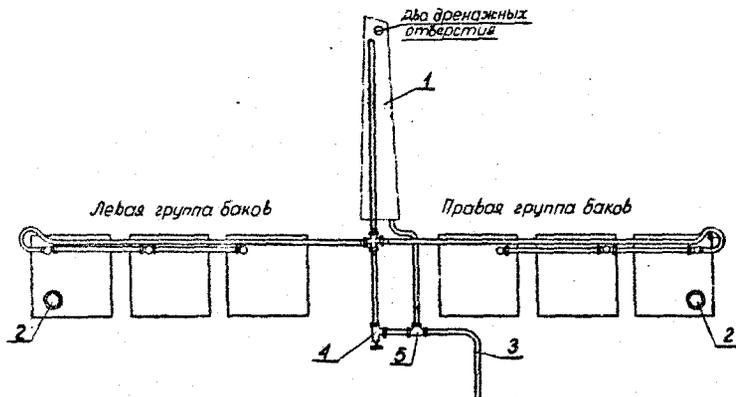
Фиг.23. Схема топливной системы

1-заливная горловина; 2-правый консольный бак; 3-правый центральный бак; 4-датчик топливомера; 5-правый корневой бак; 6-гибкий шланг; 7-сливной кран системы дренажа; 8-трубопровод дренажа; 9-левый корневой бак; 10-обратный клапан и дартовое соединение баков; 11- левый центральный бак; 12-левый консольный бак; 13-заливной шприц 740500; 14-ручка управл.4-ход.краном; 15-обратный клапан; 16-Ручной бензонасос РНА-1А; 17-мановакуумметр; 18-четырёхходовой кран; 19-перекрывной кран; 20-фильтр; 21-дроссель; 22-датчик давления топлива; 23-дренаж; 24-клапан разжиж.масла; 25-маслорадиатор 1106 или 1106 Кр; 26-дрезанные трубки; 27-топливный насос БНР-12БК; 28-карбюратор АКМ-62МР; 29-фильтр тонкой очистки топлива 12ТФ29-1.

- 1-фильтр тонкой очистки топлива ИТФ29-1
- 2-трубопровод
- 3-обратный клапан Ш6100-345
- 4-гибкий шланг
- 5-заливной шприц 740500
- 6-четырёхходовой кран 625000
- 7-бензонасос БПК-4
- 8-топливный фильтр В11А1
- 9-ручной бензиновый насос РНА-1А
- 10-датчик давления топлива П-1Б
- 11-клапан разжижения масла 772А



Фиг. 23в. Схема топливной системы самолета Ан-2с/х



Фиг.24. Схема дренажа топливных баков

1 - радиомачта; 2 - заливная горловина; 3 - трубка слива за борт; 4 - кран слива из системы дренажа; 5 - тройник.

Заливные горловины расположены в крыльевых топливных баках. Дренаж всех баков объединен и имеет общий выход в атмосферу через радиомачту (фиг.24). В системе установлен кран З19А6 для слива топлива из системы дренажа.

Четырехходовой топливный кран

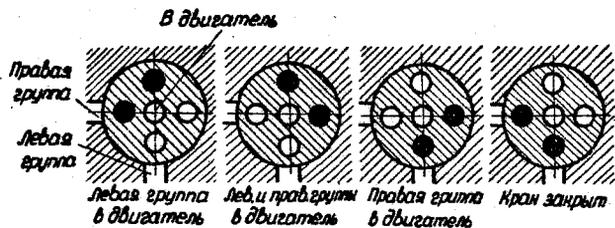
Четырехходовой топливный кран служит для перекрытия и включения питания двигателя топливом, а также для слива топлива из баков системы. Управление краном осуществляется из кабины пилотов ручкой, соединяющейся тягой с краном и установленной на левом боковом пульте.

При повороте ручки крана в кабине пилотов жесткая тяга поворачивает ось с кронштейном и золотниками, которые скользят по притертой поверхности корпуса и переключают или открывают отверстия в корпусе. Под ручкой управления четырехходовым краном установлен трафарет с надписью: "Левые открыты", "Баки открыты", "Правые открыты", "Бензин выключен".

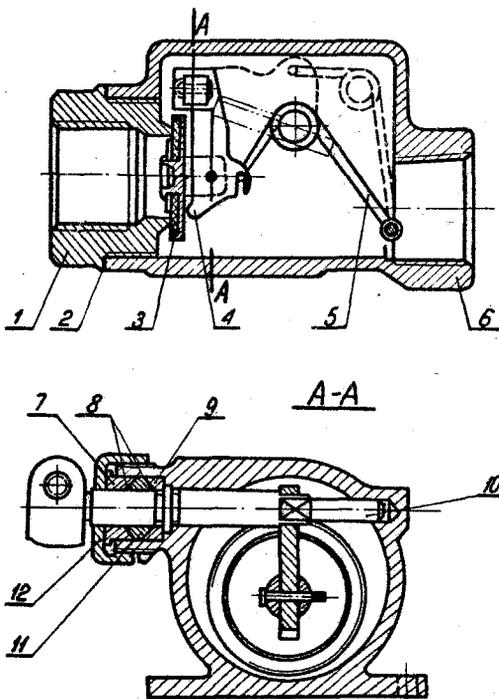
Схема работы крана показана на фиг.25. Положение ручки крана определяется по трафарету.

Перекрывной кран

Кран 630600К (фиг.26) предназначен для быстрого перекрытия питающей топливной магистрали двигателя и состоит из корпуса, штуцера, тарелки и оси с рычагом и пружиной.



Фиг.25. Схеме работы четырехходового крана



Фиг.26. Перекрывной кран 630600K

I - штуцер; 2 - уплотнительное кольцо; 3 - тарелка; 4 - рычаг;
5 - пружина; 6 - корпус; 7 - втулка; 8 - уплотнение; 9 - вкладыш;
10 - ось; II - фасонное кольцо; I2 - гайка.

пружине удерживает кран в обратном положении, дожимая тарелку к штуцеру. В закрытом положении кран перекрывает подачу топлива в двигатель и таким образом дает возможность заправить баки с помощью насоса БНК-4. Кран имеет два положения: закрытое и открытое. Во время работы двигателя кран открыт и это положение изображено на фиг. 26 штриховой линией.

Топливо через кран и топливный фильтр 311А1 попадает к бензонасосу который подает его дальше в двигатель. Управление краном осуществляется из кабины летчиков с помощью рычага и тросовой передачи.

Топливный фильтр

Устанавливаемый в питающей магистрали топливный фильтр сетчатого типа прикреплен на специальной кронштейне под полом кабины летчиков между шпанг. № 2 и 3.

Фильтр тонкой очистки топлива

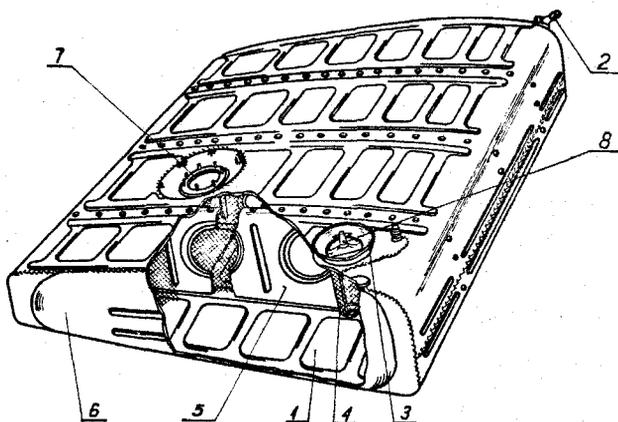
Фильтр тонкой очистки топлива I2TФ29-I подсоединен к топливной системе на участке между насосом БНК-I2БК и карбюратором. Фильтр установлен на правой стороне шпангоута № I.

Топливные баки.

Топливные баки (фиг.27.) изготавливаются из сплава АМЦАМ л I,2. Выпуклые доньшки, поперечные перегородки, "карточные" штамповки на поверхности обечеек, а также рифты на доньшках создают жесткость конструкции баков. Перегородки имеют выштампованные отверстия облегчения. Перегородки (по три на бак) крепятся к обечайкам заклепками; головки заклепок обвариваются. Каждый бак состоит из двух доньшек и двух обечеек, свариваемых между собой. В крыльевые баки вварены заливные горловины. Все баки имеют фланцы для топливомеров и арматуру для присоединения дренажных трубок.

В корневых баках имеются два штуцера для присоединения трубопровода двигателя топливом. Расположение их в передней и задней частях бака обеспечивает полную выработку и бесперебойную подачу топлива в полете. На крыльевых и центральных баках вварены штуцеры для труб заправки баков топливом от топливного насоса БНК-4. Кроме того, все баки имеют штуцеры для соединения их друг с другом.

Баки сваривают газовой сваркой и испытывают на вибрацию и герметичность. Баки крепятся к седлам нервюр дуралюминовыми лентами, стягиваемыми тандерами, под которыми находятся резиновые прокладки. на седлах нервюр установлены фетровые прокладки для амортизации.



Фиг.27. Топливный бак

1 - обечайка; 2 - соединительный штуцер; 3 - заливная горловина; 4 - фильтр; 5 - перегородка; 6 - доннышко; 7 - горловина топливомера; 8 - крышка заливной горловины.

СИСТЕМА РАЗЖИЖЕНИЯ МАСЛА

Для облегчения запуска двигателя при низких температурах и для того чтобы не сливать в зимних условиях масло из маслосистемы, на самолетах смонтирована система разжижения масла. Для разжижения масла применяется бензин, на котором работает двигатель. Разжижение масла бензином производится с помощью электромагнитного клапана 772А, который включается автоматом защиты сети, установленным на левом пульте в кабине летчиков. Бензин подводится в маслопровод на участке "маслоредистор - маслобак". Подсоединение клапана в масляную систему показано на фиг.28.

Разжижение масла выполняется в соответствии с Инструкцией по эксплуатации и техобслуживанию самолета Ан-2 и графику, установленному в кабине летчиков на правом борту.

Конструкция клапана 772А похожа на конструкцию клапана ЭКР-3, применяемого на самолетах Ан-2 советского производства (к единичному комплекту запчастей самолета Ан-2(Т) польского производства прикладывается кронштейн для крепления клапана 772А).

Основные данные клапана 772А

1. Напряжение питания (пост. ток)	24-28 в
2. Максимальная сила тока (при 26 в)	0,3 а
3. Рабочее давление топлива	2 кг/см ²
4. Производительность при р = 0,2 атм	2 л/мин
5. Вес клапана не более	0,3 кг

МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА

Масляная система самолета (фиг.28) состоит из масляного насоса двигателя, масляного бака, воздушно-масляного радиатора, сливных кранов и трубопроводов (трубы и рукава низкого давления).

Все соединения трубопроводов с агрегатами системы - дюритовые, кроме трубки дренажа масляного бака, присоединяемой к баку накидной гайкой.

Из насоса двигателя масло попадает в воздушно-масляный радиатор. После охлаждения в радиаторе масло по трубопроводу поступает в бак.

Масляный бак

На самолете установлен масляный бак емкостью 125 л клепадно-сварной конструкции.

Масляный бак сварен из двух штампованных обечеек из листов сплава АМцА и усилен набором перегородок, прикрепленных к обечайкам.

Заклепки крепления перегородок снаружи обвариваются.

Внутри бака расположен цилиндрический колодец подогрева масла, служащий одновременно для пеногашения возвращающегося из двигателя масла.

В верхней части бака имеется горловина для заливки масла в бак. В горловине установлены сетчатый фильтр и масломер.

Для слива масла из масляного бака установлен масляный кран клапанного типа с резиновой уплотнительной шайбой из масло-бензостойкой резины.

Масляный бак устанавливается на седлах, прикрепленных к шпангоуту № I, и крепится к ним дюралюминовыми лентами с тандерами.

Воздушно-масляный радиатор

На самолете установлен воздушно-масляный радиатор № IIОбили IIОбКр.

Масло из двигателя попадает в радиатор через входной патрубок и заполняет пространство сот между трубками. Соты разделены наклонными перегородками на секции. В перегородках имеются отверстия для прохода масла, поэтому через установленные перегородки оно циркулирует зигзагообразно. Через отверстия в нужной части внутренней обечайки масло попадает в полость между обечайками и направляется к выпускному отверстию.

Для предохранения масляного радиатора от повреждений при повышении давления масла в патрубке радиатора смонтирован редуциционный клапан.

Повышение давления в сотах выше 4 кг/см^2 вызывает открытие редуциционного клапана. При этом масло, минуя соты, будет проходить по полости между внутренней и наружной обечайками на выход.

Маслорадиатор установлен в нижней части самолета и крепится к узлам, расположенным на шпангоуте № I, и раме крепления радиатора с помощью стальных лент, стягиваемых болтами.

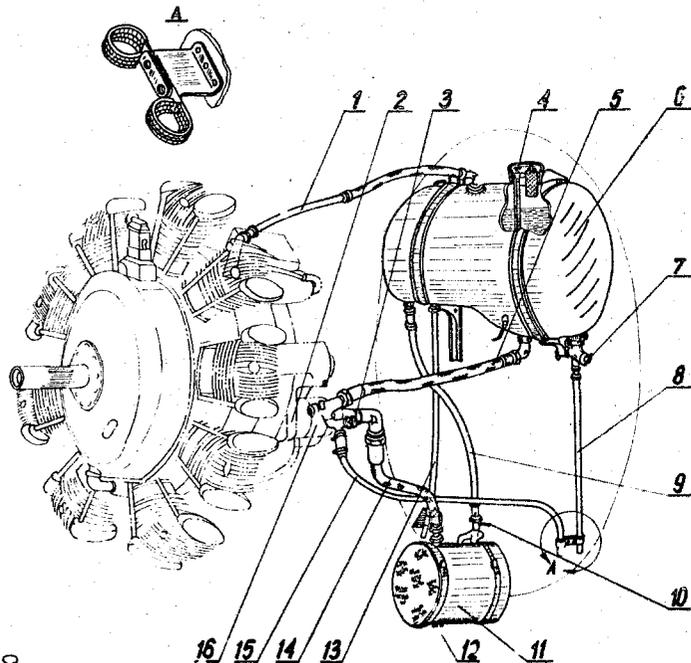
Сверху маслорадиатор закрыт легкосъемным туннелем и кожухом с заслонками.

Воздух поступает в соты радиатора через туннель. Поступление воздуха регулируется заслонками, управляемыми из кабины летчиков.

СИСТЕМА ЗАЛИВКИ И ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ

Система заливки двигателя состоит из заливного шприца, соединенного трубопроводом с фильтром топливной системы и трубопроводов, соединяющих шприц с нагнетателем двигателя, карбюратором и насосом.

Заливной шприц установлен в кабине летчиков на левом пульте и представляет собой обычный тип поршневого насоса. В шприц включен кран перекрытия.



Фиг. 28. Схема маслосистемы самолета.

- 1 - трубопровод дренажирования бака с двигателем
- 2 - масляный насос МШ-8А
- 3 - сливной кран
- 4 - заливная горловина с масломером
- 5 - шланг подвода масла в двигатель
- 6 - масляный бак
- 7 - сливной кран
- 8 - труба слива
- 9 - трубопровод отвода масла в бак
- 10 - штуцер разжижения масла бензином
- 11 - маслорадиатор ИЮ6 или ИЮ6Кр
- 12 - сливная пробка
- 13 - трубка дренажа
- 14 - шланг отвода масла в масляный радиатор
- 15 - труба слива
- 16 - центрифуга

Ручка шприца, установленная по трафарету на надписи "Заливка цилиндров" или "Заливка помпы", направляет топливо по соответствующему трубопроводу либо в цилиндры двигателя, либо в насос.

Заливка насоса на земле заливным шприцем производится при отказе в работе ручного насоса РНА-1А.

На самолете предусмотрены две системы запуска двигателя: от электрического инерционного стартера РИМ-У-24ИР и от руки - ручным приводом для раскрутки маховика стартера.

В комплект электроинерционного стартера входят:

- 1) электромагнитное реле ВМ-177, смонтированное на электростартере;
- 2) реле храповика РА-176, укрепленное рядом с реле ВМ-177;
- 3) кнопка стартера КС-3, установленная в кабине летчиков на основной панели приборной доски.

Напряжение пускового зажигания подается от пусковой катушки КП-4716, установленной на правом верхнем раскосе крепления двигателя.

Электрозапуск двигателя производится из кабины летчиков при помощи арматуры, смонтированной на основной панели.

Система ручного запуска состоит из ручки, промежуточного вала с храповиком, карденов соединительного вала, редуктора, вилки и подшипников.

Для удобства запуска храповик ручного привода выведен в грузовой отсек, рядом с дверью в кабину летчиков.

В нерабочем положении ручка запуска устанавливается в специальном гнезде на шпангоуте № 5.

УПРАВЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕМ

Проводка управления двигателем (фиг.29) состоит из жестких регулируемых тяг или тросов.

На концах жестких тяг присоединенных к секторам управления на центральном пульте, а также на рычагах управления находящихся на двигателе устанавливаются подшипники. В остальных шарнирных соединениях применяются резиновые втулки.

Все промежуточные качалки жесткого управления установлены на шарико-подшипниках, обеспечивающих легкость управления.

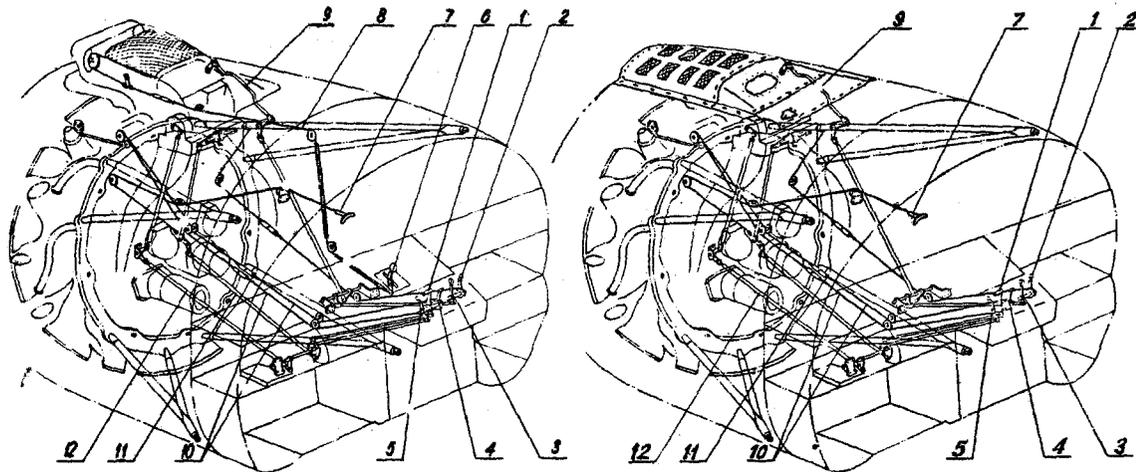
Промежуточные качалки соединены с тягами болтами и корончатыми гайками.

Рычаги на двигателе управляются от секторов, установленных на центральном пульте кабины летчиков. Расположение секторов доступно для пользования с обоих сидений летчиков.

Рычаги секторов управления двигателем изготовлены из листовой хромоникелевой стали. На концах рычагов заделаны стачдартные ручки из пластмассы с буквенным обозначением. На пульте управления расположены секторы управления: высотным корректором, "Σ"; нормальным

/Только для самолетов
Ан-2Т, Ан-2П и Ан-2П/

/Только для самолетов
Ан-2с/х /



Фиг. 29. Схеме управления двигателям

1-сектор управления нормальным газом; 2-сектор остановки двигателя; 3-сектор управления обогревом карбюратора; 4-сектор управления шагом винта; 5-сектор управления высотным корректором; 6-сектор управления заслонкой всасывающего патрубка; 7-рукоятка ручного включения храповика стартера РИМ-24ИР; 8-трос управления заслонкой всасывающего патрубка; 9-тяги управления обогревом карбюратора; 10-трос управления шагом винта; 11-тяги управления нормальным газом; 12-тяги управления высотным корректором.

газом "ГАЗ"; шагом винта "Винт"; подогрева воздуха карбюратора "К"; останова двигателя "О".

Секторы управлений в указанном выше порядке расположены в кабине летчиков на пульте слева направо.

На пульте возле каждого сектора установлены трафареты с надписями и стрелками, указывающими направление их движения.

Секторы управления зажимаются маховиком с левой стороны пульта.

Управление высотным корректором. Для обеспечения нормальной смеси при изменении высоты полета на карбюраторе двигателя АИ-62ИР устанавливается автоматический высотный корректор.

Автоматическое управление высотным корректором дублировано ручным, которое применяется в случае выхода из строя anerоида, а также для коррекции при нечеткой работе автомата.

На самолете сектор высотного газа установлен в крайнем заднем положении на полное остяжение и имеет фиксацию в прорези пульта. Переднее положение соответствует бедной смеси.

Управление нормальным газом. Управление нормальным газом подобно управлению высотным газом. Оно выполнено жесткими дюралюминовыми тягами с двумя промежуточными качалками.

Ход поводка на карбюраторе, ограниченный упором, соответствует крайним положениям сектора на пульте. Переднее крайнее положение соответствует взлетной мощности у земли и номинальной мощности на расчетной высоте.

Заднее крайнее положение соответствует малому газу, а промежуточное положение сектора на ограничителе пульта - наземной номинальной мощности.

С самолета ИЛ15001 установлен замок, предотвращающий возможность запуска двигателя без специального ключа. Запирающее приспособление замка вставляется в специальную втулку, установленную на левой боковой стенке центрального пульта, и блокирует перемещение сектора газа и рычага высотного корректора. Разблокировка рычагов возможна только с помощью специального ключа.

Управление шагом винта. В масляной системе винта АВ-2 установлен регулятор оборотов РЭСМ2. Винт и регулятор работают по прямой схеме и имеют двухканальную маслопроводку. Управление регулятором шага винта выполнено двухсторонней тросовой проводкой и жесткой тягой подсоединенной к сектору на оси регулятора. Крайнее переднее положение сектора в кабине летчиков соответствует малому шагу, а крайнее заднее - большому.

Полное перемещение сектора обеспечивает работу регулятора на равновесных оборотах в диапазоне 2200 - 1400 об/мин.

При выходе из строя тросового управления или масляной системы регулятор винта автоматически обеспечивает крэйсерский режим полета.

Управление подогревом карбюратора. Управление подогревом карбюратора выполнено жесткими тягами с двумя промежуточными качалками.

Переднее крайнее положение сектора обеспечивает максимальный подогрев карбюратора и соответствует трафарету "Открыто". Заднее крайнее положение сектора выключает подогрев карбюратора и соответствует трафарету "Закрыто".

Управление остановом двигателя. Для останова двигателя используется стоп-кран карбюратора. Управление стоп-краном от сектора на пульте до рычага на карбюраторе выполнено односторонним тросом.

Крайнее заднее положение сектора на пульте обеспечивает выключение стоп-крана на карбюраторе. В этом положении сектор имеет защелку в вырезе на пульте.

Обратный ход тросов создается пружиной.

Управление ручным выключением храповика стартера РИМ-У-24ИР. Управление осуществлено тросами через ролики, установленные на подкосе рамы крепления двигателя. Ручка управления находится с левой стороны, сверху на приборной доске. Для обеспечения сцепления необходимо ручку натянуть "на себя"; обратно трос выбирается пружиной стартера.

Управление заслонкой всасывающего патрубка. Управление осуществляется сектором, установленным на центральном пульте и соединенным тросом с рычагом, вращающим ось заслонки.

Чтобы открыть заслонку, необходимо сектор переместить вперед "от себя". Обратный трос выбирается пружиной, и заслонка при этом полностью перекрывает сечение воздушозасорника (при установке сектора в крайнее заднее положение). При закрытой заслонке воздух поступает в карбюратор через неподвижный сетчатый пылефильтр смонтированный в верхнюю обшивку всасывающего патрубка.

МОДИФИЦИРОВАННЫЙ ПЫЛЕФИЛЬТР

С самолета Ан-2с/х № ПГ199-01 внедряется новый пылефильтр, введение которого стало причиной модификации верхней крышки капота двигателя.

Постоянный, модифицированный пылефильтр монтируется во внешней части верхней крышки. Пылефильтр состоит из двух слоев сетки, выполненной из листовой стали. Сетки фильтра прикрепляются к каркасу и накладкам с помощью заклепок. Таким образом собранный узел фильтра крепится к верхней крышке при помощи 19 винтов.

Модифицированный пылефильтр обеспечивает во время работы двигателя непрерывную очистку воздуха, поступающего в карбюратор. Фильтр предотвращает попадание посторонних предметов и птиц вместе с воздухом в карбюратор. Это повышает безопасность полета.

Повышенное качество очистки воздуха уменьшает износ поршневых колец, цилиндров, и поршней, а также уменьшает расход моторного масла.

В связи с измененной формой пылефильтра уменьшилась полная его высота, что улучшает обзор из кабины экипажа.

В передней части новой крышки находится воздухозаборник, предоставляющий возможность поступления неочищенного воздуха под фильтром и карбюратором. Воздух этот понижает температуру очищенного воздуха, поступающего в зону карбюратора.

При температурах окружающего воздуха $+15^{\circ}\text{C}$ и ниже, воздухозаборник должен закрываться створкой.

У. ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ УСТРОЙСТВА

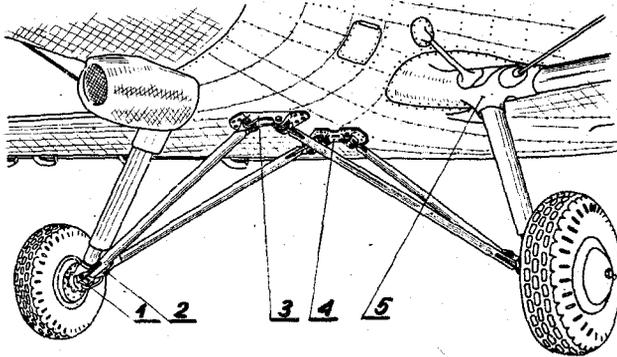
К взлетно-посадочным устройствам самолета относятся: шасси и установка хвостового колеса с воздушно-жидкостными амортизаторами перевернутого типа, неубирающиеся в полете. Амортизационные стойки шасси закрыты обтекателями. Хвостовое колесо - самоориентирующееся с ограничено-принудительным возвратом в нейтральное положение.

Дополнительно оно снабжено электро-пневматической системой блокировки нейтрального положения.

В зимнее время колеса шасси и хвостовое колесо могут быть заменены лыжами.

ШАССИ

Шасси самолета (фиг.30) - пирамидального типа, состоит из двух половин. Каждая половина шасси состоит из переднего и заднего подкосов и амортизатора с полуосью и колесом.



Фиг.30. Шасси

1 - гребенка крепления полуоси к переднему подкосу; 2 - шаровой шарнир в креплении заднего подкоса к переднему подкосу; 3 - узел крепления передних подкосов; 4 - узел крепления задних подкосов; 5 - узел крепления амортизатора.

Колеса - полубаллонного типа с двухсторонним пневматическим камерным тормозом.

Узлы шасси

Подкосы шасси верхними концами крепятся к узлам I и 2, установленным снизу фюзеляжа на шпангоутах № 4 и 6.

Амортизационная стойка шасси через кардан сочленена с узлом на пирамиде центроплана.

Все шарниры шасси шарового или карданного типа, кроме узла между передним подкосом и полуосью амортизационной стойки. Этот узел выполненный в виде гребенки, воспринимает все моменты, возникающие при переднем и боковом ударе в колесо. С самолета ИР8426 узел усилен в связи с увеличением диаметра болта с $\varnothing 18$ до $\varnothing 22$ мм.

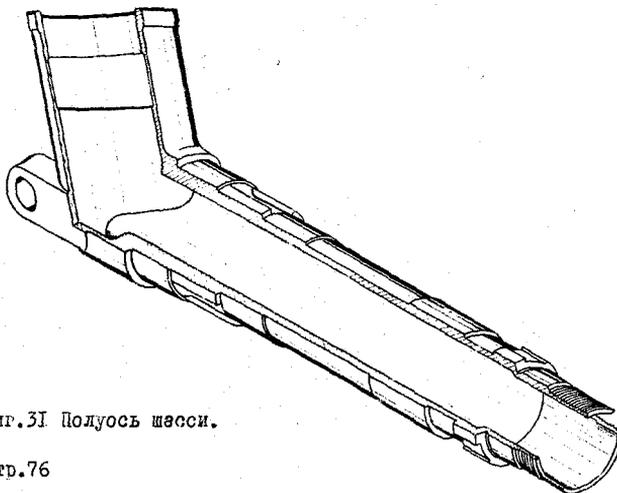
Подкосы шасси

Передний и задний подкосы шасси изготовлены из каплевидной трубы. Размеры поперечного сечения трубы переднего подкоса равны 100x46 мм, заднего 105x50 мм, толщина стенки трубы 2,5 мм. В концы подкосов сварены штампованные узлы.

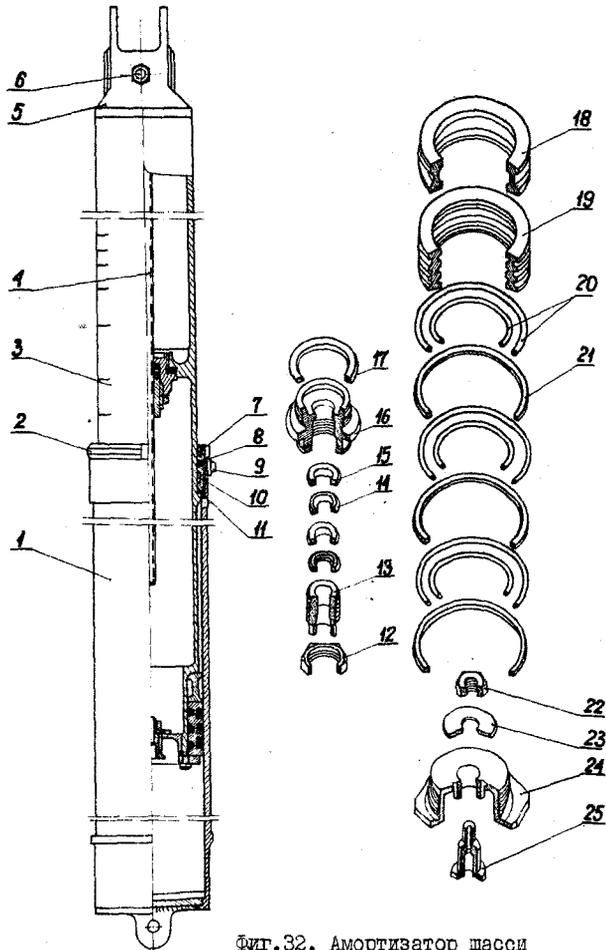
Амортизационная стойка

Амортизационная стойка состоит из амортизатора, полуоси и колеса с деталями крепления его на полуоси.

П о л у о с ь изготовлена из целой поковки с двумя коленами, направленными одно к другому под тупым углом (фиг.31).



Фиг.31 Полуось шасси.



Фиг. 32. Амортизатор шасси

1 - цилиндр; 2 - верхняя бусса; 3 - шток; 4 - заливная трубка;
 5 - доньшко штока; 6 - зарядный клапан; 7 - фетровое кольцо;
 8 - резиновое кольцо; 9 - винт; 10 - канавка для графитовой смазки;
 11, 17 - фибровая прокладка; 12 - гайка; 13 - направляющая втулка;
 14 - фасонная шайба; 15 - резиновая прокладка; 16 - гайка; 18 - дис-
 танционное кольцо; 19 - гнездо; 20 - резиновое кольцо; 21 - кожан-
 ная манжета; 22 - гайка; 23 - шайба; 24 - гайка клапана; 25 - полный
 болт клапана.

На удлиненном колене полуоси нарезаны шлицы для посадки на них съемных фланцев, служащих для крепления тормозов колес.

Полуось изготовлена из стали 30ХГСА и термически обработана до $\sigma_s = 120^{+20}_{-10}$ кг/мм².

А м о р т и з а т о р. Воздушно-жидкостной амортизатор шасси (фиг.32) с торможением на обратном ходе состоит из цилиндра и штока. В нижней части цилиндра залито масло АМГ-10. Шток имеет две полости. Нижняя полость заполнена техническим азотом, верхняя является холостой.

В исходном положении, когда амортизатор свободен от нагрузки, рабочая жидкость заполняет нижнюю часть цилиндра и штока. Уровень жидкости при правильной зарядке совпадает с нижним обрезаем заливной трубки. Клапан под влиянием своего веса занимает нижнее положение.

При ударе о землю шток движется в цилиндре вниз, оказывая давление на жидкость, находящуюся ниже клапана. Вследствие создавшейся разности давлений рабочая жидкость приподнимает клапан и течет из полости цилиндра в полость штока, проходя через осевое отверстие в болте клапана и четыре отверстия в гайке клапана. уровень жидкости в штоке поднимается, увеличивая в нем давление азота.

При снятии нагрузки рабочая жидкость под давлением азота в штоке перетекает обратно в полость цилиндра. Возвращение штока в исходное положение происходит замедленно, так как при этом шайба клапана опускается, перекрывая 4 отверстия в гайке, и для прохода рабочей жидкости остается только одно отверстие в болте клапана диаметром 2,8 мм.

Полный ход амортизатора 245 мм.

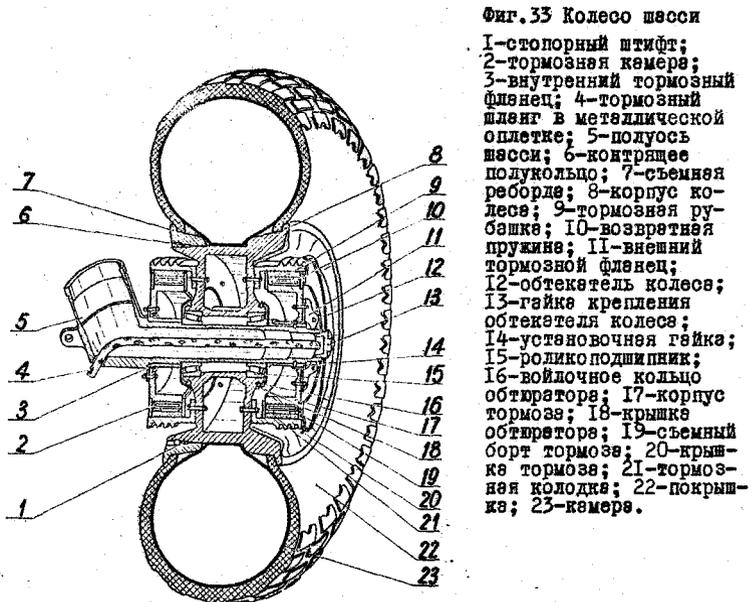
Стояночные осадки амортизатора зависят от веса самолета и равны:

при весе самолета 3600 кг	90 \pm 9 мм
при весе самолета 4200 кг	117 \pm 12 мм
при весе самолета 4800 кг	135 \pm 14 мм
при весе самолета 5250 кг	148 \pm 15 мм

Осадки отмечены на поверхности штоков рисками, против которых нанесена осадка амортизатора в мм.

Колесо

Колесо шасси К-150 (фиг.33) размерами 800х260 мм - полубалонного типа, с двухсторонними камерными пневматическими тормозами Т-150 и протектированными многослойными покрышками.



Обтекатель амортизатора

Амортизаторы шасси закрыты обтекателями из дуралюмина. Обтекатель состоит из двух створок, внешней и внутренней, собранных на шомполе и на четырех винтовых замках Даус. При освобождении замков внутренняя створка может быть открыта.

УСТАНОВКА ХВОСТОВОГО КОЛЕСА

Установка хвостового колеса (фиг. 34) состоит из качающейся траверсы с вилкой, амортизатора и колеса. Вырез в нижней обшивке фюзеляжа на установку хвостового колеса закрыт дуралюминовым обтекателем и резиновым чехлом.

Для крепления установки хвостового колеса на шпангоуте № 23 смонтированы на болтах 3 кронштейна : к двум нижним стыкуется ось траверсы с вилкой, а к верхнему - ушко амортизатора.

Хвостовая установка обеспечивает свободную ориентировку хвостового колеса в пределах 360° с ограниченным возвратом в нейтральное положение (благодаря применению центрирующего механизма пружинно-кулачкового типа).

На хвостовой установке применен пружинно-пневматический стопор обеспечивающий фиксацию колеса в нейтральном положении. Фиксация управляется электрически из кабины экипажа.

Азотно-масляный амортизатор хвостового колеса аналогичен по конструкции амортизатору шасси :

Технические данные

1) Длина в свободном состоянии	509 \pm 2 мм
2) Диаметр цилиндра	ϕ 62 мм
3) Диаметр штока	ϕ 56 мм
4) Максимальный ход штока	125 \pm 2 мм

Траверса (фиг. 35) выполнена штампованной из сплава АК-6.

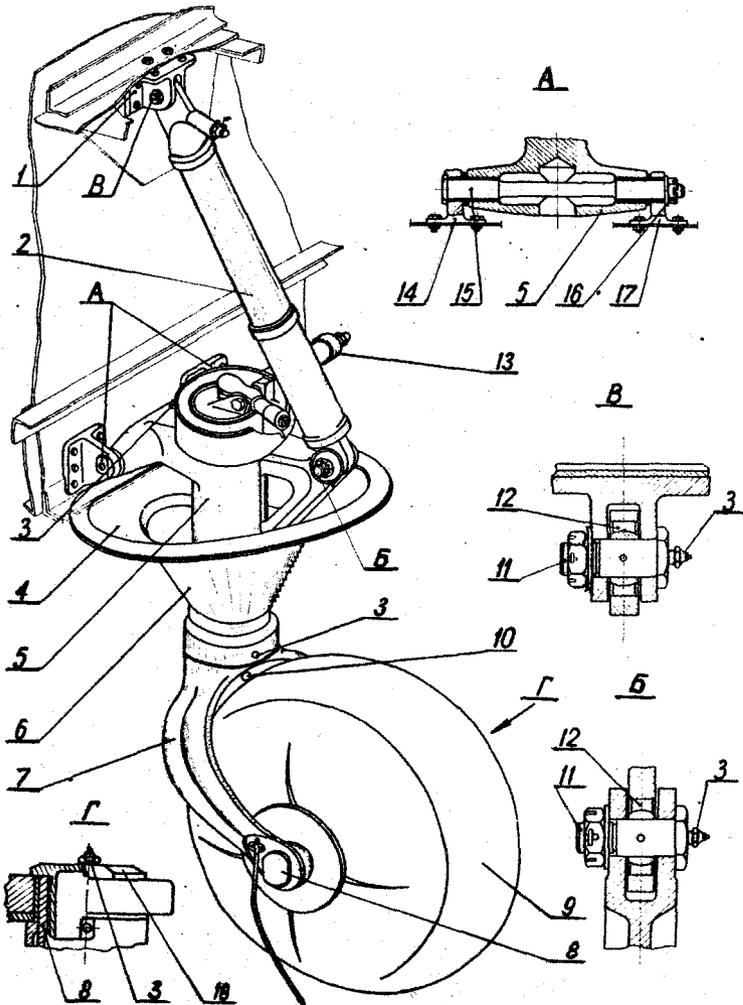
К верхней ее части крепится на 3-х болтах кулачковый механизм и пневмоцилиндр стопорения. В оба конца внутренней цилиндрической полости траверсы впрессованы бронзовые втулки со смазывающими канавками. Смазка поступает в канавки из масляной ввернутой в траверсу снаружи. Аналогичные бронзовые втулки запрессованы на шкворень вилки вместе с втулками траверсы работают они как подшипники скольжения при повороте вилки в траверсе.

Внутри шкворня вилки смонтированы шток и пружина центрирующего механизма.

Вилка со шкворнем выполнены заводно из штамповки АК-6.

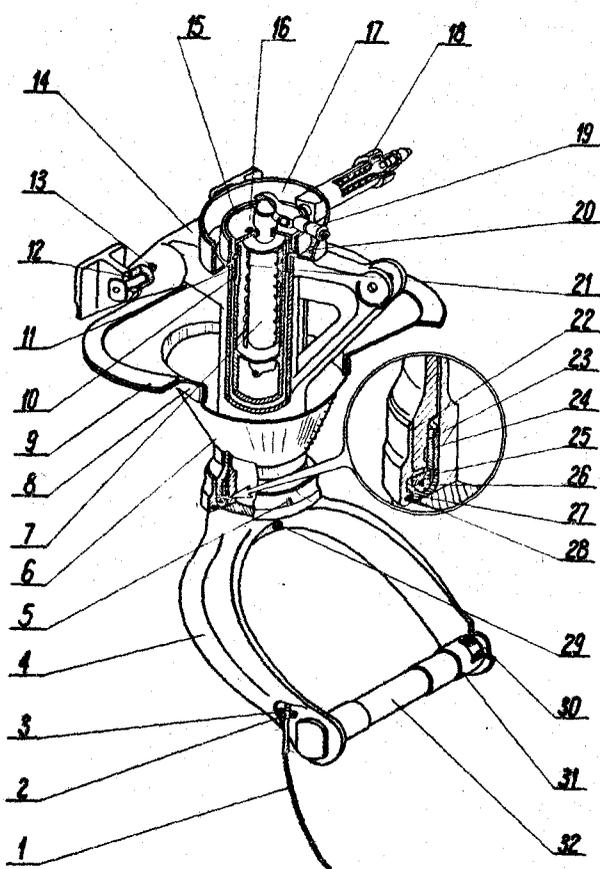
С самолета IP205-01 в гайке оси колеса установлена маслянка, а в оси колеса высверлены отверстия через которые смазка поступает в шарикоподшипники колеса.

2



Фиг. 34. Установка хвостового колеса

1-узлы крепления; 2-амортизатор; 3-масленка; 4-обтекатель; 5-траверса; 6-резиновый чехол; 7-вилка; 8-ось колеса; 9-колесо; 10-болт; 11-болт; 12-шайба; 13-пневмоцилиндр стопора; 14-кронштейн; 15-ось подвески траверсы; 16-рейка; 17-кронштейн; 18-рейка с масленкой.



Фиг. 35 Траверса с вилок и ось

1-трос заземления; 2-обойма; 3-винт; 4-вилка; 5-месленка; 6-резиновый чехол; 7-шток; 8-комут; 9-кольцо; 10-верхняя буска шворня вилок; 11-верхняя буска траверса; 12-узел крепления траверса; 13-месленка; 14-траверса; 15-кольцо; 16-17 - кулачок; 18-пневмоцилиндр стопора; 19-конусы ролик; 20-болт; 21-пружина; 22-упорное кольцо; 23-штулка; 24-штулка; 25-кольцо; 26-шарик; 27-кольцо; 28-фетровое кольцо; 29-болт; 30-гайка; 31-штулка; 32-ось колеса.

2

СИСТЕМА БЛОКИРОВКИ КОСТЫЛЯ В НЕЙТРАЛЬНОМ ПОЛОЖЕНИИ

Костыльная установка снабжена системой блокировки нейтрального положения, назначением которой является сохранение направления при движении самолета по земле. Система блокировки костыля состоит из двух частей: электрической (управление и сигнализация) и пневматической (исполнение).

В состав системы блокировки кроме пневмо- и электропроводов, а также пневмоцилиндра установленного на траверсе костыля входит электропневмоклапан 69470СМ. Один штуцер электропневмоклапана 69470СМ подключен к воздушной магистрали самолета, второй к пневмоцилиндру, а третий - сообщается с атмосферой. Управление электропневмоклапаном и всей системой блокировки осуществляется включением АЭС-5, установленного на центральном пульте в кабине летчиков. Описание электроцепи управления и сигнализации работы блокировки костыля-см. в главе XV.

ЗАРЯДКА АМОРТИЗАТОРОВ ШАССИ И ХВОСТОВОГО КОЛЕСА

Амортизаторы как зимой так и летом заливается маслом АМГ-10 ГОСТ 6794-53 и заряжаются техническим азотом (II сорт по ТУМХП-54). Зарядка амортизаторов маслом АМГ-10 имеет свои особенности, вытекающие из способности АМГ-10, находящегося под давлением, растворять воздух, что сопровождается некоторым падением давления. Так, если после стоянки самолета на земле освободить амортизаторы от нагрузки и измерить давление, то оно окажется меньше начального примерно на 1 кг/см². В течение 1-1,5 часа давление восстанавливается. При стравливании давления до "0" происходит выделение из масла растворенного в нем воздуха, сопровождавшееся образованием пены поверх масла. Процесс образования пены длится до 1,5 часа. Основные данные по зарядке амортизаторов шасси и хвостовой установки указаны в таблице.

Табл. 9

Амортизатор данные по зарядке	Шасси	Хвостовая установка
Количество заливаемого масла АМГ-10 (см ³)	1680±20	440±10
Начальное давление азота (кг/см ²)	30-1	25±2
Осадка амортизатора при полной нагрузке (мм)	160±15	60±10

СМАЗКА ШАРНИРОВ ШАССИ И ХВОСТОВОГО КОЛЕСА

Ответственные шарниры шасси и хвостового колеса снабжены клеветанными масленками для периодической смазки.

ЛЫЖНОЕ ШАССИ

Лыжное шасси самолета Ан-2 состоит из двух основных лыж с тормозным устройством, одной хвостовой лыжи и системы их подвески. Крепление лыжного шасси осуществляется теми же конструктивными элементами, что и колесного шасси: основная лыжа крепится передним и задним подкосами и амортизационной стойкой с полусосью; хвостовая лыжа — трверсой с вилкой и амортизационной стойкой.

Основная лыжа и ее установка

Лыжа главной шасси (фиг. 36) и цельнометаллической конструкции. Каркас лыжи состоит из двух лонжеронов -1, девяти диафрагм -2, и кабана лыжи -11.

К каркасу прикреплен полоз -4, а с верху привинчены крышки -6 и -21. Длина полоза -2500 мм, ширина -700 мм. К наружной поверхности полоза приклеен лист -3 из полиэтилена армированного тканью.

В задней части главной лыжи установлен тормоз -25 и цилиндр -19 управления тормозом во время приземления и руления самолета.

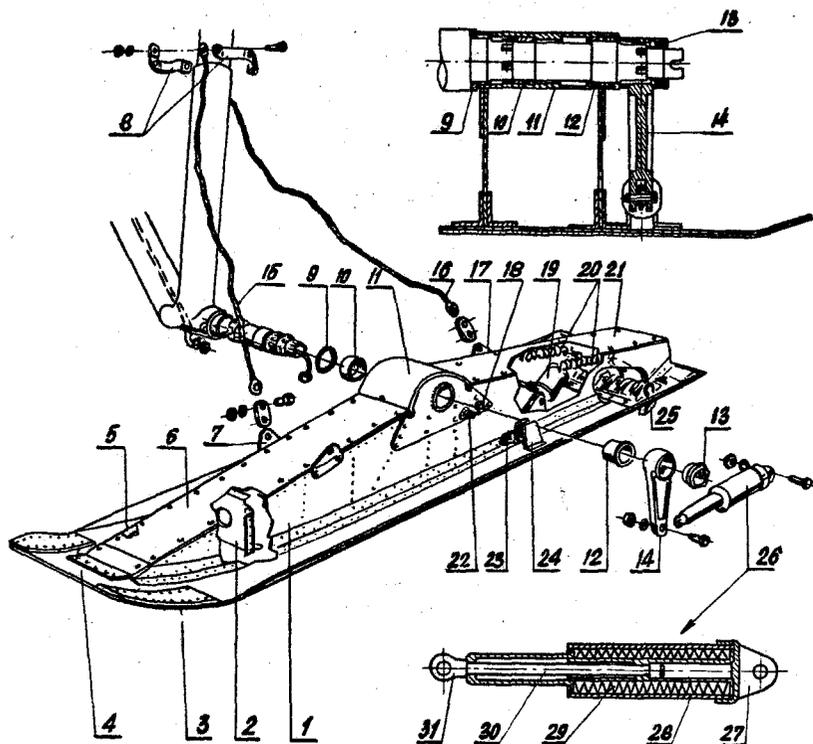
Управление тормозами главных лыж производится тем же способом и с помощью такой же савой гашетки, что и управление тормозами колес главного шасси самолета. Тормозные крики главной лыжи во время торможения выходят наружу полоза на длину около 45 мм.

Крики высовываются с помощью цилиндра -19, а убираются с помощью пружин -20. Для установки лыж на самолете применяются: кольцо -8, штулки -10 и -12, качалка -14, пружинный цилиндр -26, тросы -15 и -16 и ободки 8.

Амортизатор -26 удерживает лыжу в определенном положении во время полета, а во время приземления и руления дает возможность отклонения лыжи.

Для регулировки положения лыжи предназначено вилка -23. Тросы -15 и -16 ограничивают отклонения лыжи. Передний трос -15 ограничивает отклонение носовой части лыжи в низ на более $16^{\circ} \pm 1^{\circ}$, а задний трос ограничивает отклонение носовой части лыжи в верх на более $7^{\circ} \pm 3^{\circ}$.

Обтекатель амортизатора стойки шасси снимается на время эксплуатации самолета с лыжами.



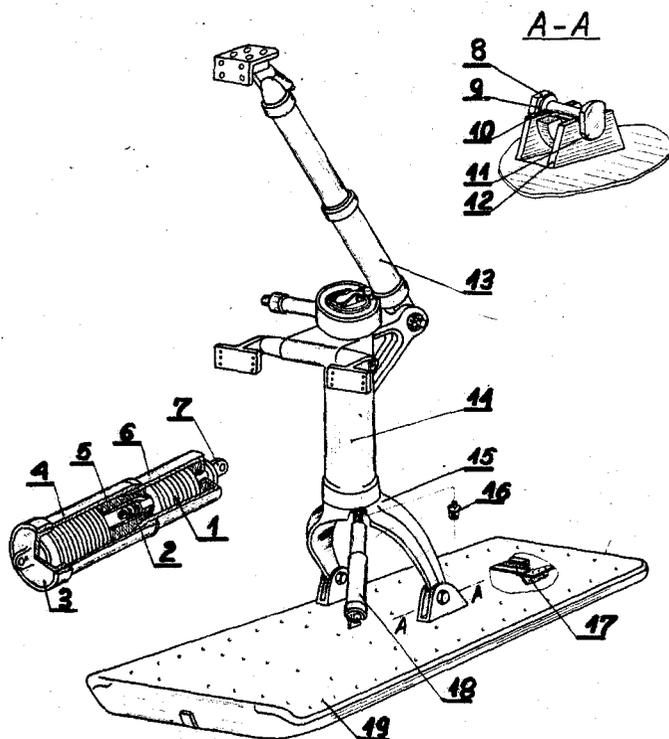
Фиг. 36. Установка основной тросы.

1-Лонжерон; 2-Диафрагма; 3-Накладка полиэтиленовая; 4-Полос; 5-Лонжерон; 6-Крышка; 7-Ухо; 8-Обойма; 9-Кольцо; 10-Втулка; 11-Жобен лыжк; 12-Втулка; 13-Гейка; 14-Качалка; 15-Трос; 16-Трос; 17-Ухо; 18-Заглушка; 19-Цилиндр; 20-Пружина; 21-Урышка; 22-Переходник; 23-Вилка; 24-Кронштейн; 25-Тормоз; 26-Бруминный цилиндр; 27-Доннышко; 28-Цилиндр; 29-Терельчатая пружине; 30-Шток; 31-Ухо.

Хвостовая лыжа и ее установка

Хвостовая лыжа (фиг.37) имеет длину 1212 мм и ширину 500 мм, что составляет опорную площадь 0,6 м².

Силовой каркас хвостовой лыжи не отличается от каркаса основной лыжи и состоит из полоза, двух лонжеронов, шести шпангоутов, ободов и съемной верхней обшивки.



Фиг.37. Установка хвостовой лыжи

1-терелчатые пружины; 2-гайка; 3-доннышко; 4-цилиндр; 5-шток; 6-поршень; 7-шток; 8-гайка; 9-шайба; 10-бронзовые втулки; 11-болт; 12-ребра лыжи; 13-амортизатор; 14-траверса; 15-вилка; 16-ушковый болт; 17-направляющий гребень; 18-амортизатор лыжи; 19-хвостовая лыжа.

VI. ВОЗДУШНАЯ СИСТЕМА

Воздушная система на самолете Ан-2 в транспортном варианте (фиг.38) предназначена для управления тормозами колес шасси и блокировкой хвостового колеса в нейтральном положении.

В воздушную систему входят : компрессор, фильтр-отстойник, автомат давления с обратным клапаном, прямооточный фильтр, кран наполнения, баллон сжатого воздуха, редукционный клапан, дифференциал, бортовой зарядный штуцер с обратным клапаном, штуцер подзарядки амортизаторов шасси, тройник (подзарядки амортизатора хвостового колеса), манометр на 80 ат, двухстрелочный манометр на 12 ат и пневмоцилиндр блокировки костыля в нейтральном положении (см.главе У).

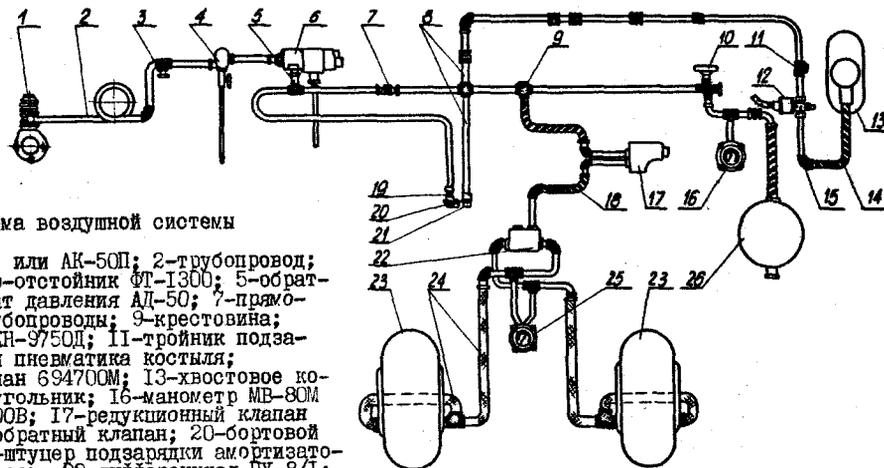
Проводка сжатого воздуха выполнена из трубопроводов, гибких шлангов и соединительной арматуры.

Аккумулятором сжатого воздуха служит бортовой баллон. Зарядка его на земле производится от аэродромного баллона, который подсоединяется к бортовому зарядному штуцеру шлангом входящим в комплект наземного оборудования самолета. Из зарядного штуцера воздух поступает в баллон самолета через прямооточный фильтр и кран наполнения. Редукционный клапан, смонтированный в корпус крана, предохраняет воздушную сеть от перегрузок. Между баллоном и краном включен манометр на 80 ат, постоянно показывающий давление в баллоне.

Во время работы двигателя зарядка баллона производится от компрессора, установленного на двигателе. Сжатый воздух поступает в баллон, пройдя через фильтр-отстойник и автомат давления. Избыток подаваемого компрессором воздуха стравливается автоматом давления в атмосферу.

Питание тормозов шасси происходит через редукционный клапан, понижающий давление, и через дифференциал, распределяющий сжатый воздух между правым и левым колесами шасси. Открытие редукционного клапана и регулирование давления, поступающего в тормозную магистраль воздуха, производится ручной гашеткой, установленной на левой штурвальной колонке. Дифференциал управляется педалями управления рулем поворота. Двухстрелочный манометр показывает давление воздуха отдельно в левой и правой тормозной камере.

Питание сжатым воздухом пневмоцилиндра блокировки костыля в нейтральном положении происходит от тройника установленного на 23-ом шлангоуте через электропневмоклапан 694700М, предназначенный для



Фиг. 38. Схема воздушной системы

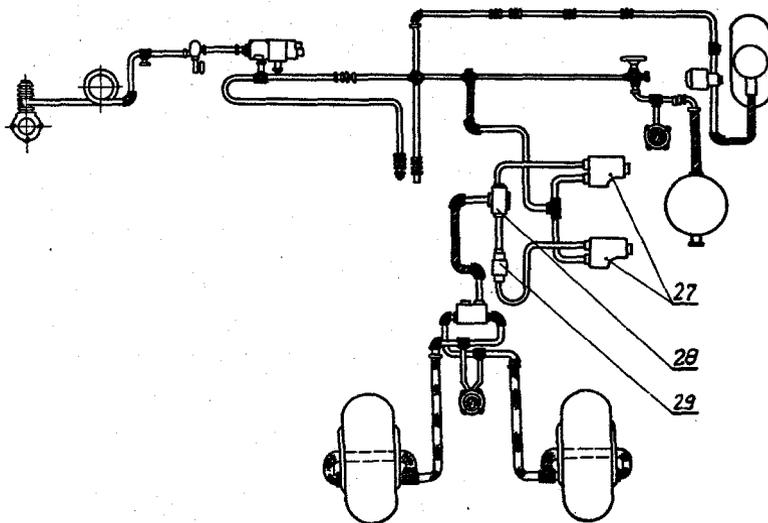
1-компрессор АК-50М1 или АК-50П; 2-трубопровод; 3-заглушка; 4-фильтр-отстойник ФТ-1300; 5-обратный клапан; 6-автомат давления АД-50; 7-прямоточный фильтр; 8-трубопровод; 9-крестовина; 10-кран наполнения КН-9750Д; 11-тройник подзарядки амортизатора и пневматика костыля; 12-электропневмоклапан 694700М; 13-хвостовое колесо; 14-шланг; 15-угольник; 16-манометр МВ-80М или МА-100 или МА-100В; 17-редукционный клапан ПУ-7; 18-шланг; 19-обратный клапан; 20-бортовой зарядной штуцер; 21-штуцер подзарядки амортизаторов и пневматиков шасси; 22-дифференциал ПУ-8/1; 23-колесо шасси К-150/Т-150; 24-шланги; 25-двухстрелочный манометр МВ-12; 26-бортовой баллон сжатого воздуха.

дистанционного управления работой блокировки из кабины летчиков.

Воздушная система позволяет производить подзарядку амортизаторов и звинии в полевых условиях, для чего служит добебочные штуцеры, к которым подсоединяется шланг с приспособлением для проверки давления.

СИСТЕМА ДВОЙНОГО УПРАВЛЕНИЯ ТОРМОЗАМИ КОЛЕС

На некоторых самолетах Ан-2 устанавливается система двойного управления тормозами колес.



Фиг.39. Система двойного управления тормозами колес

27 - редукционный клапан ПУ-7; 28 - клапан ПУ-9; 29 - электромагнитный клапан УП-30/Г.

(Обозначения остальных элементов - см. на фиг. 38).

самолеты с двойной системой управления тормозами колес предназначены для учебных целей, поскольку применение такой системы позволяет инструктору влиять на способ торможения самолета учеником, и в случае необходимости, инструктор может взять торможение полностью на себя.

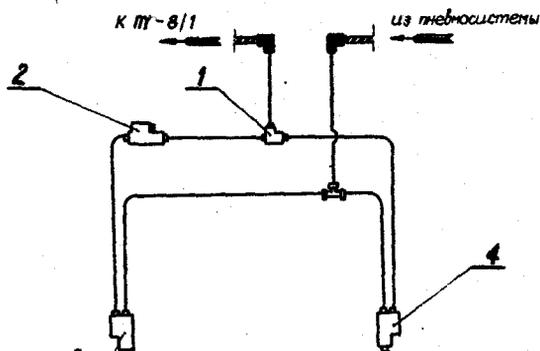
С целью устранения возможности капотажа во время посадки, вызванного чрезмерно резким торможением на самолете установлена система аварийного растормаживания колес.

Пневмосистема такого самолета (фиг.39) кроме клапана ПУ-7 и дифференциала ПУ-8/1, устанавливаемых на всех вариантах самолета Ан-2, состоит дополнительно из клапана ПУ-7, установленного на левом штурвале, электромагнитного клапана УП-30/1 и воздушного переключателя ПУ-9, установленных на кронштейнах укрепленных на трубе системы управления под полом кабины летчиков.

Управляемый кнопкой К4М с правого штурвала электромагнитный клапан УП-30/1 служит для подачи сжатого воздуха к тормозам колес или для сообщения тормозных камер с атмосферой.

Воздушный переключатель ПУ-9 является по существу обратным клапаном и пропускает сжатый воздух только лишь в одном направлении - к тормозам колес.

Работа системы. Вся система с помощью трубопроводов подключена к главной воздушной магистрали самолета. Рабочее давление в тормозной системе остается прежним $9-10 \text{ кг/см}^2$.



Фиг.40. Схема двойного управления тормозами

1-клапан ПУ-9; 2-э/м клапан УП-30/1; 3-ПУ-7 на левом штурвале; 4-ПУ-7 на правом штурвале.

Сжатый воздух из главной воздушной магистрали подается трубопроводами к клапанам ПУ-7 на обоих штурвалах (фиг.40).

После нажатия тормозной гашетки на любом штурвале или на обоих одновременно сжатый воздух через переключатель ПУ-9 подается к тормозам колес. В случае одновременного торможения с обоих штурвалов эффект торможения будет складываться (расход воздуха через два клапана ПУ-7 будет больше, чем через один ПУ-7).

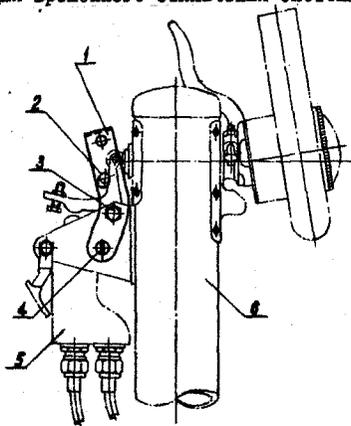
Нажатие на кнопку растормаживания К4М установленную на правом штурвале (см.гл.ХУ) вызовет подачу электрического тока на обмотку электромагнитного клапана УП-30/1, вследствие чего якорь переместится, открыв доступ сжатого воздуха к тормозам и открыв сообщение тормозных камер с атмосферой.

В результате произойдет стравливание сжатого воздуха в тормозных камерах, т.е. расторможение самолета.

Процесс растормаживания длится лишь до момента снятия усилия с кнопки К4М. В течение всего этого времени клапан УП-30/1 сообщен с атмосферой и нажатие на тормозную гашетку левого штурвала не дает эффекта торможения.

Тормозить можно тогда лишь с правого штурвала, поскольку в данном случае сжатый воздух через правый ПУ-7 и ПУ-9 подается непосредственно к тормозам колес, минуя открытый электромагнитный клапан УП-30/1. Из сказанного выше видно, что на самолете с двойным управлением тормозами ученик должен занимать левое пилотское сидение, а инструктор - правое.

Для временного отключения системы управления тормозами с правого



Фиг.41. Блокировка тормозной гашетки правого штурвала.

- 1 - скоба;
- 2 - штифт;
- 3 - болт;
- 4 - винт;
- 5 - редукционный клапан ПУ-7;
- 6 - штурвальная колонка.

штурвала без необходимости снятия агрегатов и трубопроводов на правую тормозную гашетку заводом устанавливается блокировочная скоба (фиг.41).

Блокировка тормозной гашетки состоит в установке упорного штифта в нижнее отверстие скобы.

С целью отблокирования гашетки достаточно перевести упорный штифт с нижнего в верхнее отверстие блокировочной скобы.

АГРЕГАТЫ ВОЗДУШНОЙ СИСТЕМЫ

Компрессор

Двухступенчатый компрессор АК-50М1 смонтирован на задней крышке картера двигателя с правой стороны. Производительность его равна 8 л воздуха давлением 50 ат в течение 22 мин.

Фильтр-отстойник

Фильтр-отстойник ФТ-1300 крепится к шпангоуту № 3 фюзеляжа под полом кабины летчиков, возле нижнего лже. Фильтр расположен в самой нижней точке воздушной системы. Слив конденсата из него производится поворотом маховика.

Автомат давления

Его назначение - поддерживать в воздушной сети самолета давление в пределах, достаточных для нормальной работы агрегатов-потребителей сжатого воздуха. Если давление в сети выше нижнего допустимого предела, автомат пропускает поступающий к нему из компрессора воздух в атмосферу. Если давление ниже - автомат переводит компрессор с холостого хода на рабочий, направляя нагнетаемый воздух в воздушную сеть самолета.

Пружине автомата регулируется так, чтобы при давлении в сети 50-55 ат автомат перевел компрессор на холостой ход.

Обратный клапан установлен на штуцере автомата АД-50, подкачивая сжатый воздух в бортовой баллон.

Клапан открывается только при зарядке сети от компрессора. Клапан закрывается в периоды холостой работы компрессора, а также при зарядке бортовой сети от наземного баллона.

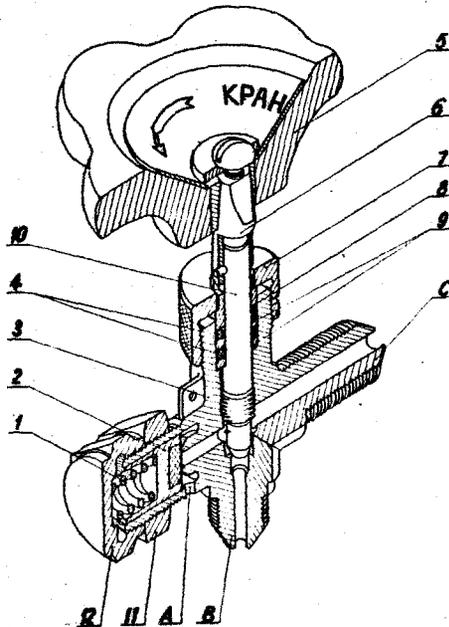
Прямоточный фильтр

Вместе с автоматом давления на шпангоуте № 3 смонтирован прямо-точный фильтр 57-685. В корпусе фильтра расположен ряд металлических сеток и войлочных прокладок, служащих для очистки воздуха, подаваемого в баллон.

Кран наполнения

Кран наполнения КН-9750/Д (фиг.42) расположен на левом пульте в кабине летчиков. Вращением маховичка по часовой стрелке кран перекрывается.

В корпусе крана смонтирован редукционный клапан, постоянно сообщающийся с линией нагнетания, независимо от того, открыт или закрыт кран. Пружина клапана отрегулирована на давление воздуха 55^{+5} ат. Если давление воздуха в линии нагнетания по какой-либо причине повышается, излишек воздуха стравливается в атмосферу.



Фиг.42. Кран наполнения КН-9750/Д

I - пружина; 2 - грибок; 3 - корпус крана; 4 - уплотнительное кольцо; 5 - маховик; 6 - кодпачек; 7 - гайка; 8 - втулка; 9 - подкладна; 10 - игла; 11 - гайка; 12 - регулировочная гайка; А - дренажное отверстие; В - штуцер сообщающий кран с баллоном; С - штуцер сообщающий кран с компрессором.

Манометры

Рядом с краном выполнения на левом пульте расположены манометры. Манометр на 80 ат, включенный между краном выполнения и баллоном, постоянно понижает давление в баллоне. Двухстрелочный манометр на 12 ат служит для контроля давления отдельно в тормозах правого и левого колес.

Зарядные штуцеры

Для зарядки бортового баллона от аэродромного баллона на самолете установлен бортовой зарядный штуцер 800300А.

Штуцер установлен в нижнем липе между шпангоутами № 2 и 3 фюзеляжа.

Добавочные штуцеры, служащие для подзарядки амортизаторов и виаблин колес расположены: для шасси - на нижней обшивке фюзеляжа позади шпангоута № 3, для костыля - на шпангоуте № 23.

Баллон сжатого воздуха

Баллон сжатого воздуха емкостью 8 л сварен из двух полусферических обечеек, отштампованных из листовой стали 30ХГСА толщиной 2 мм.

Баллон рассчитан на рабочее давление 50ат с трехкратным запасом прочности.

Баллон крепится под полом кабины летчиков на кронштейне с углублением по форме баллона.

Редукционный клапан ПУ-7

Редукционный клапан ПУ-7 (фиг.43) служит для пропуска сжатого воздуха с редуцированным давлением в тормозную магистраль. Клапан ПУ-7 установлен на левой штурвальной колонке.

Воздух из баллона поступает в агрегат под давлением 50 кг/см² через входной штуцер (1) и дальше попадает под клапаны выпуска: маленький (2) и большой (3).

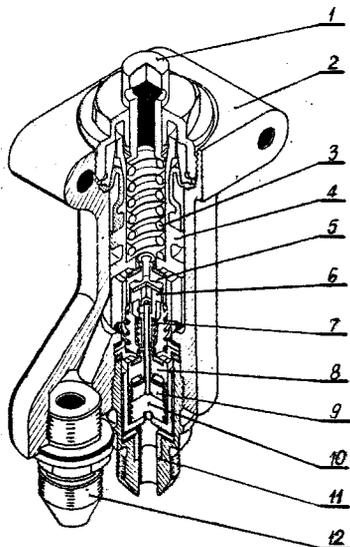
Результирующая сила давления подводимого воздуха и действия пружин не разрешает открыться клапанам выпуска и воздух не попадает к выходному штуцеру.

При нажатии на толкач (4), редукционная пружина (5) передвигает вниз поршень (6), а он в свою очередь упираясь своим седлом в большой клапан выпуска (7) передвигает этот клапан до соприкосновения с маленьким клапаном выпуска (8), что приводит к перекрытию сообщения полости низкого давления с атмосферой.

При дальнейшем нажатии на толкач открывается маленький клапан впуска (9). Тогда сжатый воздух из баллона поступает через нижнюю и среднюю полости клапана в тормозную магистраль. Когда откроется маленький клапан впуска, давление воздуха под большим клапаном впуска (8) быстро снизится и вследствие разности давлений над и под большим клапаном впуска клапан откроется, что значительно ускорит процесс торможения.

Если имеется необходимость в быстром ресторможении колес следует быстро перекрыть нежим на толкач, который тогда передвинется вверх. В результате поршень под действием давления имеющегося в полости низкого давления и в рабочей магистрали передвинется также вверх, что приведет в конечном итоге к уходу воздуха из тормозной системы в атмосферу через отверстия в толкаче.

Маленькие клапаны делают агрегат чувствительным, а большие - гарантируют быстроту торможения и ресторможения колес. Плавную регулировку редуцированного давления воздуха при постоянном нажиме на толкач обеспечивает редуцирующая пружина.



Фиг. 43. Редуцирующий клапан Ш-7.

- 1 - толкач;
- 2 - корпус клапана;
- 3 - редуцирующая пружина;
- 4 - мембранный поршень;
- 5 - большой клапан выпуска;
- 6 - маленький клапан выпуска;
- 7 - верхняя полость;
- 8 - большой клапан впуска;
- 9 - маленький клапан впуска;
- 10 - нижняя полость;
- 11 - входной штуцер;
- 12 - выхлопной штуцер.

Дифференциал ПУ-8/1

Дифференциал ПУ-8/1 (фиг.44) представляет собой агрегат пневматического управления тормозами, позволяющий одновременно тормозить оба колеса шасси и раздельно правое или левое колесо.

Дифференциал установлен на приливе кронштейна левой педали управления рулем поворота. Клапаны дифференциала, перераспределяющие сжатый воздух между левым и правым колесами, приводятся в действие винтами.

Воздух давлением 50 кг/см^2 поступает из бортового воздушного баллона на клапан ПУ-7, где редуцируется до давления $9-10 \text{ кг/см}^2$ (для обеспечения торможения при работе двигателя на $n = 2000+2100 \text{ об/мин.}$) и далее подводится к входному штуцеру дифференциала ПУ-8/1.

Из входного штуцера (11) воздух попадает в нижние полости (9) соединенные друг с другом отверстием (12).

При нейтральном положении рычага (1) поршни (3) совместно с прижимными к ним клапанами (13) передвигаются вверх до выступов двухстороннего рычага (2).

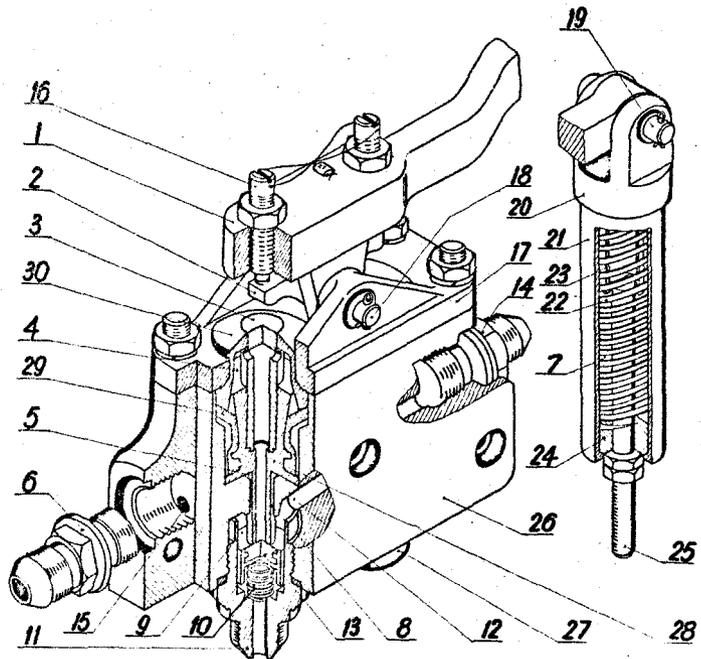
Сжатый воздух из нижних полостей перетекает через сужения (8) центральных отверстий в верхние полости (5), откуда через отверстия (15) и выходные штуцеры (14) уходит к тормозам главных колес.

При отклонении рычага (1) с помощью пружинной системы (7) из нейтрального положения на угол до 15° не произойдет никаких изменений в работе дифференциала.

При отклонении на больший угол нажим двухстороннего рычага на один из поршней прекращается, вследствие чего поршень уходит вверх. Одновременно клапан под действием давления воздуха и пружин (10) прижимается к гнезду корпуса, перекрывая тем самым сообщение между верхней и нижней полостями.

Давление воздуха имеющегося в верхней полости и в одном из колес передвигает поршень вверх и открывает сообщение верхней полости с атмосферой, что вызовет в свою очередь уход воздуха из верхней полости и одного из колес через отверстие (4) в атмосферу.

При отпущенной гашетке происходит общее растормаживание колес независимо от того, в каком положении находятся в этот момент педаль.



Фиг. 44. Дифференциал ПУ-8/1

1 - односторонний рычаг; 2 - двухсторонний рычаг; 3 - толкатель;
 4 - отверстие сообщающее внутренние полости с атмосферой;
 5 - верхняя полость; 6 - выходной штуцер; 7 - набор пружин;
 8 - сужение центральных отверстий; 9 - нижние полости; 10 - пружина;
 11 - входной штуцер; 12 - отверстие сообщающее нижние полости;
 13 - клапаны; 14 - выходной штуцер; 15 - отверстие направляющее
 воздух к тормозам; 16 - регулировочные болты; 17 - крышка;
 18 - палец; 19 - палец; 20 - крышка с ухом подвески; 21 - наружная
 втулка; 22 - пружина; 23 - внутренняя втулка; 24 - кольцо; 25 - шток;
 26 - корпус дифференциала; 27 - заглушка; 28 - поршень; 29 - мембрана;
 30 - прижимная крышка.

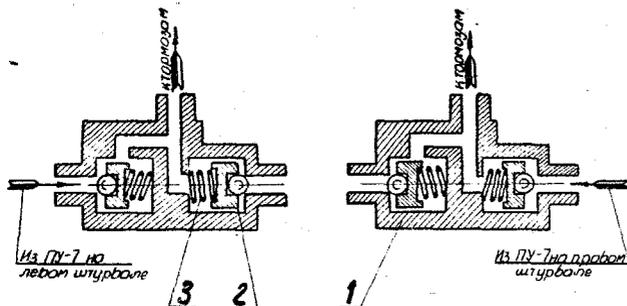
АГРЕГАТЫ СИСТЕМЫ ДВОЙНОГО УПРАВЛЕНИЯ ТОРМОЗАМИ

Воздушный переключатель

Воздушный переключатель ПУ-9 предназначен для пропускания сжатого воздуха только лишь в одном направлении.

Максимальное рабочее давление, на которое рассчитан переключатель составляет 12 кг/см^2 .

Схема работы переключателя ПУ-9 указана на фиг.45.



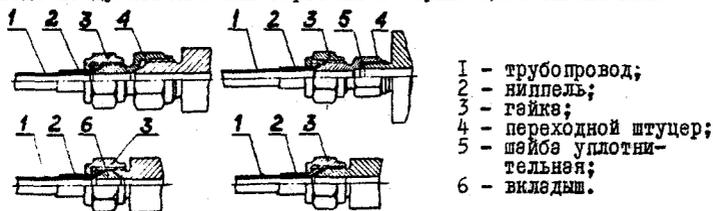
Фиг.45. Схема работы переключателя ПУ-9

1 - корпус; 2 - клапан; 3 - пружина.

Трубопроводы

Трубопроводы воздушной системы в основном выполнены из трубок АМГМ Т6х4, за исключением трубопровода от фильтра отстойника до автомата давления, который изготовлен из трубки АМГМ-Т8х6. Типовые соединения трубопроводов показаны на фиг.46.

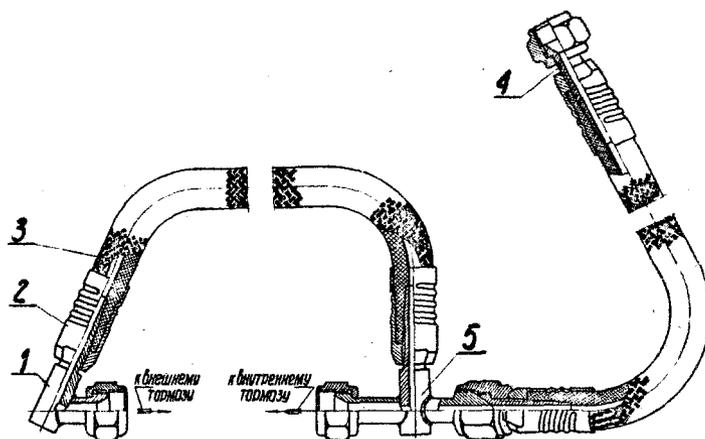
Трубопроводы воздушной системы окрашены в черный цвет эмалью А12.



Фиг.46. Типовые соединения трубопроводов Воздушной системы.

Гибкие шланги

В воздушной системе самолета применены также гибкие шланги (см. фиг.47.) изготавливаемые из рукавов по ТУ 1707-62.



Фиг.47. Шланг к тормозам колес шасси

1 - угольник; 2 - муфта; 3 - шланг; 4 - штуцер; 5 - тройник.

УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ

Управление самолетом состоит из управления рулем высоты, элеронами, рулем поворота, закрылками, триммерами рулей и элеронов и тормозами колес шасси.

Ручное и ножное управления двойные. Передача к рулям и элеронам смешанная — посредством тросов и жестких тяг. Правое управление в кабине летчиков может быть снято без нарушения передачи к рулям и элеронам, для чего необходимо удалить тросы правого штурвала и тягу между правой и левой педалью.

Управление закрылками электродистанционное — от отдельных электромеханизмов УЗ-1АМ для верхних и нижних закрылков. Передача к закрылкам жесткая — посредством тяг. Управление закрылками верхних крыльев кинематически связано с управлением элеронами так, что при выпуске закрылков элероны зависают и работают как закрылки.

Управление триммерами дистанционное (электромеханизмами УТ-6Д).

Управление тормозами шасси пневматическое.

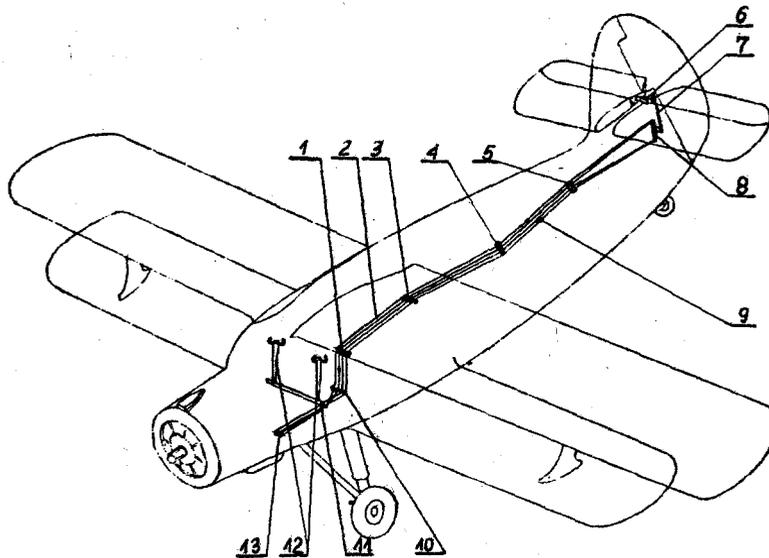
УПРАВЛЕНИЕ РУЛЕМ ВЫСОТЫ

Управление рулем высоты (фиг.48) состоит из левой и правой штурвальных колонок, тросовой передачи, качалки и тяг. Штурвальные колонки (фиг.49) коробчатого сечения склепаны из двух дуралюминовых штампованных профилей. На нижние концы колонок надеты и прикреплены сварные кронштейны с роликами управления элеронами.

Левая и правая штурвальные колонки связаны поперечной дуралюминовой трубой, расположенной под полом кабины летчиков.

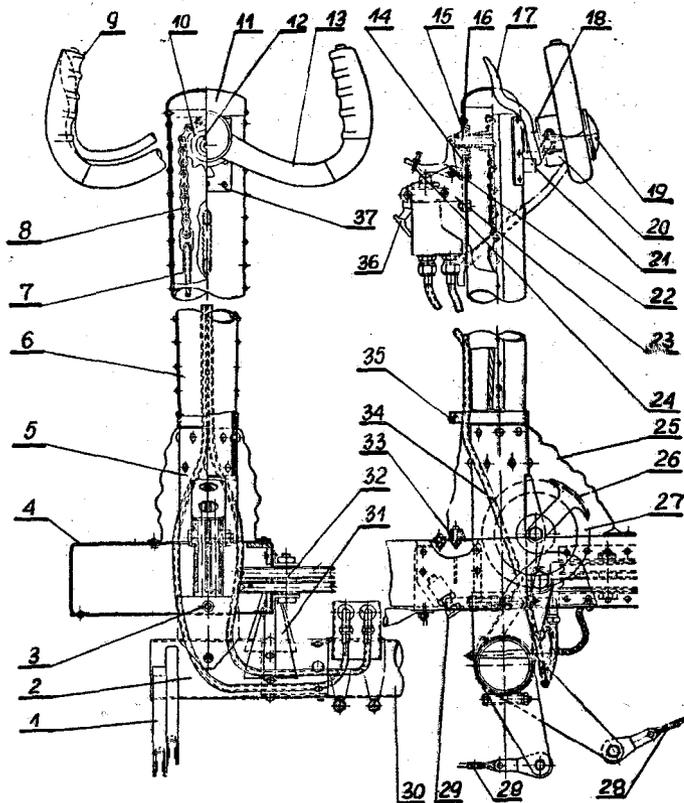
К левому узлу снизу приварены рычаги, от которых отходят тяги управления рулем высоты.

Сдвоенная тросовая передача проведена на роликах и проходит под левой балкой пола кабины летчиков, поднимается позади шпангоута № 5 вверх и далее идет внутри фюзеляжа назад, по его левой верхней стороне до трехплечей качалки, установленной на шпангоуте № 25. Тандеры для регулирования тросов расположены позади грузовой кабины.



Фиг.48. Схема управления рулем высоты

1 - верхние ролики на шпангоуте № 5; 2 - тросы; 3 - ролики на шпангоуте № 8; 4 - ролики на шпангоуте № 15; 5 - ролики на шпангоуте № 21; 6 - качалка руля высоты; 7 - тяга; 8 - качалка на шпангоуте № 25; 9 - тендеры; 10 - нижние ролики на шпангоуте № 5; 11 - рычаги ручного управления; 12 - штурвальные колонки; 13 - ролики у шпангоуте № 1.



Фиг.49. Ручное управление.

1-рычаги управления рулем высоты; 2-концевой узел поперечной трубы; 3-конусный болт; 4-лев.силовая балка пола кабины летчиков; 5-кронштейн штурвальной колонки; 6-лев.штурвальная колонка; 7-трос управления элеронами; 8-втулочно-роликовая цепь; 9-пластм. ручка; 10-звездочка; 11-крышка штурвальной колонки; 12-шпонка; 13-ручка штурвала; 14-передний кронштейн оси штурвала; 15-ось штурвала; 16-тяга; 17-гашетка управления тормозами колес; 18-барaban штурвала; 19-крышка барабана штурвала; 20-барaban штурвала; 21-упор штурвала; 22-рычаг; 23-кронштейн редукционного клапана ЦВ-7; 24-винт; 25-чехол; 26-предохранитель; 27-ролики управления элеронами; 28-тросы управления рулем высоты; 29-нижний упор штурвальной колонки; 30-поперечная труба ручного управления; 31-кронштейн подвески ручного управления; 32-ролики управления элеронами; 33-верхний упор; 34-трубопроводы управления тормозами колес; 35-хомут чехла; 36-стояночный стопор тормоза; 37-задний кронштейн оси штурвала;

УПРАВЛЕНИЕ ЭЛЕРОНАМИ

В управление элеронами (фиг. 50) входят: левый и правый штурвалы, тросовые передачи до качалки на шпангоуте № 6 и передачи жесткими тягами на качалках в фюзеляже и в верхнее крыло.

Каждый штурвал изготовлен из гнутых труб, приваренных к полюму ба-ребану.

Внутри колонки на оси штурвала на шпонке посажена звездочка с десяти зубьями.

На звездочку надета втулочно-роликовая цепь. К концу цепи присоединены тросы, проходящие внутри колонки к нижним роликам колонки.

Ручки штурвалов снабжены наконечниками из пластмассы.

На барабане левого штурвала против левой руки летчика установлена гашетка управления тормозами шасси. На передней стороне левой колонки укреплен кронштейн с редукционным клапаном ПУ-7. Передача от гашетки к ПУ-7 осуществлена тягой, проходящей через полую ось штурвала, и качалкой, установленной на кронштейне ПУ-7.

Тросы от роликов правого штурвала проведены под полом к роликам на правом борту левой балки, откуда совместно с тросами левого штурвала проходят внутри левой балки, поднимаются позади шпангоута № 5 вверх и кончатся тандемами у качалки, установленной на шпанг. № 6.

Далее применена передача жесткими тягами, проходящими позади шпангоута № 8 из фюзеляжа в верхнее крыло.

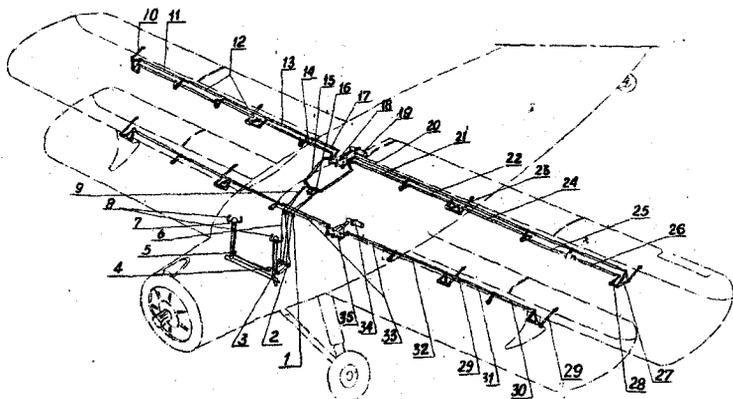
УПРАВЛЕНИЕ РУЛЕМ ПОВОРОТА

Управление рулем поворота (фиг. 51) состоит из левой и правой педалей, соединяющей их тяги и тросовой проводки, идущей параллельно с тросами руля высоты в хвост самолета.

Педали управления рулем поворота собраны из горизонтального двухплечевого коромысла с полой вертикальной осью, из регулирующихся по росту подножек, установленных на кронштейнах по концам коромысла, и из тяг шарнирного параллелограмма.

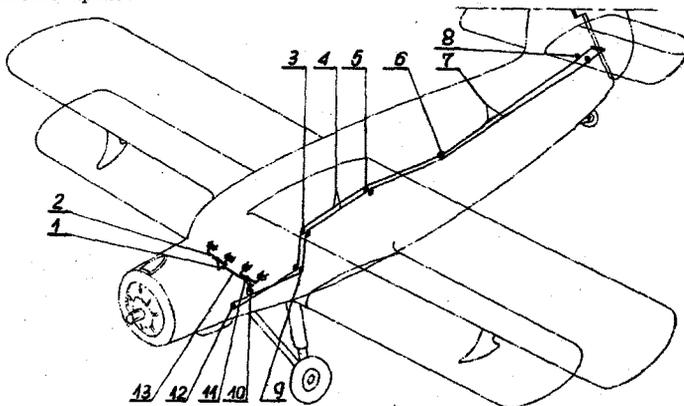
Коромысла педалей установлены на кронштейнах, прикрепленных к силовым балкам пола кабины летчиков четырьмя болтами.

К левой педали укреплен дифференциал ПУ-8/1 предназначенный для управления тормозами колес.



Фиг. 50. Схема управления элеронами и закрылками

1-верхние ролики на шпангоуте № 5; 2-нижние ролики на шпангоуте № 5; 3-ролики на левой штурвальной колонке; 4-ролики на правом борту левой силовой балки; 5-ролики на правой штурвальной колонке; 6-тросы управления элеронами; 7-звездочка под цепь Галля; 8-штурвалы; 9-тандеры тросов управления элеронами; 10-тяги к элерону; 11,12,13,15,17,20-тяги управления элеронами; 16-кочка управления элеронами на шпангоуте № 6; 18-коробка механизма управления закрылками верхнего крыла; 19-верхний электромеханизм УЗ-1АМ; 14,21,22,24,25-тяги управления закрылками верхнего крыла; 23-тяги к закрылку верхнего крыла; 26,27,28-механизм зависания; 29-тяги к закрылкам нижнего крыла; 30,31,32,33-тяги управления закрылками нижнего крыла; 34-нижний электромеханизм УЗ-1АМ; 35-коробка механизма управления закрылками нижнего крыла.



Фиг. 51. Схема управления рулем поворота

1-кочка правой педали; 2-правая педаль; 3-верхние ролики на шпангоуте № 5; 4-тросы; 5-ролики на шпангоуте № 8; 6-ролики на шпангоуте № 15; 7-тандеры; 8-ролики на шпангоуте № 25; 9-нижние ролики на шпангоуте № 5; 10-сектор левой педали; 11-левая педаль; 12-ролик у шпангоута № 1; 13-тяги.

УПРАВЛЕНИЕ ЗАКРЫЛКАМИ

Закрылки верхнего и нижнего крыльев приводятся в действие отдельными электромеханизмами УЗ-1АМ, расположенными между шпангоутами № 8 и 9 — один в верхней части фюзеляжа, другой под полом грузовой кабины.

Передача к закрылкам верхнего крыла связана с управлением элеронами механизмом зависания, состоящим из тяг и качалки.

Положение верхних закрылков регистрируется электрическим указателем отклонения закрылков УЗП-47.

УПРАВЛЕНИЕ ТРИММЕРАМИ

Управление триммерами элерона, руля высоты и руля поворота электродистанционное. Электромеханизмы УТ-6Д смонтированы в носовой части левого элерона, руля поворота и левой половины руля высоты на лонжеронах.

УПРАВЛЕНИЕ ТОРМОЗАМИ КОЛЕС

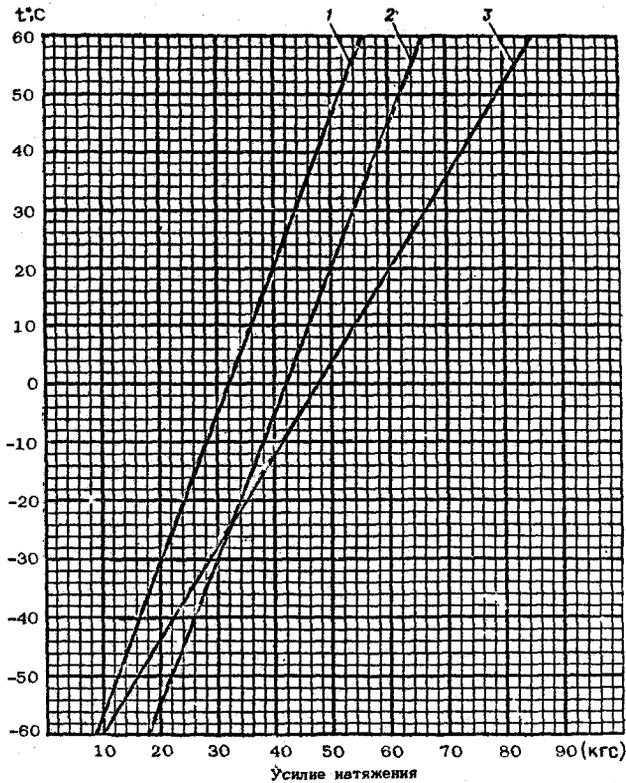
Управление тормозами колес шасси осуществляется ручной гашеткой и ножными педалями управления рулем поворота. Гашетка установлена на левом штурвале ручного управления. Посредством тяги, проходящей через полую ось штурвала, гашетка связана с нажимным рычагом редукционного клапана ПУ-7. При нажатой гашетке рычаг давит на шток клапана ПУ-7, клапан опускается и открывает доступ сжатого воздуха из бортового баллона в тормозную линию, редуцируя его до давления, необходимого для работы тормозов.

Из клапана ПУ-7 сжатый воздух поступает в дифференциал ПУ-8/1. При нейтральном положении педали воздух свободно проходит через дифференциал и вызывает синхронное торможение обоих колес шасси.

Раздельное торможение колес осуществляется поворотом педалей управления рулем поворота.

ТРОСОВЫЕ ПЕРЕДАЧИ УПРАВЛЕНИЯ

На самолете в управлении элеронами и рулем высоты применены сдвоенные тросы, а в управлении рулем поворота одинарные. Тандеры для регулирования натяжения тросов управления элеронами расположены у качелки на шпангоуте № 6, тандеры тросов управления рулями — за грузовой кабиной. Усилие натяжения тросов зависит от температуры окружающего воздуха. Величины усилий натяжения тросов и их зависимость от температуры наружного воздуха поданы на ниже представленном графике (фиг. 51а).



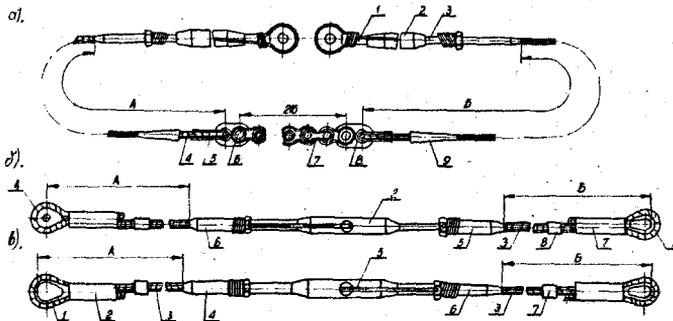
Фиг. 51а. Зависимость натяжения тросов от изменения температуры окружающего воздуха.

1—тросы руля направления; 2—тросы руля высоты; 3—тросы элеронов.

Собранные тросы с соединительными деталями показаны на фиг.53
Размеры тросов приведены в таблице I.

Перед заплеткой тросы диаметром 3,5 мм, подвергаются предвари-
тельной вытяжке усилием 580 кг, а тросы диаметром 4,5 мм - усили-
ем 970 кг. Заплетенные тросы вытягиваются усилиями, равными 50 %
от указанных выше.

Тросовое управление выполнено на роликах, прессованных из тек-
столита-крошки и смонтированных на радиальных однорядных шарико-
подшипниках класса НТ.



Фиг.52. Тросы управления самолетом

- а) Цепь с тросом управления элеронами :
1-ушко 247с50-8 тандера; 2-муфта тандера 240с50-8; 3-неконечник 1870А-4 тандера с правой резьбой; 4-трос 7х19х4 ГОСТ 2172-43; 5-коуш 57с51-6,1; 6-валик Ш5120-5; 7-ролик-втулочная цепь 11-2ГОСТ 3609-52; 8-серьга Ш5110-24; 9-гильза 1753с57-11-8.
- б) Трос управления рулем поворота :
1-коуш 57с51-6,1; 2-тандер 240с50-8; 3-трос 7х19х3,5 ГОСТ 2172-43; 4-коуш Ш5000-44; 5 - неконечник 1870А-3,5 с правой резьбой; 6-неконечник 1872А-3,5 с левой резьбой; 7-гильза 1753с57-10-7; 8-трубка ХВТ Ø 6.
- в) Трос управления рулем высоты :
1-коуш 57с51-6,1; 2-гильза 1753с57-10-7; 3-трос 7х19х3,5 ГОСТ 2172-43; 4-неконечник 1870А-3,5 с правой резьбой; 5-муфта 240с50-8; 6-неконечник 1872А-3,5 с левой резьбой; 7-трубка ХВТ Ø 6.

Таблица 10

Размеры тросов управления самолетом

Наименование троса	Марка троса	Код. с-т	Размеры мм		Расчетная нагрузка в кг
			А	Б	
Тросы управления элеронами	7x19-4	I	3445	3445	1294
	ГОСТ 2172-43	I	2730	2730	1294
Тросы управления рулем поворота	7x19-3,5	I	8500	3060	410
	ГОСТ 2172-43	I	7440	3600	410
Тросы управления рулем высоты	7x19-3,5	I	7740	2055	768
	ГОСТ 2172-43	I	6510	2185	768
		I	9150	2035	768
		I	7870	3315	768

ПЕРЕДАЧИ ЖЕСТКИМИ ТЯГАМИ

В управлении самолетом часть проводки состоит из жестких тяг, подвешенных на качалках. Все шарниры этих передач выполнены на радиальных двухрядных стержневых шарикоподшипниках № 1006 и 1008 ГОСТ 5720-51 класса НТ.

Тяги к рычагам руля высоты, элерона и закрылков изготовлены из стальных труб, остальные тяги — из дюралюминовых. Наконечники тяг стальные. Типы применяемых тяг показаны на фиг. 53.

РЕГУЛИРОВАНИЕ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

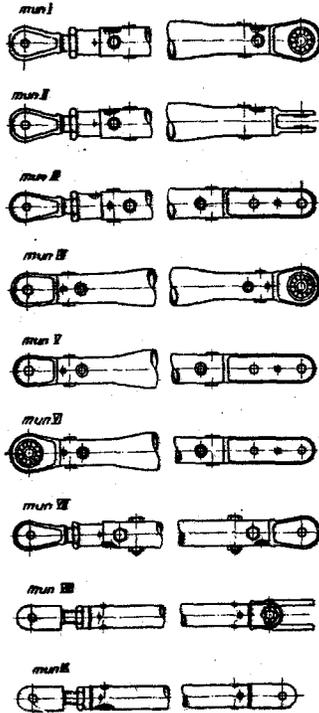
Регулирование управления самолетом начинают с установки штурвальных колонок, штурвалов и ножных педалей в нейтральное положение.

Регулирование управления рулем высоты

Нейтральное и крайние положения штурвальных колонок, а также углы отклонения руля высоты и соответствующие замеры по задней кромке руля приведены в таблице 11.

Регулирование производится в следующем порядке :

- 1) при ненапрянутых тросах закрепить колонки и руль в нейтральном положении;
- 2) отрегулировать тягу тэк, чтобы верхний и нижний шарниры качалки были на одинаковом расстоянии от шпангоута № 25;
- 3) отрегулировать тросы, натянув их с усилием тэк, как это представлено на фиг. 51а (стр. 107).



Фиг. 53. Тяги управления самолетом.

Таблица II

Положение руля высоты	Отклонение штурвельных головок от вертикали	Отклонение руля высоты	
		на угол	по задней кромке (мм)
Нейтральное	На 2° назад	0°	-
Верхнее	На $21^{\circ} - 1^{\circ}$ назад	$42^{\circ} \pm 3^{\circ}$	409 ± 30 мм
Нижнее	На $13^{\circ} 30'$ - 1° вперед	$22^{\circ} 30' \pm 1^{\circ}$	223 ± 10 мм

4) сняв стопоры и отклоняя штурвальные колонки до упоров в обе стороны, проверить углы отклонения руля (см. табл. II).

Регулирование управления рулем поворота

Отклонение ножных педалей от нейтрального положения в обе стороны до упора равно $30^{\circ} \pm 1^{\circ}$.

Порядок регулирования следующий :

- 1) при опущенных тросах зафиксировать левую педаль и руль поворота в нейтральном положении и отрегулировать тросы, натянув их так, как это представлено на фиг. 51в (стр.107);
- 2) регулируя тягу между левой и правой педалями, установить правую педаль в нейтральном положении;
- 3) сняв фиксаторы и отклоняя левую педаль в обе стороны до упоров, проверить углы отклонения руля.

Регулирование управления элеронами и закрылками

Регулирование управления в обтянутых крыльях затруднено, поэтому не следует нарушать заводскую регулировку. При замене регулируемых тяг нужно точно измерить их длины и по ним отрегулировать новые тяги.

В случае необходимости управление элеронами и закрылками должно регулироваться заново в определенной последовательности, как указано ниже.

Регулирование управления элеронами и закрылками в верхнем крыле

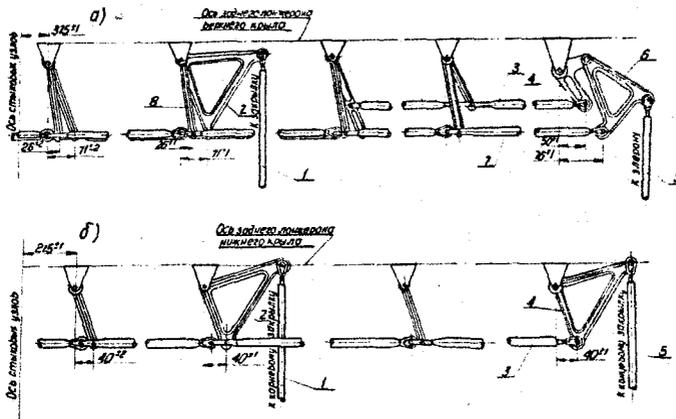
Управление закрылками верхнего крыла и элеронами регулируется одновременно, так как оба управления имеют кинематическую связь через механизмы зависания.

Порядок регулирования следующий :

- 1) снять тяги от механизма привода и зафиксировать элерон и закрылок в нейтральном положении;
- 2) отрегулировать последовательно длины тяг так, чтобы каждая тяга приводила соответствующую качалку в положение, показанное на фиг. 54.

Тягой 1 установить качалку 2
Тягой 3 установить качалку 4
Тягой 5 установить качалку 6
Тягой 7 установить качалку 8

Указанная последовательность дает возможность каждую тягу регулировать по одному разу.



Фиг. 54. Регулировке управления
в крыльях

- а - верхняя правая отъемная часть крыла;
- б - нижняя правая отъемная часть крыла.

Регулирование управления закрылками в нижнем крыле

Управление в крыльях и в фюзеляже рекомендуется регулировать отдельно, а тяги подсоединить в последнюю очередь, отрегулировав их длину по месту.

Регулировка в крыльях проводится в следующем порядке :

- 1) снять тягу и зафиксировать корневой закрылок в нейтральном положении;
- 2) отрегулировать последовательно длины тяг так, чтобы каждая тяга приводила соответствующую ей качалку в положение, показанное на фиг.54.

Тягой 1 установить качалку 2

Тягой 3 установить качалку 4

3) не снимая фиксатора с корневого закрылка, отрегулировать тягу 5 так, чтобы концевой закрылок принял нейтральное положение.

Регулирование управления элеронами в фюзеляже

Регулирование управления элеронами в фюзеляже производить в следующем порядке :

1. При ненатянутых тросах зафиксировать штурвал левой колонки в нейтральном положении.

2. Отрегулировать тросы управления элеронами идущие от левого штурвала так, чтобы концевые шарниры качалки были на одинаковом расстоянии от шпангоута № 6. Тросы должны быть натянуты так, как это представлено на фиг. 51а (стр. 107).

3. Отрегулировать тросы управления элеронами, идущие от правого штурвала так, чтобы штурвал принял нейтральное положение. Тросы должны быть натянуты так как это представлено на фиг. 51а (стр. 107).

4. Регулируя тяги в фюзеляже, установить верхние качалки на верхней коробке механизма управления закрылками так, чтобы плечи обеих качалок были параллельны оси самолета.

5. Не снимая стопоров с элеронов, закрылков и штурвала, отрегулировать по длине тяги и присоединить их к верхним качалкам на верхней коробке механизма УЗ-1АМ и к качалкам в верхнем крыле.

6. Снять стопоры с элеронов и штурвалов (с закрылков стопоры не снимать) и повернуть левый штурвал влево так, чтобы левый элерон отклонился вверх на $30^{0+1,5}_{-1,5}$, или на 263^{+8}_{-13} мм по задней кромке элерона. При этом правый элерон должен опуститься на $14^{0+1,0}_{-1,5}$ или на 124^{+8}_{-13} мм при замере по задней кромке.

Не меняя положения штурвала, отрегулировать левые упоры обоих штурвалов.

7. Повернув штурвалы вправо, таким же образом отрегулировать их правые упоры.

Регулирование коробок механизмов управления закрылками

Механизмы верхней и нижней коробок регулируются одинаково. Регулирование вести в следующем порядке.

1. Тяги от механизма УЗ-1АМ сняты. Отрегулировать штифт заднего концевого выключателя так, чтобы механизм управления закрылками

останавливался концевым выключателем в заднем положении. Заднее положение проверяется по расстоянию от оси шарикоподшипников штока коробки до шпангоута № 8. Это расстояние равно 170 мм и соответствует нейтральному положению закрылков.

2. Зафиксировать стопорами закрылки в нейтральном положении, отрегулировать тяги по месту и присоединить их к качалкам коробок и качалкам в крыльях.

3. Снять стопоры с закрылков.

4. Отрегулировать штифт переднего концевого выключателя так, чтобы механизм управления закрылками останавливался при отклонении закрылков на $39,5^{\pm 1}$, что соответствует замеру по задней кромке верхних закрылков $316^{\pm 9}$ мм, нижних $264^{\pm 7}$ мм.

УІІІ. ОБОРУДОВАНИЕ КАБИН

В кабине экипажа, грузовой кабине и хвостовом отсеке размещено оборудование, служащее для создания удобства экипажу и пассажирам в полете, а также обслуживающему персоналу при эксплуатации самолета и перевозке грузов.

КАБИНА ЭКИПАЖА

В кабине установлены легкостеменные сиденья. Сиденья наклонены под углом 16° и могут перемещаться в вертикальном направлении.

Каждое сиденье состоит из чашки со спинкой, стопорящего механизма и направляющих.

Левое сиденье оборудовано дополнительно правым подлокотником.

Оба сиденья имеют мягкие подушки на спинке, обтянутые дерматиновым чехлом, и стандартные поясные ремни летчика.

Борта кабины имеют декоративную обшивку из фанерных панелей, оклеенных дерматином и укрепленных на винтах.

На правом борту расположен ракетный пистолет и патронаш на 12 патронов.

Для защиты экипажа от действия солнечных лучей верхние панели фонаря оборудованы шторками из темной ткани, а впереди установлены передвижные защитные козырьки — светофильтры.

На двери кабины предусмотрено место и портфель для хранения карт, штурманского снаряжения и другой документации.

Под сиденьем левого летчика установлен писсуар индивидуального пользования. Трубка писсуара выведена за борт фюзеляжа.

По правому борту кабины в зоне выхлопной трубы и под полом правого сиденья устанавливаются матики, выполненные из теплозвукоизоляционного материала обшитого дерматином.

ГРУЗОВАЯ КАБИНА

(фиг. 55)

Н а с т и л п о л д а . Нижние части шпангоутов грузовой кабины фюзеляжа составляют каркас пола. На каркас уложены панели пола, каждая из которых крепится к нему с помощью четырех винтовых замков.

Панели пола изготовлены с рифленых листов ДІБАТ толщиной 3 мм.

Конструкция пола рассчитана на нагрузку 1 т/м^2 .

П а с с а ж и р с к и е с и д е н ь я . Вдоль бортов кабины установлено 12 пассажирских сидений оборудованных привязными ремнями. Сидения подвешены к верхним профилям внутренней обшивки на петлях и закреплены на них винтами. Последнее сидение левого борта крепится на петле к предпоследнему сидению.

ХВОСТОВОЙ ОТСЕК

В хвостовом отсеке, за перегородкой шпангоута № 15 у правого борта устанавливается унитаз.

Над ним в борту фюзеляжа вмонтировано окно и подведено электрическое освещение от плафона.

Вдоль хвостового отсека устанавливается легкая дуралюминовая дорожка.

ЭЛЕМЕНТЫ НАЗЕМНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ

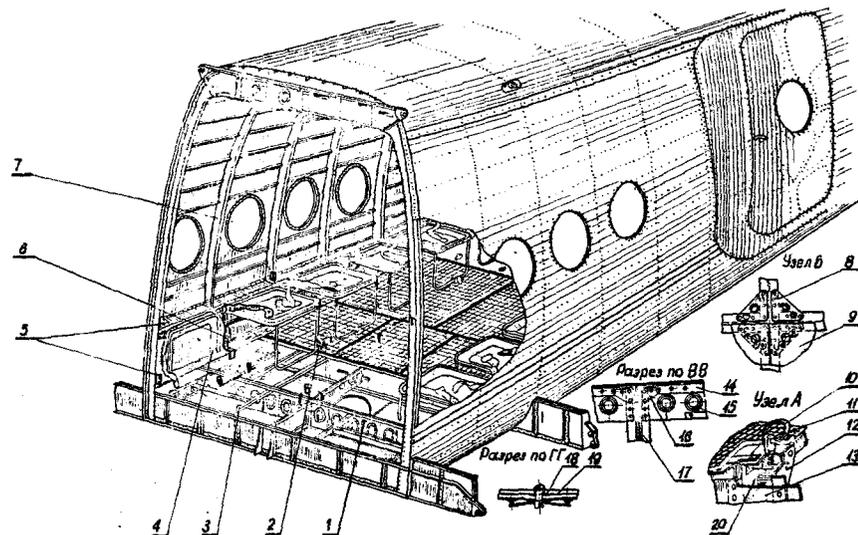
Для входа в фюзеляж через дверь для пассажиров или дверь грузового отсека применена съемная лесенка, укрепленная в походном положении на стенке шпангоута № 15.

Для доступа на верх фюзеляжа снаружи на обшивке левого борта, между шпангоутами № 18 и 20, установлены четыре подножки и две ручки. Поверху фюзеляжа для предотвращения скольжения при хождении нанесена на клею АК-20 пробковая дорожка.

Для подъема самолета на фюзеляже установлены три стандартных шаровых опоры под головки подъемников - две на шпангоуте № 6 и одна на шпангоуте № 26.

Для установки самолета в линию полета на бортах фюзеляжа имеются реперные точки - передние на шпангоуте № 4 и задние на шпангоуте № 22. Расположение реперов обеспечивает установку самолета в линию полета с одной установки нивелира.

Для швартовки самолета на стоянке на боковинах шпангоута № 25 имеются специальные скобы.



Фиг. 55. Грузовая кабина.

1-стенка каркаса пола; 2, 9, 11, 19-панель пола; 3-профиль каркаса пола; 4-пассажирское сидение; 5-швертовочные скобы; 6-привязные ремни; 7-шпенгоут; 8-кница с пружиной; 10-швертовочный узел с кольцом; 12-коробка-стойка шпенгоута; 13, 17-нижняя часть шпенгоута; 14-лист каркаса пола; 15-диафрагма каркаса пола; 16-соединяющая кница; 18-стопорная шайба; 20-гнездо швертовочного узла.

Передние швартовочные скобы находятся на нижних крыльях по номеру № 13.

Для предохранения от повреждений отдельных агрегатов в эксплуатации самолета на них имеются надписи: "Не становиться", "Не братья" или "Становиться здесь".

Все эксплуатационные лжки имеют надписи с указанием их назначения.

САМОЛЕТ Ан-2ТТ С ЛЕГКОСЪЕМНЫМ ПАССАЖИРСКИМ ОБОРУДОВАНИЕМ

Самолет Ан-2ТТ с легкосъемным пассажирским оборудованием является модернизацией самолета Ан-2Т в десантно-транспортном варианте, направленной на увеличение удобства и безопасности пассажиров.

Для этой цели пассажирская кабина (фиг. 56) покрыта декоративными панелями и дополнительно оборудована: мягкими подушками, устанавливаемыми на пассажирские сиденья, багажными полками, вешалкой, звонком для вызова экипажа и огнетушителем ОУ-2.

Декоративные панели. Стены пассажирской кабины и потолок на участке между шпанг. 5-6 и II-15 закрыты панелями из фанеры, оклеенной с наружной стороны декоративной тканью АТ-1420 (дерматин). Все панели удобосъемные; с помощью винтов и анкерных гаек через специальные профили они крепятся к шпангоутам. Стыковка панелей производится на шпангоутах № 6, 8, 10, 12 и 14. В бортовых панелях выполнены лочки для осмотра элементов топливной системы и под скобы для швертовки грузов а в потолке - вентиляционные отверстия.

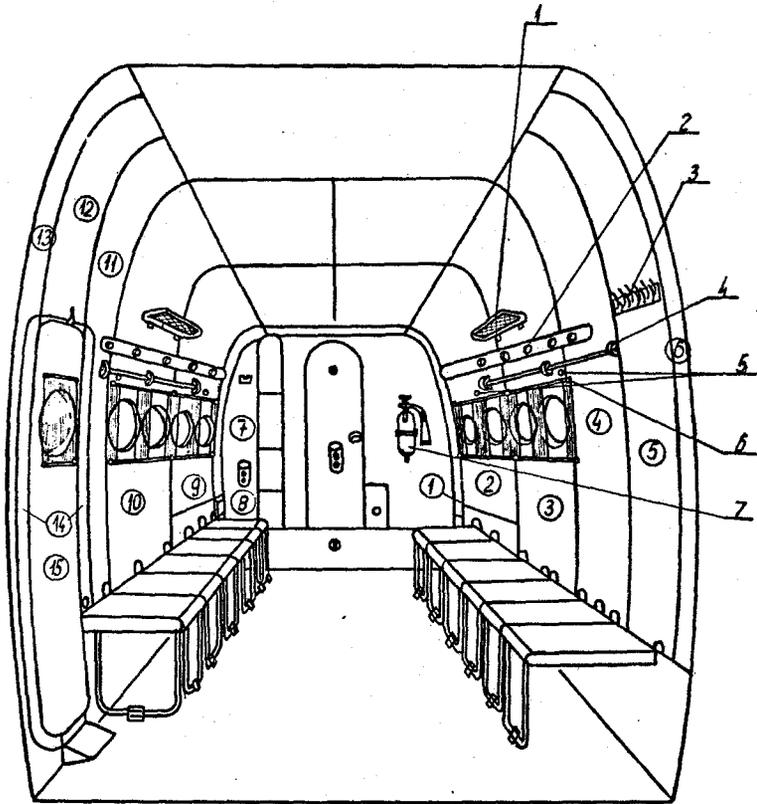
Подоконные вырезы в панелях оформлены декоративными окантовками из дюралевого листа. Все окна снабжены шторками. Стенки шпангоутов 5 и 15 совместно с дверьми также покрыты тканью АТ-1420 приклеенной к заполнителю - микропористому полиуретану толщиной 5 мм, заполняющему пространство между дерматинном и стенкой шпангоута. Декоративная окантовка выполнена из дюралевых профилей.

Потолок кабины на участке между шпангоутами № 6-II изготовлен из двух дюралевых листов подвешенных на петлях и оклеенных с наружной стороны АТ-1420.

В е н т и л я ц и я п а с с а ж и р с к о й к а б и н ы .

В состав системы вентиляции пассажирской кабины входят:

- воздухозаборники на нижних поверхностях верхних крыльев между нервюрами 7-8, изготовленные из алюминиевого листа;
- алюминиевые трубы в крыльях подводящие воздух в кабину;
- вентиляционные камеры в пассажирской кабине, изготовленные из сост-



Фиг. 56. Оборудование пассажирской
кабины

1 - багажные полки; 2 - наконечники вентиляции кабины; 3 - вешалка;
4 - поручень; 5 - кнопка вызова экипажа; 6 - занавески;
7 - огнетушитель; ①-⑮ - номера панелей указаны в последовательности их демонтажа.

ветственного выштампованных дюралевых коробов и имеющие индивидуальные вентиляционные наконечники, распределяющие воздух по желанию пассажиров;

- две вентиляционных отверстия в потолке между шпангоутами № 5-6 и 14-15, снабженные отклоняемыми рамками с сеткой.

На обратную сторону каждой панели нанесены : зав. № самолета, на котором она установлена и номер панели (в кружочке), указывающий очередность ее демонтажа с самолета, например IP2723 (II).

Багажные полки. Багажные полки состоят из дюралевой рамки, на которую натянута сетка, изготовленная из нейлоновой нити Ø1 мм. Полки установлены по обоим бортам кабины между шпангоутами № 8 и 9.

Крепление полок осуществлено с помощью стальных кронштейнов, обеспечивающих возможность фиксации полок в открытом и закрытом (поднятом) положении.

Штора хвостового отсека. Штора хвостового отсека изготовлена из декоративной ткани и подвешена на одной навешивающей, прикрепленной к кронштейнам на шпанг. № 15 и 17.

Подушки пассажирских сидений. Подушки пассажирских сидений представляют собой изготовленные из морской травы обойные формовки, обшитые снаружи чехлами из ткани АНЭМ. Для фиксации положения подушек на чашках сидений к краям чехлов пришиты резиновые ленты с крючками.

Вешалка. Вешалка для верхней одежды 12-ти пассажиров установлена на правом борту кабины между шпангоутами 12 - 14. Вешалка изготовлена из дюралевого листа толщиной 1,2 мм с привернутыми к нему дюралевыми крючками.

Электровзвонки вызова экипажа. Устанавливаемый в кабине летчиков электровзвонки СЭЗ-2-45 (или звонки из комплекта МРП-56П) предназначен для вызова экипажа путем нажатия пассажиром одной из 4-х кнопок 204К, расположенных над окнами в районе шпангоутов № 7 и 10 по обоим бортам.

Углекислотный огнетушитель ОУ - 2. Огнетушитель предназначен для тушения пожара как на борту самолета во время полета, так и при стоянке самолета на посадочной площадке, не оборудованной соответствующими противопожарными средствами. Огнетушитель подвешен на специальном кронштейне к шпангоуту № 5 около правого борта. Способ употребления огнетушителя изложен на его бирке.

П о р у ч н ы е . Изготовленные из дюралевых труб с заглушенными концами поручни самолета в транспортно-пассажирском варианте длиннее аналогичных поручней транспортно-десантного варианта, а их крепление осуществлено несколько выше.

П а с с а ж и р с к и й т р а п . Изготовленный из стальных труб пассажирский трап предназначен для входа и выхода пассажиров из самолета. Он длиннее и устойчивее входной лесенки, применяющейся в транспортно-десантном варианте. Трап приложен в одиночный комплект запчастей.

О к н н ы е з а н а в е с к и . Шелковые оконные занавески в отличие от транспортного варианта состоят из двух частей (раздвижные). Занавески подвешены на нейлоновых нитках, прикрепленных к кронштейнам, привернутым к декоративной обшивке над и под окнами.

Т у а л е т . Из соображений удобства пользования находящийся за 15-м шпангоутом унитаз отодвинут от стены фюзеляжа (повернут на 45°).

А п т е ч к а . Аптечка перенесена в заднюю часть пассажирской кабины и крепится к правой стороне шпангоута № 15 с помощью анкерных гаек и винтов.

П о т о л о ч н ы й п л а ф о н . Применение для потолка декоративной обшивки вызвало необходимость изменения крепления плафона П-39.

К потолку прикреплен дюралюминовый кронштейн обеспечивающий выход стекла плафона за контур декоративной обшивки потолка.

К о ж у х т р о с о в у п р а в л е н и я . Применяющийся на самолетах транспортного варианта кожух тросов управления в районе шпангоута № 5 удлинен путем установки дополнительного сегмента из материала Д16Т-Л 3,6.

С ь е м н о е о б о р у д о в а н и е . В связи с установкой легкосъемного пассажирского оборудования с самолета снимается и прикладывается в одиночный комплект запчастей следующее оборудование транспортно-десантного варианта :

- кронштейн визира;
- абонентский щиток СШУ-7;
- входная ступенька;

IX. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ И ОТОПИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМЫ И ВЕНТИЛЯЦИЯ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА

Для обеспечения надежности обзора из кабины экипажа в условиях обледенения 2 левых лобовых стекла фонаря снабжены электрообогревом, а I правое - обогревается горячим воздухом.

Включение системы обогрева производится летчиком, а сам обогревательный элемент включается автоматически, в зависимости от температуры окружающего воздуха.

Для обеспечения правильной работы аэронавигационных приборов, питаемых статическим и динамическим давлением, обогревом снабжен также приемник ПВД-6М.

ОТОПИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА

На самолете установлена воздушная система отопления кабины экипажа и грузовой кабины (фиг.57).

Отопительная система состоит: из заборника холодного воздуха с теплообменником на выхлопной трубе, распределителя теплого воздуха, управления заслонками распределителя, трубопроводов и кранов.

Управление дроссельными заслонками распределителя тросовое, двухстороннее; в местах перегибов тросы заключены в боуденовскую оболочку.

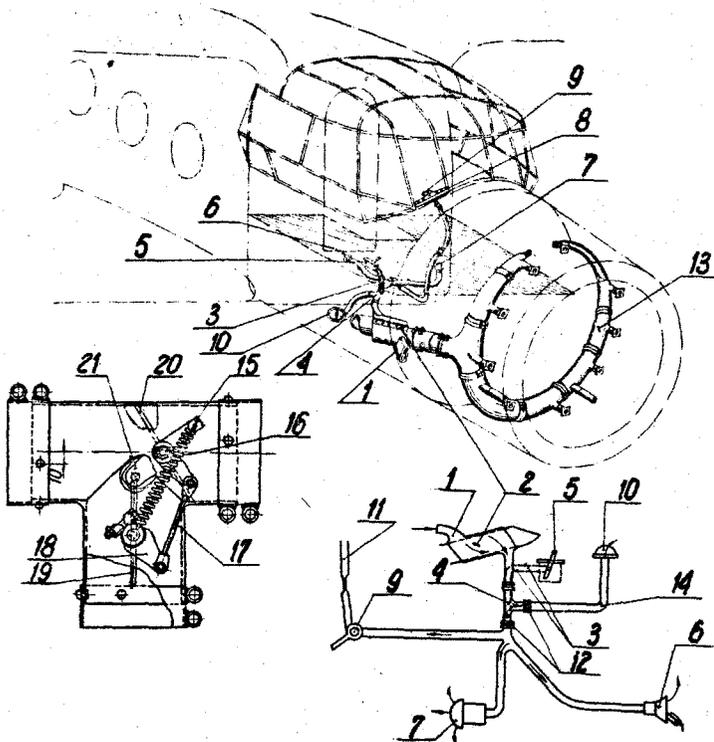
ВЕНТИЛЯЦИЯ

Все кабины самолета имеют вентиляцию с притоком свежего воздуха (фиг.58).

В кабину экипажа воздух поступает через заборники, находящиеся впереди фонаря, и выходит через боковые створки. Приток свежего воздуха регулируется открытием крышки вентилятора, рукоятка которого установлена в верхней части приборной доски.

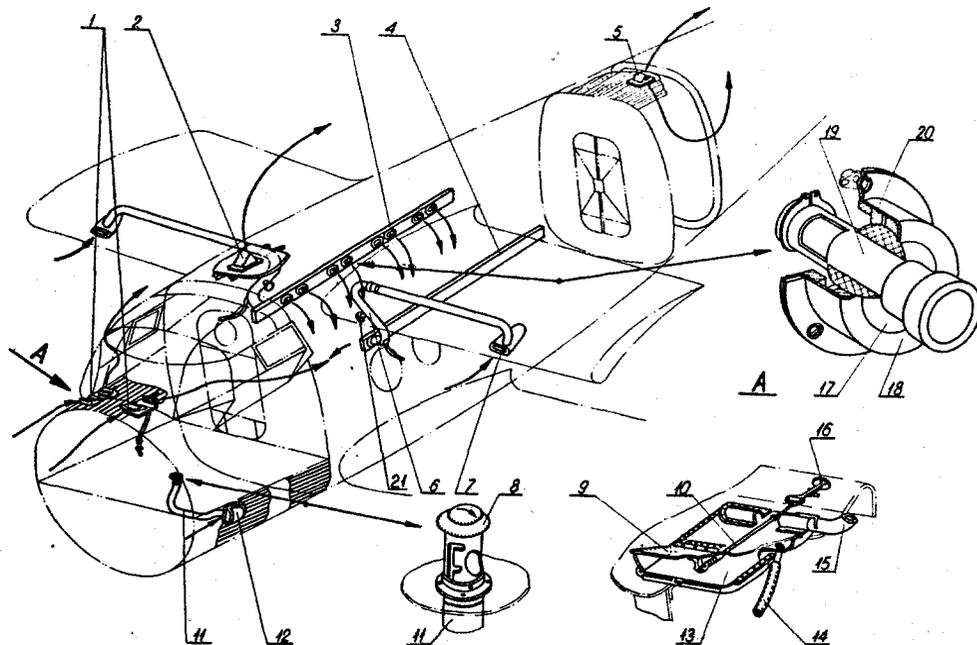
Кроме того в кабине летчиков устанавливаются 2 вентилятора ДВ-302ТВ или ДВ-302Т и дополнительная вентиляция нижней части кабины для обдува ног членов экипажа.

Грузовая кабина оборудована индивидуальной приточной вентиляцией.



Фиг.57. Отопление кабин и обогрев стекол фонаря

1 - сборник холодного воздуха; 2 - теплообменник выхлопной трубы; 3 - тросы управления заслонками распределителя; 4 - распределитель; 5 - сектор управления; 6 - кран отопления грузовой кабины; 7 - кран отопления кабины экипажа; 8 - приемный короб; 9 - кран обогрева стекла фонаря; 10 - патрубок выхода теплого воздуха за борт; 11 - обогреваемое стекло; 12 - заслонки; 13 - выхлопной коллектор; 14 - труба; 15 - рычаг; 16 - пружина; 17 - тяга; 18 - рычаг; 19 - заслонка; 20 - заслонка; 21 - рычаг.



Фиг. 58. Вентиляция кабин

1-вентиляция кабины летчиков; 2-вытяжной вентилятор грузовой кабины; 3,4-вентиляционная камера; 5-вытяжной вентилятор хвостового отсека; 6-вентиляционная труба; 7,12-воздухозаборник; 8-грибок; 9-крышка; 10-тяга; 11-трубе продува; 13-чашка; 14-сливная трубка; 15-поворотный патрубок; 16-рукоятка; 17-шаровой вкладыш; 18-корпус; 19-наконечник; 20-обойма; 21-механизм отключения вентиляции.

В систему вентиляции багажной кабины входят : два воздухозаборника, трубы с угольниками, соединяющие заборники с камерами, две камеры с установленными наконечниками. Заборники воздуха, установленные на нижних поверхностях верхних крыльев, откуда воздух поступает трубопроводами к вентиляционным камерам.

Вентиляционные камеры установлены на обоих бортах над сидениями. Имеют прямоугольную форму и оборудованы вентиляционными наконечниками.

Индивидуальные вентиляционные наконечники позволяют регулировать направление и интенсивность струи воздуха в зависимости от желания пассажира.

Регулируемая заслонка в потолке кабины делает возможным отсос отработанного воздуха изнутри кабины.

Вентиляционная труба и наконечники изготовлены из пластмассы, все остальные элементы вентиляции - дuralевые.

Х. ДЕСАНТНОЕ И САНИТАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Грузовая кабина самолета оборудована приспособлениями для крепления грузов и десантной техники, выброса десанта, крепления санитарных носилок и сигнализацией.

ШВАРТОВОЧНЫЕ ПРИСПОСОБЛЕНИЯ

Для крепления грузов и десантной техники в кабине установлены стационарные швартовочные скобы на бортах и свернуты узлы с кольцами на полу.

Грузы крепятся тросами. Количество тросов - девять.

Для швартовки мелких грузов к самолетам прикладывается плетеная веревочная сетка.

На бортах кабины нанесены надписи расположения грузов.

ДЕСАНТНЫЕ ПРИСПОСОБЛЕНИЯ

Для подачи сигнала и выбросу десанта на самолете установлена звуковая и световая сигнализация.

Звуковая сигнализация осуществляется сиреной С-1.

Световая сигнализация состоит из трех плафонов П-39, установленных в верхней части шпангоута № 15. Стекла плафонов окрашены в зеленый, красный и желтый цвета.

Для принудительного открытия перегородок вдоль грузовой кабины, сверху установлены два троса, за которые прицепляются карабины вытяжных фел.

САНИТАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

В грузовой кабине предусмотрено крепление шести санитарных носилок по три у каждого борта, в три яруса (фиг. № 59).

С этой целью в кабине установлено 12 бортовых замков и четыре подвесных ремня.

К самолету прикладывается легкосъемная теплоизоляционная штора, которая при перевозке больных натягивается с помощью шитого в нее шнурового амортизатора на штыри шпангоутов № 11 и 12.

Штора отделяет часть кабины с установленными носилками от входной части, образуя проход в центре между шпангоутами № 11 и 12.

На самолете также предусмотрены места для установки следующих медицинских принадлежностей:

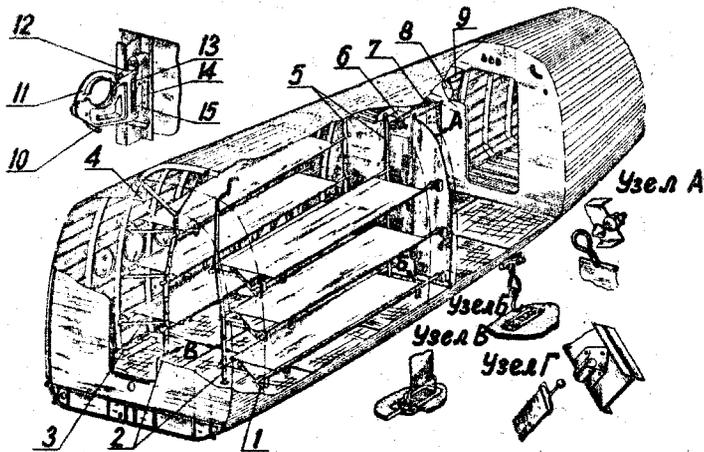
- а) стандартной аптечки - в верхней правой части шпанг. № 5.

б) поильники - на левой стенке шпангоута № 5, со стороны грузовой кабины;

в) мочеприемника - на правой стенке шпангоута № 15, со стороны хвостового отсека;

г) подкладного судна - на правом борту между шпангоутами № 15 и 16.

Кроме перевозки шести больных на носилках, возможны другие варианты загрузки, например, три человека на носилках и четыре-шесть сидячих и др.



Фиг.59. Установке санитарных носилок.

1 - бортовой замок; 2 - передние ремни; 3 - расчалка; 4 - карман для ремня; 5 - задние ремни; 6 - карман для ремня; 7 - теплоизоляционная штора; 8 - карман для мочеприемника; 9 - карман для подкладного судна; 10 - рычаг; 11 - скоба; 12 - корпус замка; 13 - ось; 14 - кронштейн; 15 - фиксирующая пружина.

XI. НАЗЕМНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

К самолету Ан-2 прикладывается большое количество оборудования, приспособлений и специального инструмента для наземного обслуживания его при эксплуатации и ремонта.

Наземное оборудование предназначено для :

- 1) хранения самолета на стоянке;
- 2) буксировки самолета;
- 3) подъема самолета;
- 4) установки бипланной коробки крыльев;
- 5) установки двигателя;
- 6) установки воздушного винта;
- 7) снятия колес шасси и хвостового колеса;
- 8) разборки амортизационных стоек шасси;
- 9) зарядки воздухом;
- 10) обслуживания силовой установки;
- 11) внешнего обслуживания самолета;
- 12) заделки полотняной обшивки.

Ниже приводится подробный перечень всего наземного оборудования, прикладываемого к самолету (одному или нескольким) с тем, что комплект наземного оборудования может изменяться в зависимости от пожелания Заказчика.

Перечень наземного оборудования

Таб.12

Наименование	И чертежа	Количество	Примечание
1	2	3	4

I. Для хранения самолета на стоянке

Складывающаяся колодка под колеса	МЭ106-0	2	
Трос швартовки	63880А/131	2	
То же	63880/132	2	
Стопор кабины	ШБ101-31	1	
Стопор элерона штормовой	М3500-112-1;-2	1+1	
Стопор рулей штормовой	М3216-126	1	
Стопор предкрылков	М3500-83	2	

I	2	3	4
Чехол капота (летний)	ЭШ-15	I	
Чехол фонаря	ЭШ-16	I	
Чехол капота (зимний)	ЭШ-14	I	
Чехол лопастей винта	M9937-0	4	
Чехол обтекателя винта	M9938-0	I	
Чехол регулятора оборотов винта	A6500-181	I	
Чехол маслорадиатора	A6204-134	I	
Заглушка туннеля маслорадиатора	M9224-0	I	
Чехол колеса шасси	ЭШ-1	2	
Чехол хвостового колеса	M9936-0	I	
Чехол трубки ПВД-6М	M9225-0	I	
Чехол специзделия	MA7108-3	I	
Чехол термометра наружного воздуха	ЭШ-3	I	
2. Для буксировки самолета			
Трос для буксировки	Э41-15	I	На два самолета
Направляющая вилка хвостового колеса	63740/087Б	I	То же
3. Для подъема самолета			
Подъемник передний	63740/016Б	2	На два самолета
Подъемник хвостовой	63740/017Б	I	То же
Подъемник хвостовой для установки самолета в линии полета	63740/097	I	Поставляется по спецзаказу
4. Для установки бипланной коробки крыльев			
Подъемник верхнего крыла	63400/010Б	I	Поставляется по спецзаказу
Козелок под нижнее крыло	63740/119	2	То же
Ключ для натяжения лент-расчалок	64400/050А	2	В бортовой сумке
Приспособление для замера натяжения лент-расчалок	63600/030	I	На 10 самолетов

1	2	3	4
Трап-настил	63740/088A	Ил+Ип	
5. Для установки двигателя			
Тележка для перевозки двигателя	63740/23I	I	Поставляется по спецзаказу
Траверс для подъема двигателя	63740/220	I	То же
Гайка для подъема двигателя и проворачивания его вала	63740/22I	I	То же
6. Для установки воздушного винта			
Подставка для воздушного винта	63740/I70	I	Поставляется по спецзаказу
Стороп для подъема винта	63740/222	I	То же
Приспособление для проворачивания лопастей винта	63740/II2	I	То же
7. Для снятия колес шасси и хвостового колеса			
Домкрат под колесо шасси	№9500-0	I	
Приспособление для снятия колеса шасси	643I0/033	I	В бортовой сумке
Ключ для гайки колеса шасси	64400/0I0	I	То же
Ключ для оси хвостового колеса	64400/044	2	То же
8. Для разборки амортизаторов шасси и хвостового колеса			
Ключ для детали №4I0I-2 и M420I-2	64400/I6I	I	На 2 с-та в бортовой сумке
Ключ для гайки №4I0I-8 амортизатора шасси	64400/045	I	То же
Съемник для разборки и сборки костыля	M950I-0	I	На IO сс-моделей
9. Для зарядки воздухом			
Шланг зарядки амортизационных стоек шасси, колес и бортового баллона	A5802-I	I	
Носос для вливания колес	64650/0I4	I	

I	2	3	4
Прибор для проверки давления в амортизационных стойках такси и авиацинах	63740/028	I	

10. Для обслуживания силовой установки

Планг для заправки топливной системы от электронасоса	Ш6100-366	I	
Труба подогрева двигателя	A69II-I06	I	
Ведро для масла	63740/096	I	
Ведро для топлива	63740/089	I	
Воронка для масла	4638A-2	I	
Воронка для топлива	63740/100A	I	
Шприц для заливки цилиндров двигателя	63740/027	I	В бортовой сумке
Тавотница	M9502-0	I	
Ключ для заливки углеислоты	Ш66-II	I	На 10 самолетов
Ключ для детали Ш6400-57 рамы двигателя	64400/093	I	В бортовой сумке
Приспособление для развальповки трубок	63740/223	I	Поставляется по спецзаказу
Насос БПК-4	Ш6100-355	I	На Ан-2с/х установлен на с-те
Ключ для гайки маслорадиатора	64400/026	I	На 2 самолете В бортовой сумке

11. Для внешнего обслуживания самолета

Складывающаяся стремянка	M9910-00.00	I	
Распорка предкрылков	Ш3600-36	I	
Переносная лампа со шнуром	ПЛ-36	I	
Кабель аэродромного электропитания	MA7206-28I	I	Для Ан-2В MA7206-280
Сумка с ключами для кислородного оборудования	64650/040	I	Только для Ан-2Т
Бортовая сумка с самолетным инструментом	64650/058Б	I	
Бортовая сумка с моторным инструментом	K6-I2-I00 или K6-I2-I02	I	

12. Для швартовки грузов

	1	2	3
Швартовочные тросы		Ш0422-70	9
Колодки		Ш0422-85	4
Сетка для мелких грузов		Ш0422-65	1
Заслонки		Ш0430-70	1

13. Для заделки полотняной обшивки

	1	2	
Приспособление для заготовки нормалей 2Н4 и 3Н4	63700/025	I	Поставляется по спецзаказу
Приспособление для калибровки нормалей 3Н4	63780/028	I	То же
Приспособление для калибровки нормалей 2Н4	Ш6С-2	I	То же
Приспособление для заделки лент 3Н4	64210/005	I	То же

ОПИСАНИЕ КОНСТРУКЦИИ ОБОРУДОВАНИЯ И ПРИСПОСОБЛЕНИЙ

Оборудование для хранения самолета на стоянке

вследствие большой площади крыльев и поверхности фюзеляжа на самолет действуют значительные нагрузки даже при небольшой силе ветра. Поэтому все посадочные площадки и аэродромы, на которых эксплуатируются самолеты Ан-2, должны быть оборудованы якорными стоянками. Крепление самолета допускается только на якорях специально оборудованной якорной стоянки. (вкопанные крестовины, зацементированные кольца), с помощью комплекта швартовочных тросов 63880/132, рассчитанных на скорость ветра до 40м/сек.

Комплект оборудования для швартовки самолета состоит из двух складывающихся колодок и четырех прицепных тросов (двух передних двойных и двух задних, одинарных).

Чтобы не повредить капот, остекление фонаря, воздушный винт, резиновые покрышки колес и защитить трубку ПВД и термометр наружного воздуха, самолет снаружи покрывается чехлами.

для предохранения от охлаждения двигателя и агрегатов масляной системы в зимний период эксплуатации к самолету прикладываются утепленные чехлы.

на все органы управления самолетом (рули, элероны и предкрылки) устанавливаются штурмовые стопоры. При кратковременной стоянке рули и элероны контролируются одним каботным стопором.

Приспособление для буксировки самолета.

Для перевозки самолета в пределах аэродрома автомашиной или тягачом применяется буксировочный трос и направляющая вилка хвостового колеса.

Приспособление для подъема самолета

Подъем самолета для замены шасси или установки его в линию полета производится на двух передних и одном хвостовом подъемниках - высоком или низком.

Передние подъемники устанавливаются под специальные опоры в центральной части фюзеляжа на шпангоуте № 6; хвостовой подъемник - под опору, на шпангоуте № 26.

Оборудование для установки бипланной коробки крыльев

В случае замены крыльев применяется подъемник для верхнего крыла, козелки для нижнего крыла, трап-настил для установки бипланной стойки и лент-расчалок, специальные ключи для натяжения лент расчалок, а также приспособление для замера натяжения лент-расчалок.

Приспособление для установки двигателя

Для подъема и установки двигателя на самолет применяется траверса и специальная гайка.

Приспособление для установки воздушного винта

При подъеме и установке на двигатель воздушного винта применяются стропы, которые своими петлями набрасываются на концевую часть лопастей воздушного винта. Для проворачивания лопастей винта применяется специальное приспособление с вырезом по профилю лопасти. Для перевозки винта к самолетам применяется специальная тележка с ложементами под лопасти винта.

Приспособление для снятия колес

Для подъема самолета при снятии или смене колес шасси к самолетам прикладывается домкрат. Снятие колес производится съемником, который состоит из переключины, опоры, винта с воротком и двух штырей.

Приспособление для разборки амортизационных стоек шасси

Для разборки амортизационных стоек шасси и хвостового колеса к самолету прикладываются специальные ключи.

Приспособление для зарядки воздухом

Для зарядки воздухом амортизационных стоек шасси и хвостового колеса, авиационных колес и бортового баллона применяется шланг со сменными штуцерами. Шланг подсоединяется через приспособление с манометром для контроля давления в амортизационных стойках и авиационных.

Оборудование для обслуживания силовой установки

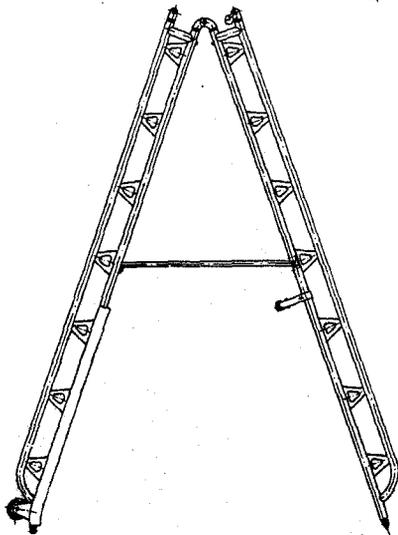
Для заправки топливной системы от электронасоса БПК-4 применяется специальный шланг.

Для подогрева двигателя от лампы АПЛ в зимний период эксплуатации на необорудованных аэродромах и площадках к самолету прилагается комплект труб.

Зарядка противопожарных углекислотных баллонов производится специальным ключом по специальной инструкции.

Оборудование для внешнего обслуживания самолета

Для работы у фюзеляжа, крыльев, хвостового оперения и двигателя применяется складная стремянка (фиг. 60).



Фиг. 60. Складная стремянка

Перечень инструментов находящихся в Чемодане

№ п/п	Наименование инструмента и его размер	№ чертежа	Количество
2	3	4	
1	Чемодан	М9602-50	1
2	Плоскогубцы комбинированные	200ПН/М-1780 или 200ГОСТ 5547-52	3
3	Круглогубцы	160ПН/М-64411 или 175ГОСТ7233-54	1
4	Кусачки	160ПН/М-64450 или 175ГОСТ7232-54	1
5	Молоток 500г	РМСа или 54200/006	1
6	Отвертка	РВВц 0,8x5 ПН-74/М-64951	1
7	Спецотвертка для замков "Дэус"	64610/001	1
8	Напильник треугольный с ручкой № 3	200ПН/М-64664 или ГОСТ1465-53	1
9	Напильник круглый с ручкой	200ПН/М-64661 или ГОСТ1465-53	1
10	Напильник плоский № 1 с ручкой	200ПН/М-64660 или ГОСТ1465-53	1
11	Отвертка	РВВц 1,6x10 ПН-74/М-64951	1
12	Шприц для заливки цилиндров	63740/027	1
13	Куп-набор 0,05-1 мм (не менее 12 пластин)	Б М	1
14	Вилка для зачектки тросов	64650/017	1
15	Зубило слесарное	150ПН/М-63460 или 64300/003	1
16	Керн	125ПН/М-63520 или 4ГОСТ7213-54	1
17	Бородак ϕ 4	4ПН/М-63483 или 4ГОСТ 7214-54	1
18	Эллиптовндергиватель	54650/002	1
19	Выколотка ϕ 6	64300/007	1
20	Выколотка ϕ 10	64300/007	1
21	Выколотка ϕ 12	64300/007	1
22	Выколотка ϕ 14	64300/007	1
23	Выколотка ϕ 16	64300/006	1
24	Накн слесарные тиски	ПНВг 50	1
25	Дрель ручная со сверлами: ϕ 2, 2,5; 3; 3,5; 4; 5	10ПН/М-60254 или ДР-492	1 (сверла по 1 шт.)

1	2	3	4
26	Регулируемый станок ножовки	64650/032 или ЦБМ6-В	1
27	Ножовочные полотна Л = 300	Б М	2
28	Ножницы прямые кровельные Л = 280	РНВг или 61900/023	1
29	Надфиль электрический 24в 60вт или 24в 80вт	21НЗ389 или ширпотреб с расстоянием штырей 18 мм	1
30	Ключ для лент-расчалов	64400/050А	2 (1:10)
31	Ключ 2-х сторонний 5х7	64400/001	2
32	Ключ 2-х сторонний	6х7ПН-64/М-65013	2
33	Ключ 2-х сторонний	8х9ПН-64/М-65013	2
34	Ключ 2-х сторонний 9х11	64400/003	3
35	Ключ 2-х сторонний	10х12ПН-64/М-65013	3
36	Ключ 2-х сторонний 11х14	64400/004	3
37	Ключ 2-х сторонний 14х17	64400/005	2
38	Ключ 2-х сторонний 17х19	64400/006	2
39	Ключ 2-х сторонний 19х22	64400/009	2
40	Ключ 2-х сторонний 24х27	64400/007	2
41	Ключ 2-х сторонний 27х30	64400/008	1
42	Ключ 2-х сторонний 32х36	64400/013	1
43	Сменная головка а = 17	64400/116	2
44	Сменная головка а = 19	64400/117	1
45	Ключ для гайки рамы двигателя	64400/093	1 (1:10)
46	Ключ гаечный 16х22	54420-11/348 или 148-00-208	3
47	Ключ для гайки колеса шасси а = 75	64400/010	1
48	Ключ для оси костыля	64400/044	2
49	Наконечник для болта 10х1,5	64650/063	1
50	Наконечник для болта 12х1,5	64650/064	1
51	Наконечник для болта 14х1,5	64650/065	1
52	Наконечник для болта 16х1,5	64650/065А	1
53	Наконечник для болта 20х1,5	64650/066А	1
54	Ключ для гайки П4101-8 амортизатора шасси	64400/045	1 (1:10)
55	Ключ для зарядки углекислоты	ПН-66-11	1 (1:10)
56	Ключ для детали П4101-2; М4201-2	64400/161	1 (1:10)
57	Ключ для гайки маслорадиатора	64400/026	1
58	Торцевой ключ А = 8	РБСН8 ОКС ПН71/М 64990	2
59	Торцевой ключ а = 10	РБСК10 40Х окс. ПН-71/М-64990	2

1	2	3	4
60	Вороток	РВК35 ОКС ПН75/М-65060	1
61	Торцевой ключ А - 17	РБСК17 40Х окс. ПН-71/М-64990	1
62	Вороток	РВК38 ОКС ПН75/М-65060	1
63	Торцевой ключ а - 12	РБСК-12 ОКС ПН-71/М-64990	2
64	Открытый ключ 8x10	РВЛд 8x10 ОКС ПН-71/М-65010	2
65	Ключ звездочка 8x10	РВКа 8x10 ОКС ПН-71/М-64955	2
66	Ключ звездочка 10x12	РВКа 10x12 ОКС ПН-71/М-64955	2
67	Ключ звездочка 17x19	РВКа 17x19 ОКС ПН-71/М-64955	1
68	Ключ звездочка 22x24	РВКа 22x24 ОКС ПН-71/М-64955	1
69	Ключ звездочка 24x27	РВКа 24x27 ОКС ПН-71/М-64955	1
70	Ключ открытый для бензобаков и с/х аппаратуры	64400/164	1

XII. СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Самолет Ан-2 приспособлен для применения в сельскохозяйственном варианте. Вследствие этого на самолете предусмотрены места для установки специальной сельскохозяйственной аппаратуры, а также герметизированы люки и зализы.

Самолет в сельскохозяйственном варианте применяется:

1. Для борьбы с вредителями сельского хозяйства методом распыливания с воздуха порошкообразных химикатов (ДДТ, арсенат кальция, гексахлоран и др.) или опрыскивания жидкими химикатами посевов свеклы, виноградников, садов и др.
2. Для подкормки посевов методом распыливания с воздуха удобрений (суперфосфата, хлористого калия, сульфата аммония, аммиачной селитры и пр.) и для других сельскохозяйственных работ.

Сельскохозяйственная аппаратура, устанавливаемая на самолете, в зависимости от применяемых химикатов изготавливается в двух вариантах:

- 1) туннельный распылитель РТШ-1М (Ш7601-800) - для сыпучих химикатов (фиг. 61, 62);
- 2) опрыскиватель - для жидких химикатов (фиг. 63).

Сельскохозяйственная аппаратура при скорости полета 155-160 км/час и высоте полета 10-15 м обеспечивает следующие расходы химикатов:

- а) распыливание удобрений и порошкообразных химикатов до 64 кг/сек; ширина рабочего захвата составляет 36-40 м (в зависимости от вида удобрений).
- б) опрыскивание жидкими химикатами до 18,5 л/сек при ширине равномерной полосы опрыскивания 60 м.

Химикаты загружаются в бак емкостью 1400 л, установленный внутри фюзеляжа. Загрузка бака порошкообразными химикатами производится через две рукава расположенные в верхней части фюзеляжа; заправка жидкими химикатами производится от пожарного рукава через штуцер, смонтированный у шпангоута № 10 на левом борту фюзеляжа.

В нижней части фюзеляжа на грузовом полу расположен люк для выпускной горловины бака, к которой в зависимости от необходимости присоединяется насосный агрегат опрыскивателя или опылитель с шибериным затвором.

В комплект опылителя входят следующие основные агрегаты:

- 1) Бак с загрузочным рукавом и мешалкой;
- 2) Верхний ветряк с червячным редуктором и тормозным устройством;
- 3) Туннельный распылитель РТН-ГМ с шиберным затвором и регулятором расхода;

В комплект аппаратуры опрыскивателя входят:

- 1) тот же бак с приспособлением для одновременной заправки насосом воды и химикатов. Внутри бака вместо мешалки для сыпучих химикатов устанавливается труба гидроменалки.
- 2) несомный агрегат с нижним подфюзеляжным ветряком и тормозным устройством;
- 3) подкрыльцовые втулки с соединительными трубами, с отводящими клапанами и обратными клапанами.

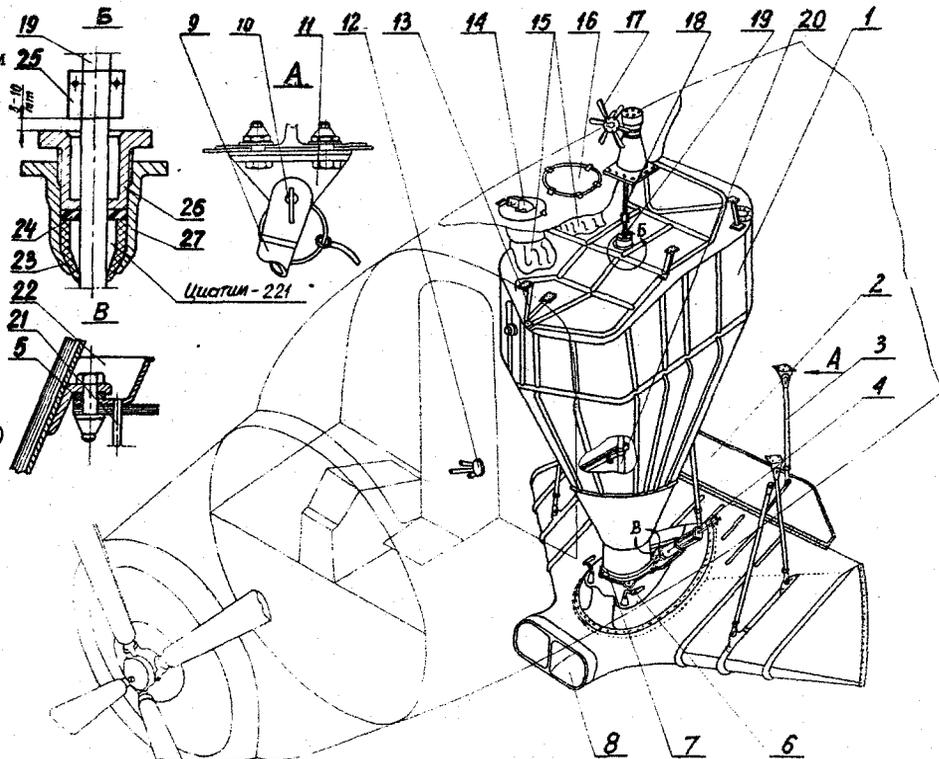
Управление опылителем и опрыскивателем электропневматическое и осуществляется переключателем, установленным на левом штурвале или переключателем, установленным на центральном пульте для управления вторым членом экипажа. Для лучшего обзора вперед с целью контроля за расходом химикатов на фюзеляж кабины пилотов, слева, установлено наружное зеркало. Крышки локот хвостовой части фюзеляжа герметизированы резиной. Для установки сельскохозяйственной аппаратуры и увеличения полезной нагрузки на с-тах Ан-2с/х на устанавливаются некоторые элементы конструкции и радиооборудования, которые прикладываются в комплекте записей.

Монтаж и демонтаж снимаемого оборудования и сельскохозяйственной аппаратуры производится в соответствии с Инструкцией по переоборудованию самолета Ан-2 в другие варианты, предусмотренные по ТУ.

ОПИСАНИЕ АГРЕГАТОВ ОПЫЛИТЕЛЯ

Бак химикатов (фиг.64) состоит из горловины, корпус состоящего из двух половин, склеенных между собой с помощью ламинетных накладок верхней крышки и ремонтного листа. Горловина бака выполнена из нержавеющей стали. Верхняя часть горловины имеет фланец для соединения ее с корпусом бака. Корпус бака, верхняя крышка и ремонтный лист изготовлены из эпоксидного ламината (стеклоткань пропитанная эпоксидной смолой). Металлическая горловина вклеена в нижнюю конусную часть бака между слоями ламината.

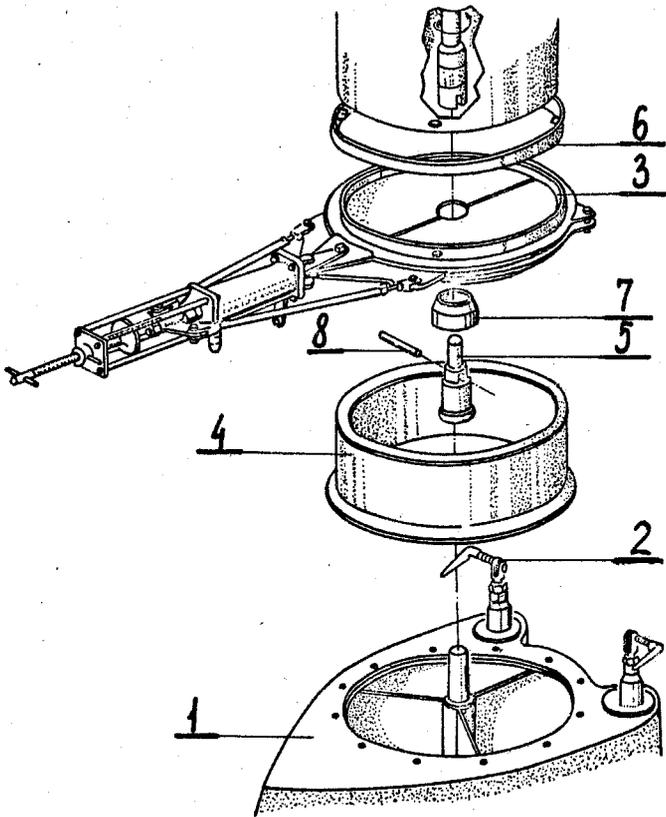
1. Бак химикатов
2. Отражатель
3. Телескопические тяги
4. Пневмоцилиндр с регулятором
5. Прокладка
6. Замок
7. Стяжной хомут
8. Туннельный распылитель
9. Подкос
10. Валик
11. Кронштейн
12. Зеркало
13. Подкос крепления
14. Крышка с воздуховодом
15. Загрузочные рукава
16. Крышка
17. Ветряк аэропыля
18. Вал (верхний)
19. Вал мешалки (центр.)
20. Мешалка
21. Дренажная трубка
22. Поддон
23. Манжета
24. Прокладка
25. Обойма
26. Гайка
27. Корпус



Фиг. 61. Установка аппаратуры туннельного распылителя RTU-1M на самолете.

Июль 15/82

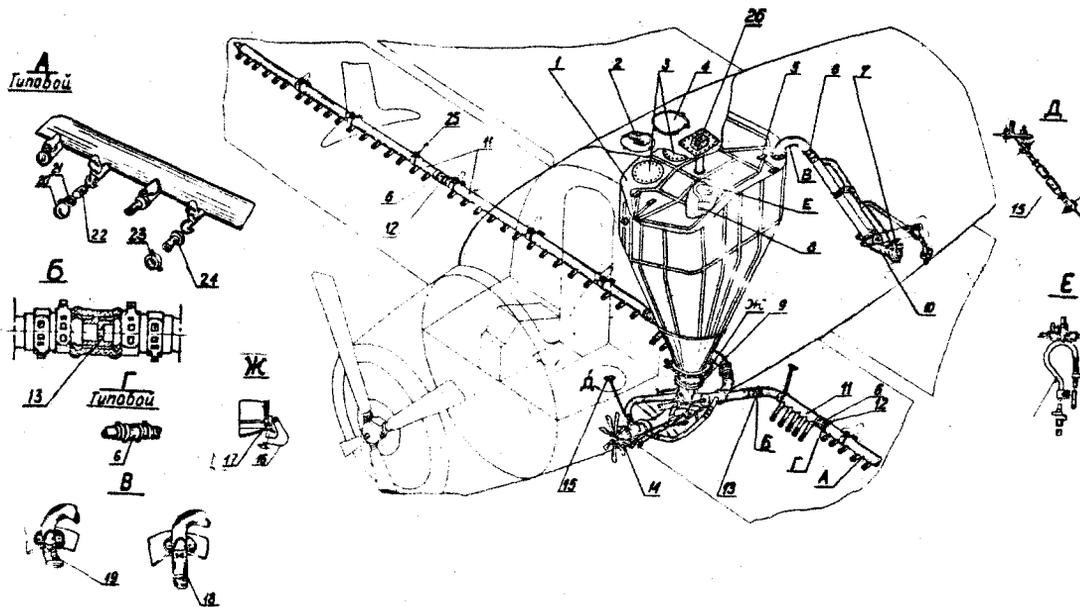
Стр. 141



Фиг. 62. Туннельный распылитель РТШ-1М

1-Туннель; 2-Замок; 3-Серебряный затвор; 4-Кожух; 5-Фиксатор; 6-Хомут; 7-Кольцо; 8-Штифт.

Май 70/79



Фиг. 63. Установка аппаратуры опрыскивателя Ш7628-215.

1-бак химикатов; 2-крышка с воздухозаборником; 3-крышки; 4-крышка загрузочного рукава; 5-подкосы крепления бака химикатов; 6-деритовая муфта; 7-обратный клапан; 8-гидравлическая мешалка; 9-стяжной хомут со струбцинами; 10-приспособление для одновременной заправки бака водой и жидкими химикатами; 11-подкрыльевые штанги; 12-комут; 13-дроссель; 14-насосный агрегат; 15-подкос крепления насосного агрегата; 16-струбцина; 17-резиновая прокладка; 18-шланг для гашения пены; 19-законцовка заправочного приспособления; 20-жиклер; 21-резиновая прокладка; 22-обратный клапан; 23-кошачок; 24-наружный клапан; 25-узел крепления подкрыльевой штанги; 26-воздухоотводящая трубка.

Стенки корпуса бака и верхняя крышка укреплены стрингерами из ламината с пенопластовым (вспененный полихлорвинил) наполнителем. Стрингеры приклеены к стенке бака и верхней крышке составляя с ними таким образом одно целое.

В верхней части корпуса бака имеется ремонтный люк с металлической окантовкой, к которой присоединены откидные болты с барашковыми гайками для крепления ламинатной крышки люка. Крышка люка окантована металлическим профилем. Люк предназначен для ремонта бака, монтажа мешалки и гидромешалки, а также для очистки внутренней полости бака. На верхней крышке бака расположены два загрузочных окна с рукавами изготовленными из специальной, пропитанной тканью, а также отверстие с фланцем для подсоединения заправочного приспособления и отверстие для крепления мешалки.

Верхняя крышка и узлы крепления бака к самолету соединены с баком методом склеивания и дополнительно стянуты болтами из нержавеющей стали.

Для контроля количества химикатов в баке служит окуляр смонтированный в верхней части корпуса бака. Для точного отсчета количества химикатов в баке служит шкала, вклеенная между 1-ым и 2-ым слоями ткани изнутри бака. Отсчет количества химикатов производится через окуляр.

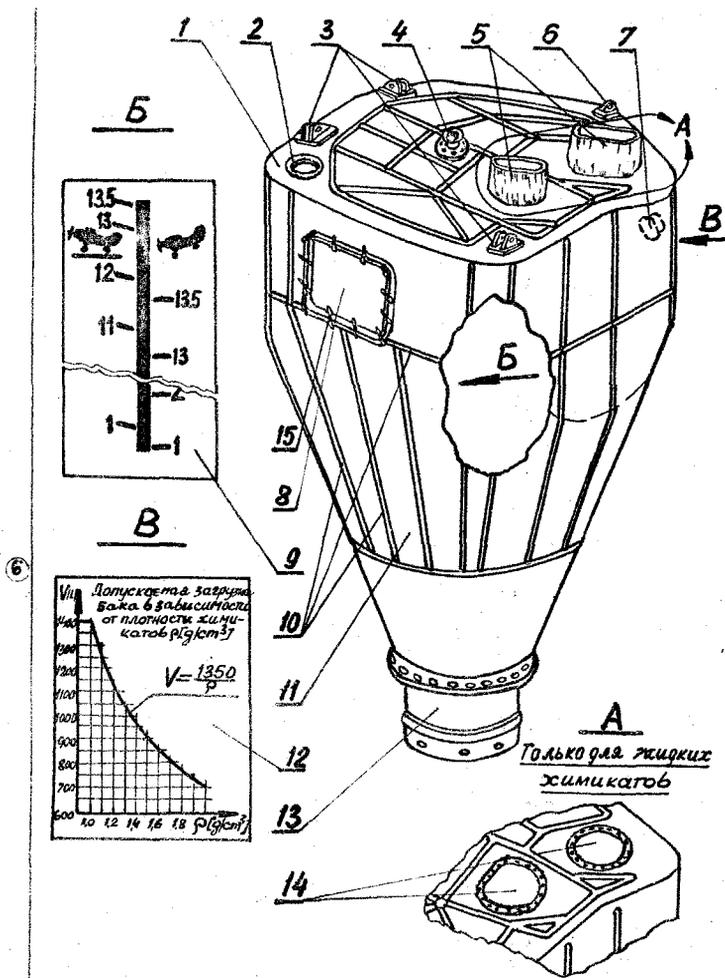
Для предупреждения образования в баке вакуума по мере расходования сыпучих химикатов на крышке переднего загрузочного люка установлен воздухозаборник, который через загрузочный рукав сообщается с внутренней полостью бака.

При применении жидких химикатов на отверстия под загрузочные рукава следует установить крышки. С целью исключения образования в баке вакуума во время опрыскивания в отверстие предназначенное под вал мешалки установить воздухоотводящую трубку. Вывод приспособления для одновременной заправки в бак воды и жидких химикатов сделан на левом борту фюзеляжа у шангоута № 10 в специальной нише и обеспечивает подсоединение рукава с гайкой РОТ-2,5 (или 2" со специальным переходником, имеющимся в комплекте сельхозаппаратуры).

В заправочной магистральной установлен обратный клапан, который препятствует вытеканию жидкости, оставшейся в трубе после заправки. Заправка производится через фильтр прилагаемый к самолету.

В транспортном варианте ниша заправочного приспособления закрывается крышкой.

Бак крепится сверху за четыре узла крепления: передний, два задних (для крепления к шангоуту № 3) и один боковой (для крепления к шп. № 7 по левому борту). В варианте опрыскивателя к выпускной горловине бака подсоединяется хомут со струбцинами, фланец насосного агрегата, а в варианте опылителя - стяжной хомут со штифтами - шиберный затвор, максимальное количество загружаемых в бак химикатов не должно превышать 1350 литров (1600 кг).



Фиг. 64. Бак химикатов

1-верхняя крышка, 2-фланец крепления заправочного приспособления, 3,6-узлы крепления бака, 4-фланец с раструбом под чехол соединительного вала мелажки, 5-Чехлы загрузочных рукавов, 7-окуляр, 8-кнопка ремонтного люка, 9-измерительная шкала, 10-стригера жидкости, 11-корпус бака, 12-график заправки бака, 13-пусковая горловина, 14-крышки, 15-болты крепления крышки люка.

Мешалка

Внутри бака в нижней его части, устанавливается мешалка с рыхлителями, работающая от ветряка аэропыла через червячный редуктор и соединительные валы. Вал мешалки изготовлен из хромансильевой трубы. К валу прикреплены пластинчатые пружины переменной длины из углеродистой стали марки 60с2А.

В нижней части мешалки кроме того, установлен жесткий нож для разрыхления и одновременного удаления порошков осаждающихся в горловине бака.

Ветряк аэропыла

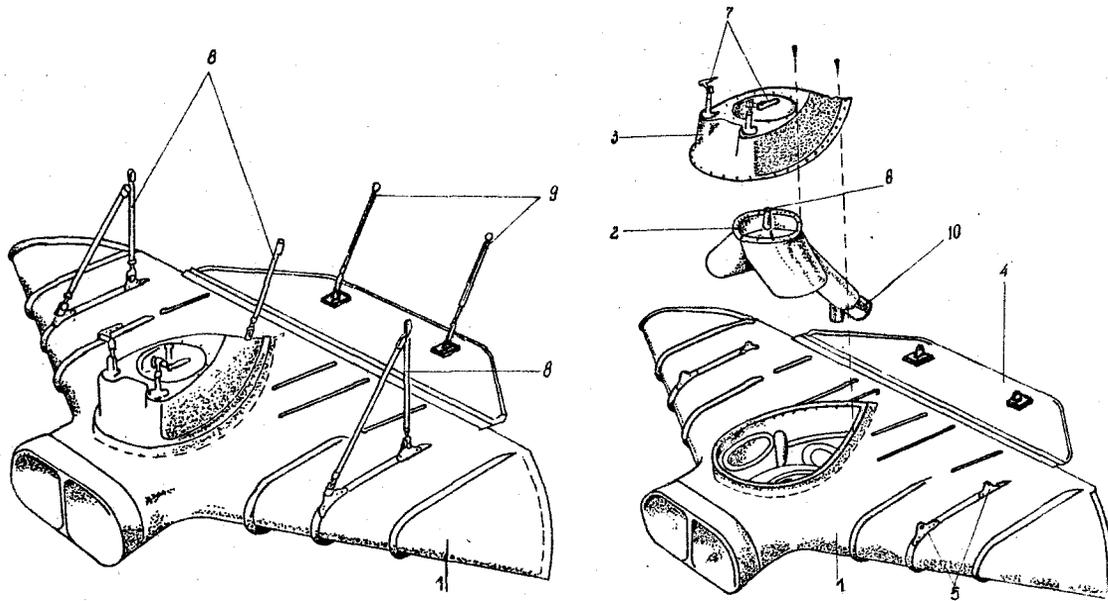
Ветряк аэропыла смонтирован на стальной колонке, установленной сверху на фундаменте, и состоит из ветряка, червячного редуктора и ленточного тормоза.

Ветряк приводится во вращение от струи воздушного потока (при освобожденном тормозе) и служит для вращения мешалки бака.

Ветряк имеет шесть штампованных из хромансиля лопастей толщиной 2,5 мм, склепанных и сваренных у комля с хромансильевыми пленками ступицы.

Ветряк шпонкой соединен с копическим хвостовиком червяка редуктора. На втором конце червяка, на шпонке, установлен тормозный барабан.

Колонка ветряка сварная и изготовлена из листовой стали ЗОХГСА. На оси колонки закреплен рычаг управления тормозной лентой, а на кронштейне, приваренном к колонке, установлен пневматический цилиндр, свободно качающийся в цапфах кронштейна. Видка штока цилиндра через рычаг соединена с тормозной лентой, имеющей асбестовую прокладку.



Фиг. 65. Туннельный распылитель РТИ-1 (комплектный).

1-Туннель; 2-Приемная горловина; 3-Обтекатель; 4-Отражатель; 5-Кронштейн; 6-Хвостовик;
7-Замки; 8-Подкосы; 9-Телескопические тяги, 10-Удлинение.

Туннельный распылитель РТИ-ИМ (П7601-800)
илл. фиг. 65

Комплектный туннельный распылитель состоит из :

- туннеля /1/
- приемной горловины /2/;
- обтекателя /3/;
- отражателя /4/

Туннель имеет воздухозаборник с вертикальным расоекателем, два боковых рукава и центральный рукав в нижней части туннеля. Выпускные рукава усилены ребрами. К верхним ребрам прикреплены 4 крошечные /5/. Центральный гермрот туннеля между выпускными рукавами усилен выштампованными зигами. Приемная горловина /2/ разделяет химикаты подвешенные из бака в боковые рукава и выпускную горловину в туннеле.

Приемная горловина имеет три рукава - два боковые и один центральный с удлинением. /10/.

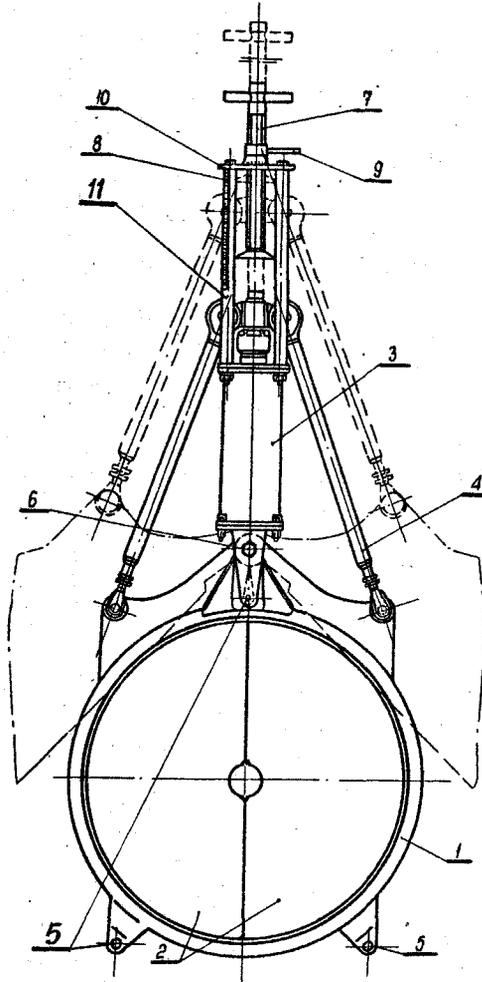
На хвостовик /6/ надевается фиксатор /5/(фиг. 62). Приемная горловина сварена из листовой нержавеющей стали. Обтекатель /3/ предназначен для крепления приемной горловины /2/ в туннеле. К панели обтекателя привинчены два замка /7/. Обтекатель сварен из листового алюминия и привинчен болтами к фланцу туннеля.

Отражатель /4/ предохраняет нижнюю обшивку фюзеляжа от воздействия химикатов, выпускаемых из центрального выпускного отверстия туннеля.

Отражатель выполнен из деревянного листа, к которому прикреплены два уха для закрепления телескопических тяг.

Туннельный распылитель подвешивается под самолетом к узлам фюзеляжа на замках /7/ и подкосках /8/, а отражатель - на двух телескопических тягах /9/.

Фиг. 66. Шиберный затвор



1-Корпус; 2-Шиберные заслонки; 3-Пнеumoцилиндр; 4-Тяга;
5-Болт; 6-Болт; 7-Регулировочный болт; 8-Шкала; 9-Контргайка;
10-Регулятор; 11-Шпилька.

Июнь 15/82

Стр. 149

Шиберный затвор (фиг. 66)

Шиберный затвор предназначен для закрытия и открытия горловины бака, а также для регулировки расхода.

Шиберный затвор состоит из корпуса /1/, двух заслонок /2/, пневмоцилиндра /3/, двух подкосов /4/, а также регулятора /10/, который состоит из регулировочного болта /7/, контр-гайки /9/ и колонки, которую образуют четыре шпильки. /11/ на одной из них находится шкала /8/, на которой можно прочесть положение регулировочного болта /7/.

Колонка крепится к пневмоцилиндру /3/.

Корпус /1/ состоит из двух стальных колец, соединенных между собой тремя болтами /5/. Между кольцами корпуса находятся шиберные заслонки /2/. Эти заслонки проходят между двумя уплотнительными кольцами, изготовленными из полиамида. Уплотнительные кольца прижимаются к заслонкам резиновыми трубками.

Заслонки прикреплены к корпусу затвора одним болтом /6/, который одновременно является осью вращения этих заслонок. Заслонки изготовлены из нержавеющей листовой стали.

Пневмоцилиндр /3/ служит для открытия и закрытия заслонок /2/ с помощью тяг /4/. К штуцерам пневмоцилиндра подсоединены два гибких шланга, которым подает воздух под давлением 1,6 МПа / 16 кг/см²).

Тяги /4/ соединяют пневмоцилиндр /3/ с заслонками /2/. Плотность закрытия заслонок регулируется наковечниками тяг. При максимальном открытии заслонки должны соприкоснуться с внутренним диаметром уплотнительных колец.

Замок (фиг. 67)

Замок служит для подвешивания распылителя к самолету. Замок состоит из корпуса /1/ регулировочной вилки /3/, которая в требуемом положении законтрится гайкой /2/, штыря /4/ с фиксатором /5/ и пружиной /6/, а также ручки /8/ прикрепленной к штырю штифтом /7/.

На корпусе находится контрольное отверстие для контроля положения вилки /3/.

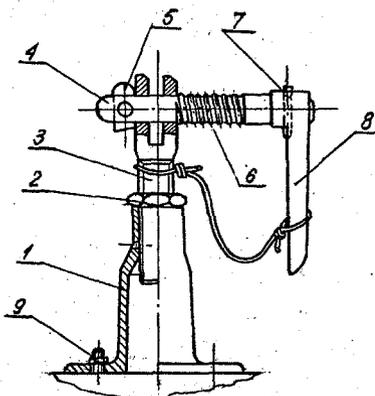
В каждом рабочем положении вилки контрольное отверстие должно быть закрыто.

**СЕКУНДНЫЕ РАСХОДЫ ХИМИКАТОВ, РАСПЫЛЯЕМЫХ ТУННЕЛЬНЫМ
РАСПЫЛИТЕЛЕМ РТШ-1М**

Величина секундного расхода распыляемых химикатов зависит от степени открытия заслонок шиберного затвора. Степень открытия заслонок шиберного затвора устанавливается при помощи регулировочного болта регулятора хода пневмоцилиндра. При ввинчивании регулировочного болта величина открытия заслонок уменьшается, но при его вывинчивании увеличивается. Расход зависит от вида химикатов - гранулирования, влажности, удельного веса и т.п.

Фиг. 67 Замок

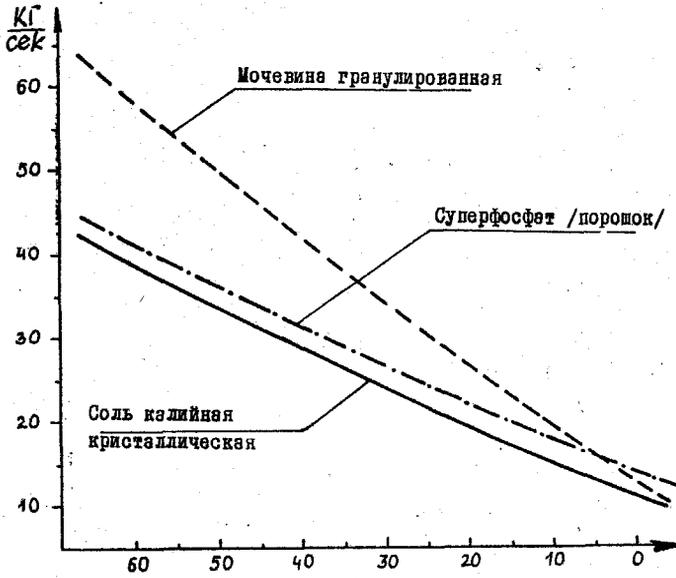
- 1 - Корпус
- 2 - Контргайка
- 3 - Вилка
- 4 - Штырь
- 5 - Фиксатор собачки
- 6 - Пружина
- 7 - Штифт
- 8 - Ручка
- 9 - Гайка



В таблице № 16 и на Фиг. 68 приведены ориентировочные средние секундные расходы для отдельных удобрений при разной степени открытия заслонок шиберного затвора. Действительные секундные расходы химикатов следует определить практически в процессе эксплуатации учитывая вид, влажность, гранулирование и другие индивидуальные свойства применяемых химикатов.

Таблица № 16

Наименование химикатов	Положение концевика регулировочного болта							
	0	10	20	30	40	50	60	мзкс. ок.66
I	2	3	4	5	6	7	8	9
Мочевина гранулированная	13	19	27	34	42	50	58	64
Соль калийная кристаллическая	11	15	19	24	29	34	39	42
Суперфосфат порошковый	14	18	22	27	27	36	41	44



Фиг. 68.

График расходов кг/сек в зависимости от положения регулятора.

ОПИСАНИЕ АГРЕГАТОВ ОПРЫСКИВАТЕЛЯ

Бак химикатов

В варианте опрыскивателя используется тот же бак, что в варианте опылителя но вместо мешалки, применяемой для сыпучих химикатов, в бак устанавливается гидромешалка или измеритель объема жидкости. Отверстия под загрузочные рукава заглушить крышками, а в отверстие по валу мешалки установить воздухоотводящую трубку.

Гидравлическая мешалка. Гидравлическая мешалка расположена внутри бака и изготовлена из стальной трубы.

При работающем насосе и закрытом выпускном клапане насосного агрегата жидкость, перекачиваемая насосом, циркулирует по гидромешалке из нижней части бака в верхнюю, чем достигается перемешивание химикатов, находящихся в жидкости в нерастворимом состоянии, а тем самым поддерживается ее постоянная концентрация. Открытием выпускного клапана осуществляется доступ жидкости в подкрыльевые штанги.

Измерение объема и веса заправленных химикатов. Для измерения объема химикатов служит шкала вклеенная между 1-ым и 2-ым слоями ткани, изнутри бака, напротив окуляра. Для правильной заправки бака химикатами с удельным весом выше 1 г/см³, следует применять график заправки бака, который находится на баке в районе окуляра. Зная удельный вес химикатов можем найти на графике допустимое количество заправленных химикатов, в литрах.

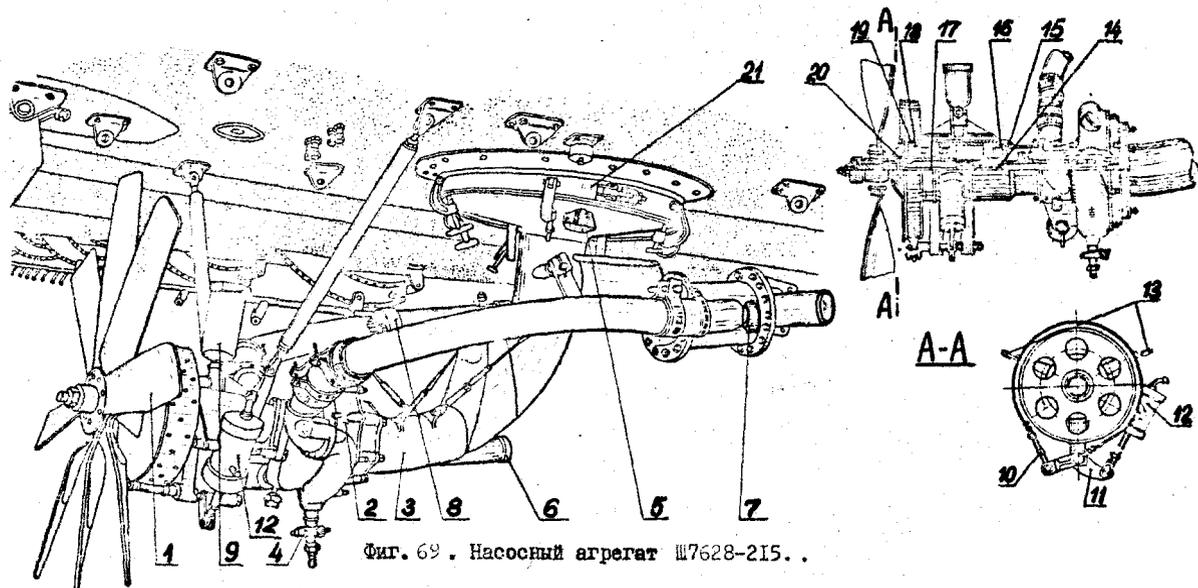
Шкала и график показаны на фиг. 64..

Насосный агрегат №7628-215

Насосный агрегат (фиг. 69) служит для подачи жидкости под давлением в подкрыльевые штанги, а также для перемешивания заправленных в бак химикатов и подачи эмульсии под давлением в подкрыльевые штанги.

В состав насосного агрегата входят: восьмиллопастной ветряк со шкивом и тормозной лентой, водяной насос авиационного двигателя АМ-42, всасывающий рукав с фланцем, проходной кран, выпускной клапан и сливной кран. Встроенный во всасывающий рукав проходной кран служит для перекрытия подвода к насосу жидких химикатов. Проходной кран, а также и перекрывающий доступ жидкости к подкрыльевым штангам выпускной клапан - управляется пневматически из кабины летчиков.

Насосный агрегат крепится поясным хомутом со штрубцинами к горловине бака и подкосам - к кронштейнам, установленным снизу на фюзеляже.



Фиг. 69. Насосный агрегат Ш7628-215..

1-ветряк; 2-водяной насос двигателя АМ-42; 3-всасывающий рукав с фланцем; 4-сливная пробка; 5-проходной кран; 6-заглушка; 7-выпускной клапан; 8-пневмоцилиндр управления клапанами; 9-масленка; 10-танкер; 11-рычаг ленточного тормоза; 12-пневмоцилиндр управления ленточным тормозом; 13-ушки крепления подкосов; 14-муфта шлицевая; 15-стакан; 16-шарикоподшипник; 17-соединительный валик; 18-сальник; 19-тормозной барабан; 20-болт крепления тормозного барабана; 21-поясной хомут со струбцинами.

Вал насоса карданным соединением связан с ветряком опрыскивателя, который работает от встречного потока воздуха и при освобожденной ленте тормоза вращает крыльчатку насоса. Конструкция тормозного устройства аналогична тормозу ветряка аэропыла.

Насосный агрегат с эжектором

Назначение насосного агрегата с эжектором (фиг. 70) такое же, как и насосного агрегата Ш7628-215.

Агрегат состоит из восьмиллопастного ветряка со шкивом и тормозной лентой, водяного насоса двигателя АМ-42, всасывающего рукава с фланцем, выпускного клапана и эжектора, т.е. разница состоит практически в применении эжектора, чем достигается мгновенное прекращение вытекания жидкости из подкрыльевых штанг после выключения опрыскивателя.

Э ж е к т о р. Сопло эжектора расположено в эжекторной трубе, один конец которой приварен к камере выпускного клапана, а второй выведен в нижнюю часть бака химикатов.

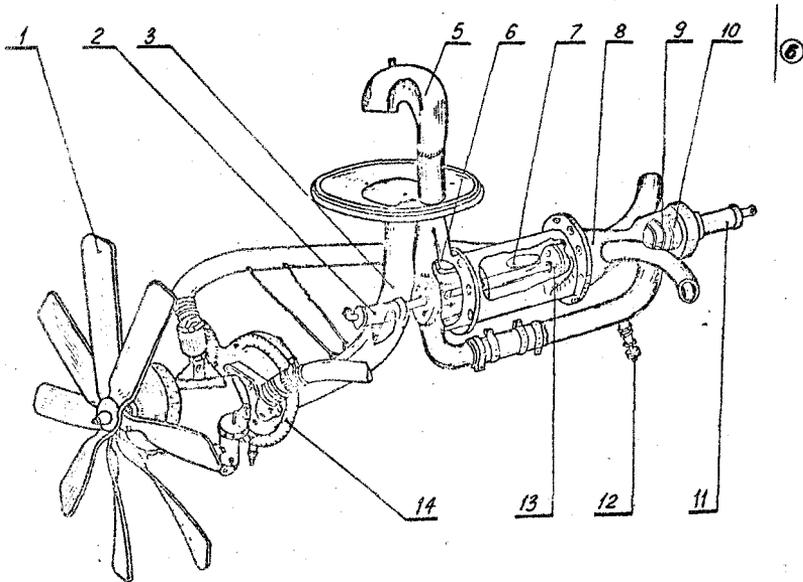
Работа эжектора состоит в том, что в момент закрытия перекрывного клапана (переключения опрыскивателя в положение "МЕШАЛКА") жидкость подаваемая в камеру выпускного клапана протекает на пути в бак через сопло эжектора и создает вакуум в эжекторной трубе. Вследствии этого оставшаяся в подкрыльевых штангах жидкость засасывается в эжекторную трубу, откуда вместе с жидкостью перекачиваемой насосом попадает в бак химикатов.

Подкрыльевые штанги

Подкрыльевые штанги служат для разбрызгивания жидких химикатов. Штанги разъемные и выполнены из стальных труб диаметром 44 мм каплевидного сечения с приваренными к ним отводящими штуцерами (шаг сварки 180 мм) направленными вниз под углом 60° к горизонтальной оси самолета.

Соединительные трубы, связывающие насосный агрегат с подкрыльевыми штангами имеют удлиненные штуцера - четыре на левой и пять на правой трубе.

В штуцера штанг смонтированы съемные обратные клапаны, отсекающие волну жидкости при закрытии клапана насосного агрегата. Снаружи к штуцерам крепятся жиклеры при помощи замков патефонного типа. Жиклеров на замках устанавливается 80 штук. Жиклеры могут быть установлены шести типов в зависимости от величины выходного отверстия, благодаря чему можно получить различный секундный выпуск жидкости.



Фиг. 70. Насосный агрегат с эжектором

1-ветряк, 2-пневмоцилиндр выпускного клапана, 3-всасывающий рукав с фланцем, 5-эжекторная труба, 6-эжекторное сопло, 7-камера выпускного клапана, 8-камера клапана эжектора, 9-пружина клапана эжектора, 10-клапан эжектора, 11-пневмоцилиндр клапана эжектора, 12-сливной кран, 13-выпускной клапан, 14-водяной насос двигателя Ам-42.

Штанги крепятся самоконтрающимися валиками на наружных кронштейнах подвески закрылков нижнего крыла по всему размаху и выходят за габариты крыла на 700 мм с каждой стороны. Штанги соединены между собой дюритовыми шлангами с помощью хомутов и внутренних бочонков. В открытом торце последней штанги с помощью резьбового соединения установлен наконечник со штуцером.

Секундный выпуск жидкости (чистой воды) через жиклеры при скорости полета 160 км/час приведен в таблице I4 :

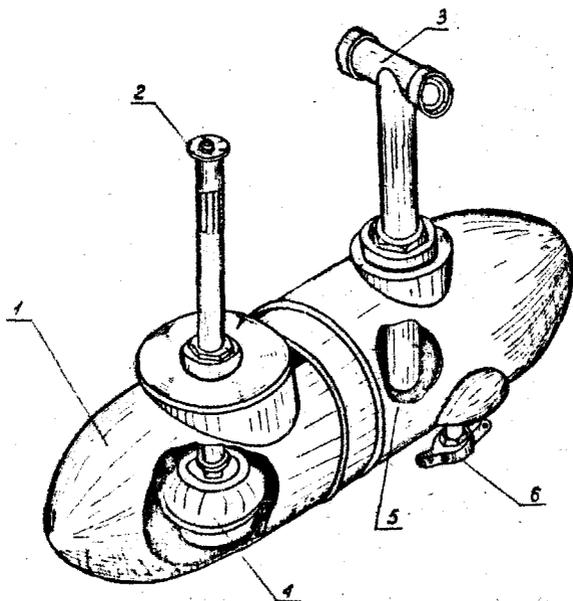
Таблица I4

№ жиклеров	Размер окна жиклера мм	Количество жиклеров	Расход жидкости, л/сек	
			без клапанов	с клапанами
Ш7609-403	1x1	80	3,3	2,0
1	1,2x5,5	80	10,1	8,0
2	2x5,5	80	13,0	10,3
3	3x5,5	80	15,6	13,6
4	4x5,5	80	16,8	14,6
5	5x5,5	80	17,4	16,2
6	-	40	-	-

Расход жидкости может быть уменьшен за счёт постановки заглушек (№ 6), прилагаемых к аппаратуре в количестве 40 штук.

Кроме того к комплекту аппаратуры прилагается 5 пар дросселей разных размеров, позволяющие дополнительно влиять на секундный расход жидкости. Дроссели вставляются между фланцами соединительных труб.

Подвесные бачки. Подвесные бачки (фиг. 71) предназначены для отсоса жидкости из штанг после выключения опрыскивателя. Удобнообтекаемые бачки изготовлены из стеклоткани пропитанной эпоксидной смолой и подвешены под фюзеляжем на двух трубчатых подкосах каждый. В заднюю часть бачки вмонтирована труба заканчивающаяся сверху тройником, предназначенным для подсоединения выпускной трубы опрыскивателя и подкрыльевых штанг. В тройники вставляются сопла соответствующего номера в зависимости от секундного расхода жидкости (к самолету прилагается 10 комплектов сопел с различными диаметрами выпускных отверстий : $\varnothing 6$, $\varnothing 8$, $\varnothing 9$, $\varnothing 10$, $\varnothing 11$, $\varnothing 12$, $\varnothing 13$, $\varnothing 14$, $\varnothing 16$, $\varnothing 18$ мм). Работа бачки состоит в том, что во время работы опрыскивателя протекающая через сопло тройника к штанге жидкость создает в бачке вакуум.



Фиг. 71. Отсасывающий бачок.

1-бачок; 2 - клапан; 3 - тройник подсоединения соединительных труб; 4 - поплавок; 5 - отсасывающая труба; 6 - сливная пробка.

В момент выключения опрыскивателя оставшаяся в подкрыльевых штангах жидкость засасывается в бачок.

После заполнения бачки до некоторого уровня жидкость поднимает поплавок, который открывает клапан, сообщаящий внутреннюю полость бачки с атмосферой. Тогда используя наклон подкрыльевых штанг, оставшаяся в них жидкость стекает свободно в подвесные бачки. При повторном включении опрыскивателя возникающее в бачках явление эжекции (подсоса) приведет к опорожнению бачков и созданию в них разрежения. Ввернутые в нижние стенки бачков сливные пробки служат для слива жидкости, оставшейся в бачках после окончания дневной работы.

Соединительные трубы для подвесных бачков. В случае применения опрыскивателя с бесклапанной отсечкой жидкости (т.е. с подвесными бачками) для соединения подкрыльевых штанг с насосным агрегатом применяются специальные соединительные трубы с укороченными штуцерами, направленными под углом 60° вверх к горизонтальной оси самолета.

В связи с этим, что в данном случае штуцера подкрыльевых штанг должны быть тоже направлены вверх, штанги меняются местами: левая наружная штанга устанавливается под правое крыло, а правая — под левое крыло. На штуцеры соединительных труб и подкрыльевых штанг устанавливаются специальные изогнутые удлинители, обеспечивающие мелкокапельное разбрызгивание жидкости.

КОМПЛЕКТОВКА ОТДЕЛЬНЫХ ВИДОВ ОПРЫСКИВАТЕЛЯ

Из элементов прикладываемых к сельхозаппаратуре в варианте опрыскивателя могут быть по надобности укомплектованы опрыскиватели 3-х типов.

Варианты укомплектования опрыскивателя каждого типа изложены ниже в виде таблицы.

Таблица 15

Тип опрыскивателя вышедшие элементы опрыскивателя	Без отсоединения жидкости из штанг (фиг.68)	С эжекцией на штанге опрыскиват. (фиг.69)	С использованием насосного агрегата с эжектором. (фиг.70)	Примечание
1	2	3	4	5
Бач химикатов (с крышками установленными на отверстия загрузочных рукавов)	x	x	x	
Насосный агрегат И7628-215	x	x		
Насосный агрегат с эжектором			x	

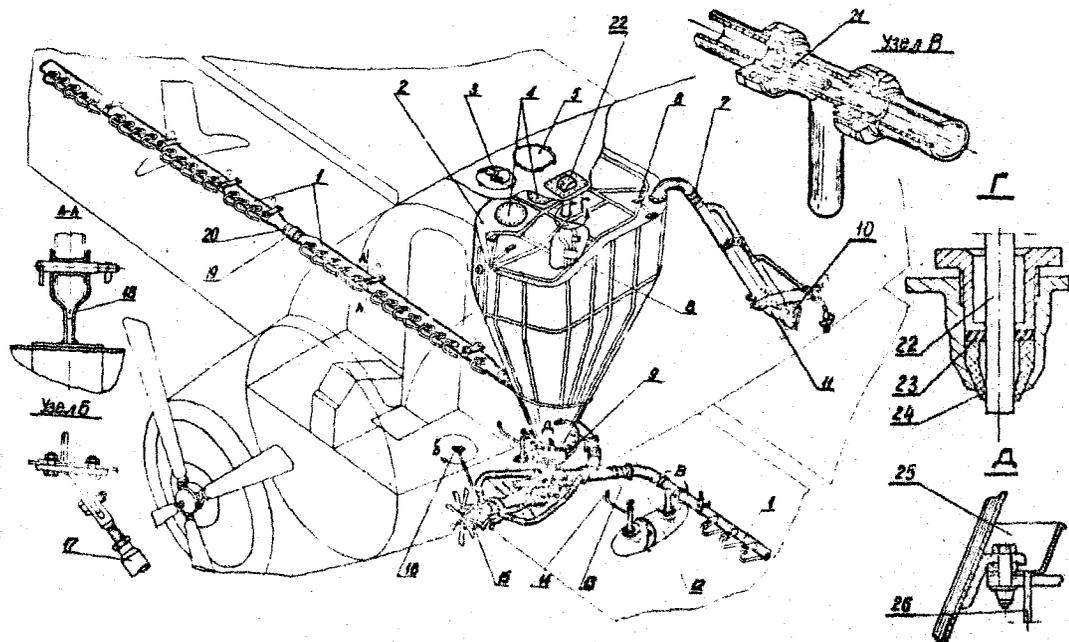
	1	1	2	1	3	1	4	1	5
Гидрометалка			x		x				
Соединительные трубы с длинными штуцерами			x				x		
Два подвесных бочка в соединительные трубы с короткими штуцерами					x				
Подкрыльевые штанги			x		x ¹⁾		x		1) Штанги поворачиваются штуцерами всех и меняются местами
Устанавливаемые на штуцера подкрыльевых штанг жиклеры и обратные клапана всех типоразмеров			x				x		
Удлинители штуцеров штанг					x				
Дроссели			x				x		
Сошла					x				
Воздухопроводящая трубка			x		x		x		

КОНСТРУКЦИЯ, ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ ЭЛЕКТРОПНЕВМОСИСТЕМЫ И УПРАВЛЕНИЕ СЕЛЬХОЗАППАРАТУРОЙ

Электропневмосистема является частью пневмосистемы и электросистемы, в которые дополнительно установлены констр. элементы, обеспечивающие управление сельхозаппаратурой. Элементы, входящие в состав электропневмосистемы представлены на фиг. 71 б. Управление аппаратурой происходит с помощью переключателя ПННГ-15, установленного на риге левого штурвала или с помощью переключателя ПННГ-15, установленного на продолжении центрального пульта, в зависимости от того, кто будет управлять этой системой, летчик или второй член экипажа.

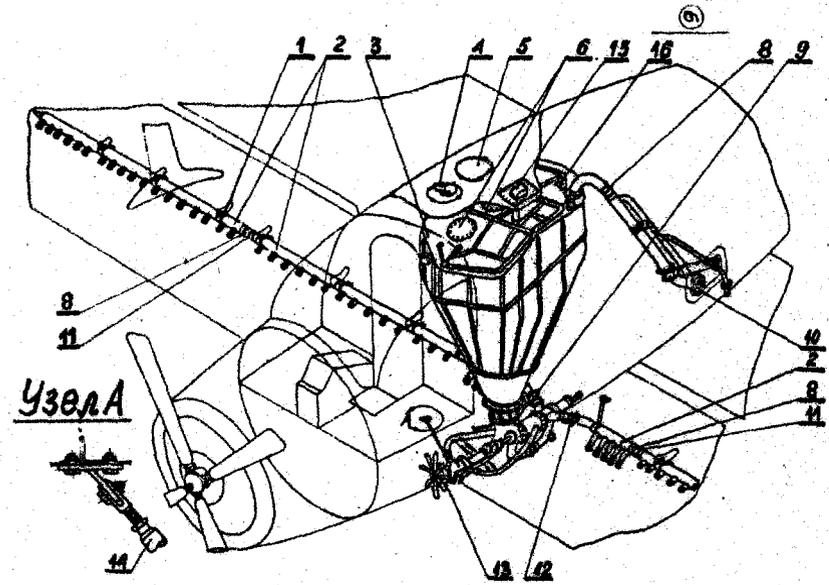
При опрыскивании давление в системе должно составлять 12 кг/см², а при опылывании - 16 кг/см².

100



Фиг. 71а. Установка опрыскивателя с бесклапанной отсечкой жидкости (с эжекцией на штанге)

1-подкрыльевые штанги; 2-бак химикатов; 3-крышки с воздухозаборником; 4-крышки; 5-крышка загрузки со струбцинами; 6-подкосы крепления бака; 7-деревянная муфта; 8-гидромешалка; 9-стяжной хомут со струбцинами; 10-запорный кран; 11-заправочное приспособление; 12-отсасывающий абочок; 13-дрессель; 14-подкос; 15-насосный агрегат; 16,17-подкосы крепления насосного агрегата; 18-узел крепления подкрыльевой штанги; 19-хвост; 20-деревянная муфта; 21-сопло; 22-воздухоотводящая труба; 23-прокладка; 24-прокладка; 25-поддон; 26-дренажная труба.



Фиг. 716. Установка опрыскивателя с эжектором

1-узел крепления подкрыльевой штанги, 2-подкрыльевые штанги, 3-бак химикатов, 4-крышка с воздухозаборником загрузочного рукава, 5-крышка загрузочного рукава, 6-крышки, 8-дырчатая муфта, 9-стяжки, хомутов со струбцинами, 10-заправочное приспособление, 11-хомут, 12-дрессель, 13-насосн. агрегат с эжектором, 14-подкос крепления насосного агрегата, 15-воздухоотводящая трубка, 16-подкос крепления бака.

К. 10

а) Опрыскивание.

После открытия клапана КН9750/Д, расположенного на левом пульте и клапана 654300/Ц, установленного на полу кабины экипажа, в электропневмосистему подается рабочее давление необходимое для управления этой системой. Во время опрыскивания должны работать электропневмоклапаны /8/ и /10/, поэтому переключатель ВГ-15-2с, расположенный на левом борту фюзеляжа (шп. № 10) должен находиться в положении "ОПРЫСКИВ.". Во время гидромешения давление, подаваемое в пневмоцилиндр /22/ вызывает перемещение штока влево и закрытие клапана опрыскивателя, а давление подаваемое в пневмоцилиндр /23/ вызывает растормаживание ветряка насосного агрегата. В процессе опрыскивания ("ВКЛ.") ветряк насосного агрегата также расторможен, а давление воздуха подаваемого в этом случае в пневмоцилиндр /22/ с другой стороны открывает клапан опрыскивателя, что дает возможность поступлению жидких химикатов в подрывные штанги на опрыскивание. После выключения ("ВЫКЛ.") ветряк насосного агрегата затормозится, а клапан опрыскивателя закроется.

б) Опыливание

При опыливание переключатель ВГ-15-2с на левом борту фюзеляжа (шп. № 10) должен находиться в положении "ОПЫЛИВ.", в этом случае электропневмоклапан /7/ не работает.

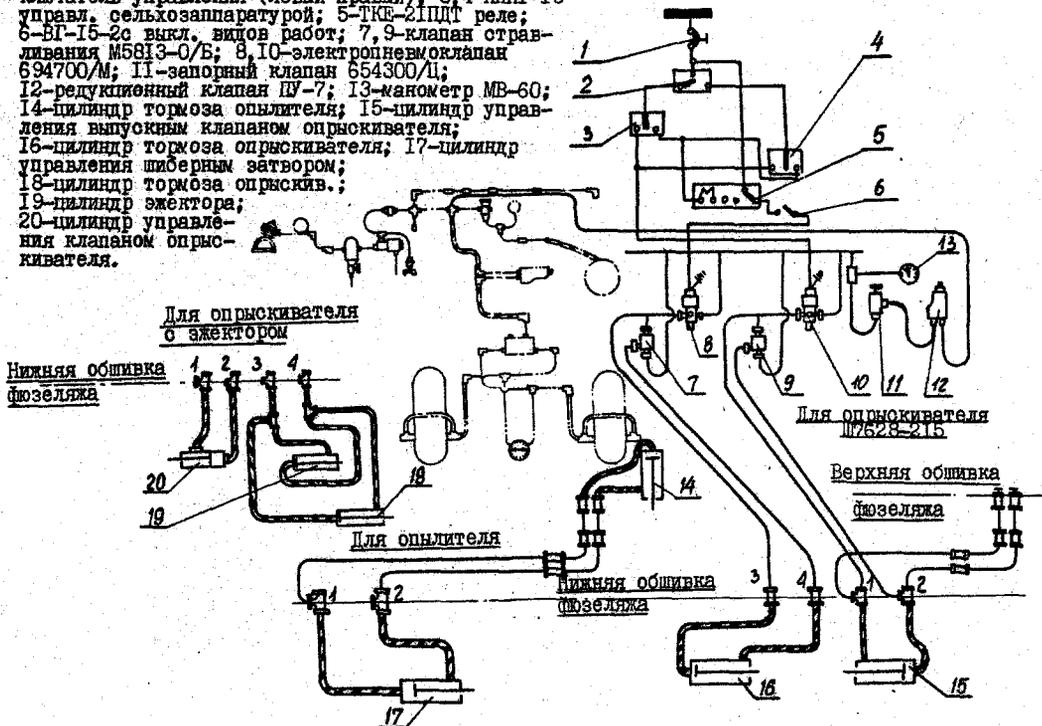
Штуцеры № 3 и № 4 должны быть заглушены, а к штуцерам № 1 и № 2 подсоединен пневмоцилиндр управления шиберного затвора.

После включения ("ВКЛ.") системы воздух под давлением через электропневмоклапан /16/ и клапан стравливания /9/ поступает в цилиндр управления затвора и открывает шиберные заслонки. Одновременно по трубопроводу воздух поступает и в цилиндр /24/ верхнего ветряка, который растормаживает ветряк и ветряк начинает вращать мешалку для рыхления порошковидных и сыпучих химикатов и улучшения их высыпания из сельхозбачки.

После выключения ("ВЫКЛ.") системы пневмоцилиндр верхнего ветряка затормозит ветряк, а пневмоцилиндр управления шиберным затвором закроет заслонки.

Фиг. 7Гв. Электропневматическая система управления сельхозаппаратурой.

1-АЭС-5 питания сельхозаппаратуры; 2-ППГ-15-2с переключатель управления (левый-правый); 3,4-ППГ-15 управл. сельхозаппаратурой; 5-ТКЕ-2ППГ реле; 6-ВГ-15-2с выкл. видов работ; 7,9-клапан сравливания М5813-0/Б; 8,10-электропневмоклапан 694700/М; 11-запорный клапан 654300/Ц; 12-редукционный клапан ПУ-7; 13-манометр МВ-60; 14-цилиндр тормоза опылителя; 15-цилиндр управления выпускным клапаном опрыскивателя; 16-цилиндр тормоза опрыскивателя; 17-цилиндр управления шибрым затвором; 18-цилиндр тормоза опрыскив.; 19-цилиндр эжектора; 20-цилиндр управле-ния клапаном опрыс-кивателя.



ХІІІ. ГИДРОСАМОЛЕТ АН-2В

НАЗНАЧЕНИЕ И ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ

Самолет АН-2 на поплавковом шасси предназначен для эксплуатации на местных воздушных линиях в речных, озерных и прибрежных морских районах в качестве транспортного самолета, разведчика льдов, рыбы и т.д.

Для улучшения посадочных характеристик и маневренности на самолете установлен реверсивный воздушный винт АВ-2Р и регулятор оборотов РВ-101.

Летные данные самолета АН-2В (ориентировочные)

1. Максимальная скорость :
 - у земли 220 км/час
 - на расчетной высоте 229 км/час
2. Скороподъемность у земли 2,67 м/сек
3. Время набора высоты
 - М = 500 м 3,1 мин
 - М = 1000 м 6,1 мин
 - М = 2000 м 12,5 мин
4. Практический потолок 3660 м
5. Длина разбега на воде при $Q = 5250$ кг
 - на номинальной мощности двигателя с закрылками отклоненными на 20° 250 м
 - на взлетной мощности двигателя с закрылками отклоненными на 20° 205 м
6. Длина пробега после приводнения при $Q = 5250$ кг с закрылками отклоненными на угол 30° 180 м
7. Скорость приводнения 92 км/час
8. Дальность самолета в полете на высоте Н = 1000 м при $n = 1650$ об/мин,
 $r_H = 660$ мм рт.ст., взлетном весе $Q = 5250$ кг с количеством топлива 670 литров (500 кг) 754 км

Данные винта АВ-2Р

Тип винта	автоматический, реверсивный изменяемого в полете шага
Принцип действия	гидроцентробежный
Схема действия	односторонняя, прямая
Направление вращения	прямое (со стороны двигателя)
Диаметр винта	3,6м
Число лопастей	4
Углы установки лопастей на $R=1000$ мм	
а) минимальный (угол запуска)	17°
б) максимальный	32°
в) реверсивный угол	6°
Диапазон поворота лопастей	38°
Угол установки противовеса	$30^{\circ} \pm 2^{\circ}$ (на минимальном угле)
Регулятор оборотов РВ-101	
Рабочая жидкость	масло МК или МС из магистрали двигателя.

Данные регулятора РВ-101

Регулятор оборотов РВ-101 предназначен для работы с реверсивным винтом на двигателе АШ-62ИР с двухканальным подводом масла.

В диапазоне автоматического изменения шага винта регулятор подает в винт масло под давлением только при переводе лопастей на уменьшение шага. По этому же каналу поступает масло и при выводе лопастей из положения реверса. Для ввода лопастей в положение реверса масло от регулятора поступает в винт под повышенным давлением по отдельному каналу.

Принцип действия	гидроцентробежный
Схема работы	прямая, с односторонним подводом масла на реверсирование винта
Диапазон реверсивных оборотов	1400-2700 об/мин по велику регулятора
Нечувствительность регулятора при 2100 об/мин. ведущего валика	не более 10 об/мин.
Давление масла на входе в регулятор	4 - 5,5 кг/см ²

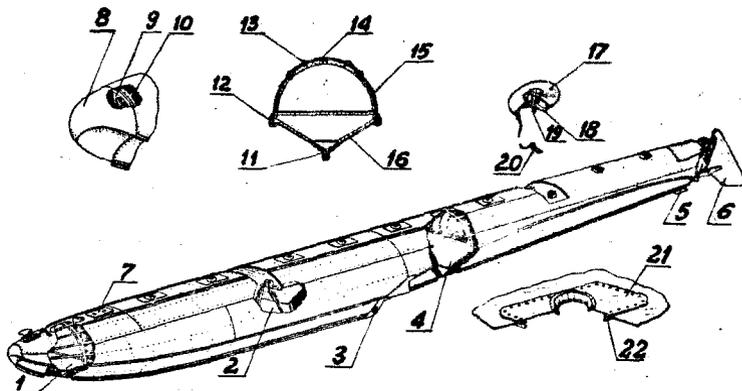
Управлении регулятором ручное при автоматической работе, электропневматическое при реверсировании винта

Сухой вес 4 кг

КОНСТРУКЦИЯ ПОПЛАВКОВ

На самолете установлено шесть двухпоплавковой схемы. Полное водоизмещение поплавков обеспечивает достаточный запас плавучести при полном полетном весе самолета. Габариты поплавка : длина 9337 мм, ширина 1140 мм, высота 1010 мм.

Каждый поплавок разделен на двенадцать водонепроницаемых отсеков, что обеспечивает непотопляемость самолета при затоплении двух смежных отсеков в любой части поплавка.



Фиг.72. Конструкция поплавка

1 - шпангоут переборка; 2 - усиленный шпангоут № 12; 3 - кронштейн, соединяющий части килевого стрингера на редане; 4 - нормальный шпангоут; 5 - пятка; 6 - водяной руль; 7 - лок для установки бака с якорем; 8 - буфер; 9 - болт крепления буфера; 10 - шпангоут № 1; 11 - килевой стрингер с окантовкой; 12 - скуловой стрингер; 13 - профиль; 14 - верхняя обшивка; 15 - боковая обшивка; 16 - нижняя обшивка; 17 - крышка люверса; 18 - траверса; 19 - болт с барашковой ручкой; 20 - уголок на тросике для крепления люверса в открытом положении; 21 - крышка ремонтного люка; 22 - окантовка ремонтного люка.

Правый и левый поплавки металлической конструкции, одинаковы и взаимозаменяемы (фиг. 72).

Каркас

Каркас поплавка состоит из 31 шпангоута и 13 стрингеров, расположенных в верхней части поплавка.

Продольный набор

В нижней части поплавка установлен килевой стрингер, склепанный из двух прессованных профилей сечением 45x18x3x5, вертикальные полки которых заключены в окантовку из сплава Д16АТ-Л2.

В хвостовой части поплавка к килевому стрингеру приклепан кронштейн "пятка" из стали 30ХГСА, термически обработанной до $\sigma_b = 130 \pm 10$ кг/мм².

По бокам дна поплавка установлены два скуловых стрингера из сплава Д16АТ-Л3 сечением 40x40.

Стрингеры № 0-6 верхней части поплавка состоят из отдельных отрезков, по длине водонепроницаемых отсеков поплавка.

Все стрингеры изготовлены из дуралюминового профиля - уголка, кроме стрингера № 3, выполненного из дуралюминового профиля П-образного сечения.

Шпангоуты

Поперечный набор поплавка состоит из 31 шпангоута.

По конструкции и назначению шпангоуты поплавка можно разделить на три группы :

- 1) шпангоуты усиленные, несущие на себе узлы крепления поплавка к самолету. К ним относятся шпангоуты № 12 и 26;
- 2) шпангоуты, служащие водонепроницаемыми переборками. К ним относятся шпангоуты № 1, 3, 6, 9, 12 (усиленный), 15, 18 (реденный), 20, 22, 24, 26 (усиленный), 29, 31;
- 3) шпангоуты нормальные.

Обшивка

По контуру сечения поплавка обшивка состоит из пяти частей: верхней, двух бортовых и двух нижних на дне поплавка. Верхняя обшивка склепана с бортовыми по стрингеру № 3 поплавка заклепками диаметром 3 мм, расположенными в шахматном порядке.

Боковые и нижние обшивки подходят к скуловому стрингеру и приклепываются двухрядным швом заклепками диаметром 3 мм. Две нижние обшивки приклепаны к килевому стрингеру двухрядным швом заклепками диаметром 3-4 мм.

Все обшивки поплавка изготовлены из материала Д16АТ толщиной от 0,8-1,2 мм.

Льски

Для доступа во внутреннюю часть отсеков поплавка имеется 12 люков в верхней обшивке поплавка.

Льски закрываются люверсами, представляющими собой штампованную из Д16АТ-Л1 круглую крышку с герметизирующим резиновым валиком.

Узлы

Буфер. В носовой части поплавка шестью болтами укреплен резиновый буфер формы обводов поплавка. Он склеен из пластин губчатой резины с отверстиями облегчения и заключен в чехол, сшитый из вьезента.

Узлы буксировки и швартовки. Для швартовки и буксировки самолета на каждом поплавке установлено по три узла.

Передний узел (фиг.73, узел А) с замком воздушного управления установлен на верхней обшивке поплавка у шпангоута № 1. Замок закрывается вручную, оттягиванием стопорного кольца.

Средний узел, установленный у шпангоута № 20, представляет собой литую "утку" с фланцем.

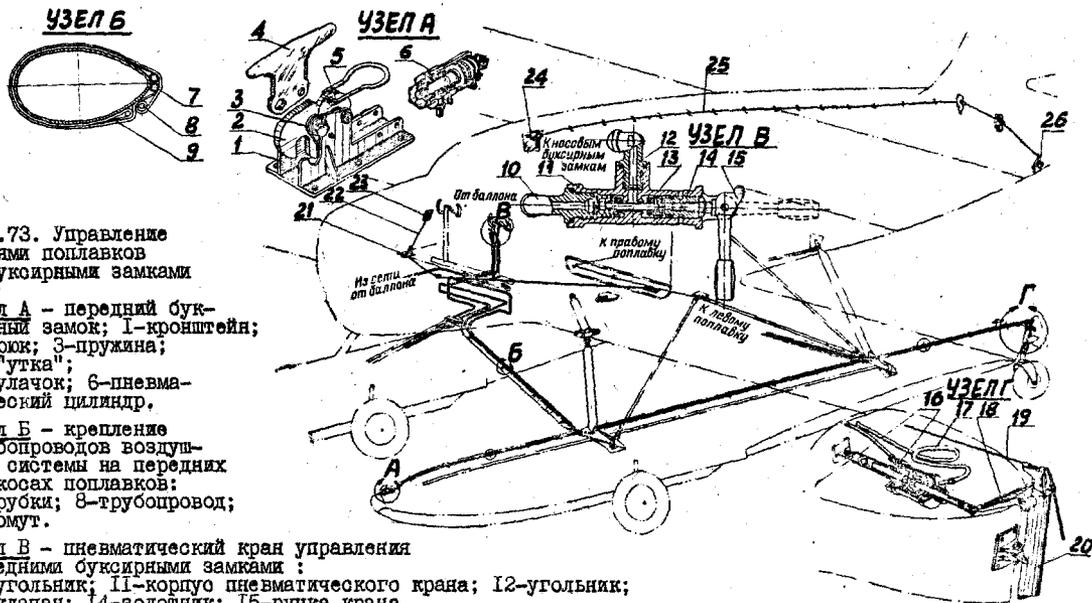
Хвостовой узел, установленный на обшивке поплавка у шпангоута № 31, конструктивно подобен среднему, с тем отличием, что в корпус "утки" звернут ушковый болт со стопорным кольцом.

Водяные рули

Водяные рули установлены в хвостовой части поплавка. Рули имеют две положения: поднятое (для перемещения поплавков по суше на выкатном шасси) в рабочее - опущенное.

Руль удерживается в опущенном состоянии под действием собственного веса и двух спиральных пружин.

Водяный руль представляет собой пластину из сплава Д16АТ-Л6 трапецевидной формы с закругленными краями. К рулю приклепана дюралюминовая вилка с запрессованными втулками и две пластины для подсоединения тросе подъема руля.



Фиг. 73. Управление
рулями поплавков
и буксирными замками

Узел А - передний буксирный замок; 1-кронштейн; 2-крюк; 3-пружина; 4- "утка"; 5-кулачок; 6-пневматический цилиндр.

Узел Б - крепление трубопроводов воздушной системы на передних подкосах поплавков; 7-трубки; 8-трубопровод; 9-комут.

Узел В - пневматический кран управления передними буксирными замками; 10-угольник; 11-корпус пневматического крана; 12-угольник; 13-клапан; 14-золотник; 15-ручка крана.

Узел Г - пневматический цилиндр управления рулем поплавков; 16-пневматический цилиндр; 17-трубопровод; 18-качалка руля; 19-трос подъема руля; 20-ось руля; 21-ролик; 22-трос; 23-рукоятка управления подъемом рулей поплавков; 24-рукоятка управления задним буксирным замком; 25-трос; 26-задний буксирный замок.

УСТАНОВКА ПОПЛАВКОВ

Ферма поплавкового шасси (фиг. 74) состоит из: передних стоек с подкосами, задних стоек с соединительным распором и шести лент-расчалок.

Передние стойки крепятся к узлам на пирамиде центроплана, используемой в транспортном варианте для крепления амортизационных стоек шасси.

Передние подкосы крепятся к узлу на шпангоуте № 4 фюзеляжа, используемому в транспортном варианте для крепления передних подкосов шасси.

УЗЕЛ А

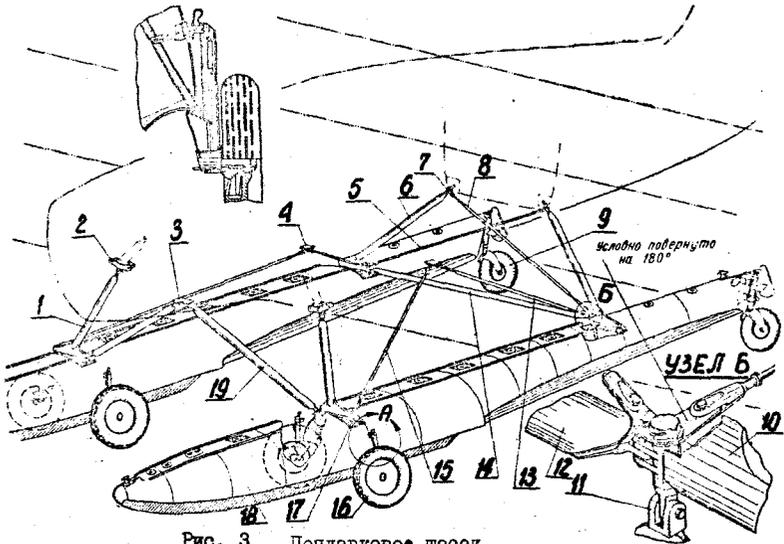


Рис. 3 Поплавковое шасси

1-передняя стойка; 2-узел крепления передней стойки к пирамиде центроплана; 3-узел на шпангоуте № 4 фюзеляжа; 4-узел на шпангоуте № 8 фюзеляжа; 5-лента-расчалка № 11; 6-задняя стойка; 7-узел крепления задней стойки к шпангоуту № 15 фюзеляжа; 8-лента-расчалка № 11; 9-заднее колесо выкатной тележки; 10-траверса задней стойки; 11-узел крепления задней стойки к поплавку; 12-распор; 13-лента-расчалка № 9; 14-распор; 15-лента расчалка № 14; 16-переднее колесо выкатной тележки; 17-узел крепления передней стойки к поплавку; 18-поплавок; 19-подкос.

Задние стойки крепятся к узлам на шпангоуте № 15 фюзеляжа.

Узел представляет собой штампованное из стали ЭЖЛСА ушко с запрессованным шаровым шарниром.

Передние и задние стойки крепятся вильчатыми болтами к ушнам на шпангоутах № 12 и 26 поплавков.

На шпангоуте № 8 фюзеляжа установлено два банмака под четыре крепления лент-расчалок.

Ленты расчалки фермы соединяют :

1) точки крепления передних стоек к поплавкам с узлами на шпангоуте № 8 фюзеляжа (расчалка № 14 ГОСТ 1004-48);

2) точки крепления задних стоек к поплавкам с узлами на шпангоуте № 8 фюзеляжа (расчалка № 9 ГОСТ 1004-48);

3) нижние точки крепления правых и левых задних стоек с верхними (расчалка № 11 ГОСТ 1004-48).

Ленты-расчалки крепятся валиками к элементам фермы за переходные серьги, устанавливаемые под стыковые болты.

ВОЗДУШНАЯ СИСТЕМА

Воздушная система самолета с поплавковым шасси предназначена :

- 1) для управления носовыми буксирными замками;
- 2) для управления водяными рулями;
- 3) для управления реверсом винта.

Воздушная проводка и ее агрегаты смонтированы как дополнение к воздушной системе самолета на колесном шасси.

Управление носовыми буксирными замками (см. фиг. 73) осуществляется воздушным краном, установленным в верхней части левой штурвальной колонки.

Управление водяными рулями (см. фиг. 73) осуществляется нажатием гашетки на левом штурвале на шток клапана ПУ-7, откуда воздух через дифференциал ПУ-8/1 поступает к цилиндрам управления водяными рулями. Рули работают совместно с рулем поворота самолета.

Управление реверсом винта смешанное - воздушно-электрическое; оно осуществляется электровоздушным клапаном ЭК-48, установленным на шпангоуте № 1 фюзеляжа. Клапан ЭК-48 соединен с воздушным клапаном, ввернутым в корпус регулятора оборотов РВ-101 на двигателе, который включает реверс винта АВ-2Р.

Управление клапаном ЭК-48 электрическое. Включение системы управления реверсом винта производится автоматом защиты АЗС-10, уста-

повлечены на центральном щитке приборной доски. Включение автомата защиты сопровождается загоранием лампочки сигнализации СЛМ-61, установленной рядом с ним.

Ввод винта в реверсивное положение производится кратковременным нажатием нижней кнопки на секторе газа, которая включает электровоздушный клапан ЭК-48. Кнопка закрыта предохранительным колпачком.

Вывод из реверсивного положения осуществляется нажатием кнопки на верхней крышке левой штурвальной колонки.

ТРОСОВОЕ УПРАВЛЕНИЕ

На гидросамолете дополнительно к тросовому управлению самолетом и двигателем смонтировано тросовое управление подъемом водяных рулей и задним буксирным замком, установленным в хвостовой части фюзеляжа.

ВЫКАТНОЕ ШАССИ

Для передвижения самолета на поплавах по земле, для ввода самолета на воду и вывода его из воды применяется выкатное шасси (см. фиг. 74).

Оно состоит из переднего шасси, имеющего четыре стойки с колесами 660x160В, устанавливаемыми по бокам каждого поплавка в зоне шпангоута № 12, и заднего, состоящего из двух хвостовых колес 400x150 с вилками.

МОРСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

В комплект морского оборудования входит :

- 1) донный якорь;
- 2) плавучий якорь;
- 3) бросательный конец;
- 4) складной багор;
- 5) буксировочный конец.

Д о н н и й я к о р ь представляет собой шток, штампованный из стали 30ХГСА, на одном конце которого находится серьга для крепления каната, а на другом - две складывающиеся стальные лапы. К якорю прикреплен канат.

В походном положении якорь хранится в баке, установленном в специальном люке в передней части поплавка. В нижней части бака имеется резиновая опора для штока якоря.

П л а в у ч и й я к о р ь представляет собой полотняный конус, обшитый по краям канатом и тросом. К канату крепятся стропы, соединенные кольцом с поводком, окочиваемым карасином.

Плавучий якорь хранится в специальной банке, установленной между шангоутами № 14 и 15 фюзеляжа, или в баке, установленном в передней части поплавка.

Б р о с а т е л ь н ы й к о н е ц сделан из сизального каната диаметром 9,6 мм. К одному концу каната прикреплен карасин, а к другому - "кошка", сваренная из трех стальных крюков с заостренными концами.

С к л а д н о й б а г о р состоит из дуралюминового крюка, вставленного в трубу, и двух боковых ручек с дуралюминовыми трубами на концах.

В походном положении обе половины багра крепятся к кронштейнам, прикрепленным к шангоуту № 15 фюзеляжа.

Б у к с и р о в о ч н ы й к о н е ц состоит из двух тросов, петли которых входят в передние буксирные замки на поплавке; вторые концы тросов соединены кольцом с третьим тросом, в который вделан резиновый амортизатор.

Трос на конце имеет петлю. Резиновый амортизатор имеет тросовый ограничитель хода.

ЭКСПЛУАТАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Для обслуживания и эксплуатации самолета на поплавковом шасси предназначено следующее оборудование :

- 1) лестница для обслуживания силовой установки на плаву;
- 2) трап для обслуживания силовой установки на плаву;
- 3) лестница для входа в фюзеляж с поплавка;
- 4) грузовая стрела с ручной лебедкой БЛ-47М;
- 5) шприц для откачки воды;
- 6) вождение для управления самолетом на выкатном шасси;
- 7) бачок для питьевой воды.

XLV. ПАССАЖИРСКИЙ САМОЛЕТ Ан-2П

Самолет Ан-2П в пассажирском варианте (фиг.75а) предназначен для перевозки 14 пассажиров (в том числе 2-х детей подростков) и их багажа. Из-за необходимости снижения веса конструкции с самолета в пассажирском варианте сняты ряд элементов оборудования, непригодных для пассажирских перевозок (десантные тросы с узлами подвески, элементы крепления санитарного оборудования и т.п.) и один аккумулятор И2-А-30 (по центrovочным соображениям).

Благодаря введенным доработкам достигнуто значительное повышение комфорта пассажиров и эстетики пассажирской кабины против самолета в транспортно-пассажирском варианте, а именно :

З в у к о и з о л я ц и я . Для уменьшения шума в пассажирской кабине самолет снабжен звукоизоляцией, расположенной между наружной и декоративной обшивками пассажирской кабины. Звукоизоляция состоит из матиков, изготовленных из волокнистого термопластика обшитого стеклотканью.

П а с с а ж и р с к и е к р е с л а . Установлено 12 мягких пассажирских кресел направленных по полету и расположенных по 3 в 4 рядах. Дополнительно в двух первых рядах (в переходе) к основным креслам подвешены два складываемых детских сидения, снабженные подспинными поясами, вшитыми в спинки основных кресел. Кресла состоят из деревяемого трубчатого каркаса и подушек, изготовленных из губчатого полиуретана, обшитого декоративной обойной тканью соответствующего цвета. Спинка кресла отклоняемая с самовозвратом в исходное положение. Кресла с помощью стержней крепятся с дюритовыми упорками, прикрепленными к каркасу пола.

Л ю л ь к а . В правом переднем углу пассажирской кабины расположена детская люлька, состоящая из деревяемой рамки, нейлоновой сетки и подушки. Люлька крепится к шпангоуту № 6 и к усилению между шпангоутами № 5-6 на высоте груди пассажира сидящего справа в первом ряду кресел.

Дополнительно люлька поддерживается капроновым шнуром, прикрепленным к багажной полке.

В нерабочем положении люлька может быть уложена на багажной полке.

Туалет. Туалет перенести в правый задний угол пассажирской кабины и оформить в виде отдельного помещения.

Окна. В пассажирской кабине, по правому борту, введены два дополнительных окна : одно между шпанг. II-I2 и одно в туалете. Окно в двери кабины экипажа заменено бытовым глазком (с самолета ГР3001).

Багажные полки. Вдоль обоих бортов кабины установлены багажные полки, выдерживающие распределенную нагрузку по 40 кг каждая. Полки оснащены амортизаторами для фиксации ручной кладки.

ПРИМЕЧАНИЕ: Для остального багажа пассажиров предусмотрено место между последним рядом сидений и туалетом, где он крепится специальными ремнями.

Вешалки. Вешалки под верхнюю одежду пассажиров установлены на стенке туалета и на правом борту кабины между шпангоутами I2-I3. Вешалка состоит из дюралевой пластины толщиной 2 мм и прикрученных к ней дюралевых крючков. Кроме того по бортам кабины установлено I2 крючков под легкую одежду пассажиров. Два крючка имеются также в туалете.

Поручень и входной трап. Для повышения удобства пассажиров при вхождении на борт самолета слева от входной двери установлен специальный поручень в входной трап удлинена на одну ступеньку.

Система обогрева. Доработана также система обогрева кабины установкой по ее бортам коллекторов, распределяющих горячий воздух равномерно по всей кабине.

Электрооборудование. В отличие от остальных вариантов на самолете Ан-2П вместо двух установлен один бортовой аккумулятор I2-A-30, который вместе с предохранителем ИР-100 установлен под полом кабины летчиков. Кроме того, на самолете не устанавливается освещение агрегата АБ-52 а также световая и звуковая сигнализация сброса десанта. Пассажирская кабина самолета Ан-2П (и туалетное помещение) оборудована дополнительными плафонами освещения и системой сигнализации вызова экипажа. В пассажирской кабине имеется также стандартная надпись : НЕ КУРИТЬ! ЗАСТЕГНУТЬ РЕМНИ!

Схема электрооборудования самолета в пассажирском варианте указана в "Краткой инструкции по техническому обслуживанию самолета Ан-2П".

Радиооборудование. На самолете не устанавливается эбонитский аппарат переговорного устройства СЛУ-7, расположенный на самолетах других вариантов в грузовой кабине.

Стр.174

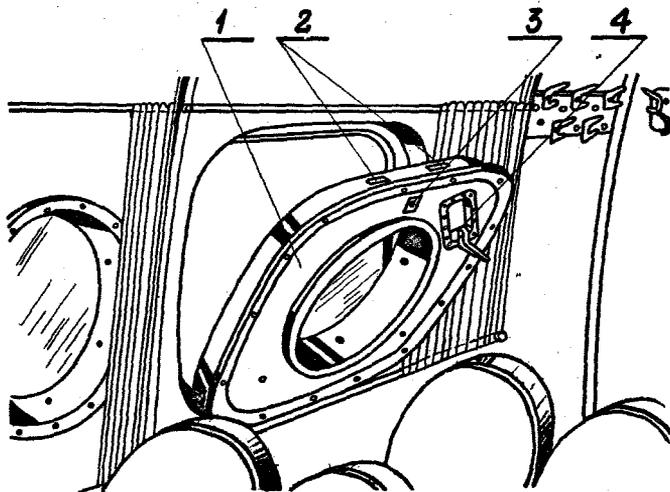
Аварийный люк. Для обеспечения возможности покидания самолета пассажирами в случае за блокирования входной двери на правом борту фюзеляжа между шпангоутами № 10-12 расположен аварийный люк размерами 650x510 мм (с самолета ИР13001).

Люк конструктивно выполнен с окном посередине и изготовлен из материала Д16Т за исключением силовых элементов механизма открывания отлитых из стали 30ХГС. Жесткость конструкции люка обеспечивается наружной окантовкой и внутренней окантовкой окна.

Надлежащая герметичность люка обеспечивается каплевидным усиливающим профилем и специальным резиновым профилем, установленным по контуру выреза под люк.

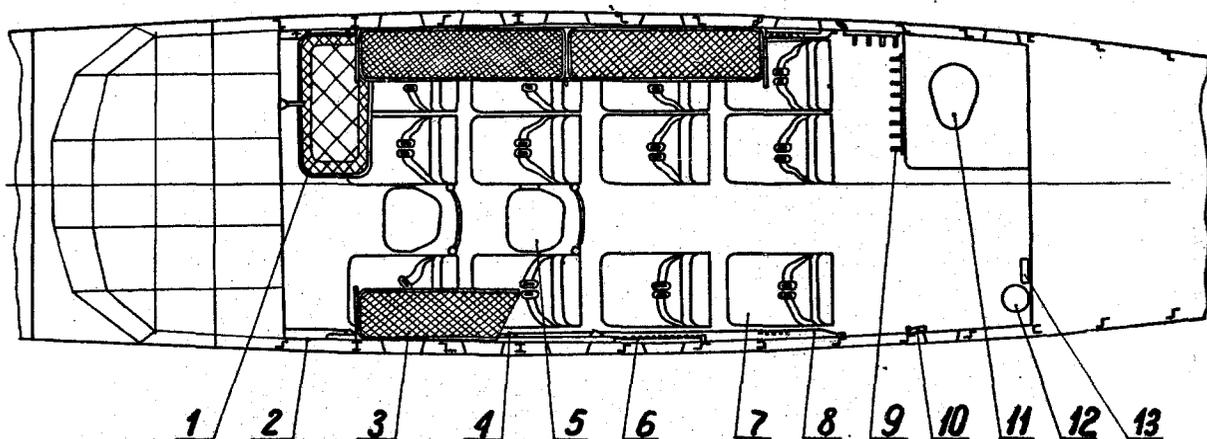
Расположенный внутри люка механизм открывания обеспечивает возможность его открытия как изнутри как и снаружи фюзеляжа с помощью ручек, вписанных в контур люка. Поворот ручки на себя приводит к утоплению верхних штырей, что создает возможность наклонить аварийный люк во внутрь фюзеляжа и затем поднятием вверх снять его с нижних, неподвижных штырей.

Для устранения возможности открытия люка на стоянке он снабжен предохранителем, установленным сверху со стороны кабины.



Фиг.75. Аварийный люк

1-Люк; 2-Подвижные штыри; 3-Фиксатор; 4-Ручка.



Фиг. 75а. Схема компоновки пассажирской кабины самолета Ан-2(П)

1 - детская саночка; 2 - декоративная обшивка; 3 - багажная полка; 4 - вентиляционный ящик; 5 - складное сиденье; 6 - оконные занавески; 7 - кресло; 8 - коллектор обогрева; 9 - вешалка; 10 - входной поручень; 11 - туалет; 12 - ручной огнетушитель; 13 - пепельница.

ХУ. ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ ИСТОЧНИКИ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ

Источниками электроэнергии являются генератор ГСН-3000М и аккумуляторы I2-A-30.

Генератор ГСН-3000М

Генератор представляет собой динамомашину постоянного тока с шунтовым возбуждением и дополнительными полюсами для безискровой коммутации на всех режимах работы.

Генератор своим фундаментом крепится к задней крышке двигателя. Генератор ГСН-3000М работает в комплекте с угольным регулятором Р-25АМ, дифференциальным минимальным реле ДМР-400Д, трансформатором ТС-ЭМ-2 и сетевым фильтром СФ-3000Р.

Дифференциальное минимальное реле ДМР-400Д

Дифференциальное минимальное реле ДМР-400Д установлено вместо ДМР-400А (или ДМР-400АМ) с целью обеспечения сигнализации обрыва силового провода генератора и перегорания предохранителя ИП-150. ДМР-400Д отличается от ДМР-400А (ДМР-400АМ) схемой внутренних соединений, наличием дополнительной клеммы "Б" и использованием внешнего реле ТКБ-52ПДТ или ТКБ-52ПД.

Технические данные реле ДМР-400Д

Напряжение питания реле	20 - 30 в
Превышение напряжения, при котором срабатывает дифференциальное реле на включение	0,3-0,7 в
Обратный ток отключения реле	15 - 35 а
Номинальный ток	100 а

АВТОМАТ ЗАЩИТЫ ОТ ПЕРЕНАПРЯЖЕНИЯ АЗП-1МБ

Автомат служит для предохранения от перенапряжений сети самолета при аварийном повышении напряжения, поступающего на обмотку возбуждения генератора, выше 28 в, вызванного выходом из строя регулятора напряжения (обрыв в рабочей цепи, повреждение угольного сопротивления).

Основные технические данные :

- Исходное положение автомата	при нажатой кнопке контактора КНК-М
- Ток в цепи силовых контактов контактора КНК-М	не более 8 а

- Напряжение на обмотке возбуждения генератора, при котором автомат должен сработать при аварийных режимах, связанных с прекращением нормальной работы регулятора напряжения :
 - а) при окружающей температуре $+20^{\circ}\text{C} \pm 5^{\circ}\text{C}$ 26,5 в \pm 28 в
 - б) при температуре от $-60^{\circ}\text{C} \pm 3^{\circ}\text{C}$ 25,5 в \pm 28,5 в
- Время выдержки, при котором автомат срабатывает не более 20 сек
- Режим работы автомата продолжительный
- Относительная влажность воздуха при температуре до $+40^{\circ}\text{C} \pm 2^{\circ}\text{C}$ до 98 %

Стабилизирующий трансформатор ТС-9М-2

Стабилизирующий трансформатор ТС-9М-2 введен с целью повышения устойчивости параллельной работы генератора с аккумуляторами.

Трансформатор установлен на шпангоуте № I вблизи ДМР-400Д и крепится четырьмя болтами М5.

Основные технические данные трансформатора ТС-9М-2

Коэффициент трансформации :

$$\frac{U_2}{U_1} = 0,33 \pm 10 \%$$

$$\frac{U_3}{U_1} = 3,8 \pm 1 \%$$

Ток холостого хода - не более 0,4 э

Режим работы - длительный

Аккумулятор I2-A-30

Резервными источниками электроэнергии являются два аккумулятора I2-A-30.

ПРИМЕЧАНИЕ: На самолете Ан-2П в пассажирском варианте установлен один аккумулятор I2-A-30 между шпангоутами 3 и 4.

Аккумуляторы установлены в контейнерах, укрепленных на специальной этажерке один над другим между шпангоутами № I5 и I7.

Включение аккумуляторов в бортовую сеть самолета осуществляется переключением переключателя ППНТ-15 "БОРТ-АЭРОДР." в положение "БОРТ."

Проверка напряжения каждого аккумулятора в отдельности осуществляется поочередным нажатием кнопок ГР3604006 "КОНТРОЛЬ АККУМУЛЯТОРА".

Ток генератора контролируется амперметром А-1.

Контроль за напряжением бортовой сети осуществляется вольтамперметром ВА-3.

Цель амперметра защищена плавким предохранителем СП-1, установленным на плюсовом щитке.

В коробке "РК.АККУМУЛЯТОРОВ" (между шпангоутами № I6 и I7) установлены три контактора КМ-200Д-В, обеспечивающие дистанционное

включение бортовых и аэродромного аккумуляторов, три диода Д231А исключающие возможность включения в бортовую сеть источников питания с перепутанной полярностью и два диода Д231 предохраняющие от выравнивания емкостей бортовых аккумуляторов.

Аэродромное питание

При стоянке самолета на земле в качестве источников питания электросети используются аэродромные источники питания, которые посредством штепсельной розетки подключаются к трехштырьковой вилке, установленной на левом борту фюзеляжа.

При подключении аэродромного питания бортовые аккумуляторы автоматически отключаются.

Около розетки аэродромного питания установлена сигнальная лампочка СЛМ-61.

Лампочка загорается в момент подключения аэродромного источника к бортовой сети самолета.

ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ЭНЕРГИИ

Для питания радиоаппаратуры применена централизованная сеть однофазного переменного тока напряжением 115 в частотой 400 гц.

Источниками питания этой электросети являются два преобразователя типа ПО-500 2-серии или ПО-500А (один - основной, второй - резервный).

Оба преобразователя размещены под полом кабины пилотов. Рабочий - между 4 - 5-ым , резервный - между 1 - 2 шпангоутами.

Доступ к ним обеспечен через лючок в полу между сиденьями пилотов.

Включение преобразователей производится переключением 2ППНГ-15 или 2ППНГ на приборной доске, имеющим 3 положения: "Рабочий", "Выключено", "Резервный".

Для повышения надежности работы преобразователей, введена раздельная защита цепей питания преобразователей предохранителями СП-1.

Автоматическое переключение с рабочего преобразователя на резервный производится коробкой КНР-1, установленной на 1 шпангоуте.

Технические данные ПО-500 2-й серии или ПО-500А

1. Напряжение питания		27±10% в
2. Потребляемый ток	не более	4I а
3. Выходное переменное напряжение		115 в ± 3 %
4. Ток холостого хода	не более	17 а
5. Ток отдаваемый (нагрузка)		4,35 а
6. Мощность отдаваемая		500 ва
7. Коэффициент мощности		0,9 (инд.)
8. Частота		400гц ⁺⁷ / ₋₃ %
9. Скорость вращения		12000 об/мин

Переменное напряжение от преобразователя ПО-500-2-ой серии или ПО-500А подводится к распределительной коробке ЧРК-36 в³⁶, установленной на 5 шпангоуте. 115

В этой коробке установлены стеклянно-пластиковые предохранители (СП-1, СП-2, СП-5), через которые переменный ток подводится к потребителям.

Контроль за напряжением сети переменного тока производится с помощью вольтметра типа ВФ-150, установленного на приборной доске.

Для питания авиаприборов (АГК-47Б, ГИК-48, ГИК-1) переменным трехфазным током частотой 400 гц напряжением 36 в под полом кабины пилотов установлены преобразователи ПТ-125Ц 3-ей серии и ПАГ-1Ф или ПТ-04Г. 7

ПТ-125Ц 3-ей серии служит для питания авиагоризонта АГК-47Б правого и гиросинхронного компаса ГИК-1, а преобразователь ПАГ-1Ф - для питания АГК-47Б левого и гироскопа ГИК-48.

Технические данные преобразователя ПАГ-1Ф

1. Напряжение питания(постоянного тока)		27±10 % в
2. Потребляемый ток	не более	3,5 а
3. Выходное переменное напряжение		36±4 в
4. Номинальный ток нагрузки	не более	0,65 а
5. Частота переменного тока		400гц±10 %
6. Отдаваемый ток:		
при работе на один прибор		0,32 а
при работе на два прибора		0,35 а
7. Коэффициент мощности		0,65
8. Число фаз		3

Технические данные преобразователя ПТ-125Ц.
3-ей серии

1. Напряжение питания (постоянного тока)	27±10 % в
2. Потребляемый ток не более	8,3 а
3. Выходное переменное напряжение	36 +0,4 -0,6 в
4. Номинальный ток нагрузки	2 а
5. Отдаваемая мощность	125 ва
6. Число фаз генератора	3
7. Частота переменного тока	400±8 гц

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ И МОНТАЖ ЭЛЕКТРОПРОВОДКИ

Электросеть на самолете выполнена в основном по однопроводной схеме, с заземлением минусовых проводов на массу самолета. По двухпроводной схеме выполнены следующие участки электросети :

- 1) участок от генератора до фильтра СФ-3000Р;
- 2) цепь первичной обмотки пусковой катушки.

Для удобства монтажа и демонтажа вся электросеть самолета разбита на следующие участки, соответствующие определенным агрегатам самолета:

- 1) двигательный;
- 2) кабина летчиков;
- 3) средняя часть фюзеляжа, центроплан и хвостовая часть фюзеляжа;
- 4) крылья (каждое в отдельности);
- 5) хвостовое оперение.

Соединение участков электропроводки между собой выполнено посредством штепсельных разъемов и разъемных колодок.

Электросеть самолета выполнена проводами марки БПВД сечением от 0,5 до 25 мм².

В штурвальных колонках и в горизонтальном стабилизаторе во избежание быстрого износа электропроводки, которая часто подвергается изгибу, проводка выполняется с помощью электропроводов марки МГШВ, хорошо работающих на изгиб.

На самолете применена буквенно-цифровая система маркировки проводов.

Буквой обозначается принадлежность провода к определенному фидеру, цифрой - порядковый номер провода. Минусовые провода подключаются к корпусу самолета вблизи потребителей.

Схема электрооборудования указана в "Инструкции по эксплуатации и техническому обслуживанию самолета Ан-2" на фиг. 76.

ПОТРЕБИТЕЛИ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ

Агрегаты запуска двигателя

Для запуска двигателя на нем установлен электроинерционный стартер РИМ-У-24ИР, на котором смонтированы электродвигатель СА-189, магнитный выключатель ВМ-177 и реле храповика РА-176.

В систему запуска входит также пусковая катушка КП-4716, кнопка КС-3 и переключатель ПМ-1. Пусковая катушка установлена на правом верхнем подкосе рамы двигателя. Кнопка КС-3, переключатель ПМ-1 и автомат защиты сети АЗС-20 запуска установлены слева на приборной доске.

Электромеханизмы

На самолете установлены следующие электромеханизмы:

Два электромеханизма УЗ-1АМ управления верхними и нижними закрылками. Механизм управления верхними закрылками установлен в верхней части фюзеляжа между шпангоутами № 8 и 9, а механизм управления нижними закрылками - под грузовым полом, в этой же зоне.

Конструктивно электромеханизм УЗ-1АМ состоит из следующих основных элементов:

- а) электродвигателя Д-100ТБ;
- б) редуктора;
- в) винтовой, шариковой пары;
- г) узла концевых выключателей;
- д) штепсельного разъема 2РТ32ЦК8ЭГ3.

Технические данные УЗ-1АМ

- а) Напряжение питания $27 \pm 10\%$
- б) Осевая нагрузка на шток :
 - 1. Номинальная 300 кг
 - 2. Максимальная 400 кг
- в) Ток при номинальном напряжении 27 вольт не более :
 - 1. При номинальной нагрузке 12 а
 - 2. При максимальной нагрузке 15 а
- г) Ход штока $107 \begin{smallmatrix} +2 \\ -3 \end{smallmatrix}$ мм
- д) Время перемещения штока из одного крайнего положения в другое на величину $107 \begin{smallmatrix} +2 \\ -3 \end{smallmatrix}$ мм при температуре окруж. среды $+20^{\circ}\text{C} \pm 5^{\circ}\text{C}$, напряжении 27 в и нагрузке на выходном штоке 300 кг в пределах 6 - 9 сек.
- е) Режим работы - повторно-кратковременный, состоящий
 - 1. При номинальных данных - из 5 циклов, после чего полное охлаждение электромеханизма. Перерыв между циклами 1 минута.
 - 2. При максимальных данных - из 2 циклов, после чего полное охлаждение электромеханизма. Перерыв между циклами 5 минут.

Под циклом понимается перемещение рабочего штока из одного крайнего положения в другое на величину хода и обратно. Перерыв между включениями 20 сек.

Выпуск и уборка закрылков производится кнопками. Кнопка выпуска закрылков смонтирована в рукоятку сектора газа, кнопка уборки закрылков расположена на верхней панели центрального пульта. Около кнопки имеется трафарет "Закрылки вверх".

Для дистанционного включения электромеханизмов служат контакторы питания КМ-25Д-В и реле управления ТКЕ-54ПД, установленные в коробках РК-УЗ-1АМ.

Коробка РК-УЗ-1АМ верхних закрылков установлена на шпангоуте № 9. Коробка РК-УЗ-1АМ нижних закрылков установлена под грузовым полом, между шпангоутами № 8 и 9.

Защита электроцепей питания и управления УЗ-1АМ выполнена тремя автоматами защиты сети, установленными на шитке приборной доски. Один автомат защиты сети АЗС-5 установлен в цепи управления УЗ-1АМ и два АЗС-15 - в цепях питания верхнего и нижнего УЗ-1АМ. Положение верхних закрылков контролируется прибором УЗП-47, указатель которого расположен на верхней панели центрального пульта.

Электромеханизм УР-10 управления створками капота. Механизм расположен на шпангоуте № I со стороны кабины летчиков. Управление УР-10 производится некимым переключателем ПНГ-15, расположенным на верхней панели центрального пульта.

Электромеханизм УР-10 управления створками туннеля мессордизатора расположен на съемном кожухе крепления створок. Положение створок контролируется прибором УПС-48. Управление электромеханизмом УР-10 производится переключателем ПНГ-15. Переключатель и указатель положения створок расположены на верхней панели центрального пульта.

Электромеханизм управления триммером элерона УТ-6Д расположен в левом элероне.

Электромеханизм управления триммером руля высоты УТ-6Д расположен в левой половине руля высоты.

Электромеханизм управления триммером руля поворота УТ-6Д расположен в руле поворота.

Для подхода к механизму УТ-6Д в соответствующих агрегатах самолета установлены лчки.

Управление электромеханизмами УТ-6Д производится соответствующими переключателями ПНГ-15, расположенными на верхней панели центрального пульта. Около каждого ПНГ-15 имеется трафарет, указывающий его назначения. Рядом с переключателями расположена сигнальная лампочка в арматуре СЛМ-61, сигнализирующая о нейтральном положении соответствующего триммера.

Для быстрого заторможения электромеханизма УТ-6Д управления рулем высоты в цепь питания УТ-6Д введено реле ТКЕ-52ЩТ или ТКЕ-52ЩД и переключатель ЗИНИГ-15 или ЗИНИТ (вместо ПНГ-15). Реле ТКЕ-52ЩТ, при установке переключателя в нейтральное положение, выключает обмотку электромеханизма на массу и тем самым приводит к быстрому заторможению УТ-6Д.

Заправочный насос БНК-4

Заправочный насос БНК-4 вместе с выключателем ВГ-15-2с, служащим для выключения насоса, и кугтов с вилкой 48К установлены в деревянном переносном ящике.

Розетка питания насоса 48К установлена под полом кабины летчиков на шлангоуте № 2.

Электросеть питания насоса защищена автоматом защиты сети АЗС-15 установленным на левом пульте.

Технические данные двигателя насоса БНК-4

- | | |
|---|--------------|
| 1. Номинальное число оборотов вала электродвигателя | 2750 об/мин. |
| 2. Номинальный момент | 7 кгсм |
| 3. Производительность насоса при давлении на выходе из насоса $0,2 \text{ кг/см}^2$, напряжении на клеммах электродвигателя 27 вольт и силе тока не более 12 ампер | 2800 л/час. |

ЭЛЕКТРООСВЕТИТЕЛЬНАЯ И СВЕГОСИГНАЛЬНАЯ АППАРАТУРА

Посадочные и рулевые фары

Для посадки при ночных полетах на самолете установлены две фары ФС-155. Они смонтированы на шарнирных кронштейнах в передней кромке нижнего крыла.

В левой отъемной части нижнего крыла устанавливается рулевая фара ФР-100. Фара смонтирована на специальной кронштейне.

Аэронавигационные огни

Бортовые огни БАНО-45 установлены на законцовках верхнего крыла по одному огню на законцовке.

Хвостовой огонь ХС-39 смонтирован на задней кромке руля поворота. Цепи БАНО-45 и ХС-39 защищены автоматом защиты сети АЭС-5, являющимся одновременно и выключателем.

Строевые огни

Установлено 10 строевых огней ПССО-45. На фюзеляже огни расположены по три сверху и три внизу, на крыльях по одному на верхнем сверху и по одному на нижнем снизу.

Освещение

Кабина летчиков и приборная доска освещаются лампами ультрафиолетового облучения и белого света. В качестве ультрафиолетовых источников применены лампы типа УФО-4А в арматуре АРУФОН-45.

На самолете установлено семь комплектов арматуры ультрафиолетового освещения.

Все пояснительные трафареты покрыты светящейся массой временно-го действия и хорошо видны при облучении их ультрафиолетовым светом.

Для освещения планшетов экипажа на правом и левом борту установлены кабинные лампы белого света в арматурах типа КИСРК-45.

Для освещения пространства за приборной доской установлена лампа белого света в арматуре КИС-39. Для освещения монтажей, расположенных под полом кабины летчиков, установлен плафон П-39, который включается автоматически.

Освещение грузового отсека осуществляется двумя плафонами П-39, установленными на обшивке фюзеляжа сверху около шпангоута № 6 и 14.

Для освещения хвостового отсека на шпангоуте № 15 установлен плафон П-39.

Для переносного освещения установлены три штепсельные розетки : вблизи ЦРЦ, в центроплане (над лотком слива конденсата из проводки ПВД) и на правом борту между шпангоутами № 14 и 15.

Сигнализация

На самолете установлена сигнализация открытого положения грузовой и пассажирской дверей, производимая выключателем А802Д, работа-

щим на размыкание и сигнальной лампочкой в арматуре СЛМ-61 с красным светофильтром.

Для подачи звуковой сигнализации на шпанг. № 6 установлена сирена С-1. Сирена включается кнопкой ЗЖК, установленной на центральном пульте.

ЭЛЕКТРООБОГРЕВАТЕЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА

Электрообогреваемые стекла

На самолете устанавливаются электрообогреваемые левые передние стекла фонаря типа ТСБН-17. Температура нагрева стекол регулируется и поддерживается при отрегулированном уровне автоматом АОС-81МА.

Обогрев приемника воздушных давлений и часов

Приемник воздушных давлений ПВД и часы АЧС в зимнее время обогреваются вмонтированными в них нагревательными элементами.

СИСТЕМА СИГНАЛИЗАЦИИ ПОЖАРА

На самолете установлена система ССП-2А (фиг.76), которая выполняет следующие функции :

1. Обнаруживает возникновение пожара на двигателе
2. Выдает световую сигнализацию о пожаре
3. Обеспечивает ручное управление пожаротушением
4. Обеспечивает проверку исправности противопожарной системы.

В систему ССП-2А входит :

- а) 9 датчиков типа ДПС-1АГ (расположены в районе двигателя),
- б) исполнительный блок ЕИ-2АЮ (расположен под полом кабины летчиков между шпангоутами № 3 и 4).

Для защиты, а также для выключения сети пожаротушения служит автомат защиты сети АЗС-5, расположенный на приборной доске.

Технические данные системы ССП-2А

1. Система работает от бортовой электросети напряжением $27\text{в} \pm 10\%$.
2. Система сохраняет свою работоспособность в следующих условиях :
 - а) При изменениях температуры окружающей среды в пределах :
для исполнительного блока от -60°C до $+70^{\circ}\text{C}$
для датчиков и розеток от -60°C до $+350^{\circ}\text{C}$
 - б) При охвате датчиков пламенем в течение 60 секунд.

3. Электрическое сопротивление датчика должно быть не более 0,5 ом.
4. Датчики ДПС-1АГ, исполнительные блоки БИ-2АЮ и розетки ССП-2И-РМ должны быть между собой соответственно взаимозаменяемы.
5. Гарантируется безотказная работа при пониженном атмосферном давлении до 15 мм рт.ст.
6. Исполнительный блок БИ-2АЮ устанавливать в горизонтальном положении на амортизаторах.
7. Вес комплекта не более 4,0 кг.

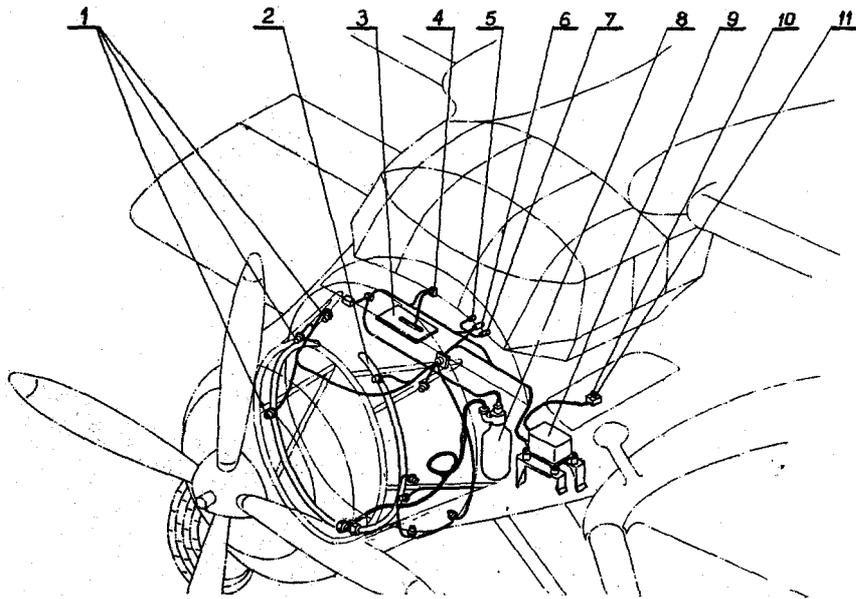
При возникновении пожара на двигателе датчики ДПС-1АГ будут охвачены средой, температура которой нарастает не ниже чем 2°C в секунду.

В термобатареях этих датчиков возникает термо- ЭДС, вызывающая ток в обмотке поляризованного реле в блоке исполнения БИ-2АЮ, достаточной для срабатывания этого реле. Реле срабатывает и включает лампочку сигнализации пожара.

При загорении красной лампочки сигнализации пожара летчик должен нажать кнопку (П02) тушения пожара.

При этом подается питание на пироголовку (П05) пожарного баллона, которая взрывается и открывает доступ пожаротушащей смеси от баллона к распределительному коллектору на двигателе.

При этом гаснет желтая лампочка СМ-31 сигнализации исправности пироголовки (П08).



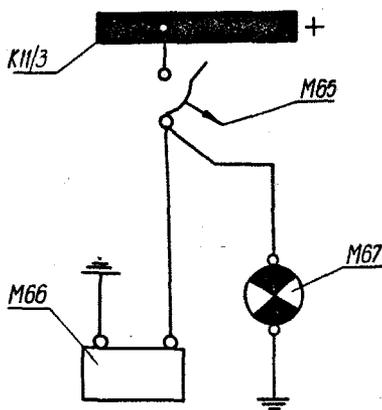
Фиг.76. Система ССП-2А

1-датчик пожаротушения ДПС-ТАГ; 2-коллектор тушения пожара; 3-плюсовой щиток;
 4-АЭС противопожарной системы; 5-лампа сигнализации пожара; 6-кнопке 204К включения баллона; 7-лампа проверки исправности баллона; 8-баллон с пироголовкой;
 9-исполнительный блок БИ-2АЮ; 10,11-переключатель проверки исправности системы.

СИСТЕМА БЛОКИРОВКИ КОСТЫЛЯ
(фиг. 77)

Электропневмоклапан 694700М в цепи блокировки костыля включается в бортовую сеть при помощи АЗС-5 установленного на центральном пульте.

Срабатывание системы блокировки костыля сигнализируется с помощью красной лампочки СЛМ-61 установленной также на центральном пульте.



Фиг. 77. Электросхема блокировки костыля.

M65-автомат защиты сети АЗС-5; M66-электропневмоклапан 694700М;
M67-лампа сигнализации включения 694700М СЛМ-61; К11/3-плюсовая шина.

ЭЛЕКТРОПНЕВМОКЛАПАН 694700М

Краткие технические данные

- | | |
|--|---------------------------------|
| а) Рабочая среда | - воздух |
| б) Рабочее давление | от 50 до 150 кг/см ² |
| в) Температура окружающей и рабочей сред | +60°С ÷ -55°С |
| г) Пропускная способность при давлении на входе 120-150 кг/см ² | 100 л/сек. |

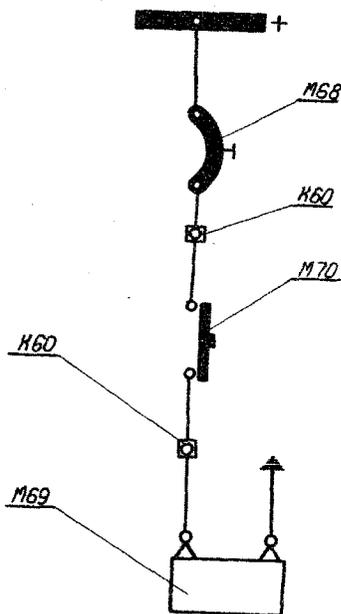
- д) Обратная пропускная способность - I л из заряженного баллона до 150 кг/см², на время не более 15 сек.
- е) Напряжение при срабатывании - 27±2,7 в
- ж) Минимальное напряжение срабатывания - 20 в
- з) Потребляемый ток :
 - при напряжении 24 в и темп. 20±5°C - не более 1,5 А
 - в момент срабатывания - не более 15 А
- и) Режим работы под током :
 - при температуре 20±5°C - не более 90 мин.
 - при температуре 60°C - не более 60 мин.
- к) Время срабатывания при давлении 50 кг/см² - не более 1 сек.
- л) Количество срабатываний - 50 циклов
- м) Вес сухого клапана - не более 1,0 кг

Клапан работает совместно с электромагнитом Э50500.

Все клапаны взаимозаменяемы и могут работать с любым электромагнитом типа Э50500 при правильном монтаже.

СИСТЕМА ДВОЙНОГО УПРАВЛЕНИЯ ТОРМОЗАМИ

В связи с внедрением двойного управления тормозами введена также электрически управляемая аварийная система расторможения колес.



Фиг.78. Электросхема расторможения шасси

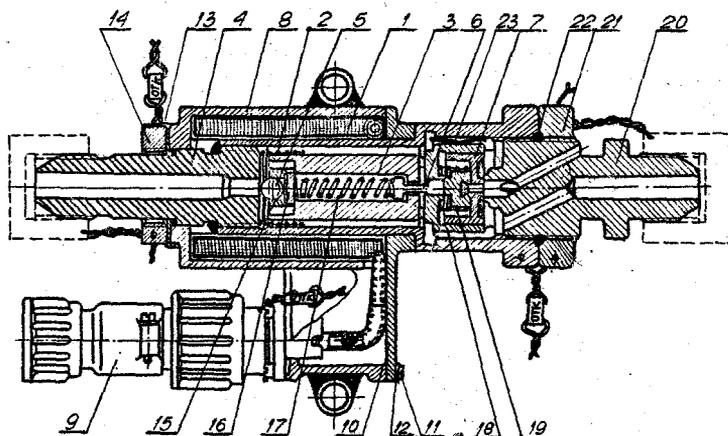
M68-автомат защиты сети АЭС-5; M70-кнопка K4M; M69-электропневмоклапан УП30/1; K60-разъёмная колодка 73K;

В состав электросистемы растормаживания колес (фиг.78) кроме автомата АЗС-5, кнопки К4М и колодки 73К входит УП-30/1, являющийся электромагнитным клапаном управления течением воздуха.

Электромагнитный клапан УП-30/1

Технические данные. Основные технические данные агрегата следующие:

Максимальное подводимое давление воздуха	12 кг/см ²
Напряжение питания электромагнита	27 в ±10 %
Минимальное напряжение, при котором срабатывает клапан при подводимом давлении 12 кг/см ²	не более 18 в
Ток, потребляемый электромагнитом при темп. 20°С и напряжении 24 в	2±0,22 а
Максимальная частота включений в минуту	300
Продолжительность непрерывной работы при максимальной частоте включений	не более 60 сек.

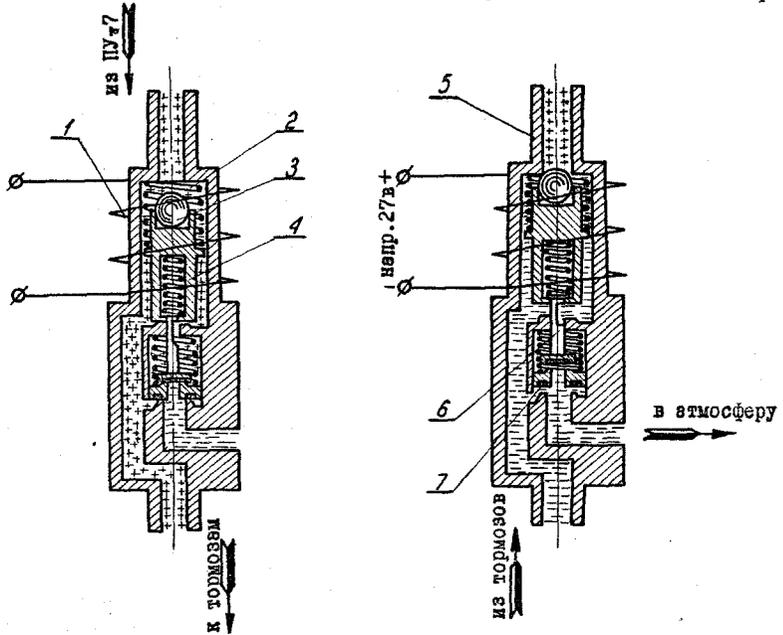


Фиг.79. Общий вид агрегата УП-30/1

1 - обмотка; 2 - пружина; 3 - якорь; 4 - штуцер; 5-шарик;
 6 - сервоклапан; 7 - выпускной клапан; 8 - корпус; 9 - ШР;
 10 - крышка; 11 - винт; 12 - пружинная шайба; 13 - контршайба;
 14 - гайка; 15 - гнездо; 16 - опорная шайба; 17 - буферная пружина; 18 - направляющая; 19 - пружина; 20 - штуцер; 21-гайка; 22 - уплотнительное кольцо; 23 - контрящая пружина.

Работа агрегата (фиг.80). Если обмотка клапана не находится под напряжением, пружина (2) отталкивает якорь (4) от впускного отверстия и сжатый воздух через агрегат свободно поступает к тормозам колес.

При протекании тока через обмотку якорь (4) втягивается электро-



Фиг.80. Схема работы клапана УП-30/1

Условные обозначения :

-  рабочее давление
-  атмосферное давление

1 - обмотка; 2 - пружина; 3 - шарик;
4 - якорь; 5 - штуцер; 6 - серво-
клапан; 7 - выпускной клапан;

магнитом в направлении входного штуцера (5). Впускное отверстие закрывается тогда шариком (3), что вызывает перекрытие доступа воздуха к тормозам.

Одновременно якорь (4) отодвигает сервоклапан (6) чем устраняется нажим пружины на выпускной клапан (7).

поперечной трубы. Люфты обнаруживаются по стуку в узлах/подвески.

При наличии люфтов снять штурвальные колонки и поперечную трубу, выяснить причину люфтов и произвести осмотр всех деталей.

Заменить :

а) штурвальные колонки, имеющие выработку отверстий под конусные болты крепления колонок в концевых кронштейнах поперечной трубы ;

б) поперечную трубу ручного управления при наличии выработки отверстий под конусные болты и большого износа шарикоподшипников подвески трубы к силовым балкам;

в) конусные болты имеющие наклон;

г) валики крепления тросов к соединительным сержкам рычагов поперечной трубы при появлении первых признаков образования на их стержне канавок;

д) все детали с трещинами.

2. Снять крышки головок штурвальных колонок, удалить старую смазку с цепей и зубчаток хлопчатобумажной тканью, смоченной керосином, и протереть чистой сухой тканью.

Вращая штурвалы, проверить состояние шарнирных цепей, зубчаток и плавность набегания цепей на зубья. Резко покачивая штурвалы во все стороны, проверить, нет ли продольных и поперечных люфтов в посадке осей штурвалов и подшипников.

Заменить цепи :

а) при наличии выработки валиков и отверстий в звеньях и в сержках;

б) при наличии трещин в звеньях;

в) при вытяжке звеньев;

г) в случае заедания цепи при движении по зубчатке.

Заменить зубчатки при наличии трещин, обратив особое внимание на углы шпоночного пазе. Для обнаружения трещин пользоваться лупой с большим увеличением.

Оси штурвалов с приверенным фланцем крепления барабана штурвала при обнаружении трещин в сварных швах заменить.

При величии поперечных люфтов оси в подшипниках заменить подшипники оси штурвала.

Продольный люфт оси устранить подтягиванием гайки на переднем конце оси и зашплинтовать гайку.

После осмотра смазать шарнирные цепи, зубчатки и подшипники оси штурвала смазкой ЦИАТИМ-201.

Демонтаж ручного управления

Демонтаж ручного управления производится в следующем порядке:

1. Расконтрить и разъединить тандеры тросов управления элеронами. Для облегчения подхода к правым тандерам повернуть штурвалы вправо до упора.
2. Снять два болта, которыми крепятся обоймы роликов управления элеронами в кронштейне верхнего десятироликового узла. Узел установлен на задней стенке шпангоута № 5 в его верхней части.
3. Вынуть обоймы из кронштейна и демонтировать ролики из обойм.
4. Снять профиль с левой силовой балки пола кабины летчика, являющийся предохранителем для тросов нижнего десятироликового узла.
5. Отсоединить тросы управления рулем высоты от рычагов поперечной трубы ручного управления под полом кабины летчика.
6. Снять ролики управления элеронами на правом борту левой силовой балки.
7. Снять рамки, крепящие к левой и правой силовым балкам чехлы, закрывающие ролики управления элеронами в нижней части штурвальных колонок.
8. Отсоединить перемычки металлизации от кронштейнов поперечной трубы ручного управления, на которых управление крепится к силовым балкам пола.
9. Вынуть болты подвески ручного управления к балкам.
10. Отвернуть гайки, выбить молотком через медную выколотку конусные болты крепления штурвальных колонок в гнездах поперечной трубы ручного управления.
11. Вынуть штурвальные колонки из гнезд поперечной трубы управления вместе с тросами управления элеронами.

КОМАНДНАЯ РАДИОСТАНЦИЯ Р-860

Радиостанция Р-860 является ультракоротковолновой приемо-передающей радиостанцией, предназначенной для связи с наземными радиостанциями и самолетами, находящимися в воздухе.

В радиостанции применена кварцевая стабилизация частоты настройки, обеспечивающая бесперебойную и бесподстроечную связь в процессе эксплуатации.

Радиостанция позволяет производить быстрый набор любого канала связи в пределах рабочего диапазона частот без предварительной настройки.

Набор требуемого канала связи производится переключением одной или двух ручек установки волны на пульте дистанционного управления.

В комплект радиостанции входит :

- 1) приемо-передатчик
- 2) пульт управления
- 3) кабель в.ч.
- 4) измерительный блок (1 на 5 комплектов)
- 5) разъем в.ч.
- 6) комплект запасных частей

Основные характеристики станции

Дальность действия радиостанции (при работе с радиостанцией РАС-УКВ на высоте полета 1000 м)	100 км
Диапазон частот	118-135,9 мгц
Весь диапазон разделен на 180 каналов с сеткой частоты через каждые 100 кгц	
Чувствительность приемника	7 мкв
Напряжение питания	27 в \pm 10%
Потребляемая мощность от бортсети :	
при приеме	32 вт
при передаче	85 вт
Вес радиостанции (без антенны и кабелей)	8,5 кг

Размещение на самолете

Приемопередатчик радиостанции установлен на кронштейне, укрепленном между шпангоутами № 15 и № 16 на левом борту фюзеляжа.

Пульт управления смонтирован на центральном пульте в кабине летчиков.

Мачтовая антенна вместе с фильтром АФ-1 установлена на изоляционном основании в верхней части фюзеляжа между шпангоутами № 15 и № 16.

Измерительный блок прикладывается в количестве 1 шт. на 5 комплектов радиостанции и входит в состав наземного оборудования.

КОМАНДНАЯ РАДИОСТАНЦИЯ "БАЛКАН-5"

Радиостанция "БАЛКАН-5" является ультракоротковолновой прямо-передающей радиостанцией, предназначенной для связи с наземными радиостанциями и самолетами, находящимися в воздухе.

В радиостанции для формирования сетки частот применен цифровой метод частотного синтеза с фазовой автоподстройкой частоты по высокостабильному опорному генератору.

Данный метод обеспечивает бесперерывную, бесподстроечную связь в пределах диапазона частот.

Установка требуемой частоты производится при помощи двух ручек на пульте дистанционного управления.

Питание радиостанции осуществляется от бортовой сети постоянного тока напряжением от 24 до 29,4 в. Радиостанция сохраняет работоспособность при снижении напряжения до 18 в.

В комплект радиостанции входит:

- 1/ приемопередатчик;
- 2/ пульт дистанционного управления;
- 3/ амортизационная рама;
- 4/ дополнительный усилитель низкой частоты.

Основные характеристики радиостанции

1. Дальность действия радиостанции /при работе с радиостанцией РАС-УКВ на высоте полета 1000 м, км	100
2. Диапазон частот, МГц	118,000 - 135,975
3. Разнос частот между соседними каналами, кГц	25
4. Общее число каналов связи	720
5. Нестабильность частоты радиостанции, %	0,001
6. Выходная мощность передатчика, Вт, не менее	5
7. Мощность потребляемая от бортсети, Вт	
- в режиме "прием"	30
- в режиме "передача"	85
8. Время перехода с канала на канал, с, не более	1
9. Время перехода с приема на передачу, с, не более	0,5
10. Диапазон рабочих температур, °С	-54 - +55
11. Вес радиостанции /без антенны и кабелей/, кг	5,70

Размещение на самолете

Приемо-передатчик радиостанции установлен на кронштейне, укрепленном между шпангоутами № 15 и 16 на левом борту фюзеляжа. Пульт управления смонтирован на центральном пульте в кабине летчиков. Мачтовая антенна вместе с фильтром АФ-1 установлена на изоляционном основании в верхней части фюзеляжа между шпангоутами № 15 и 16.

РАДИОКОМПАС АРК-9

Средневолновый автоматический малогабаритный радиокompас типа АРК-9 предназначен для вождения по приборным и ширококвещательным радиостанциям.

Автоматический радиокompас обеспечивает непрерывный отсчет курсового угла /угла между продольной осью самолета и направлением на радиостанцию/.

Радиокompас АРК-9 позволяет решать следующие навигационные задачи:

1. Совершать полет на радиостанцию и от нее с визуальной индикацией курса.
2. Автоматически определять пеленг на радиостанцию по указателю курса /с использованием прибора, указывающего компасный курс/.
3. Совершать заходы на посадку по приборам системы ОСП.
4. Работать в качестве резервного связного средневолнового радиоприемника в диапазоне частот 150 - 1300 кГц.

Радиокompас АРК-9 рассчитан на следующие режимы работы:

1. Режим автоматического однозначного пеленгования "Компас". В этом режиме радиокompас, при настройке его на частоту пеленгуемой радиостанции, автоматически устанавливает стрелки приборов индикатора курса в положение соответствующее курсовому углу этой радиостанции.
2. Режим работы приемника "Антенна".
В этом режиме работы радиокompас может быть использован как

обычный средневолновый связной приемник с достаточно высокой чувствительностью.

3. Режим двухзначного слухового пеленгования "Рамка".

В режиме слухового пеленгования радиокompас при настройке его на частоту пеленгуемой радиостанции позволяет путем поворота рамки переключателем "Д" рамка "П" на пульте управления с одновременным прослушиванием сигналов станции или одновременным наблюдением за величиной сигнала на индикаторе настройки радиокompаса определить направление рамки, соответствующее минимальному (или нулевому) приему. Стрелка указателя курса в этом положении указывает курсовой угол на пеленгуемую радиостанцию (или угол, отличный от него на 180°). Наличие внутренней модуляции позволяет производить прием на слух также и немодулированных сигналов.

В комплект радиокompаса АРК-9 входят следующие основные элементы :

- 1) Приемник
- 2) Направленная антенна
- 3) Блок питания
- 4) Пульт управления
- 5) Переключатель
- 6) Блок антенный
- 7) Указатель
- 8) Кабель в.ч.
- 9) Эквивалентный кабель
- 10) Комплект запасных частей
- 11) Указатель курса БСУИ-2 и УГР-1 (из комплекта ГИК-1).

Основные характеристики радиокompаса

АРК-9

Дальность действия радиокompаса по приводу, примерно равна 160-180 км (при работе с приводными станциями типа "ПАР-3Б") на высоте полета 1000 м.

Диапазон частот непрерывный от 150-1300 кгц и разбит на 4 поддиапазона :

I поддиапазон	150 - 300 кгц
II поддиапазон	300 - 600 кгц
III поддиапазон	600 - 900 кгц
IV поддиапазон	900 - 1300 кгц

Чувствительность приемника радиокompаса на всех поддиапазонах 10-12 мкв

Потребление по постоянному току 1,5-2 а
(напряжением 27 в $\pm 10\%$).

Потребление по переменному току (115 в - 400 гц) не более 1 а

Вес комплекта радиокompаса (без кабелей) 19 кг

Расположение на самолете

Приемник радиокompаса установлен на кронштейне между шпангоутами № 15 и 16 на левом борту самолета.

Блок направляющей антенны (рамка) укреплен в "ванне" в верхней части фюзеляжа между шпангоутами № 10 и 11.

"Ванна" сверху закрыта крышкой выполненной из оргстекла. Способ крепления рамки в ванне позволяет легко и быстро снять антенну с самолета и произвести компенсацию девиации.

Блок питания установлен на кронштейне между шпангоутами № 17 и 18 на левом борту фюзеляжа.

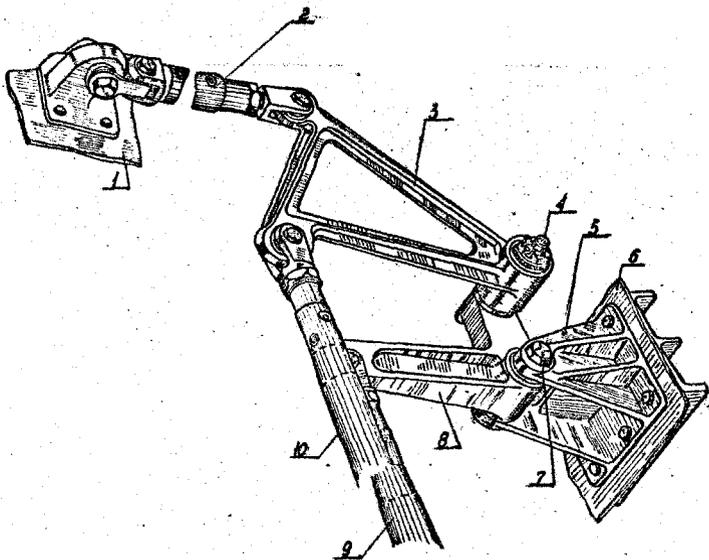
Пульт управления и переключатель ПВД смонтированы в центральный щиток.

Индикатор курса установлен на правой панели приборной доски. Антенный блок установлен на кронштейне между шпангоутами № 16 и 17 за антенной мачтой, которая использована и для радиостанции Р-860 и для радиокompаса АРК-9.

В качестве разделяющего устройства использован фильтр АФ-1, установленный в основании мачты.

МАРКЕРНЫЙ ПРИЕМНИК

На самолете установлен маркерный приемник МРП-56П, предназначенный для приема сигналов УКВ маркерных радиомаяков. Момент пролета над маяком определяется по загоранию сигнальной лампочки, установленной на левой панели приборной доски и включению звонка, установленного слева от летчика.



Фиг. 49. Механизм зависания элеронов.

1 - элерон левого крыла; 2 - тяга к элерону; 3 - качалка управления элеронами; 4 - шпилька Ш5400-47; 5 - кронштейн Ш5400-37; 6 - задний лонжерон крыла; 7 - болт кронштейна; 8 - качалка механизма зависания; 9 - тяга механизма зависания; 10 - тяга управления элеронами.

ребер кронштейна с его бонками. Поэтому при замене погнутой шпильки следует производить и замену кронштейнов.

При замене шпильки и кронштейна следует вскрыть полотно обшивки крыла над лючком. Замену производить в следующем порядке :

1. Не нарушая регулировки управления, отсоединить от обеих качалок все тяги.

2. Спилить раскерненные концы болтов крепления кронштейна к лонжерону крыла, отвернуть гайки и вынуть из крыла кронштейн вместе с болтами и качалками.

3. Выбить из кронштейна болт крепления качалки управления закрылком и снять обе качалки.

4. Снять с качалки управления закрылком качалку управления элероном, удалив гайку шпильки.

5. Спилить раскерненный конец шпильки, отвернуть контргайку и выпрессовать шпильку из качалки управления закрылков.

6. Запрессовать в качалку управления закрылком новую шпильку, навернуть контргайку и раскернить торец шпильки.

7. Установить новый кронштейн Ш5400-37 на лонжероне крыла на 6 болтов.

Затянуть гайки, подложив под них шайбы и раскернить торцы болтов.

Регулирование управления самолетом

Регулирование управления самолетом рекомендуется начинать с установки штурвальных колонок, штурвалов и ножных педалей в нейтральное положение.

Для этого служит cabinный стопор.

Основные технические данные

Радиовысотомер имеет следующие технические данные :

Диапазон измеряемых высот 0 - 600 м
Точность замера высоты ± 5 м ± 8 %
Излучаемая мощность не менее 0,2 Вт
Общая чувствительность (на 100-метровой за-
держке тестера Т-1) - не менее 75 дБ
Сигнализация заданной высоты звуковая и визуальная;
выдача сигналов на высотах : 50 м, 100 м, 150 м,
200 м, 250 м, 300 м и 400 м.
Точность сигнализации заданной высоты по отношению к задан-
ной высоте по указателю высоты на высотах : 100 м, 150 м,
200 м, 250 м, 300 м, и 400 м + 10 % - 5 %.
На высоте 50 м + 20 % - 10 %.
Напряжение питания 115 в, 400 гц.
Потребляемая мощность вместе с МРП-56П - не более 125 вт.
Вес комплекта без кабелей и фильтра ВЧФ-3 - не более 11,5 кг.

Монтаж радиовысотомера РВ-УМ на самолете

Приемо-передатчик и фильтр ВЧФ-3 установлены между шпангоутами № 17 и 18 на специальном кронштейне на левом борту фюзеляжа на уровне стрингера № 11.

Указатель высоты установлен на левой приборной панели.

Приемная и передающая антенны установлены в одной линии под самолетом.

Расстояние между антеннами - 2,4 м. Антенные фидеры укреплены пружинными зажимами, обеспечивающими их легкосъемность.

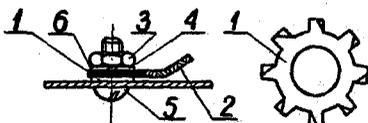
МЕТАЛЛИЗАЦИЯ САМОЛЕТА

Под металлизацией самолета понимается надежное электрическое соединение всех технических частей самолета, деталей и оборудования между собой.

Металлизация обеспечивает эффективный противовес для передатчиков радиостанций, уменьшает помехи радиоприему и увеличивает пожарную безопасность самолета.

На самолете металлизированы следующие элементы : органы управления самолетом, двигатель, рама двигателя, масляная и топливная системы, приборные панели, агрегаты электрооборудования.

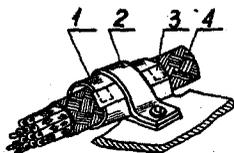
Металлизация съемных и подвижных узлов и агрегатов выполнена гибкими перемычками из металлической оплетки ПЗх6, концы которой заделаны в трубчатые наконечники. Для увеличения механической прочности и гибкости перемычек, внутри оплетки помещен шланг, концы которого зажаты в наконечниках.



Фиг.81. Типовой узел металлизации

1 - шайба-звездочка; 2 - перемычка металлизации; 3 - гайка;
4 - шайба Гровера; 5 - болт; 6 - наконечник перемычки.

Трубопроводы металлизуются медной фольгой толщиной 0,3 мм, проложенной в профилированной резине под хомутами крепления. На фиг.82 показан типовой узел металлизации углов электрооборудования, металлируемых медной фольгой.



Фиг.82. Типовой узел металлизации кабелей

1 - хлорвиниловая трубка; 2 - хомут крепления; 3 - лента металлизации; 4 - металлическая оплетка.

Для выравнивания потенциала самолета относительно потенциала земли на вилке хвостового колеса укреплен стальной трос, который при стоянке самолета или рулении соединяет самолет с землей.

ХVII. ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Приборы устанавливаемые на самолете, разделяются на три группы:

- 1) пилотажно-навигационные приборы;
- 2) приборы контроля работы двигателя;
- 3) вспомогательные приборы.

Пилотажные приборы служат для определения высоты, скорости, направления полета самолета, а также для определения положения самолета в пространстве.

Вспомогательные приборы служат для контроля параметров, характеризующих работу различных агрегатов, установленных на самолете.

Указатели всех приборов установлены на приборной доске, левом и центральном пульте.

Расположение оборудования в кабине летчиков показано на фиг.83.

ПРИБОРНАЯ ДОСКА

Приборная доска (фиг.84) состоит из основной панели, съемных правой и левой панелей и откидного центрального щитка.

Для лучшего обзора приборов основания и съемные панели в нижней части отогнуты на 19° к летчику.

Основная панель прикреплена винтами с анкерными гайками к передней дужке фюзеляжа, к стенкам центрального пульта и к жесткостям крепления нижних амортизаторов.

Подвеска левой приборной панели к основной выполнена на четырех пружинных амортизаторах № 2 типа НМСО. Для удобства подходе к монтажам за приборной доской панель сделана откидной. В отклоненном положении панель удерживается ограничительным ремешком.

Правая панель подвешена к основной на четырех пружинных амортизаторах № 1 типа НМСО.

Центральный щиток крепится к основной панели двумя шарнирами.

При открытии центрального щитка за приборной доской загорается лампочка, освещающая пространство за приборами.

ЛЕВЫЙ ПУЛЬТ

Для подходе к приборам, установленным на левом пульте (фиг.87), его боковая панель сделана легко съемной.

ЦЕНТРАЛЬНЫЙ ПУЛЬТ
(Фиг. 86)

Пульт крепится болтами к полу кабины летчиков, шпангоуту № I и жесткостям приборной доски.

К передней стенке пульта крепится планшет с кассетами графиков поправок. Для пользования графиками необходимо отстегнуть ремешок и откинуть планшет вверх. При таком положении графики хорошо видны с обоих сидений.

На планшете установлены четыре кассеты с графиками девиации АРК-9, компасов КИ-13А и ГИК-1, график поправок по скоростям и график поправок по высотам.

**ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ
ПРИБОРЫ**

К пилотажно-навигационным приборам относятся :

указатель воздушной скорости УС-35У	2 шт.
вариометр ВР-10У	2 "
двухстрелочный высотомер ВД-10	2 "
магнитный компас КИ-13А	1 "
гиروиндукционный компас ГИК-1	1 "
гирополукомпас ГПК-48	1 "
авигоризонт АГК-47Б	2 "
авиационные бортовые часы АЧС-1	1 "

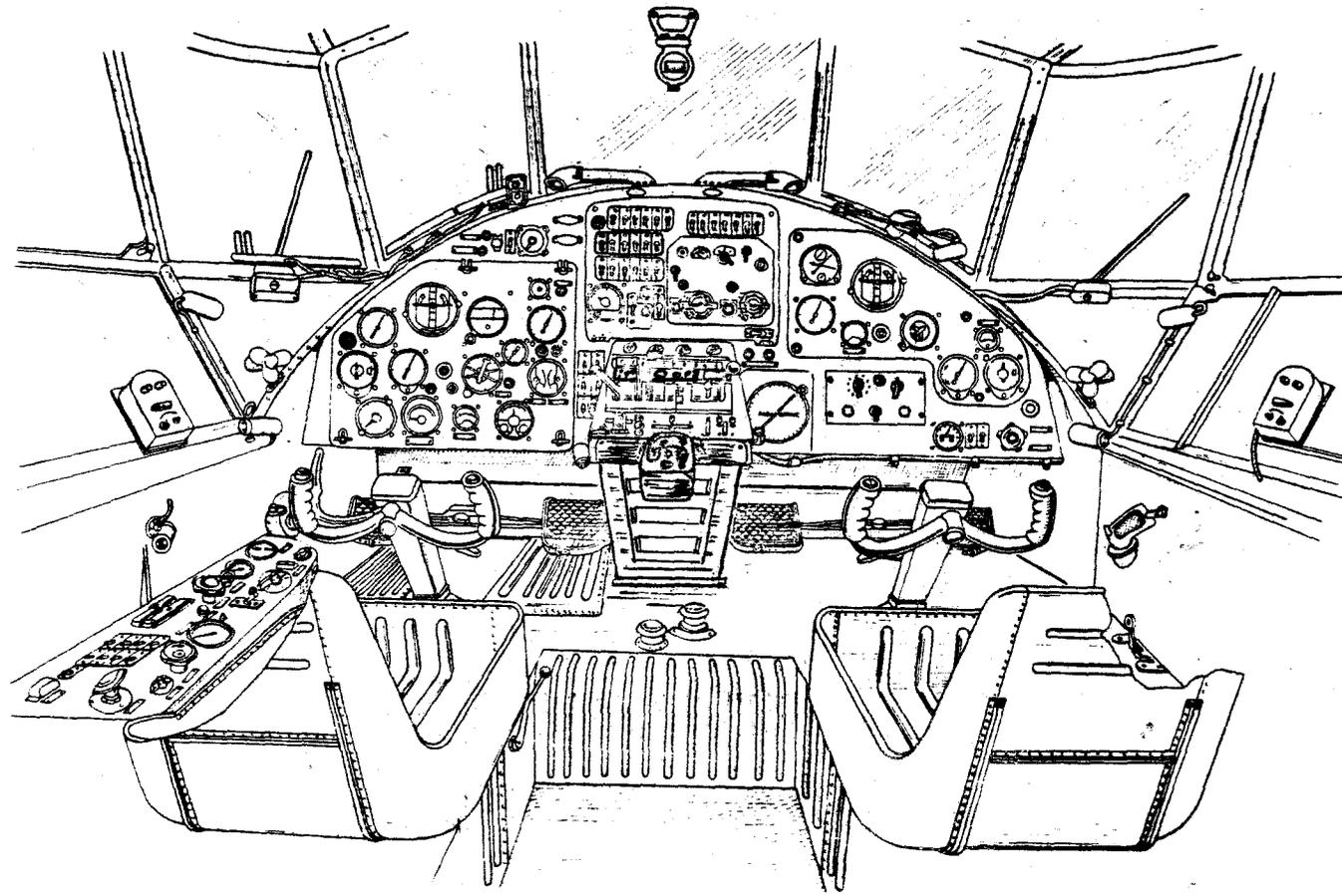
Указатель воздушной скорости УС-35У.
Диапазон показаний прибора 0-350 км/час.

Корпус прибора герметичный и снабжен двумя штуцерами. Верхний штуцер служит для соединения с камерой полного давления приемника воздушных давлений, нижний - со статической.

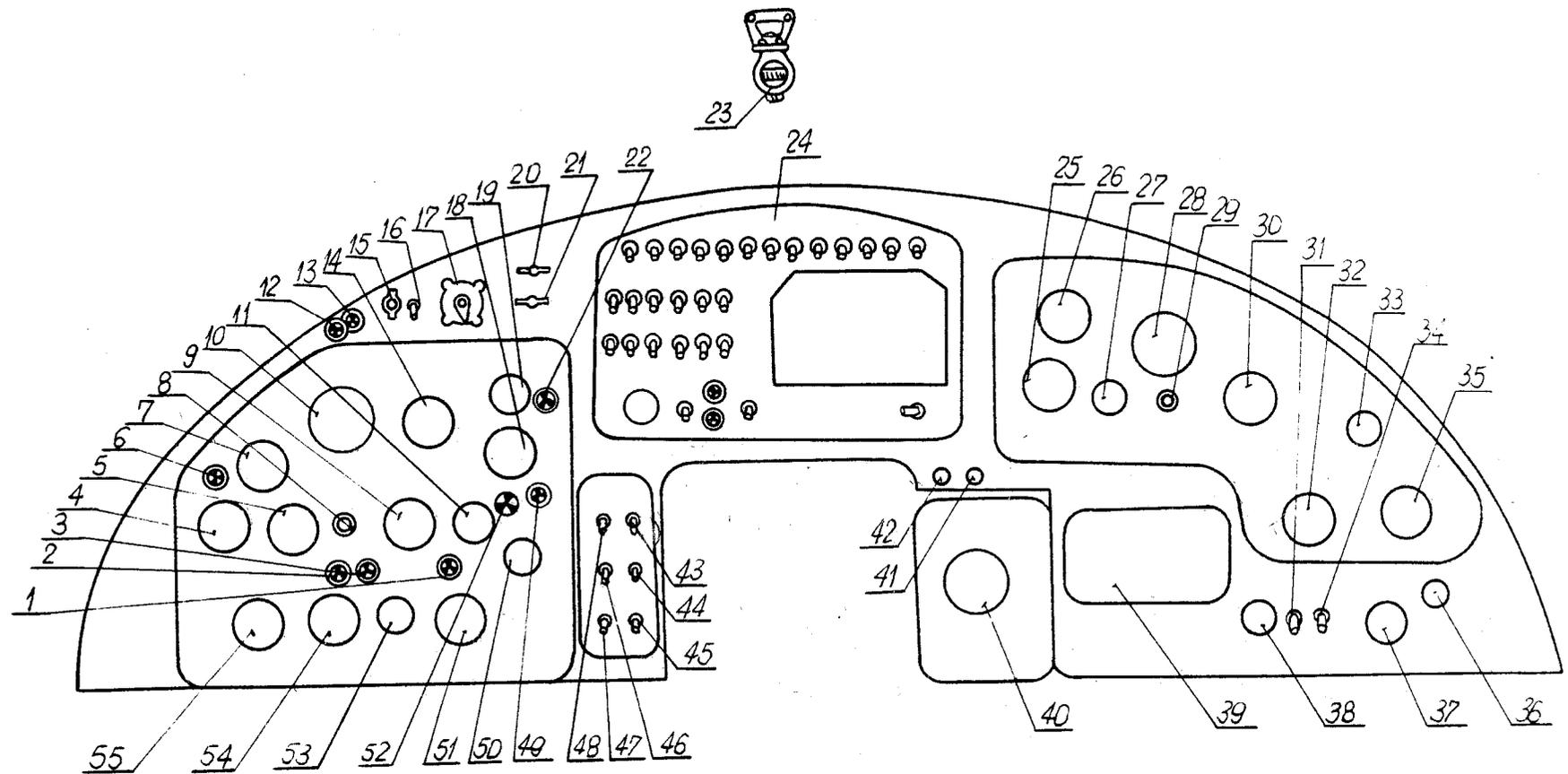
Вариометр ВР-10У. Диапазон показаний прибора ± 10 м/сек. Герметичный корпус прибора соединен со статической камерой ПВД-6М.

Двухстрелочный высотомер ВД-10. Диапазон показаний прибора 0-10000 м. Прибор работает на принципе изменения барометрического давления с изменением высоты, на которое реагируют внеродные коробки, кинематически связанные с двумя стрелками. Короткая стрелка показывает высоты в километрах, длинная - в метрах. Установка стрелок и шкалы давления на заданную высоту производится кремальерами.

На фиг. 88 приведена схема соединения указанных приборов с приемником воздушных давлений ПВД.

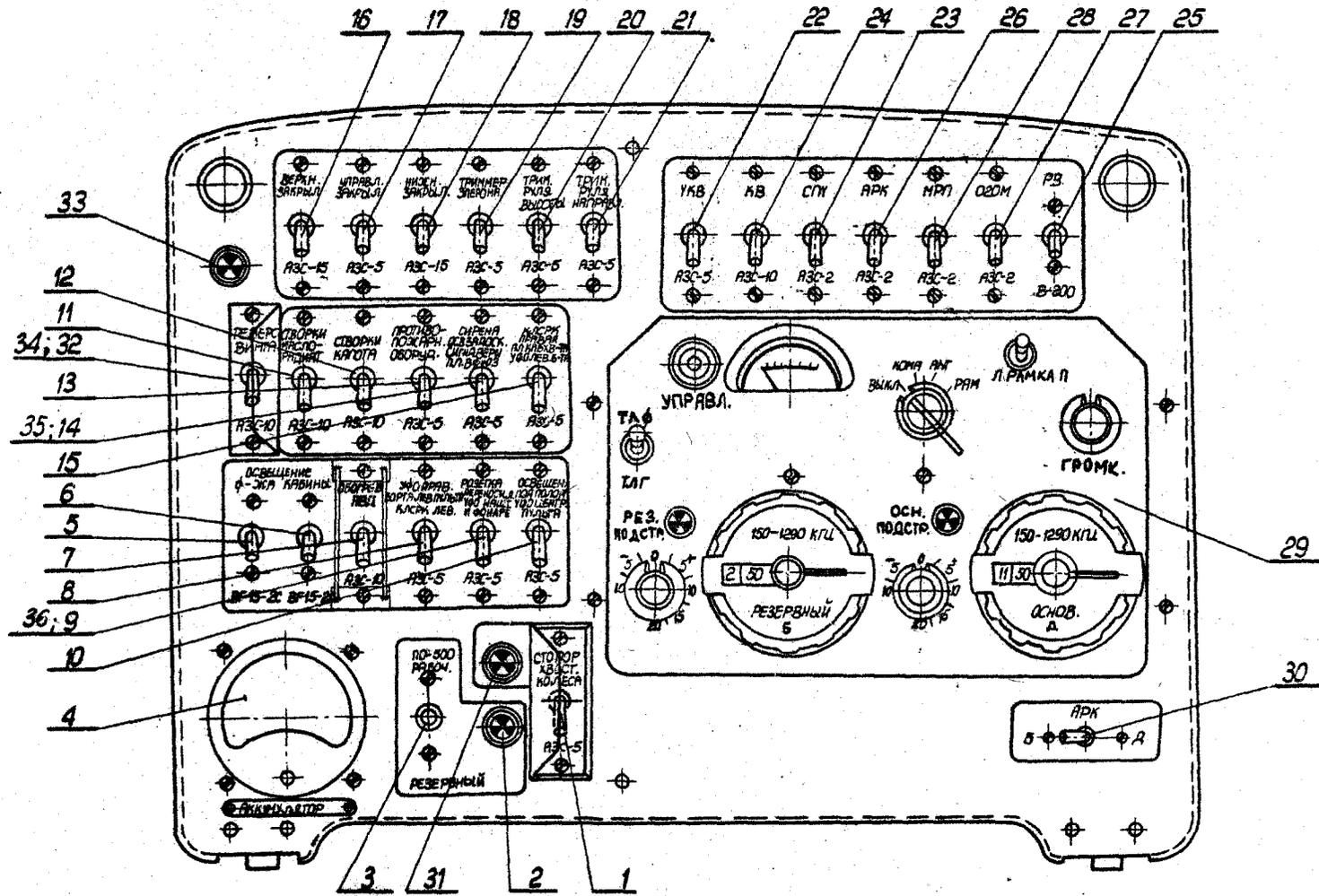


Фиг.83. Расположение оборудования в кабине летчиков



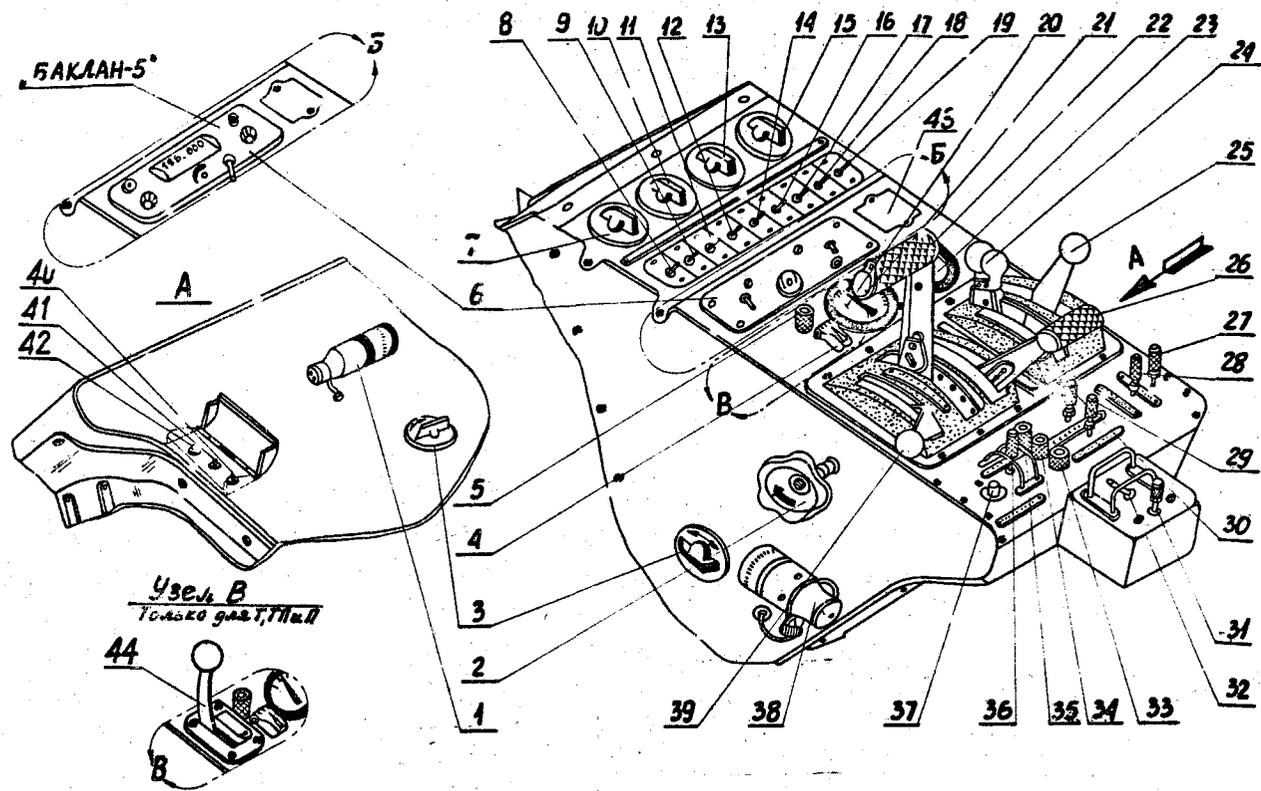
Фиг.84. Приборная доска

- 1-лампочка радиомаркера;
- 2-лампа критического остатка топлива левой группы;
- 3-лампа критического остатка топлива правой группы;
- 4-высотомер ВД-10;
- 5-вариометр ВР-10У;
- 6-лампа сигнализации опасной высоты;
- 7-указатель скорости УС-35У;
- 8-кнопка согласования компаса ГИК-1;
- 9-указатель УГР-1 компаса ГИК-1;
- 10-авиагоризонт АГК-47Б;
- 11-указатель тахометра ТЭ-45;
- 12-лампа контроля сигнала пожара;
- 13-лампа сигнала пожара;
- 14-гирополукомпас ГПК-48;
- 15-кнопка включения пиропатрона;
- 16-АЭС зажигания;
- 17-переключатель магнето ПМ-1;
- 18-мановакуумметр МВ-16У;
- 19-амперметр А-1;
- 20-рукоятка сцепления храповика стартера;
- 21-кнопка стартера;
- 22-лампа сигнализации работы генератора;
- 23-магнитный компас КИ-13А;
- 24-центральный щиток приборной доски;
- 25-указатель скорости УС-35У;
- 26-часы АЧС-1;
- 27-термометр наружного воздуха;
- 28-авиагоризонт АГК-47Б;
- 29-кнопка согласования компаса ГИК-1;
- 30-указатель УК-3 компаса ГИК-1;
- 31-АЭС обогрева часов;
- 32-вариометр ВР-10У;
- 33-вольтметр ВФ-150;
- 34-АЭС правого вентилятора ДВ-302ТВ;
- 35-высотомер ВД-10;
- 36-кислородный редуктор КР-28 (не установлен);
- 37-кислородный вентиль КВ-2М (не установлен);
- 38-кислородный индикатор ИК-18 (не установлен);
- 39-пульт управления радиостанцией Р-842;
- 40-указатель БСУШ-2 радиокompаса АРК-9;
- 41,42-кнопка контроля аккумуляторов 12-А-30;
- 43-АЭС правой посадочной фары;
- 44-АЭС рулевой фары;
- 45-АЭС нижних строевых огней;
- 46-АЭС АНО;
- 47-АЭС верхних строевых огней;
- 48-АЭС левой посадочной фары;
- 49-лампа сигнализ.разжижения масла;
- 50-указатель термометра головок цилиндров 2ТЦТ-47;
- 51-указатель УКЗ-1 трехстрелочного индикатора ЭМИ-3К;
- 52-лампа сигнализ.стружки;
- 53-термометр смеси ТУЭ-48;
- 54-указатель топливомера СБЭС-1447;
- 55-указатель УВ-57 радиовысотомера РВ-УМ.



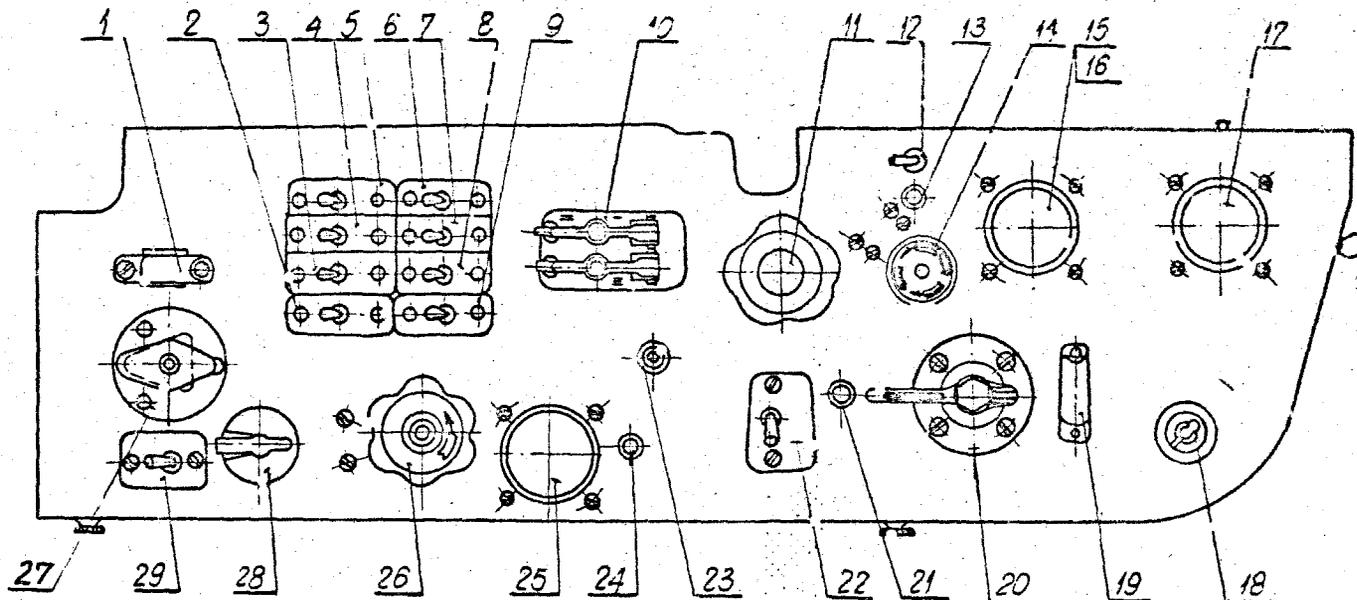
Фиг. 85. Центральный щиток приборной доски

- 1-АЭС блокировки костыля;
- 2-лампа сигнализации работы резервного преобразователя ПО-500;
- 3-переключатель преобразователей ПО-500;
- 4-вольтамперметр ВА-3;
- 5-выключатель освещения хвостового отсека фюзеляжа (на Ан-2П не установлен);
- 6-выключатель освещения кабины;
- 7-АЭС обогрева ПВД-6М;
- 8-АЭС УФО правой стороны, левого пульты и левой лампы КЛСРК;
- 9-АЭС переносной лампы, УФО на штанге;
(на Ан-2П и ТП не установлен);
- 10-АЭС освещения под полом и УФО центрального пульта;
- 11-АЭС створок маслорадиатора;
- 12-АЭС створок капота;
- 13-АЭС противопожарной системы;
- 14-АЭС сирены, освещения за приборной доской, сигнализации двери, освещения фюзеляжа (на Ан-2П не установлен);
- 15-АЭС правой лампы КЛСРК, освещения хвостового отсека фюзеляжа левого УФО;
- 16-АЭС верхних закрылков;
- 17-АЭС управления закрылками;
- 18-АЭС нижних закрылков;
- 19-АЭС триммера элерона;
- 20-АЭС триммера руля высоты;
- 21-АЭС триммера руля поворота;
- 22-АЭС радиостанции "УКВ"
- 23-АЭС переговорного устройства СПУ-7;
- 24-АЭС радиостанции Р-842;
- 25-выключатель РВ-УМ;
- 26-АЭС радиоконуса АРК-9;
- 27-АЭС спецустановки СРО-2;
- 28-АЭС радиомаркера МРП-56П;
- 29-пульт управления радиоконуса АРК-9;
- 30-переключатель "Б - Д";
- 31-лампа сигнализации блокировки костыля;
- 32-АЭС реверса винта (только для гидроварианта);
- 33-лампа реверса (только для гидроварианта);
- 34-АЭС растормаживания колес (только для Ан-2ТП и Т);
- 35-АЭС освещения за доской сигнализации двери, освещения фюзеляжа (только для Ан-2П);
- 36-АЭС вилки переносной лампы УФО на штанге, вызов экипажа (только для Ан-2П и ТП).



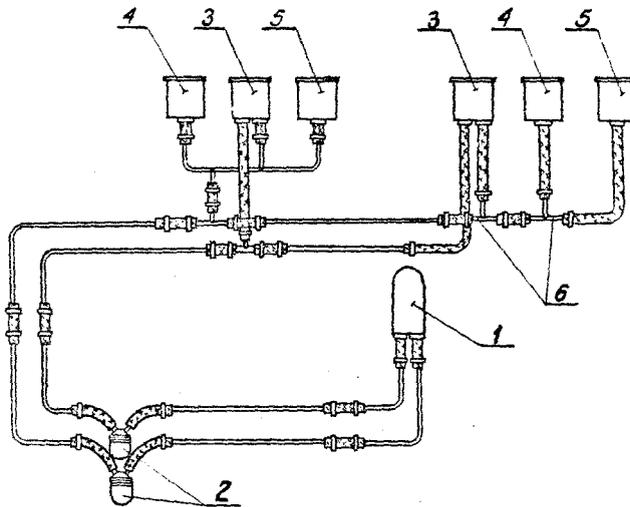
Фиг. 86. Центральный пульт

- 1-правая лампа УФО;
- 2-меховик блокировки секторов;
- 3-реостат лампы УФО;
- 4-выключатель аварийной уборки закрылков;
- 5-лампочка сигнализации двери;
- 6-пульт управления радиостанцией Р-860 или "БАКЛАН-5";
- 7-реостат левой лампы УФО;
- 8-выключатель генератора;
- 9-переключатель аккумулятора;
- 10-реостат передней лампы УФО;
- 11-выключатель компаса ГИК-1 и авиагоризонта АГК-47Г;
- 12-АЭС авиагоризонта АГК-47Б и гироскопического компаса ГПК-48;
- 13-реостат задней лампы УФО;
- 14-АЭС бензиномера СБЭС-1447 и сигнал. стружки;
- 15-реостат правой лампы УФО;
- 16-АЭС трехстрелочного индикатора ЭМИ-3К;
- 17-АЭС указателя УЗП-47 или УЗП-48;
- 18-АЭС термометра смеси ТУЭ-48;
- 19-АЭС питания сельхозаппаратурой (только для с-тов в с/х варианте);
- 20-указатель положения закрылков УЗП-47;
- 21-кнопка выпуска закрылков;
- 22-сектор нормального газа;
- 23-указатель положения створок маслорадиатора УЗП-48;
- 24-сектор обогрева карбюратора;
- 25-сектор останова двигателя;
- 26-сектор шага винта;
- 27-переключатель створок клапана;
- 28-переключатель створок масло-радиатора;
- 29-переключатель триммера элерона;
- 30-переключатель триммера руля поворота;
- 31-переключатель управления сельхозаппаратурой (только для с-та в с/х варианте);
- 32-переключатель управления ДЭВ. ПРАВ. (только для с-та в с/х варианте);
- 33-лампа сигнализации триммера элерона;
- 34-лампа сигнализации триммера руля высоты;
- 35-лампа сигнализации триммера руля поворота;
- 36-переключатель триммера руля высоты;
- 37-кнопка уборки закрылков;
- 38-левая лампа УФО;
- 39-сектор высотного корректора;
- 40-кнопка сигнализации выброса десанта; (на Ан-2П не установл.)
- 41-кнопка сигнализации приготовления десанта; (на Ан-2П не установл.)
- 42-кнопка сигнализации готовности десанта; (на Ан-2П не установл.)
- 43-таблица записи частот;
- 44-сектор пылефильтра (только для Ан-2Т, Ан-2ТП и Ан-2П).



Фиг.87. Левый пульт

- | | | |
|---|---|---|
| 1-АЭС крана разжижения масла; | 13-переключатель 2ПНГ-15 или 2ПНГТ (для Ан-2П); | 23-лампочка контроля обогрева ПВД-6М; |
| 2-выключатель ВГ-15-2с якорных огней (для Ан-2В); | 14-кислородный редуктор (не установ.) | 24-выключатель ГР3604006 контроля обогрева ПВД-6М; |
| 3-АЭС правого стеклоочистителя; | 15-кислородный индикатор (не установ.) | 25-манометр на 80 атм или 100 атм; |
| 4-АЭС левого стеклоочистителя; | 16-манометр МВ-60М или МА-60 (для Ан-2с/х); | 26-кран на полн.воздушн.сети; |
| 5-АЭС стеклоочистителей; | 17-двухстрелочный манометр МВ-12; | 27-заливной шприц; |
| 6,7,8-АЭС цепи обогрева стекол; | 18-переключ. высоты РВ-УМ; | 28-реостат лампы У20; |
| 9-АЭС левого вентилятора ДВ-302ТВ; | 19-АЭС бензиномера; | 29-переключатель 2ПНГ-15 или 2ПНГТ климатизатора (для Ан-2с/х); |
| 10-ПНГ проверки противопожарной системы; | 20-рукоятка четырехходов.крана; | |
| 11-кислородный вентиль (не установ.) | 21-кнопка 204К контр.сигнал.стружки; | |
| 12-выключатель ВГ-15-2с (для Ан-2П); | 22-переключатель 2ПНГ-15 или 2ПНГТ топливомера; | |



Фиг.88. Принципиальная схема системы ПВД

1 - приемник воздушных давлений ПВД-6М; 2 - отстойник конденсата; 3 - указатель скорости УС-35У; 4 - высотомер ВД-10; 5 - барометр ВР-10У; 6 - тройник.

Барограф АД-2. Предназначен для регистрации высоты полета самолета и крепится к стенке шп. № 15 (со стороны хвостового отсека) на специальных кронштейнах посредством пружинных амортизаторов. Принцип работы прибора основан на деформации элериодной коробки в зависимости от величины давления (высоты). Механизм барографа заводится специальным ключом в направлении против часовой стрелки.

Полного завода механизма достаточно для 18-часовой работы.

Прибор обеспечивает непрерывную запись высоты полета в диапазоне 0-7000 м при температуре воздуха - 35°C - + 45°C.

Магнитный компас КИ-13А. Над приборной доской в специальном кронштейне установлен магнитный компас КИ-13А. Для устранения установочной ошибки компаса необходимо ослабить 2 винта крепления и повернуть компас на нужный угол.

Гироиндукционный компас ГИК-1. Прибор служит для определения магнитного курса и угла разворота, а при совместной работе с радиокомпасом АРК-9 служит указателем магнитных пеленгов и курсовых углов радиостанций, что необходимо для точного расчета при посадке.

Комплект гироиндукционного компаса ГИК-1 состоит из :

1) гирогрегата Г-3М, предназначенного для получения средней величины показаний индукционного датчика и определения углов разворота самолета.

Г-3М установлен слева под полом кабины летчиков между шпангоутами 4 и 5;

2) индукционного датчика ИД, предназначенного для корректировки сигналов магнитного курса, идущих от потенциометра гирогрегата к указателям.

Датчик ИД установлен на специальном кронштейне в законцовке левого, нижнего крыла. Для устранения монтажных ошибок отверстия под болты крепления датчика выполнены овальными;

3) коррекционного механизма КМ, соединяющего датчик с гирогрегатом и служащего для устранения девиации, методических ошибок замера и ошибок агрегатов.

Механизм КМ установлен справа под полом кабины летчиков между шпангоутами 4 и 5;

4) усилителя У-6М, предназначенного для питания компаса переменным током и для усиления сигналов указателя и коррекционного механизма.

Усилитель установлен рядом с коррекционным механизмом;

- 5) выключателя коррекции ВК-53РБ, предназначенного для отключения коррекции гиросагрегата при разворотах самолета.
ВК-53РБ установлен рядом с КМ и У-6М;
- 6) указателя УГР-1, показывающего результаты всех замеров, производимых компасом ГИК-1. УГР-1 установлен на левой приборной доске;
- 7) указателя УК-3 являющегося повторителем УГР-1 и указывающего магнитный курс самолета.
УК-3 установлен на правой приборной доске;
- 8) двух кнопок 5К, предназначенных для быстрого согласования показаний указателя с положением индукционного датчика по отношению к магнитному меридиану после выключения компаса.
Кнопки согласования установлены при указателях на правой и левой сторонах приборной доски.
- 9) соединительной коробки СК-11 предназначенной для соединения отдельных агрегатов компаса ГИК-1.
Коробка установлена справа под полом кабины летчиков в районе шпангоута № 4.

Компас ГИК-1 питается постоянным током напряжением $27 \pm 10\%$ в из бортсети самолета и переменным трехфазным током напряжением $36 \pm 3,6$ в и частотой 400 ± 8 гц от преобразователя ПТ-125Ц - 3 серия, установленного между шпангоутами № 18 и 19.

Включение компаса происходит с помощью выключателя 2ВГ-15-2с с надписью "ГИК-1, АГК-47Б", установленного на центральном пульте.

Г и р о л о к о м п а с ГПК-48. Прибор установлен на левой приборной доске и служит для выполнения полетов по прямой после согласования показаний с ГИК-1 или КМ-13А.

ГПК-48 может быть также использован в качестве указателя поворота после установки его на "0".

ГПК-48 питается переменным током напряжением $36 \pm 3,6$ в и частотой 400 ± 8 гц от преобразователя ПАГ-1Ф, установленного слева под полом кабины летчиков между шпангоутами № 1 и 2.

А в и а г о р и з о н т АГК-47Б. Электрический комбинированный авиагоризонт АГК-47Б показывает положение самолета в пространстве относительно истинного горизонта, направление и величину

угловой скорости поворота самолета вокруг вертикальной оси и его боковое скольжение.

Питание авиагоризонта осуществляется от преобразователя ПАГ-1Ф, питающего также гироскоп.

В корпусе авиагоризонта АГК-47Б смонтированы указатель поворота и скольжения.

Ч А С ы АЧС-1. Авиационные бортовые часы типа АЧС-1 служат для измерения текущего времени в часах, минутах и секундах.

Продолжительность хода часов от одной полной заводки не меньше 3 суток. На самолете предусмотрен электрообогрев часов.

Электрообогрев снабжен термометром обеспечивающим включение обогрева при температурах ниже $+10^{\circ}\text{C}$ и отключение - при температурах выше $+25^{\circ}\text{C}$.

Включение питания обогрева АЧС-1 производится автоматом АЭС-5, установленным на основной панели приборной доски.

ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ

К приборам контроля работы двигателя относятся :

трехстрелочный индикатор ЭМИ-3К	I комплект
бензиномер СБЭС-1447	I -"-
тахометр ТЭ-45 или ОЭ-930	I -"-
термометр головок цилиндров 2ТЦТ-47	I -"-
мановакуумметр МВ-16У	I -"-
термометр карбюратора ТВЭ-48	I -"-

Трехстрелочный индикатор ЭМИ-3К

Прибор ЭМИ-3К служит для дистанционного измерения давления топлива, давления масла и температуры масла в двигателе.

В комплект ЭМИ-3К входят :

- 1) комбинированный указатель УКЭ-1;
- 2) приемник давления масла П-15Б;
- 3) приемник температуры масла П-1;
- 4) приемник давления топлива П-1Б.

Диапазон измерений :

давление топлива	0-1 кг/см ²
давление масла	0-15 "
температура масла	0-150 ^o C

Бензиномер СБЭС-1447. Электрический суммирующий бензиномер с сигнализацией критического остатка топлива представляет собой комплект, состоящий из измерительного прибора-указателя, уста-

Стр.218

новляемого на приборной доске, шести датчиков, имеющихся по одному в каждом топливном баке и переключателя на левом пульте.

возле указателя установлены две сигнальные лампочки СММ-61 с красным светофильтром. Лампочки загоряются при критическом остатке топлива в баках, равном 55 ± 10 л в каждой группе баков.

Тахометр ТБ-4Б. Прибор предназначен для дистанционного измерения чисел оборотов вала вспомогательного двигателя в пределах 0-3500 об/мин.

Комплект прибора состоит из указателя и генератора (датчика).

Термометр головок цилиндров 2ТЦТ-47 представляет собой термоэлектрический прибор с 2-мя хромель-копелевыми термопарами и служит для замера температур головок 1-го и 9-го цилиндров двигателя. Термопары установлены под свечами 1-го и 9-го цилиндров и соединены с указателем компенсационными проводами, идущими по подкосу мотора. Двухстрелочный указатель установлен на левой приборной доске.

Мановакуумметр МВ-16У. Мановакуумметр служит для определения давления воздуха, всасываемого цилиндрами двигателя. Мановакуумметр имеет диапазон измерения 30-160 мм рт.ст. абсолютного давления.

ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ ПРИБОРЫ

К вспомогательным приборам относятся :

термометр наружного воздуха ТУБ-48	1 шт.
указатель положения закрылков УЗП-47	1 шт.
указатель положения створок масляного радиатора УПС-48	1 шт.

Термометр наружного воздуха ТУБ-48. Датчик термометра установлен на левой стойке коробки крыльев, указатель - на правой приборной доске.

Указатели положения закрылков и створок масляного радиатора УЗП-47 и УПС-48. Указатели по принципу действия совершенно аналогичны и отличаются только градуировкой шкалы. Работе прибора основане на применении кольцевого резистора, соединяемого с трехкатушечным магнитоэлектрическим логометром.

Датчик створок масляного радиатора установлен на шпангоуте № 1. Датчик указателя закрылков расположен на шпангоуте № 8.

ЛУІІІ. КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Для обеспечения кислородом членов экипажа в полете на большой высоте на самолете установлены два комплекта кислородных приборов КИ-28М и 10 шаровых кислородных баллонов емкостью по 2 л. Запас кислорода обеспечивает питание двух членов экипажа в течение 4 часов.

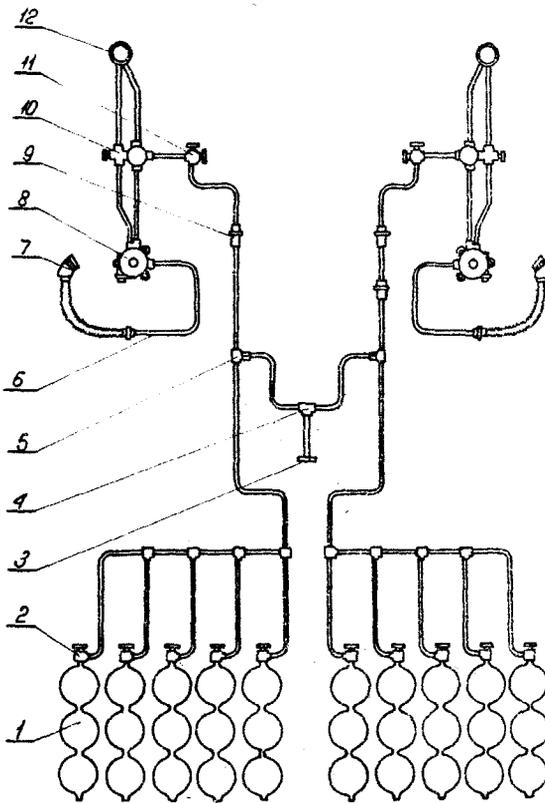
Каждый комплект КИ-28М состоит из :

- 1) прибора КИ-28М;
- 2) кислородного индикатора ИК-18;
- 3) редуктора КР-28;
- 4) маски КМ-32;
- 5) шланга КШ-10;
- 6) бортовой арматуры КАБ-14.

Схема кислородного оборудования приведена на фиг. 89. Схема обеспечивает раздельное питание кислородом членов экипажа от отдельных групп баллонов по пяти баллонов в каждой.

Зарядка баллонов производится через бортовой штуцер, установленный в лунке на левом борту фюзеляжа.

Максимальное давление в баллонах 150 кг/см². Монтаж системы выполнен медными трусками размером 5х3, окрашенными в голубой цвет.



Фиг. 39. Схема кислородного оборудования

1 - баллон; 2 - вентиль баллона; 3 - зарядный штуцер; 4 - прои-
ник; 5 - обратный клапан; 6 - шланг; 7 - кислородная маска КМ-32;
8 - кислородный прибор КИ-28М; 9 - штуцер проходной; 10 - кис-
лородный редуктор КР-28; 11 - приборный вентиль; 12 - индикатор
кислорода.

ХІХ. СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ КАБИНЫ ЭКИПАЖА

НАЗНАЧЕНИЕ И ОБЩЕЕ ОПИСАНИЕ

Установленная на самолете система кондиционирования предназначена для вентиляции кабины экипажа как охлажденным, так и, при проведении авиахимработ, охлажденным и очищенным от ядохимикатов воздухом.

Общий вид системы кондиционирования показан на фиг. 90.

Вся система в соответствии с функциональным назначением, выполнена из следующих подсистем :

- а) система очистки воздуха от пыли и ядохимикатов,
- б) система охлаждения воздуха,
- в) система вентиляции пилотских сидений и кабины экипажа.

Вся система очистки воздуха смонтирована в подвешиваемых под верхними крыльями контейнерах (2 и 7) и включает в себя сетчатые фильтры грубой очистки, фильтры поглотители ядохимикатов ФЛСА-60М и вентиляторы ДВ-201, засасывающие воздух в фильтры и, нагнетающие очищенный воздух в системы вентиляции и охлаждения.

Таким образом, наличие нагнетающих вентиляторов ДВ-201, позволяет использовать систему на земле при отсутствии скоростного напора.

В условиях, когда не требуется очистка воздуха от ядохимикатов, система кондиционирования может быть использована без системы очистки. В этом случае, взамен подвесных контейнеров (2 и 7) необходимо установить воздухозаборники (12).

Система будет обеспечивать вентиляцию кабины экипажа охлажденным воздухом при наличии скоростного напора.

Несъемные трубопроводы системы, установленные в верхних крыльях, можно использовать для вентиляции пассажирско-грузовой кабины, при переоборудовании самолета Ан-2с/х в Ан-2Т.

Для этого, вместо подкрыльевых контейнеров, необходимо установить воздухозаборники (12) фиг. 90, а вентиляционные камеры пассажирско-грузовой кабины соединить с трубами системы кондиционирования, установленными в верхних крыльях, см.фиг.58 стр. 125 позиция 6.

Система охлаждения воздуха состоит из воздухоохладителя 04М (II) и труб подвода и распределения воздуха (1,6,10).

На распределительном патрубке (10) установлены четыре насадки обдува охлажденным воздухом левого и правого пилотов, изменяя положение которых, можно регулировать расход воздуха и направление струи.

Система вентиляции кабины экипажа состоит из специальной конструкции вентилируемых сидений (8) и труб подвода и подачи воздуха на сидения и ноги экипажа (9), узлов управления расходом воздуха (4 и 3) фиг. 90 и (7 и 3) фиг. 92, а также системы отсасывания и удаления использованного воздуха вентилятором ДВ-201 (5). Вентиляция пилотских сидений и нижней зоны кабины экипажа осуществляется не охлажденным, но, при использовании системы очистки, очищенным от ядохимикатов воздухом.

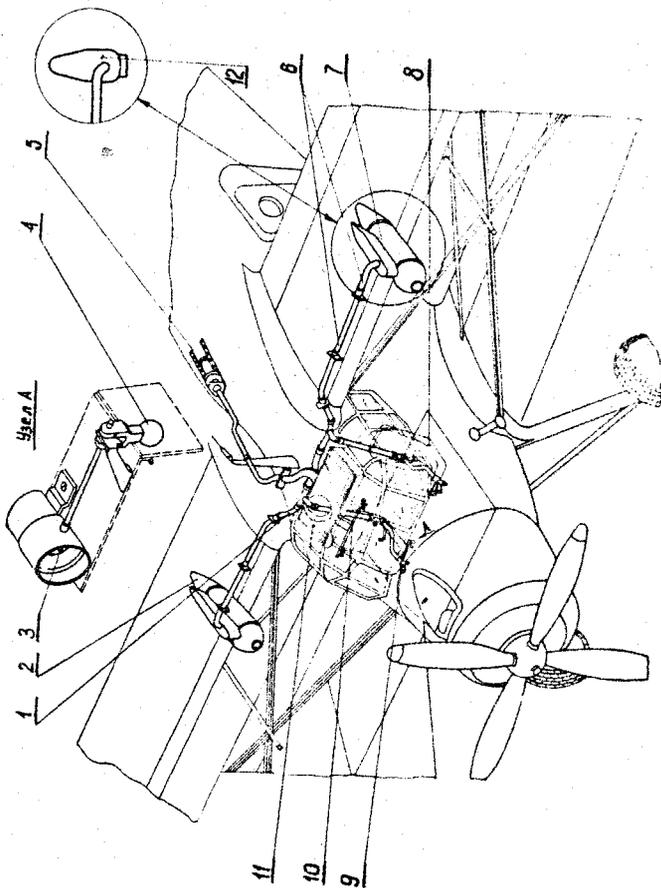
ОПИСАНИЕ РАБОТЫ СИСТЕМЫ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ

Принципиальная схема работы системы кондиционирования показана на фиг. 91.

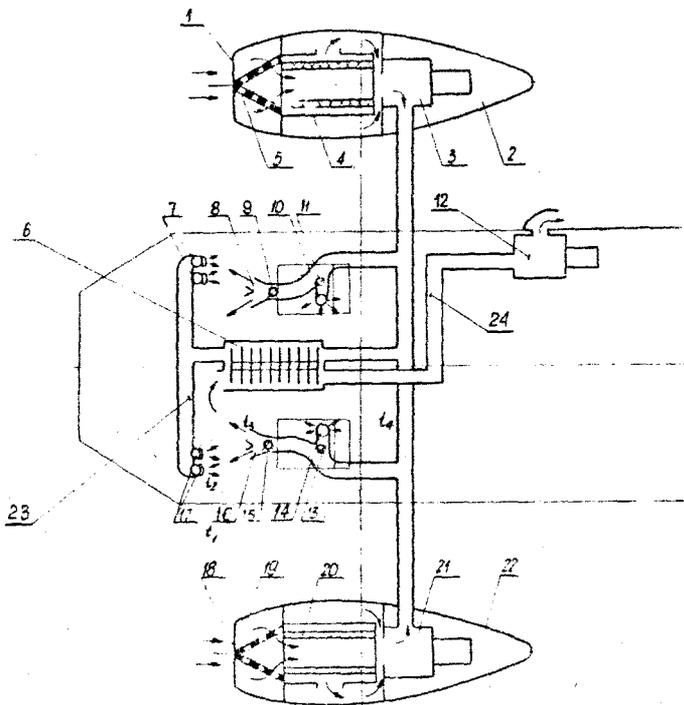
Через воздухозаборники (1 и 18) подвесных контейнеров (2 и 22) воздух поступает на сетчатые фильтры (5 и 19) и очищенный от механических примесей, засасывается вентиляторами (3 и 21) в фильтры химической очистки (4 и 20) где происходит процесс поглощения примесей ядохимикатов.

Полностью очищенный воздух по воздухопроводам, установленным в верхних крыльях, поступает на охлаждение в воздухоохладитель (6) и, по ответвляющейся в фюзеляже системе, на вентиляцию пилотских сидений и низа кабины экипажа.

Охлажденный в воздухоохладителе воздух, проходит в распределительный патрубок (23), установленный в верхней части кабины экипажа, и через насадки обдува (7 и 17) поступает на обдув верхней части корпуса левого и правого пилотов и общее охлаждение кабины экипажа.

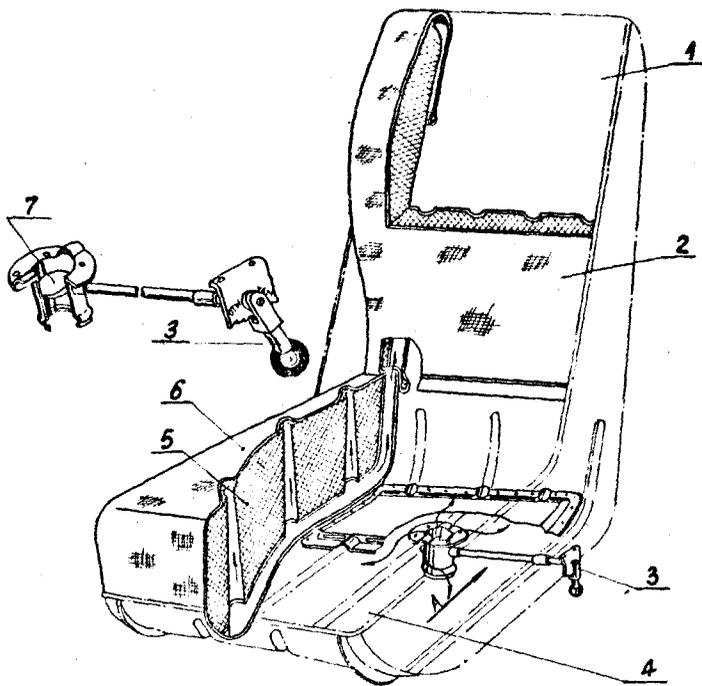


Фиг. 90. Система кондиционирования самолета Ан-26/х.
 1-Труба; 2 и 7-Подвесные контейнеры; 3-Заслонка в воздухопроводах для обдува ног;
 4-Рычаг управления заслонкой; 5-Втяжной вентилятор ДВ-201; 6-Воздухопроводы;
 8-Иллюстрок сиденья; 9-Насадки обдува ног; 10-Распределительный патрубок;
 11-Воздухокомпрессор ОАМ; 12-Воздухозаборник.



Фиг. 91. Схема системы кондиционирования каюты экипажа.

1, 18-Воздухозаборники; 2, 22-Подкрыльевые контейнера;
 3, 12, 21-Вентиляторы ДВ-ЭО1; 4, 20-Фильтры ФПСА-60М; 5, 19-Сетчатые фильтры; 6-Воздухоохладитель ОАМ; 7, 8, 10, 14, 16, 17-Насадки обдува; 9, 11, 13, 15-Заслонки; 23-Распределительный патрубок; 24-Трубе.



Фиг. 92. Сиденье летчика

1-Каркас сиденья; 2-Подушка спинки; 3-Рычаг управления заслонкой; 4-Чаша сиденья; 5-Подушка сиденья; 6-Обивочная ткань; 7-Дроссельная заслонка, регулирующая подачу воздуха.

Часть не охлаждаемого воздуха, по ответвляющимся от общей магистрали трубам, расположенным на шп. № 5, подводится к левому и правому пилотским сидениям, и через специальную вентиляционную систему, смонтированную в подушках и спинках сидений, поступает на обдув нижней части корпуса пилотов.

Оставшаяся часть воздуха по магистралям, проложенными под пилотскими сидениями, проходит к насадкам обдува ног пилотов (8 и 16), вентилируя низ кабин экипажа.

Удаление из кабины использованного воздуха осуществляется вентилятором ДВ-201 (12), установленным в районе шп. 9 по правому борту, который засасывает воздух по горячему контуру воздухоохладителя и по трубе (24) выталкивает его за борт самолета.

Работа всех трёх вентиляторов отрегулирована таким образом, чтобы в кабине экипажа постоянно поддерживался подпор воздуха. Это незначительное превышение давления гарантирует невозможность поступления окружающего воздуха в кабину экипажа через щели и технологические отверстия.

Включение и выключение системы кондиционирования, управление величиной расхода воздуха расположено в легкодоступных для экипажа местах.

ОПИСАНИЕ КОНСТРУКЦИИ И РАБОТЫ ОТДЕЛЬНЫХ АГРЕГАТОВ СИСТЕМЫ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ.

ПОДКРЫЛЬБЫЙ КОНТЕЙНЕР

Общий вид контейнера и компоновка агрегатов, входящих в систему очистки воздуха, показана на фиг. 33.

Как видно из рисунка, все агрегаты очистки воздуха смонтированы внутри обтекаемой формы контейнера, изготовленного из листового дуралюмина, толщиной 1,2 мм. В передней конусообразной части контейнера образован профилированный воздухозаборник, который в период консервации закрывается при помощи гайки (1) заглушкой (2). Внутри носовой части установлен сетчатый фильтр грубой очистки (8), изготовленный из латунной сетки. Сетка наложена и припаяна на конусообразной формы каркас, изготовленный из нержавеющей стали.

В средней части контейнера расположен фильтр-поглотитель ядохимикатов (10), являющийся готовым изделием ФНСА-60М. Фильтр передней своей частью при помощи трех болтов крепится к переднему силовому элементу контейнера - трехлучевому кронштейну (5).

В хвостовом, конусообразной формы обтекателе, установлен вентилятор ДВ-201 (12). Крепление вентилятора к заднему силовому элементу контейнера (11) осуществлено с помощью 8 винтов.

Питание двигателя вентилятора осуществляется от общей сети самолета при помощи электропровода (?), имеющего на конце обтекатель штепсельного разъема (6). От вентилятора отходит воздухопровод (18), уложенный внутри контейнера и пилона (17) крепления кронштейна к крылу.

В верхней части пилона расположены узлы подвески контейнера к кронштейнам, установленным на верхнем крыле.

Подвеска контейнера осуществляется с помощью балки (16), продеваемого в специальные отверстия передней части пилона и шпильки (20), соединяющего заднюю часть пилона с крылом, как показано на фиг. 33. Воздушная система соединяется специальной соединительной муфтой, электросистема - штепсельным разъемом, установленным между 4 и 5 нервюрами крыла.

ВОЗДУХООХЛАДИТЕЛЬ ТЕРМОЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ 04М

Для охлаждения воздуха, подаваемого в кабину экипажа, применен воздухоохладитель 04М, являющийся готовым изделием. Воздухоохладитель состоит из 2^х основных узлов - корпуса и 28 модульных термобатарей, смонтированных в корпусе. Термоэлектрическая модульная термобатарея состоит из 14 полупроводниковых термопар, последовательно соединенных через токопроводящие теплообменные элементы. Теплообменные элементы изготовлены из меди с защитным никелевым покрытием.

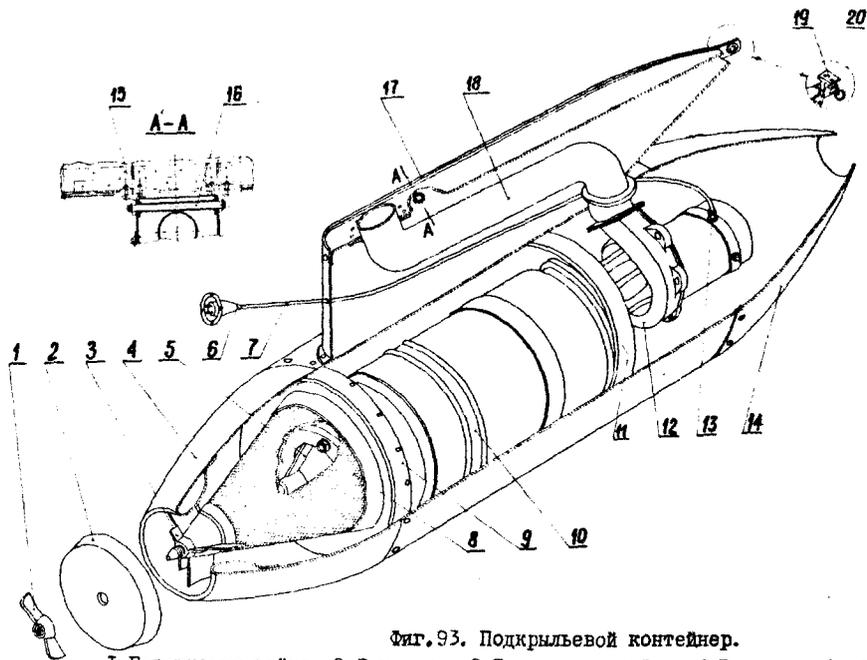
Корпус воздухоохладителя состоит из 2^х несимметричных крышек - верхней и нижней, соединенных между собой винтами, а также двух перегородок, фиксирующих термобатареи в осевом направлении и, образующих с крышками корпуса так называемые "холодный" и "горячий" контуры. Для крепления агрегата на самолете, на боковых сторонах верхней крышки имеется 4 кронштейна.

В основу работы термоэлектрического воздухоохладителя 04М положен эффект Пельтье, смысл которого заключается в том, что при прохождении постоянного тока через последовательно соединенные ветви термопар электронной и дырочной проводимости, на одних слоях тепло поглощается, на других - выделяется. Воздух, подаваемый в воздухоохладитель, проходя через теплообменники "холодных" спаев охлаждается и подается к пилотам, воздух, проходящий через теплообменники "горячих" спаев нагревается и выбрасывается наружу.

Воздухоохладитель установлен в верхней части кабины экипажа на 4^х болтах и резиновых амортизаторах. Клеммовые болты воздухоохладителя подключены к цепи постоянного тока в соответствии с полярностями, обозначенными на корпусе. Коробчатого сечения патрубками, продетыми в "горячий" и "холодный" контуры, воздухоохладитель включен в воздушную магистраль системы кондиционирования.

Технические данные.

1. Расход воздуха по "горячему" теплообменнику	250 м ³ /час.
2. Расход воздуха по "холодному" теплообменнику	90-120 м ³ /час
3. Хладопроизводительность	270 ккал/час
4. Потребляемая мощность	700 Вт
5. Номинальное напряжение	27 В
6. Перепад температур	10°С
7. Вес не более	11 кг



Фиг. 93. Подкрылевой контейнер.

1-Барашковая гайка; 2-Заглушка; 3-Барашковая гайка; 4-Воздухозаборник;
 5-Кронштейн трехплечий; 6-Остекатель штепсельного разъема; 7-Электропровод;
 8-Сетчатый фильтр; 9-Передняя перегородка контейнера; 10-Фильтр химической
 очистки воздуха; 11-Задняя перегородка контейнера; 12-Вентилятор;
 13-Штепсельный разъем на двигателе; 14-Остекатель задний; 15 и 19-Кронштейн;
 16-Валик; 17-Нилон; 18-Воздухопровод; 20-Шпилька.

ПИЛОТСКИЕ СИДЕНИЯ

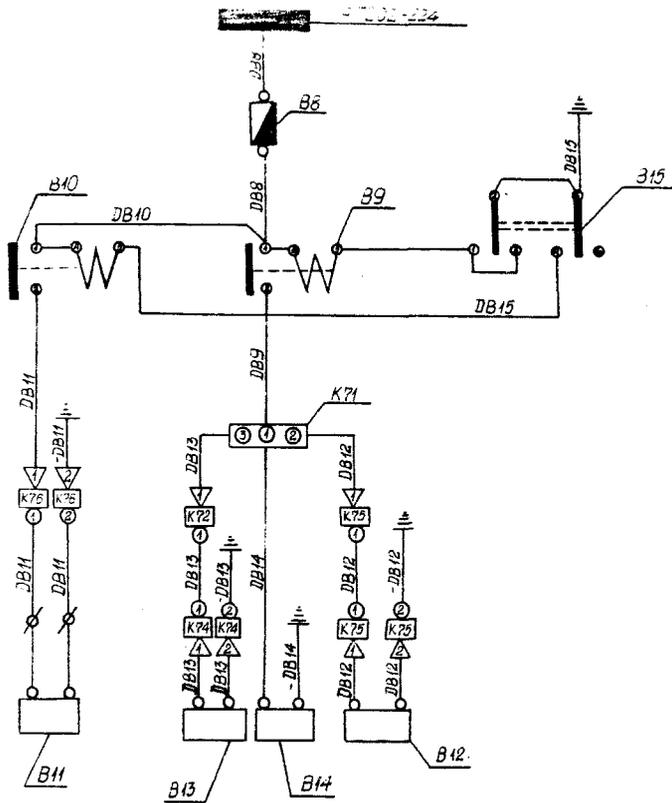
Для обеспечения вентиляции пилотских сидений применены подушки и спинки (фиг. 92) продуваемые воздухом из системы вентиляции. В металлической чаше (4) каркаса сидения (1) уложена подушка (5), на каркас спинки сидения одета мягкая спинка (2). Подушка и спинка (2) обтянуты обивочной тканью (6). Внутри спинки и подушки проложены вентиляционные каналы, по которым проходит воздух и, выходя наружу обдувает пилотов. Экипаж может свободно регулировать расход воздуха с помощью рычага (3), соединенного с заслонкой (7), закрывающей проход воздухопровода.

ЭЛЕКТРОСИСТЕМА

Электросистема кондиционирования питает воздухоохладитель 04М и вентиляторы ДВ-201, установленные в контейнерах, а также на правом борту фюзеляжа, постоянным током напряжением 27 в. Электросистема изображена на фиг. 94. Электрическая цепь кондиционирования предохраняется инерционным предохранителем ИП-75, установленным на шангоуте № 1. Система кондиционирования включается переключателем 2ПНП-15 или 2ПНПТ (В15) с надписью "ВЕНТИЛЯТОР - ВОЗДУХООХЛАДИТЕЛЬ", установленным на левом пульте в кабине экипажа. При установке переключателя в положение "ВЕНТИЛЯТОР" срабатывает контактор ТКД-501Д0Д (В9) и напряжение подается на вентиляторы ДВ-201/В12, В13, В14/. После установки переключателя в положение "ВОЗДУХООХЛАДИТЕЛЬ" срабатывают контакторы ТКД-201 ОД1/В10/ и ТКД-501Д0Д (В9) и напряжение подается на вентиляторы и воздухоохладитель 04М.

Технические данные вентилятора ДВ-201.

Напряжение питания	27 в
Потребляемый ток	не более 15 а
Обороты	7200 ⁺¹⁰⁰ -200 об/мин.
Производительность в нормальных атмосферных условиях	не менее 250 м ³ /час
Режим работы	длительный



Фиг. 94. Электроцепь системы кондиционирования кабины экипажа.

Б5-инерционный предохранитель ИИ-75; Б9-Контактор ТКЛ-5010Д; Б10-Контактор ТКЛ-2010ДГ; В11-Воздухоохладитель 04М; В12-Вентилятор ДВ-201; В13-Вентилятор ДВ-201; В14-Вентилятор ДВ-201; В15-Переключатель ШПНТ-15 или ШПНТ; К71-Разъемная колодка А720В-342; К72-Разъем ШРН-2С; К73-Разъем ШРН-2С; К74-Разъем ШР2ВК2Н17; К75-Разъем ШР2ВК2Н17; К76-Разъем ШРН-3С.

ВКЛЮЧЕНИЕ СИСТЕМЫ, РЕГУЛИРОВАНИЕ РАСХОДА ВОЗДУХА, ОГРАНИЧЕНИЯ.

Перед включением системы кондиционирования на земле, убедиться, что с подвесных контейнеров сняты заглушки заборников. Переключатель 2ППНГ-15 или 2ППНТ перевести в положение "Вентилятор". Убедится в работе всех 3^х вентиляторов. Переключатель 2ППНГ-15 или 2ППНТ перевести в положение "Воздухоохладитель".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

Запрещается включать воздухоохладитель в случаях :

- а) неисправен вытяжной вентилятор или по каким либо другим причинам не работает вытяжная магистраль.
- б) включено освещение самолета в автомат обогрева стекол.

Установки требуемого расхода воздуха :

- а) расход охлаждаемого воздуха устанавливается поворотом насадок обдува на верхнем коллекторе :
 - влево (по отношению к пилоту) - меньше
 - вправо (по отношению к пилоту) - больше.
- б) расход воздуха, обдувающего кресла пилотов, регулируется поворотом рычага (3) фиг. 92, установленным с левой стороны каждого пилотского кресла.
Направление рычага вниз соответствует закрытому положению, направление рычага вперед соответствует максимальному расходу.
- в) Расход воздуха, вентилирующего низ кабины экипажа регулируется рычагом (4) фиг. 90, установленный с левой и правой стороны прохода кабины экипажа.
Направление рычага вниз соответствует закрытому положению, направление рычага вперед соответствует максимальному расходу.

XX. НАЗНАЧЕНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ АГРЕГАТОВ ЭЛЕКТРОПНЕВМОСИСТЕМЫ

Стравливающий клапан М5813-0/Б

Назначение и описание конструкции

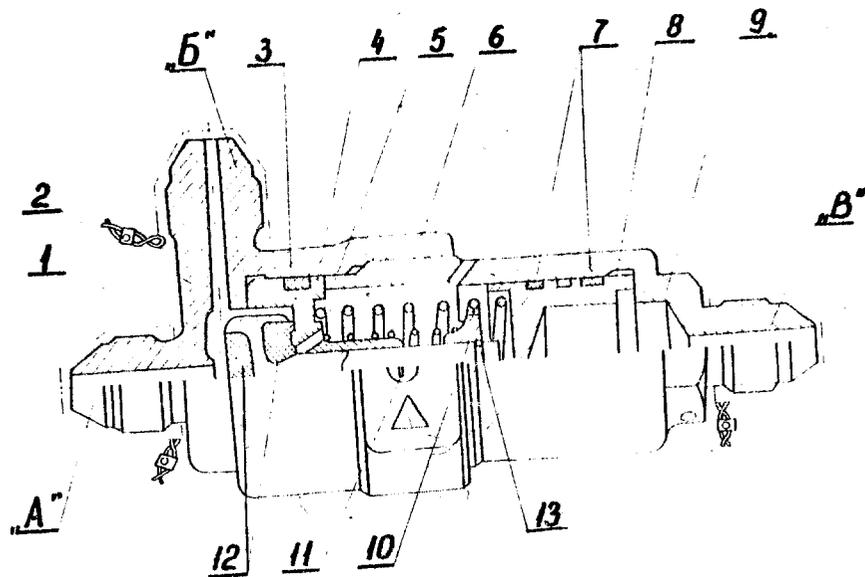
Клапан (фиг. 95) предназначен для стравливания воздуха из одной полости пневмоцилиндра и подачи давления в противоположную полость пневмоцилиндра. Конструктивно выполнен из головки /2/ и цилиндра /9/, объединенных между собой посредством резьбового соединения с контрвойлкой от самоотворачивания винтом /11/. Внутри клапана расположены поршень /8/, имеющий уплотнения /7/, и малый поршень /1/ с резиновыми уплотнениями /12/. Оба поршня могут выполнять возвратно-поступательные движения. Поршни /8/ и /1/ во время перемещения влево вынуждены преодолевать сопротивление пружин /5/ и /6/. Пружины одним своим концом упираются в направляющую /4/ с уплотнительным кольцом /3/, а другим концом пружина /5/ упирается в поверхность поршня /8/, а пружина /6/ - в упор /10/, застопоренный стопорным кольцом /13/. Клапан имеет 3 штуцера, к которым подсоединены трубопроводы пневмосистемы.

Принцип работы стравливающего клапана.

Давление воздуха подводится к штуцеру "А" или "В". К штуцеру "А" воздух подводится непосредственно из пневмосистемы, а к штуцеру "В" через электропневматический клапан 694700М. Если штуцер "В" сообщен с атмосферой, сжатый воздух через штуцер "А" проходит в штуцер "В" и далее к силовому цилиндру. Площадь поршня /8/ значительно больше площади поршня /1/, поэтому если давление воздуха будет подано к штуцеру "В" и "А" поршень /8/ вместе с поршнем /1/ перемещается влево, а воздух из цилиндра через штуцер "В" и отверстия в направляющей /4/ и цилиндре /9/ выйдет в атмосферу. Давление к штуцеру "В" подается через электропневматический клапан 694700М, отсюда вывод, что стравливание воздуха из пневмоцилиндра может произойти при участии стравливающего клапана.

Технические данные стравливающего клапана.

- рабочее тело - воздух
- давление воздуха - 16 ± 2 кг/см²
- диапазон рабочих температур - $-15^{\circ}\text{C} + 60^{\circ}\text{C}$
- давление переключения (закрытие штуцера "А") при подводе воздуха в штуцера "А" и "В" не менее чем $7,5 \pm 2,5$ кг/см²



Фиг. 95 . Стравливающий клапан

1-Поршень; 2-Головка; 3-Кольце уплотнит.; 4-Направляющая; 5-Пружина;
6-Пружина; 7-Кольце уплети.; 8-Поршень; 9-Цилиндр; 10-Упор; 11-Винт;
12-Резиновое уплотнение; 13-Кольце стопорное.

Запорный клапан 654300/Ц.

Назначение и описание конструкции.

Клапан (фиг. 96) предназначен для отсечки подачи воздуха в пневмосистему управления сельхозаппаратурой. Конструктивно выполнен из корпуса /1/, оси /2/, шайб /3/, гайки с накаткой /4/, втулки /5/, воротка /7/ и двух резиновых колец /8/. Корпус выполнен как отливка, имеет гнездо и два канала : впускной и выпускной. В корпус ввинчена ось, которая закончена запорным конусом. Сальниковое уплотнение состоит из втулки, двух резиновых колец и двух шайб. Герметичность сальникового уплотнения клапана обеспечивается за счёт обжатия двух резиновых колец и двух шайб. Герметичность сальникового уплотнения клапана обеспечивается за счёт обжатия двух резиновых колец через втулку накидной гайкой. На оси с помощью штифта закреплен вороток с выгравированной надписью, определяющей работу клапана.

Принцип работы запорного клапана.

Клапан имеет два положения : открытое и закрытое. Открывается - вращением воротка против часовой стрелки до упора резьбовой части оси о шайбу, закрывается - вращением воротка по часовой стрелке до упора конуса оси в гнездо корпуса.

Технические данные запорного клапана.

1. Вес клапана - макс. 80 гр.
2. Рабочее давление - макс. 130 кг/см².

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
I. НАЗНАЧЕНИЕ И ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ	1
II. ЛЕТНО-ТАКТИЧЕСКИЕ И ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ	5
Геометрические размеры	5
Летно-тактические данные	6
Анвेलировка самолета	8
Регулировочные данные самолета	8
Весовые данные и центровка	9
III. КОНСТРУКЦИЯ ПЛАНЕРА	15
Фюзеляж	15
Бипланная коробка крыльев	23
Верхнее крыло	25
Нижнее крыло	30
Хвостовое оперение	33
Стабилизатор	33
Руль высоты	36
Киль	38
Руль поворота	39
IV. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА САМОЛЕТА	43
Двигатель АШ-62ИР	43
Автоматический воздушный винт АВ-2	48
Ремя двигателя	49
Капот силовой установки	49
Выхлопной коллектор	56
Воздухозаборник карбюратора	58
Топливная система	59
Система разжижения масла	66
Масляная система	67
Система заливки и запуска двигателя	68
Управление двигателем	70
V. ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ УСТРОЙСТВА	75
Шасси	75
Установка хвостового колеса	80
Система блокировки костыля в нейтральном положении	83
Зарядка амортизаторов шасси и хвостового колеса	83

Сур. на стр. 111-112 май 1974

	Стр.
Смазка шарниров шасси и хвостового колеса	84
Лыжное шасси	84
VI. ВОЗДУШНАЯ СИСТЕМА	87
Система двойного управления тормозами колес	89
Агрегаты воздушной системы	92
VII. УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ	101
Управление рулем высоты	101
Управление элеронами	104
Управление рулем поворота	104
Управление закрылками	107
Управление триммерами	107
Управление тормозами колес	107
Тросовые передачи управления	107
Передачи жесткими тягами	109
Регулирование управления самолетом	109
VIII. ОБОРУДОВАНИЕ КАБИНА	115
Кабина экипажа	115
Грузовая кабина	115
Хвостовой отсек	116
Элементы наземного обслуживания	116
Самолет Ан-2ТН с легкоъемным пассажирским оборудованием	118
IX. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ И ОТОПИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМЫ И ВЕНТИЛЯЦИЯ	123
Противообледенительная система	123
Отопительная система	123
Вентиляция	123
X. ДЕСАНТНОЕ И САНИТАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	127
Швартовочные приспособления	127
Десантные приспособления	127
Санитарное оборудование	127
XI. НАЗЕМНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	129
Описание конструкции оборудования и приспособлений	133

	Стр.
XII. СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	139
Описание агрегатов опылителя	143
Описание агрегатов опрыскивателя	148
Комплектовка отдельных видов опрыскивателя	156
Управление сельскохозяйственной аппаратурой	157
XIII. ГИДРОСАМОЛЕТ Ан-2В	163
Назначение и основные сведения	163
Конструкция прилазков	165
Установка поплавков	169
Воздушная система	170
Тросовое управление	171
Выкатное шасси	171
Морское оборудование	171
Эксплуатационное оборудование	172
XIV. ПАССАЖИРСКИЙ САМОЛЕТ Ан-2П	173
XV. ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ	177
Источники электроэнергии	177
Преобразователи электрической энергии	179
Распределение электроэнергии и монтаж электропроводки	181
Потребители электроэнергии	183
Электроосветительная и светосигнальная аппаратура	185
Электрообогревательные устройства	187
Система сигнализации пожара	187
Система блокировки катяна	190
Электронные кнопки 694700М	190
Система двойного управления тормозами	191
XVI. РАДИООБОРУДОВАНИЕ	195
Связная радиостанция Р-842	195
Командная радиостанция Р-860	197
Командная радиостанция "БАКЛАН-5"	198
Радиоконус АРК-9	1986
Меркурий приемник	200
Самолетное переговорное устройство	201

	Стр.
Радиовысотомер РВ-УМ	202
Метэализация самолета	203
XVII. ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	205
Приборная доска	205
Левый пульт	205
Центральный пульт	206
Пилотажно-навигационные приборы	206
Приборы контроля работы двигателя	218
Вспомогательные приборы	219
XVIII. КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	221
XIX. СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ КАБИНЫ ЭКИПАЖА	223
Назначение и общее описание	223
Описание работы системы кондиционирования	224
Подкрыльевой контейнер	229
Воздухоохладитель термоэлектрический 04М	230
Пилотские сиденья	232
Электросистема	232
Включение системы, регулирование расхода воздуха, ограничения.	234
XX. НАЗНАЧЕНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ АГРЕГАТОВ ЭЛЕКТРОНЕВМОСИСТЕМЫ	235

Копия Ориг.

Мад 10/1

