

МИНИСТЕРСТВО ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

САМОЛЕТ АН-24

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

Книга V

ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ
И ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.
РАДИООБОРУДОВАНИЕ.



ИЗДАТЕЛЬСТВО «МАШИНОСТРОЕНИЕ»
Москва 1968

© ЗАО "АНТЦ "ТЕХНОЛОГ", 2001

САМОЛЕТ АН-24

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

Книга V

ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ И ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ. РАДИООБОРУДОВАНИЕ

	<i>Сверен с Эталоном</i>
по состоянию на <u>01.07</u> 2002 г.	
©, ЗАО "АНТЦ "ТЕХНОЛОГ", 2002	
<i>ТО. Книга V</i> с-тов Ан-24	
Ведущий инженер <i>Фрадина В.Г.</i>	
 (подпись)	



ИЗДАТЕЛЬСТВО «МАШИНОСТРОЕНИЕ»
Москва 1968

Техническое описание самолета Ан-24 разработано авторским коллективом конструкторского бюро под руководством генерального конструктора *О. К. Антонова*.

Ответственный редактор *А. Я. Белолипский*

Авторы книги V

*Г. А. Гречко, В. П. Ефремов, Ю. В. Иванов, О. А. Кокин, Е. О. Левашова,
Г. Л. Рабинович, Е. С. Столярова, С. П. Цурапа, М. Г. Шарипса*

Редакторы книги V

А. И. Водяной, В. З. Спорышко, Ю. В. Фурдыло

Иллюстрации выполнили

*С. П. Базилевич, В. В. Клоков, Р. М. Коберник, Е. П. Петров, А. Б. Пшеничникова,
В. С. Смирнов, Г. М. Юркевич, Б. Т. Яремчук*

Техническое описание издано в семи книгах:

Книга I. Летно-технические характеристики самолета.

Книга II. Планер. Бытовое оборудование. Высотное и противообледенительное оборудование.

Книга III. Силовая установка.

Книга IV. Шасси. Управление самолетом. Гидравлическая система.

Книга V. Пилотажно-навигационное и приборное оборудование. Радиооборудование.

Книга VI. Электрооборудование.

Книга VII. Наземное оборудование.

Описание составлено применительно к самолетам выпуска 1965—1966 гг. В необходимых случаях основные отличия ранее выпущенных самолетов оговорены в соответствующих разделах. Все последующие изменения конструкции самолета будут периодически освещаться в бюллетенях завода.

В первой части книги описано размещение приборного оборудования на самолете, рассмотрены приборы пилотажно-навигационного оборудования и приборы контроля работы самолетных систем (силовой установки, гидросистемы, системы кондиционирования).

Во второй части книги представлены основные характеристики радиоустановок и дано их размещение на самолете.

Приводимые в книге V основные характеристики приборов и агрегатов ввиду их периодического уточнения могут быть использованы лишь для общего ознакомления с ними, паспортными же данными приборов и агрегатов служить не могут. Подробные описания приборов, агрегатов и радиостанций приведены в документации заводов-изготовителей.

В книге учтены замечания, а также частично использованы иллюстрации бюро технических описаний завода.

ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ И ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА

Глава I

РАЗМЕЩЕНИЕ ПРИБОРНОГО ОБОРУДОВАНИЯ НА РАБОЧИХ МЕСТАХ В КАБИНЕ ЭКИПАЖА

Рабочие места летчиков (фиг. 1, 2) размещены на специальных мостиках симметрично у левого и правого бортов кабины. На каждом рабочем месте установлено отдельное кресло, которое может перемещаться по высоте и по горизонтали, а также размещены органы управления самолетом и двигателями, приборы контроля за работой различных систем, командные пульта радио- и навигационного оборудования.

Основными местами размещения приборов и части оборудования в кабине летчиков являются:

- приборная доска,
- левый и правый пульта,
- центральный пульта,
- верхний щиток.

Кроме того, часть оборудования размещена на мостиках и под мостиками летчиков, на полу и под полом кабины экипажа и на стенке шпангоута 7.

1. ПРИБОРНАЯ ДОСКА

Приборная доска — основное место размещения приборов.

Конструктивно приборная доска состоит из трех связанных между собой плоских панелей: левой (фиг. 3), средней (фиг. 4) и правой (фиг. 5). Все панели изготовлены из листового дуралюмина толщиной 2,5 мм с отбортованными для жесткости краями.

Каждая панель крепится к элементам конструкции самолета через стандартные амортизаторы (фиг. 6): средняя панель — в двух верхних и двух нижних точках, а боковые панели — в одной верхней и двух нижних точках. Нижние узлы крепления панелей, несущие основную нагрузку, опираются через кронштейны 13, 17 на амортизаторы 6, 7 и через кронштейны 8, 15 крепятся к трубе 9, а верхние узлы — через кронштейны 21, 24 навешены на резино-металлические амортизаторы 20, 23, которые крепятся к козырьку. Козырек, установленный над приборной доской летчиков, служит для защиты от сол-

нечных бликов шкал приборов, установленных на доске. Козырек изготовлен из листового дуралюмина толщиной 0,8 мм, подкрепленного верхним профилем 3, и окантован со стороны летчиков мягким кантом, внутри которого проложены для жесткости трубка и проволока.

Козырек в верхних точках крепится ко второму шпангоуту посредством профиля 1 и к боковине 4 третьего шпангоута — профилем 3, в нижней точке — через опорный подкос 10 к кронштейну на трубе 9.

Лицевые стороны панелей приборной доски и козырька покрыты черной краской. Для облегчения монтажа и демонтажа приборов средняя панель выполнена откидывающейся вниз поворотом вокруг своей нижней кромки. В откинутом положении панель фиксируется ограничительными ремешками. Правая и левая панели приборной доски выполнены легкоъемными.

Для удобства обзора и пользования выключатели приборов, агрегатов, систем и другого оборудования на левой и правой панелях смонтированы на отдельных щитках, которые отогнуты в сторону летчиков. Под средней панелью приборной доски установлена панель с выключателями, которая крепится наклонно (независимо от панели приборной доски) к кронштейнам крепления амортизаторов.

На козырьке левой панели приборной доски установлен указатель угла тангажа УУТ-1060. Над средней панелью установлен индикатор радиолокационной станции, который подвешен на резино-металлических амортизаторах к самостоятельному кронштейну, не связанному с приборной доской. Имея вертикальную ось вращения, индикатор для удобства обзора может быть повернут к левому или правому летчику.

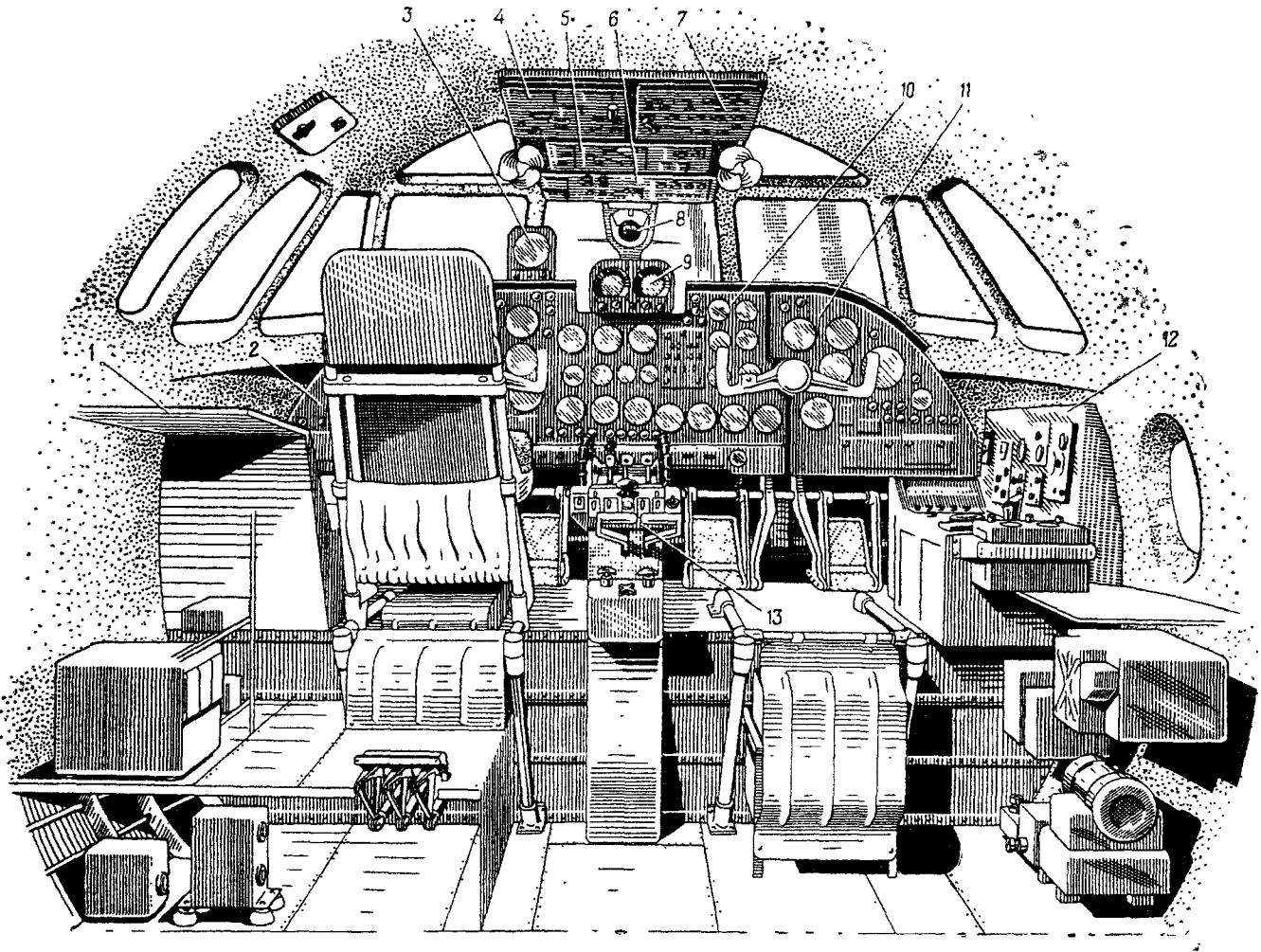
Над индикатором, на его кронштейне крепления, установлен магнитный компас КИ-13.

Приборы на панелях приборной доски летчиков размещены следующим образом.

На левой панели расположены основные пилотажно-навигационные приборы и щиток с выключателями этих приборов и выключателями других систем.

В верхней левой части средней панели расположены также пилотажно-навигационные приборы левого летчика. В верхней правой части средней панели расположены пилотажно-навигационные приборы

На правой панели расположены второй комплект пилотажно-навигационных приборов и приборы, контролирующие наддув кабин, лампы сигнализации обледенения самолета и двигателей, лампы сигнализации работы противообледенительной системы и щиток с выключателями управления этой системой, а также с выключателями навигационных приборов.



Фиг. 1. Общий вид кабины экипажа:

1—левый пульт; 2, 10, 11—левая, средняя и правая панели приборной доски; 3—указатель угла тангажа УУТ-1060; 4, 5,

6, 7—левая, средняя, нижняя и правая панели верхнего щитка летчиков; 8—компас КИ-13; 9—индикатор системы РПСН-2АН; 12—правый пульт; 13—центральный пульт

правого летчика. Остальную часть средней панели занимают приборы, контролирующие работу двигателей, гидросистемы, топливной системы, щиток выработки топлива и сигнальные лампы различных систем. В правой нижней части средней панели расположены приборы, контролирующие наддув и герметизацию кабин самолета.

Под средней панелью расположена панель с выключателями включения приборов и сигнальными лампами самолетных систем.

На средней и правой панелях приборной доски контуры участков, занятых пилотажно-навигационными приборами, обведены белой краской.

На приборной доске, непосредственно над каждым прибором, установлены светильники индивидуального освещения. Светильники крепятся к панелям доски верхними крепежными винтами приборов.

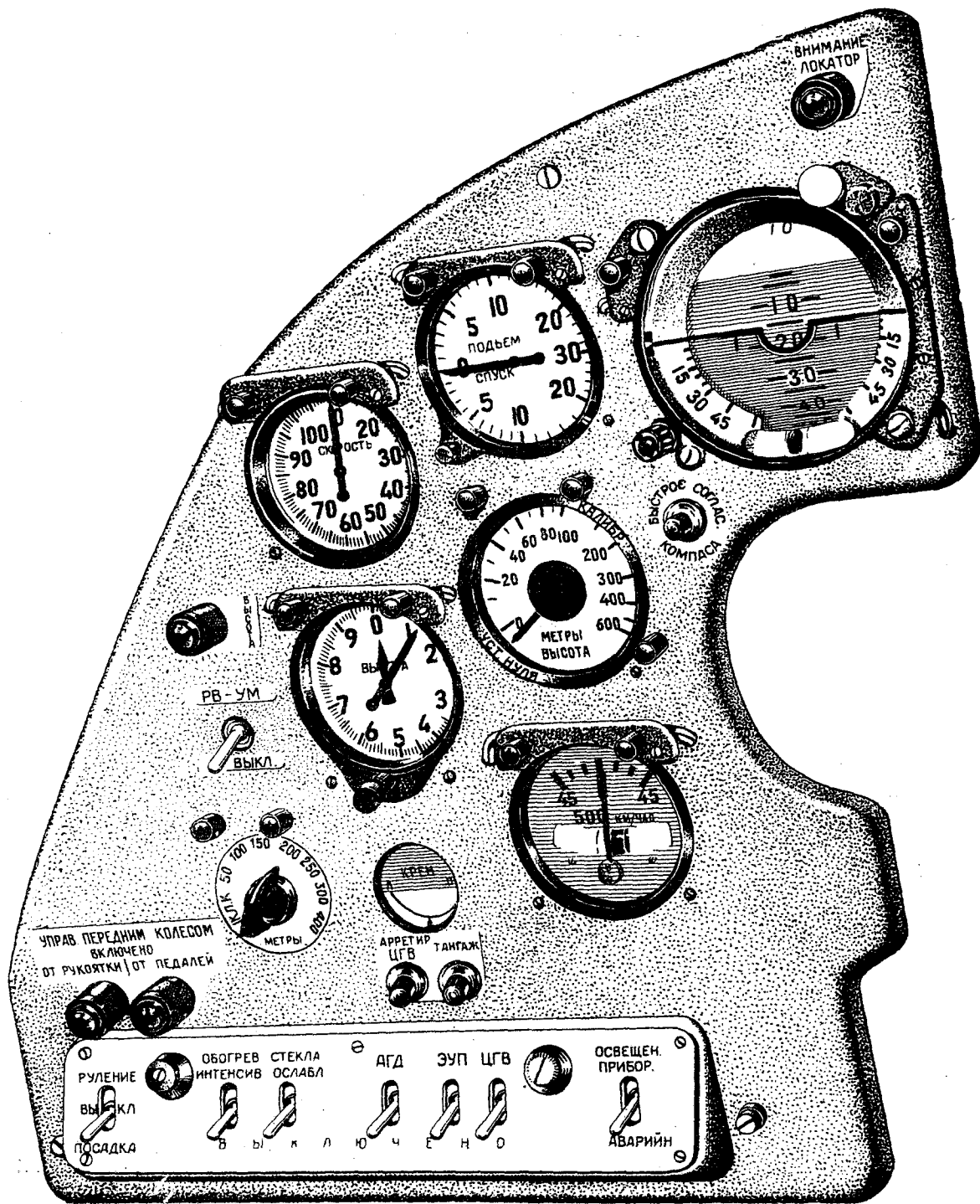
В табл. 1—4 приведены перечни приборов, установленных на приборной доске.



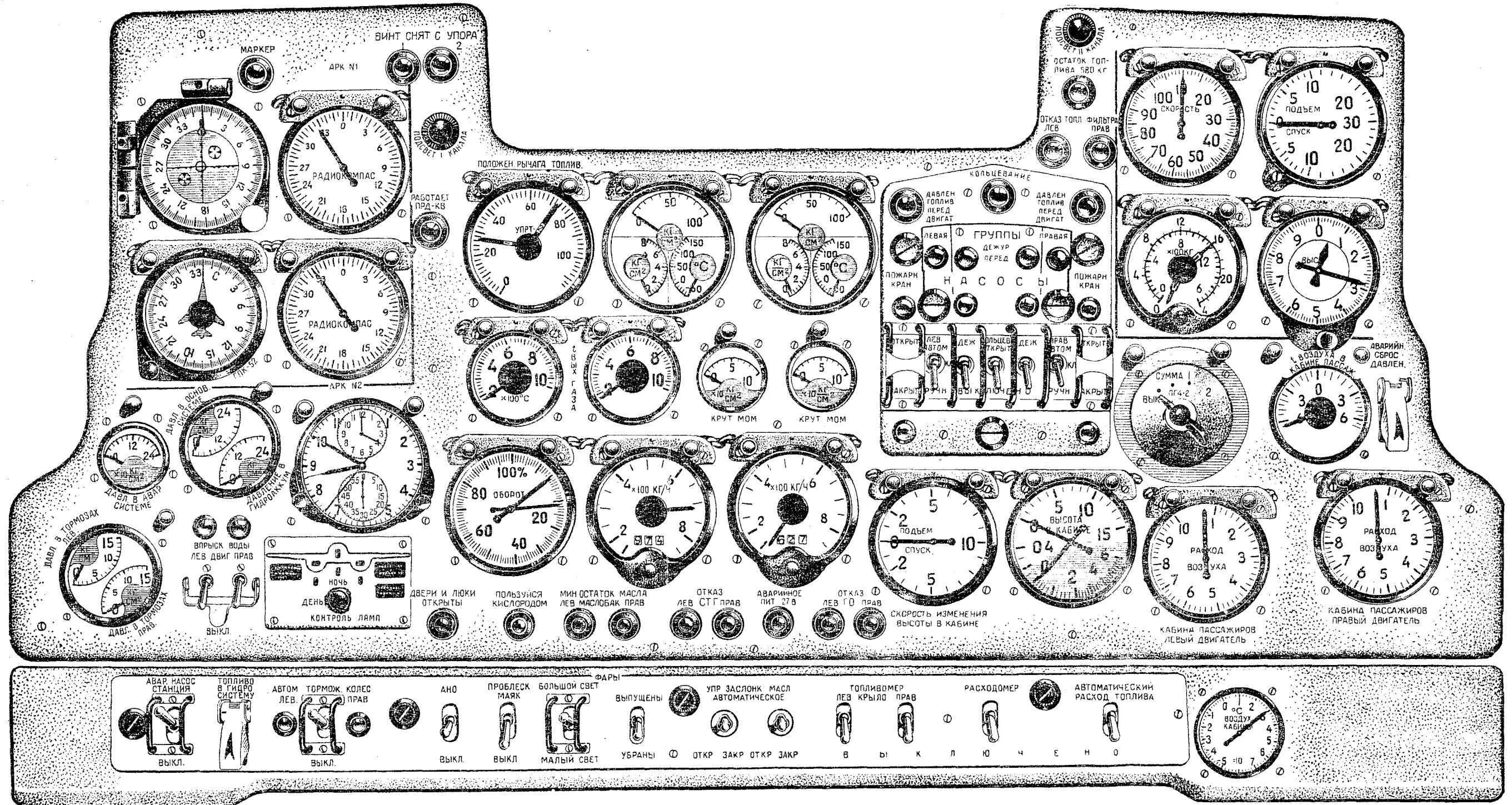
Фиг. 2. Вид на правый борт кабины экипажа:

1—термометр наружного воздуха; 2—щит АЗС;
 3—РК манометров ДИМ, 4—панель радиста,
 5—пульт радиста; 6—место установки щита энер-
 гетики в варианте с радистом, 7—столик радиста,

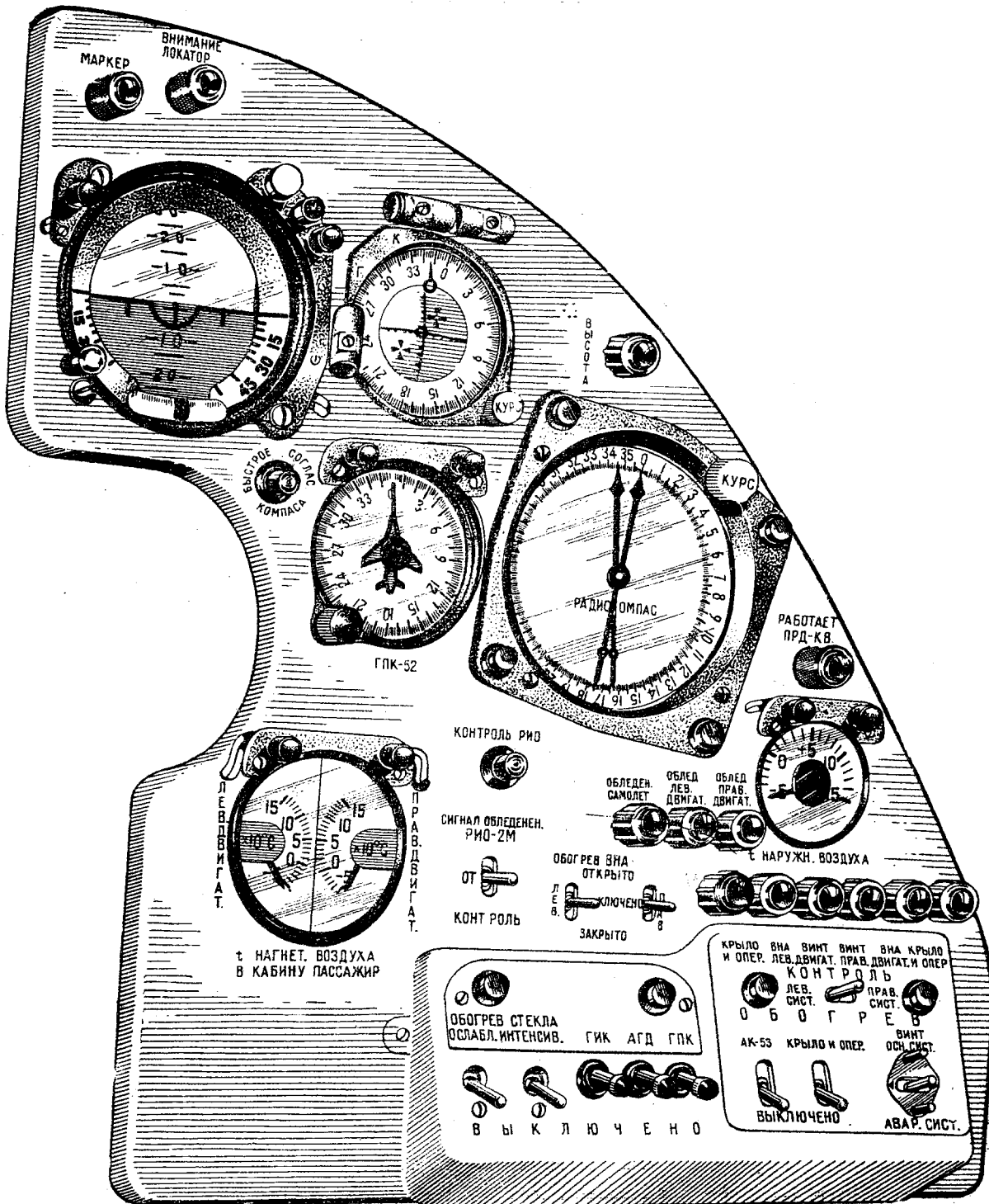
8—ножная тангента СПУ; 9—блоки БИ-2АУ систе-
 мы пожаротушения; 10—правый пульт; 11—РК
 кабины экипажа



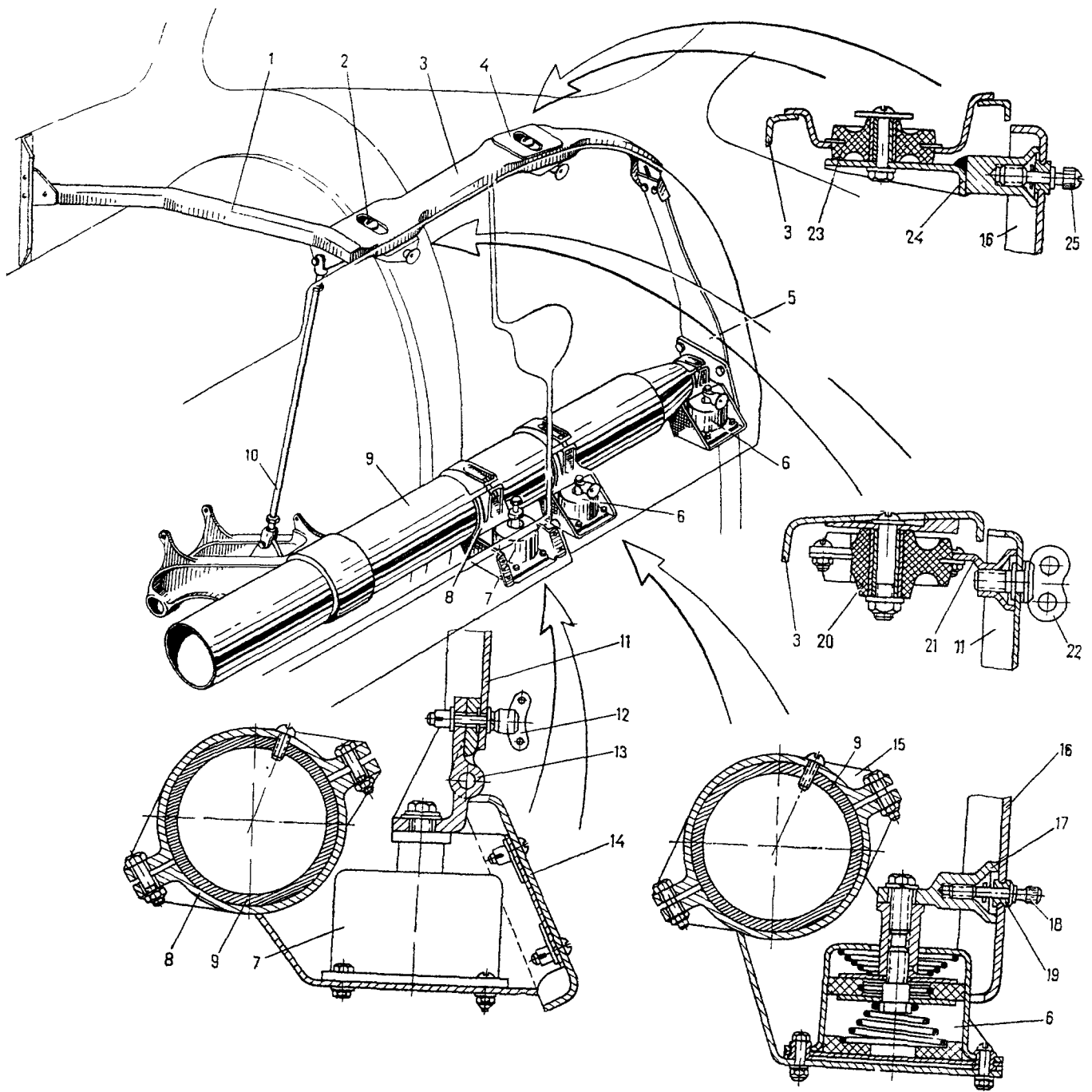
Фиг. 3. Левая панель приборной доски летчиков.



Фиг. 4. Средняя панель приборной доски летчиков и панель выключателей



Фиг. 5. Правая панель приборной доски летчиков



Фиг. 6. Установка приборной доски:

1—профиль крепления козырька; 2, 4—узлы крепления средней и правой панелей приборной доски; 3—верхний профиль крепления козырька; 5—боковина шпангоута 3; 6—амортизаторы АФД-7; 7—амортизатор АФД-9; 8, 15—кронштейны; 9—труба; 10—опорный подкос; 11—средняя панель приборной

доски; 12, 22—барашковые винты; 13, 17, 21, 24—кронштейны крепления панелей к амортизаторам; 14—панель выключателей; 16—правая панель приборной доски; 18—винт; 19—шайбы; 20, 23—резино-металлические амортизаторы; 25—винт

Таблица 1

Левая панель приборной доски

Наименование оборудования	Тип или марка	Количество	Место расположения
Сигнальная лампа «Внимание, локатор» станции РПСН-2АН	СЛЦН (желтый свето-фильтр)	1	Верхний ряд
Указатель авиагоризонта	АГД-1 (1122-Б)	1	
Варномер	ВАР-30-3	1	Второй ряд
Указатель скорости	КУС-1200	1	
Кнопка «Быстрое согласование компаса»	5К	1	Третий ряд
Указатель радиовысотомера РВ-УМ	УВ-57	1	
Высотомер	ВД-10К	1	
Сигнальная лампа «Высота» РВ-УМ опасной высоты полета	СЛЦН (оранжевый светофильтр)	1	
Переключатель радиовысотомера	2ПП-250	1	
Электрический указатель поворота	ЭУП-53	1	Четвертый ряд
Указатель восстановления положения ЦГВ	УВ-1	1	
Кнопки «Арретир ЦГВ» и «Тангаж»	5К	2	
Переключатель радиовысотомера, РВ-УМ	ПСВ-УМ	1	
Сигнальные лампы управления поворотом передних колес	СЛЦН (зеленый свето-фильтр)	2	
Щиток с переключателями: «Поворот колеса—Руление»	2ППНГ-15К	1	Пятый ряд
Обогрев стекла «Интенсивное—Ослабленное»	2ВГ-15К	1	
	ВГ-15К	1	
«АГД»	2ВГ-15К	1	
«ЭУП» и «ЦГВ»	ВГ-15К	2	
«Освещение приборов»	3ППНГ-15К	1	
Арматура подсвета	АПН	2	

Таблица 2

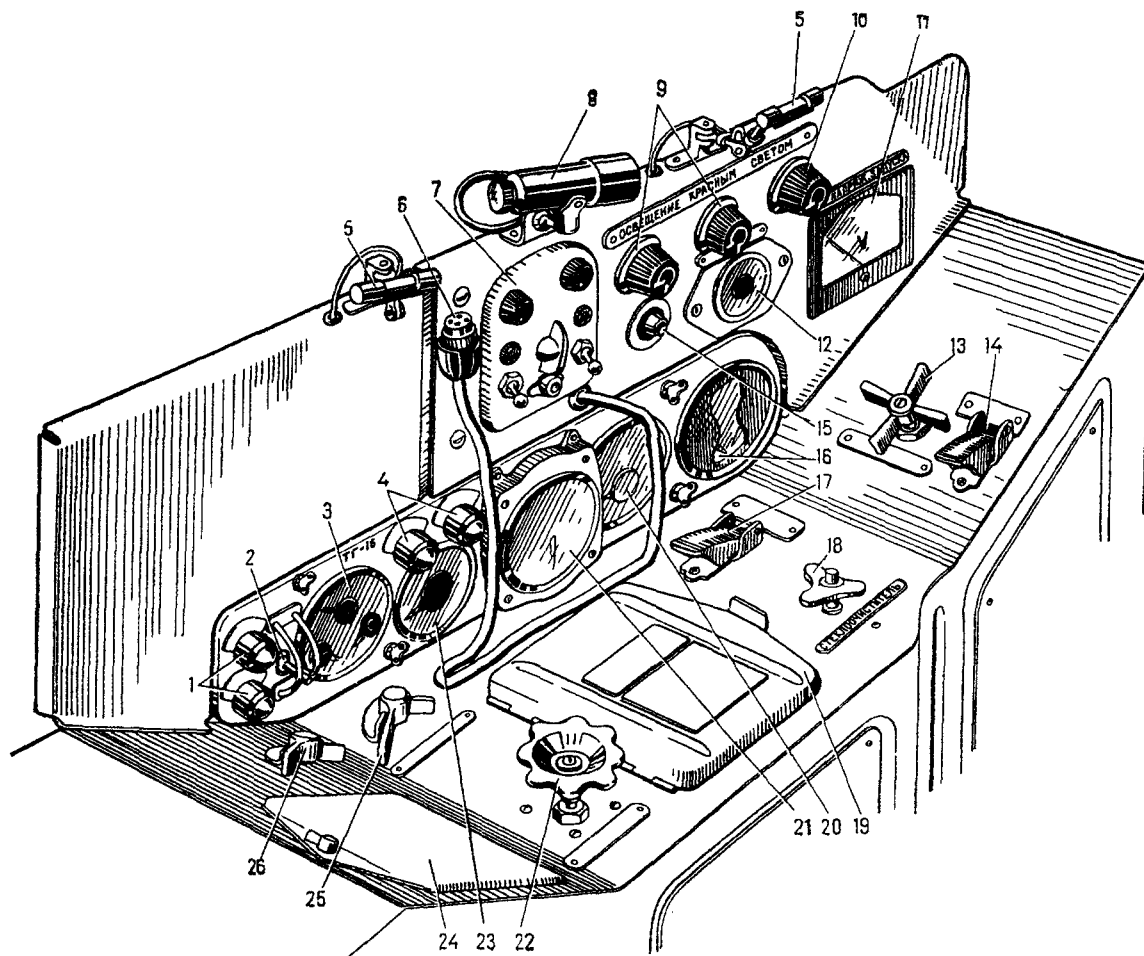
Средняя панель приборной доски

Наименование оборудования	Тип или марка	Количество	Место расположения
Сигнальные лампы «Винт снят с упора»	СЛЦН (красный свето-фильтр)	2	Первый ряд, слева
Сигнальная лампа пролета наземного маяка «Маркер»	СЛЦН (белый свето-фильтр)	1	
Комбинированный пилотажно-посадочный прибор	КППМ	1	
Указатель радиоконпаса АРК-11	БСУП-2	1	
Потенциометр «Подсвет I канала» индикатора летчиков станции РЛСН-2	ПП-3	1	
Сигнальная лампа «Работает ПРД КВ»	СЛЦН (желтый свето-фильтр)	1	Второй ряд, слева
Задатчик курса	ЗК-2	1	
Указатель радиоконпаса АРК-11	БСУП-2	1	
Указатель манометра 2ДИМ-240 «Давление в основной и аварийной системе»	УИ1-240	1	Третий ряд, слева
Указатель манометра 2ДИМ-240 «Давление в основной системе» и «Давление в гидроаккумуляторе»	УИ2-240	1	
Авиационные часы	АЧС-1	1	Четвертый ряд, слева
Указатель манометра 2ДИМ-150 «Давление в тормозах»	УИ2-150	1	
Сигнальные лампы «Впрыск воды в двигатели»	СЛМ-61 (желтый светофильтр)	2	

Наименование оборудования	Тип или марка	Количество	Место расположения
Выключатели «Впрыск воды в двигатели»	ВГ-15К	2	Четвертый ряд, слева
Сигнальная лампа включения аварийной насосной станции	СЛМ-61 (желтый светофильтр)	1	
Пилотажно-посадочный прибор	ППС-2ВМК	1	
Указатель положения рычагов топливных агрегатов двигателей	УПРТ-2	1	
Трехстрелочные моторные индикаторы (из комплекта ЭМИ-ЗРТИ)	УИЗ-3	2	Первый ряд средней части панели
Электрощиток управления выработкой топлива	—	1	
Указатели температуры выходящих газов (из комплекта ТГ-2А)	ИТГ-2	2	Второй ряд средней части панели
Указатель манометра крутящего момента (из комплекта ДИМ-100Т)	УИ1-100	2	
Измеритель тахометра двигателей	ИТЭ-2	1	Третий ряд средней части панели
Указатели расхода топлива двигателей (из комплекта РТМС)	РТМС	2	
Кабинный вариометр «Скорость изменения высоты в кабине»	ВР-10	1	
Указатель высоты и перепада давления	УВПД-15	1	
Сигнальные лампы:			Четвертый ряд средней части панели
«Двери, люки открыты»	СЛЦН (оранжевый светофильтр)	1	
«Пользуйся кислородом»	СЛЦН (синий светофильтр)	1	
«Минимальный остаток масла в маслобаках»	СЛЦН (оранжевый светофильтр)	2	
«Отказ левого и правого СТГ»	СЛЦН (красный светофильтр)	2	
«Аварийное питание 27 в»	СЛЦН (красный светофильтр)	1	
«Отказ левого и правого ГО»	СЛЦН (красный светофильтр)	2	
Потенциометр «Подсвет II канала» индикатора летчиков станции РПСН-2	ПП-3	1	
Сигнальные лампы:			Первый ряд, справа
«Остаток топлива 580 кг»	СЛЦН (оранжевый светофильтр)	1	
«Отказ левого и правого топливных фильтров»	СЛЦН (красный светофильтр)	2	Второй ряд, справа
Указатель скорости	КУС-1200	1	
Вариометр	ВАР-30-3	1	
Указатель топливомера (из комплекта СПУТ1-5А)	2ППТ1-4	1	
Барометрический высотомер	ВД-10К	1	Третий ряд, справа
Переключатель топливомера	ПГ4-2	1	
Термометр воздуха в пассажирской кабине (из комплекта ТВ-19)	ТВ-1	1	Четвертый ряд, справа
Выключатель аварийного сброса давления	ВГ-16К	1	
Указатели расхода воздуха, подаваемого в систему наддува кабин	УРВК	1	В вырезе средней части панели
Индикатор летчиков станции РПСН-2А	блок № 4	1	
Указатель угла тангажа	УУТ-1060	1	На козырьке над средней панелью доски, слева

Правая панель приборной доски

Наименование оборудования	Тип или марка	Количество	Место расположения
Сигнальные лампы:			
«Маркер»	СЛЦН (белый свето-фильтр)	1	Первый ряд
«Внимание, локатор» станции РПСН-2АН	СЛЦН (желтый свето-фильтр)	1	
Указатель авиагоризонта	АГД-1	1	
Комбинированный пилотажно-посадочный прибор	КППМ	1	
Сигнальная лампа «Высота» РВ-УМ опасной высоты полета	СЛЦН (оранжевый светофильтр)	1	Второй ряд
Кнопка «Быстрое согласование компаса»	БК	1	
Задатчик курса	ЗК-2	1	
Указатель радиокompаса	УШДБ-2	1	
Сигнальная лампа «Работает ПРД КВ»	СЛЦН (желтый свето-фильтр)	1	Третий ряд
Указатель температуры нагнетаемого воздуха (из комплекта 2ТУЭ-111)	2ТУЭ-1	1	
Сигнальные лампы:			
«Контроль РИО»	СЛЦН (зеленый свето-фильтр)	1	
«Обледенение самолета»	(оранжевый свето-фильтр)	1	Третий ряд
«Обледенение левого двигателя»		1	
«Обледенение правого двигателя»		1	
Указатель температуры наружного воздуха (из комплекта ТНВ-15)	ТНВ-1	1	Четвертый ряд
Переключатель «Сигнализатор обледенения РИО-2М»	ЗППНГ-15К	1	
Переключатель «Обогрев ВНА»	2ППНГ-15К	2	
Сигнальные лампы системы обогрева отдельных агрегатов	СЛЦН (зеленый светофильтр)	6	
Щиток с переключателями:			Четвертый ряд
«ГИК»	ТВ1-4	3	
«АГД»			
«ГПК»			
Обогрев стекла:			Четвертый ряд
«Ослабленное»	ВГ-15К	1	
«Интенсивное»	2ВГ-15К	1	
Арматура подсвета	АПН	2	
Щиток с выключателями контроля и управления обогревом агрегатов самолета	—	1	



Фиг. 7. Левый пульт летчика:

1—сигнальные лампы положения пожарного крана; 2—переключатель ПНГ-15К топливного крана турбогенератора; 3—трехстрелочный индикатор ЭМИ-ЗРТИ; 4—сигнальные лампы запуска турбогенератора; 5—светильники СТ; 6—штепсельный разъем СПУ-7; 7—абонентский аппарат СПУ-7; 8—светильник СК; 9—реостаты РСКС-50 освещения красным светом левой и средней панелей приборной доски; 10—реостат РКО-45 освещения красным светом левого борта; 11, 12—вольтметр М4200 и амперметр А-3 контроля тока при запуске; 13—кран 652600 включения аварийного давления в основную гидросистему; 14—выключатель

В-45 аварийного отключения рулевых машин автотопилота; 15—предохранитель СП-1 подсвета левого пульта; 16—указатель МЭС-1857В уровня масла в баках двигателей; 17—выключатель 2В-45 аварийного сброса осветительных ракет; 18—кран ГА-230-10 стеклоочистителя; 19—щиток запуска двигателей и турбогенератора; 20—указатель МЭ-1866 уровня гидросмеси; 21—тахометр ТЭ-40М; 22—рукоятка поворота передних колес; 23—термометр ТСТ-2; 24—лючок для сумки с кислородной маской; 25, 26—краны 623700М питания приборов от систем полного и статического давления

Таблица 4

Панель выключателей (под средней панелью приборной доски)

Наименование оборудования	Тип или марка	Количество
Арматура подсвета	АПН-1	3
Выключатели:		
«Аварийная насосная станция»	ВГ-15К	3
«Топливо в гидросистему»		
«Автоматическое торможение колес»		
Сигнальные лампы «Автоматическое торможение колес»	СЛМ-61 (желтый светофильтр)	2
Переключатель «АНО»	ППНГ-15К	1
Выключатель проблескового маяка	2ВГ-15К	1
Переключатели фар:		
«Большой свет—Малый свет»	2ППНГ-15К	2
«Выпущены—убраны»		
Переключатели управления заслонками маслорадиаторов	П2НПНЕ-15К	2
Переключатели:		
«Топливомер»	2ПП-250	4
«Расходомер»		
«Автоматический расход топлива»		
Термометр температуры воздуха в кабине экипажа	ТВ-45	1

2. ПУЛЬТЫ ЛЕТЧИКОВ

ЛЕВЫЙ ПУЛЬТ

На левом пульте размещены различные щитки управления, краны и приборы, необходимые левому летчику (фиг. 7).

Пульт установлен по левому борту между шпангоутами 3—5, на уровне 325 мм от пола кабины летчиков. Каркас пульта представляет собой клепаную конструкцию со съемными панелями. Он состоит из двух панелей — горизонтальной и вертикальной. Панели изготовлены из дуралюмина Д16А-Т толщиной 1,5 мм и окрашены в черный матовый цвет. Для доступа к монтажам и агрегатам, установленным внутри пульта, в боковых стенках имеются съемные лючки.

На передней легко съемной вертикальной панели пульта установлены реостаты освещения красным светом, абонентский аппарат СПУ-7, вольтметр, амперметр и светильники красного света. В нижней части этой панели смонтирован щиток с указателями контроля за работой турбогенератора ТГ-16, количества гидросмеси и количества масла в баках двигателей. Щиток установлен на амортизаторах и выполнен легко съемным.

На горизонтальной панели пульта в передней части установлены краны включения аварийной гидросистемы и стеклоочистителя, выключатель аварийного отключения рулевых машин автопилота, рукоятка управления поворотом передних колес, а под откидной крышкой установлен щиток запуска двигателей и турбогенератора ТГ-16.

На задней наклонной горизонтальной панели установлены краны питания приборов от систем полного и статического давлений и лючок для сумки с кислородной маской.

В табл. 5 приведен перечень оборудования, установленного на левом пульте.

Таблица 5

Наименование оборудования	Тип или марка	Количество	Место расположения
Амперметр контроля тока при запуске	А-3	1	Вертикальная панель
Реостаты освещения красным светом левой и средней панелей приборной доски	РСКС-50	2	
Реостат освещения красным светом левого борта	РКО-45	1	
Вольтметр контроля тока при запуске двигателей	М4200	1	
Абонентский аппарат	СПУ-7	1	
Светильник	СК	1	
»	СТ	2	
Предохранитель «Подсвет левого пульта»	СП-1	1	Щиток ТГ-16 на вертикальной панели
Указатель масломера МЭС-1857В двигателей	ЛД-49	1	
Указатель масломера МЭ-1866 гидросистемы	—	1	
Тахометр	ТЭ-40М	1	
Термометр	ТСТ-2	1	
Трехстрелочный индикатор	ЭМИ-ЗРТИ *	1	

* В дальнейшем индикатор ЭМИ-ЗРТИ будет заменен сигнальной лампой.

Продолжение

Наименование оборудования	Тип или марка	Количество	Место расположения
Сигнальные лампы:			
«Запуск ТГ идет»	СЛЦ-51 (зеленый светофильтр)	1	Щиток ТГ-16 на вертикальной панели
«ТГ запущен»		1	
Переключатель топливного крана ТГ-16	ПНГ-15К	1	
Сигнальные лампы положения топливного крана:			
«Открыт»	СЛЦ-51 (зеленый светофильтр)	1	Щиток ТГ-16 на вертикальной панели
«Закрыт»	(красный светофильтр)	1	
Кран включения аварийного давления в основную гидросистему	652600	1	Горизонтальная панель
Выключатель аварийного отключения рулевых машин автопилота	В-45	1	
Выключатель аварийного сброса осветительных ракет	2В-45	1	
Кран стеклоочистителя	ГА-230-10	1	
Щиток запуска двигателей и турбогенератора	—	1	
Рукоятка поворота передних колес	—	1	
Лючок для сумки с кислородной маской	—	1	
Кран питания приборов от системы статического давления	623700М	1	
Кран питания приборов от системы полного давления	623700М	1	

ПРАВЫЙ ПУЛЬТ

Правый пульт установлен по правому борту самолета между шпангоутами 3—5, на уровне 325 мм от пола кабины летчиков. Конструктивно правый пульт аналогичен левому.

На горизонтальной панели пульта (фиг. 8) установлены следующие приборы и механизмы управления системами:

— щиток с переключателями управления системой кондиционирования воздуха;

— щиток контроля и управления обогревом приемников полного и статического давлений;

— реостаты освещения красным светом правого пульта и правой панели приборной доски;

— гиropolукомпас ГПК-52П;

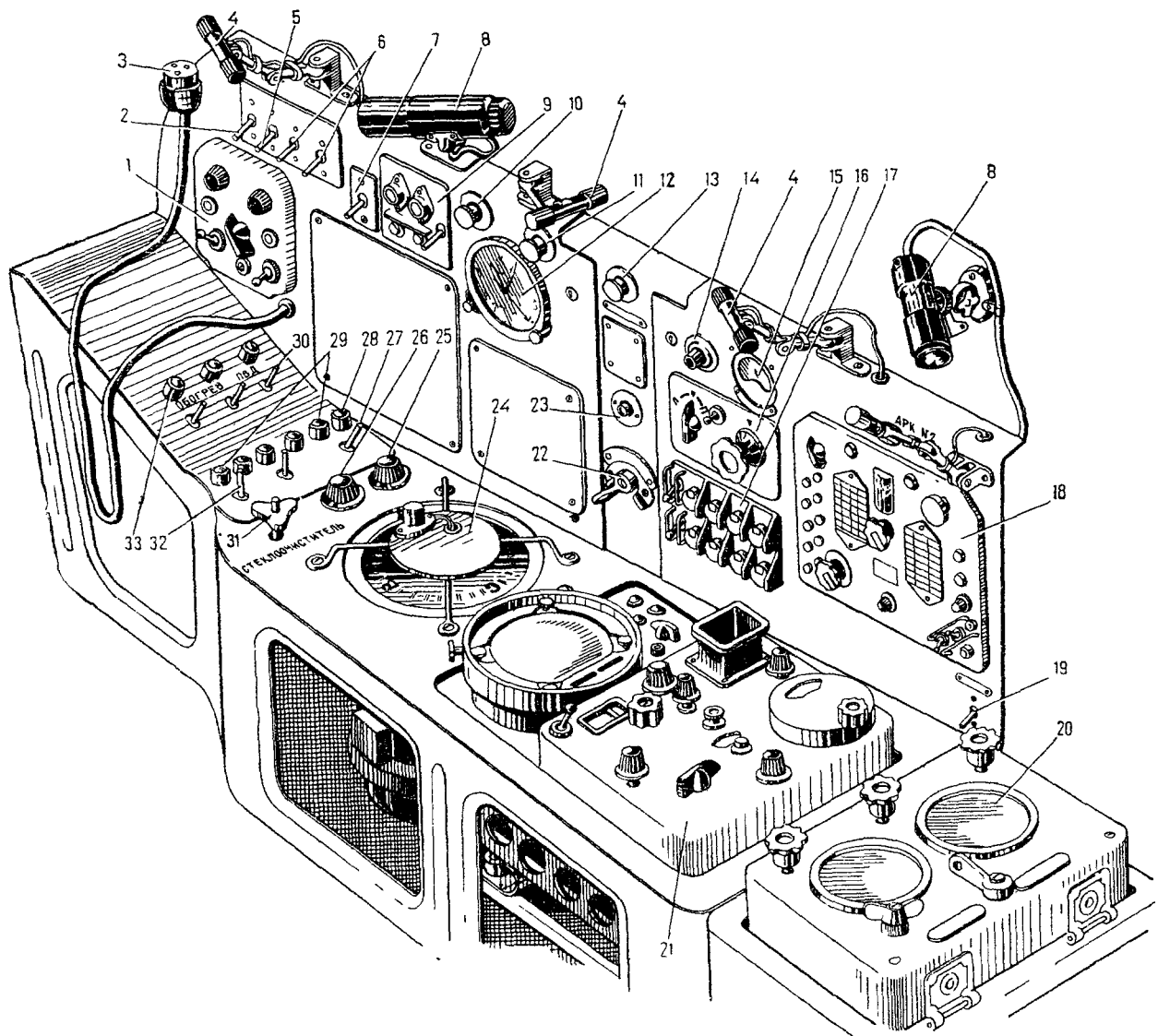
— индикатор станции РПСН-2АН.

На двух вертикальных легкоъемных панелях пульта расположены щитки управления радиоаппаратурой, пульта управления ГПК-52АП и других вспомогательных систем.

Перечень оборудования, расположенного на правом пульте, приведен в табл. 6.

Таблица 6

Наименование оборудования	Тип или марка	Количество	Место расположения
Светильник	СТ	1	Задняя вертикальная панель
Щиток управления радиоконпасом	АРК-11	1	
Пульт управления гиropolукомпасом	ГПК-52ПУ	1	
Индикатор настройки радиоконпаса	М5-2	1	
Светильник	СК	1	
Кнопка проверки сигнальных ламп топливных фильтров	205К	1	
Предохранитель подсвета правого пульта	СП-1	1	
Пульт управления сигнальными ракетами	ТП622	2	
Кран питания приборов от статической системы	623700М	1	
Кнопка вызова бортпроводника	—	1	
Кнопки «Выключение сирены» и «Контроль прерывистого сигнала»	205КС	2	Передняя вертикальная панель
Часы	АЧС-1	1	
Щиток контроля наличия и сброса осветительных ракет	—	1	
Светильник	СТ	1	



Фиг. 8. Правый пульт летчика:

1—абонентский аппарат СПУ-7; 2—выключатель ВГ-15К «Не курить»; 3—штепсельный разъем СПУ; 4—светильники СК; 5—выключатель ВГ-15К «Обогрев часов»; 6—переключатели 2ПНГ-15К «Отбор воздуха ВО»; 7—переключатель 2ППГ-15К «Турбохолодильник»; 8—светильники СТ; 9—пульт контроля наличия и сброса осветительных ракет; 10—кнопка 205КС выключения sireны; 11—кнопка 205КС «Контроль прерывистого сигнала»; 12—часы АЧС-1; 13—кнопка 205КС проверки сигнальных ламп топливных фильтров; 14—предохранитель СП-1 подсвета правого пульта; 15—индикатор М5-2 настройки радиокompаса АРК-11; 16—пульт управления ГПК-52АП; 17—пульты ТП622 управления сигнальными ракетами; 18—щиток управления АРК-11; 19—выключатель

ВГ-15К освещения отсека передней ноги шасси; 20—командный прибор АРД; 21—блок 4Ш станции РПСН-2АН; 22—кран 623700М питания приборов от системы статического давления; 23—кнопка вызова бортпроводника; 24—гирополукомпас ГПК-52АП; 25—реостат РКО-45 освещения красным светом правой борты; 26—реостат РКС-50 освещения красным светом правой панели приборной доски; 27—выключатель ВГ-15К «Обогрев турбогенератора»; 28—сигнальная лампа «Обогрев турбогенератора»; 29, 33—сигнальные лампы обогрева приемников статического и полного давления; 30—переключатели «Обогрев ПВД»; 31—кран ГА-230-10 стеклоочистителя; 32—переключатели 2ПНГ-15К «Кондиционирование воздуха»

Наименование оборудования	Тип или марка	Количество	Место расположения
Переключатель «Турбохолодильник»	2ППГ-15К	1	Передняя вертикальная панель
Переключатели отбора воздуха для системы кондиционирования	2ПНГ-15К	2	
Выключатели сигнализации «Обогрев часов» и «Не курить»	ВГ-15К	2	
Светильник	СК	1	
Абонентский аппарат	СПУ-7	1	
Командный прибор АД	2077	1	
Блок станции РПСН-2АН	4Ш	1	
Гиropолукомпас	ГПК-52АП	1	
Кран стеклоочистителя	ГА-230-10	1	
Реостат освещения красным светом правого пульта	РКО-45	1	
Реостат освещения красным светом правой панели приборной доски	РСКС-50	1	Горизонтальная панель
Выключатель обогрева турбогенератора	ВГ-15К	1	
Переключатели системы кондиционирования воздуха	2ПНГ-15К	2	
Сигнальная лампа обогрева турбогенератора	СЛМ-61 (зеленый светофильтр)	1	
Переключатели обогрева ПВД:			
левого и правого летчиков	3ППНГ-15К	2	
штурмана и самописца	2ППНГ-15К	1	
Сигнальные лампы обогрева ПВД	СЛМ-61 (зеленый светофильтр)	8	

ЦЕНТРАЛЬНЫЙ ПУЛЬТ

Центральный пульт представляет собой клепаную конструкцию. Силовой набор состоит из уголков, облицовка — из листового дуралюмина. Боковые стенки покрыты краской светло-серого цвета. Рабочая поверхность пульта черного матового цвета.

На центральном пульте (фиг. 9) установлены рычаги управления двигателями и рукоятка их торможения, указатели положения закрылков и створок маслорадиаторов, пульт управления автопилотом, рычаги аварийного торможения колес шасси.

На горизонтальных панелях пульта установлены переключатели останова двигателей, аварийного выпуска закрылков, выпуска и уборки шасси, выпуска

и уборки закрылков, снятия винтов с упора, переключатели управления триммерами руля направления и элерона, сигнальные лампы нейтрального положения триммеров. Кроме того, на правую и левую стороны пульта выведены штурвалы управления триммерами руля высоты.

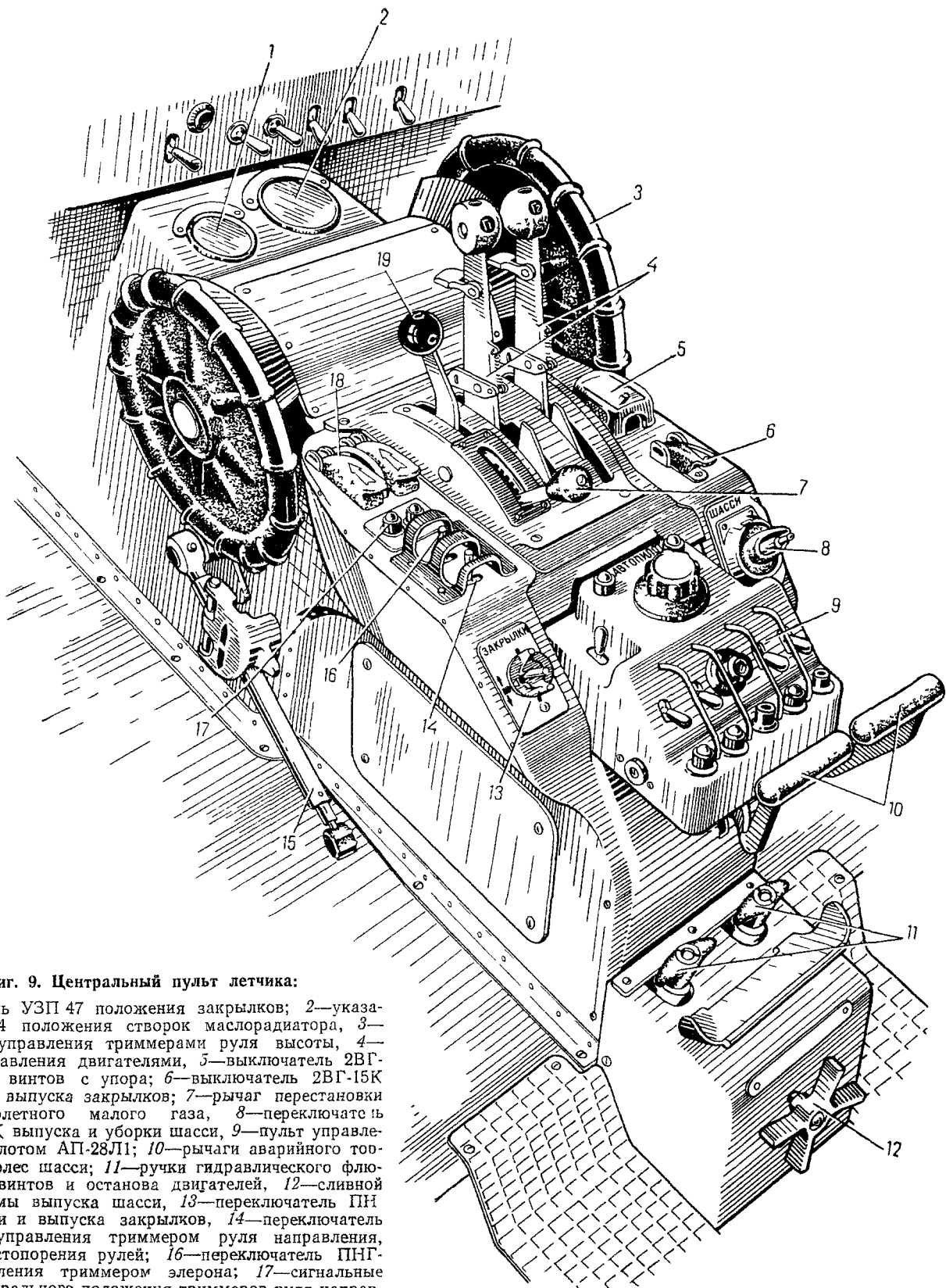
На левой боковой стенке пульта установлена рукоятка стопорения рулей, на правой стенке — рукоятка механического открытия замка передней ноги шасси.

Внизу на передней стенке пульта установлены ручки гидравлического флюгирования и останова двигателей и сливной кран системы выпуска шасси.

Перечень оборудования, установленного на центральном пульте, приведен в табл. 7.

Таблица 7

Наименование оборудования	Тип или марка	Количество	Место расположения
Указатель положения закрылков	УЗП-47	1	На крышке пульта
Указатель положения створок маслорадиаторов	УЮЗ-4	1	
Переключатель выпуска и уборки закрылков	ПНГ-15К	1	
Переключатели управления:			Левая панель пульта
«Триммер РН»	ПНГ-15К	1	
«Триммер элерона»	ПНГ-15К	1	
Сигнальные лампы нейтрального положения триммеров руля направления и элерона	СЛМ-61 (зеленый светофильтр)	2	
Выключатели останова двигателей	ВГ-15К	2	
Переключатель выпуска и уборки шасси	2ППНГ-15К	1	Правая панель пульта



Фиг. 9. Центральный пульт летчика:

1—указатель УЗП 47 положения закрылков; 2—указатель УЮЗ-4 положения створок маслорадиатора, 3—штурвалы управления триммерами руля высоты, 4—рычаги управления двигателями, 5—выключатель 2ВГ-15К снятия винтов с упора; 6—выключатель 2ВГ-15К аварийного выпуска закрылков; 7—рычаг перестановки упоров полетного малого газа, 8—переключатель 2ППНГ-15К выпуска и уборки шасси, 9—пульт управления автопилотом АП-28Л1; 10—рычаги аварийного торможения колес шасси; 11—ручки гидравлического флюгирования винтов и останова двигателей, 12—сливной кран системы выпуска шасси, 13—переключатель ПН 45М уборки и выпуска закрылков, 14—переключатель ПНГ-15К управления триммером руля направления, 15—ручка стопорения рулей; 16—переключатель ПНГ-15К управления триммером элерона; 17—сигнальные лампы нейтрального положения триммеров руля направления и элерона; 18—выключатели ВГ-15К останова двигателей; 19—рукоятка торможения рычагов управления двигателями

Наименование оборудования	Тип или марка	Количество	Место расположения
Выключатель аварийного выпуска закрылков	2ВГ-15К	1	Правая панель пульты
Выключатель снятия винтов с упора	2ВГ-15К	1	
Рычаги управления двигателями	—	2	
Рукоятка торможения рычагов управления двигателями	—	1	Центральная часть пульты
Рычаг перестановки упоров полетного малого газа	—	1	
Пульт управления автопилотом	—	1	На левой и правой сторонах пульты
Штурвалы управления триммерами руля высоты	—	2	
Ручка стопорения рулей	—	1	На левой боковой стенке пульты
Рычаги аварийного торможения колес шасси	—	2	На передней стенке пульты
Ручки гидравлического флюгирования винтов и останова двигателей	—	2	
Сливной кран системы выпуска шасси	—	1	
Ручка аварийного механического открытия замка передней ноги шасси	—	1	На правой боковой стенке пульты

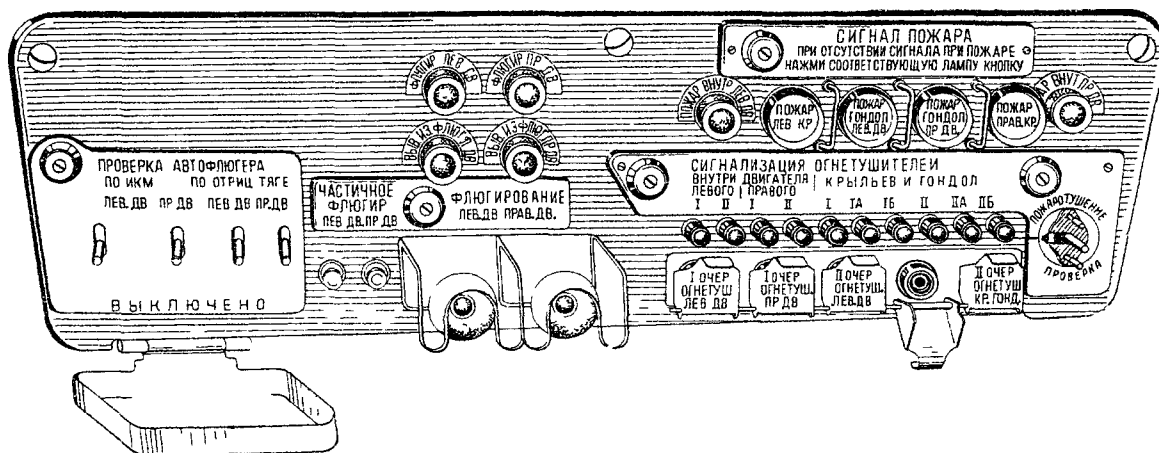
3. ВЕРХНИЙ ЩИТОК

Верхний щиток установлен на фонаре кабины экипажа и предназначен для размещения на его панелях пультов и щитков управления радио- и электрооборудованием.

Верхний щиток имеет клепаный каркас, на котором на петлях укреплены четыре лицевые панели.

борта. Три панели — откидывающиеся, одна — легкосъемная. В закрытом положении панели удерживаются винтовыми замками, а панель со щитками электрооборудования — барашковыми гайками. В откинутом положении панели удерживаются ограничительными ремешками.

На нижней легкосъемной панели (фиг. 10) установлены щитки флюгирования и пожаротушения.



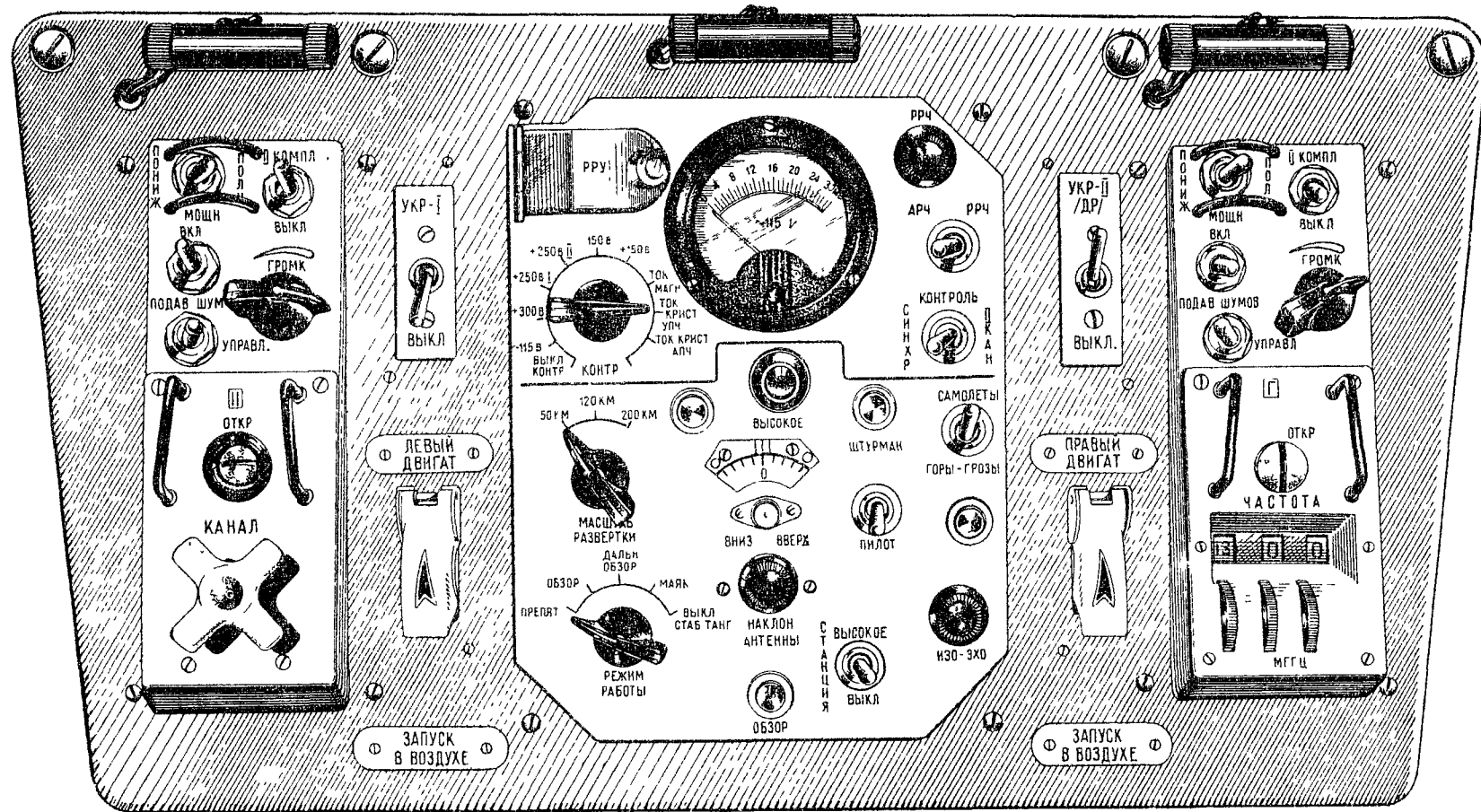
Фиг. 10. Нижняя панель верхнего щитка летчиков

Каркас щитка состоит из обечайки и четырех стенок: двух боковых, передней и задней. Стенки изготовлены из дуралюмина Д16А-М толщиной 1,2 мм и соединены между собой профилями, которые придают жесткость каркасу щитка и определяют места установки панелей. Каркас щитка выполнен съемным и крепится с помощью винтов, анкерных гаек и кронштейнов. Часть кронштейнов приклепана непосредственно к стенкам каркаса, а часть — к стрингерам обшивки фонаря кабины.

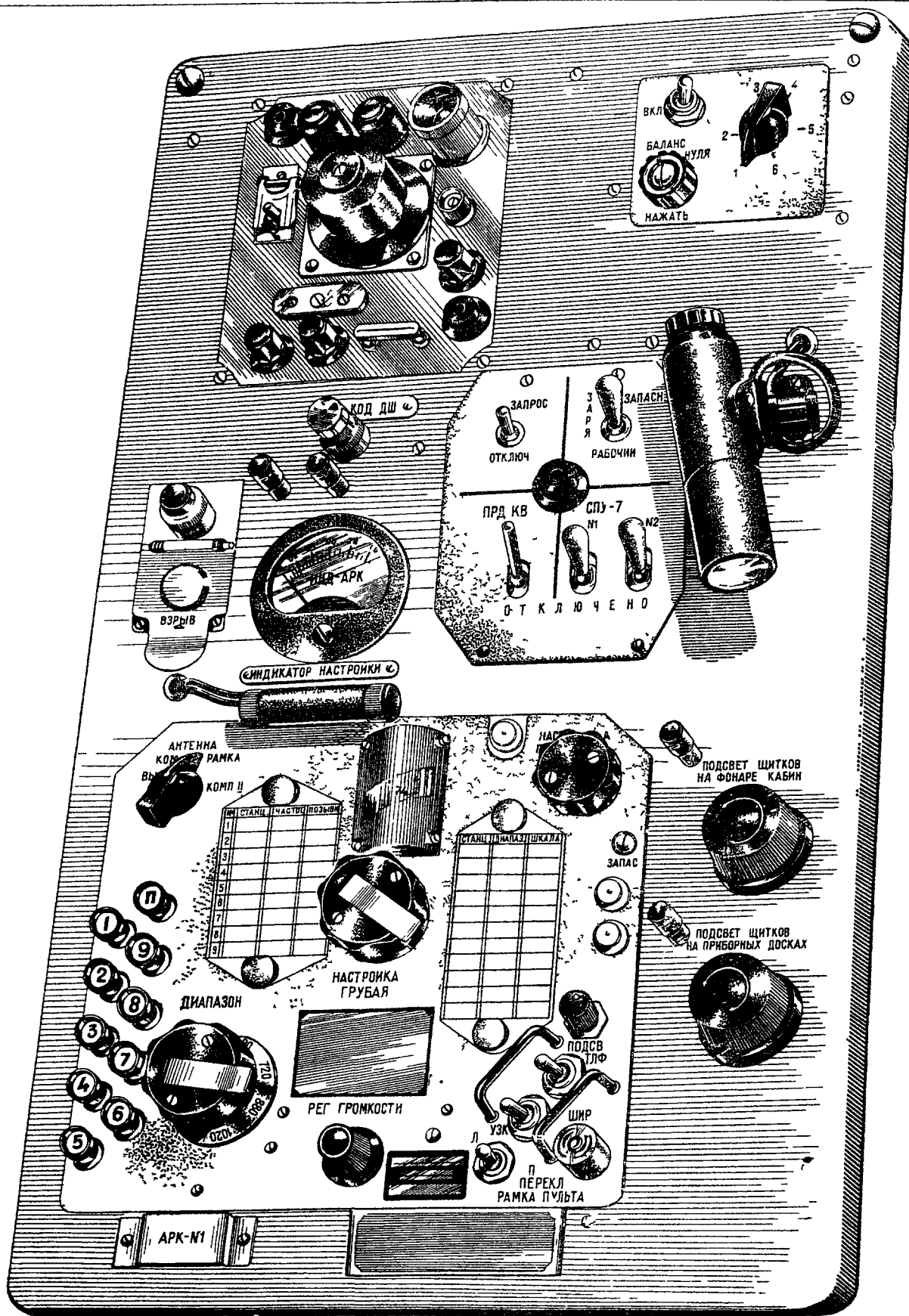
Панели изготовлены штампованными из дуралюмина Д16 толщиной 1,5 мм и имеют закругленные

На электрощитке флюгирования размещены кнопки КФЛ-37 флюгирования, сигнальные лампы и под защитной крышкой — выключатели проверки автофлюгера. На электрощитке пожаротушения установлены лампы-кнопки сигнализации пожара в крыле и гондолах двигателей, лампы сигнализации огнетушителей, кнопки включения огнетушителей, лампы сигнализации пожара внутри двигателей и переключатель «Пожаротушение — Проверка».

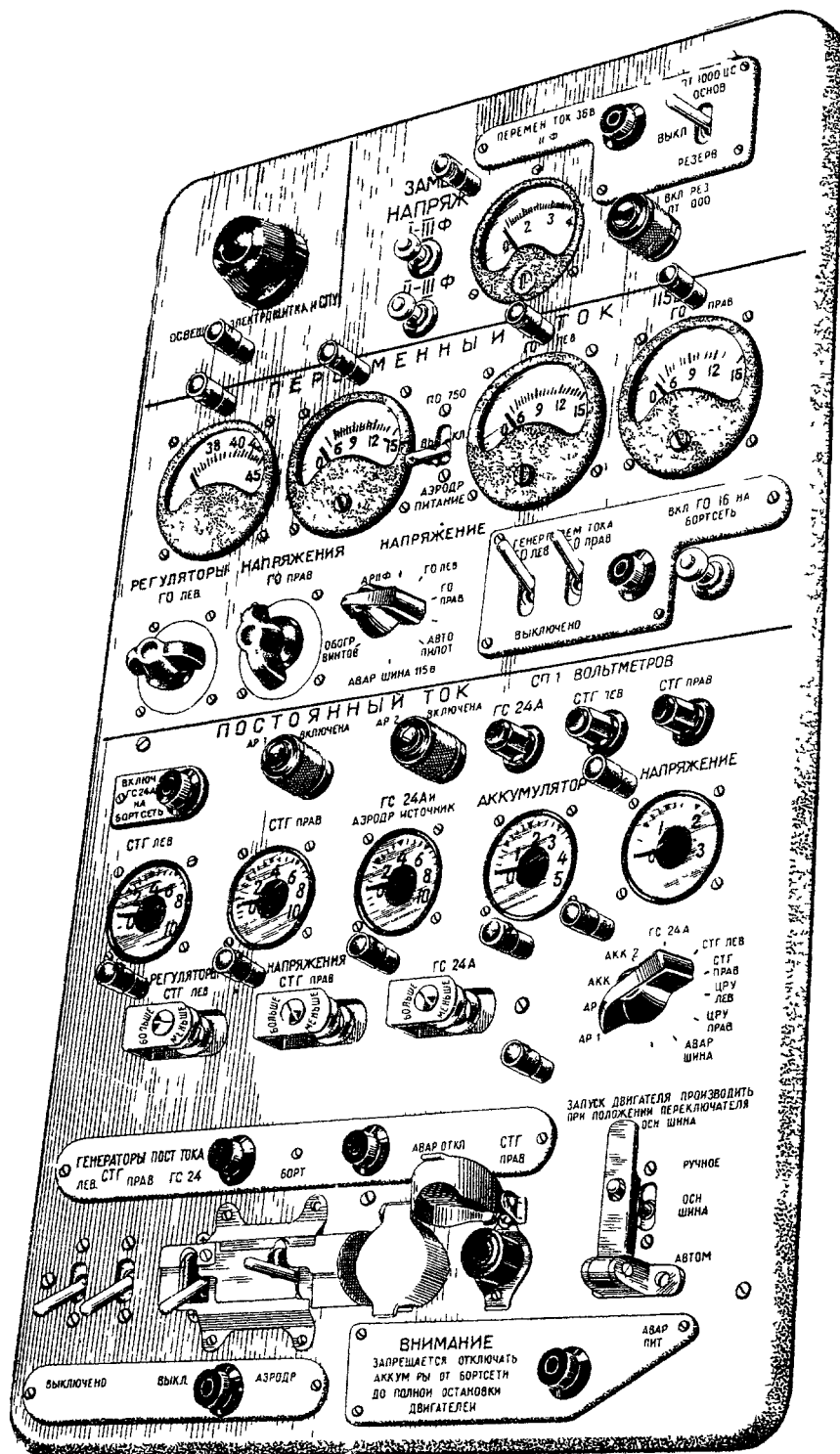
На средней откидывающейся панели (фиг. 11) установлены пульты управления радиостанциями РСИУ-5 № 1 и 2, радиолокационной станцией



Фиг. 11. Средняя панель верхнего щитка летчиков



Фиг. 12. Левая панель верхнего щитка летчиков



Фиг. 13. Правая панель верхнего щитка летчиков

РПСН-2АН и два выключателя «Запуск двигателей в воздухе», которые находятся под предохранительными колпаками.

На левой откидывающейся панели (фиг. 12) расположены пульт управления с индикатором настрой-



Фиг. 14. Щиток проверки системы пожаротушения

ций. На этой панели также установлены два реостата регулировки подсвета верхнего щитка и щитков на приборной доске.

На правой откидывающейся панели (фиг. 13) находятся щитки управления электроэнергией, на которых размещены органы контроля за работой систем, регулировки, сигнализации, включения и выключения источников переменного тока 36 в и 115 в и постоянного тока 27 в, а также реостаты регулировки освещения приборов, установленных на этой панели.

На всех панелях, на откидных кронштейнах, установлены светильники СТ и С-1 заливающего света для подсвета пультов и светильники СВ-1 для подсвета приборов. Имеются также светопроводы для подсвета надписей и обозначений.

Каркас щитка и панели окрашены черной матовой краской А-26-МТУМХП-671-44.

За верхним щитком летчиков по левому борту, в районе шпангоутов 5—6, находится щиток проверки системы пожаротушения (фиг. 14). На этом щитке установлены галетный переключатель проверки системы пожаротушения и кнопка включения датчиков.

Перечень приборов и оборудования, установленных на верхнем щитке, приведен в табл. 8.

ки радиоконуса АРК-11 № 1, щитки управления ответчиком и системой посадки СП-50, кнопка «Взрыв», выключатели включения отдельных стан-

Таблица 8

Наименование оборудования	Тип или марка	Количество	Место расположения
Реостат освещения электрощитка	РСКС-50	1	Правая панель (щиток управления электроэнергией)
Кнопки замера напряжения	ГР3604004СП	2	
Вольтметр	ВП-46	1	
Арматура подсвета	АПН	7	
Переключатель «ПТ-1000Ц основной—резервный»	ППНГ-15К	1	
Сигнальная лампа включения резервного ПТ-1000Ц	СЛЦН (красный светофильтр)	1	
Герцметр	ГФ-400	1	
Вольтметр	ВФ-150	1	
Переключатель «ПО-750—аэродромное питание»	ППНГ-15К	1	
Амперметры	АФ-150	2	
Регуляторы напряжения левого и правого генераторов ГО-16ПЧ8	ВС-33	2	
Галетный переключатель напряжения	1П1Н ВП360203СП	1	
Переключатели левого и правого генераторов	ВГ-15К	2	
Кнопка включения генератора на бортсеть	ГР3604004СП	1	
Сигнальные лампы «АР-1 и АР-2 включены»	СЛЦН (зеленый светофильтр)	2	
Плавкие предохранители вольтметров ГС-24А и СТГ (левого и правого)	СП-1	3	
Амперметры СТГ (левого и правого), ГС-24А и аэродромных источников	А-3	3	
Амперметр аккумуляторов	А-2	1	
Вольтметр	В-1	1	
Выносные сопротивления левого и правого СТГ, ГС-24А	ВС-25Б	3	
Галетный переключатель	1П1Н	1	
Переключатель аварийного питания	3ППНГ-15К	1	
Кнопки аварийного отключения СТГ	205К	2	

Наименование оборудования	Тип или марка	Количество	Место расположения
Переключатель «Борт—аэродром»	ЗППНГ-15К	1	Правая панель (щиток управления электроэнергетикой)
Выключатели левого и правого генераторов СТГ	ВГ-15К	2	
Переключатель ГС-24А	2ППГ-15К	1	
Светильник	СК	1	
Пульт управления ответчиком	—	1	
Щиток управления системой СП-50	—	1	
Кнопка «Взрыв» ответчика	—	1	
Индикатор настройки радиоконюаса АРК-11	М5-2	1	Левая панель
Щиток с выключателями и АЗС радиостанций	—	1	
Светильник	СТ	1	
»	СК	1	
Щиток дистанционного управления АРК-11	—	1	
Реостат подсвета щитков на фонаре кабины	РКО-45	1	
Реостат подсвета щитков на приборной доске	РСКС-50	1	
Пульты управления радиостанцией РСИУ-5 № 1 и 2	—	2	
Выключатели пультов управления радиостанцией РСИУ-5 № 1 и 2	ВГ-15К	2	
Выключатели запуска в воздухе левого и правого двигателей	2ВГ-15К	2	
Пульт управления станцией РПСН-2АН	—	1	
Клеммная панель с крышкой	—	1	
Сигнальные лампы флюгирования левого и правого двигателей	СЛЦН (оранжевый светофильтр)	2	
Клеммная панель	—	1	
Светильники низкие	АПН	2	
Выключатели проверки автофлюгера по ИКМ левого и правого двигателей	2В-45	2	
Выключатели проверки автофлюгера по отрицательной тяге левого и правого двигателей	ВН-45М	2	
Сигнальные лампы вывода винтов из флюгера	СЛЦН (зеленый светофильтр)	2	
Кнопки частичного флюгирования винтов	ГР3604004СП	2	Нижняя панель (щиток флюгирования)
Кнопки флюгирования винтов	КФЛ-57	2	
Светильники низкие	АПН	3	
Лампы-кнопки сигнализации пожара в гондолах двигателей и крыле	24-7202-357	4	
Лампы сигнализации пожара внутри двигателей	СЛЦН (красный светофильтр)	2	
Сигнальные лампы огнетушителей	СЛЦН (желтый светофильтр)	10	
Переключатель «Пожаротушение—Проверка»	ЗППН-45	1	
Кнопки включения огнетушителей	205КС	5	
Галетный переключатель проверки системы пожаротушения	11П1Н	1	
Кнопка включения датчиков	205КС	1	

ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

К группе пилотажно-навигационных относятся приборы, с помощью которых производится пилотирование самолета, контролируется положение самолета в воздухе относительно земли и осуществляется навигация (см. табл. 9).

Схема размещения пилотажно-навигационных приборов показана на фиг. 15.

Таблица 9

Пилотажно-навигационные приборы, установленные на самолете

Наименование	Шифр	Количество
Указатель скорости	КУС-1200	2
Барометрический высотомер	ВД-10К	2
Вариометр	ВАР-30-3	2
Авиагоризонт	АГД-1	2 комплекта
Указатель угла тангажа	УУТ-1060	1
Гирииндукционный компас	ГИК-1	1 комплект
Комбинированный пилотажно-посадочный прибор	КППМ	2
Гирополукомпас	ГПК-52АП	1 комплект
Задатчик курса	ЗК-2	2
Выключатель коррекции	ВК-53РШ	2
Автопилот	АП-28Л1	1
Центральная гировертикаль с указателем положения	ЦГВ-4	1
Электрический указатель поворота	ЭУП-53	1
Компас	КИ-13	1
Термометр наружного воздуха	ТНВ-15	1 комплект
Авиационные часы	АЧС-1	2

На самолете могут быть установлены курсовая система ГМК-1Г и система директорного управления СДУ «Привод». При установке этих систем с самолета снимаются гирииндукционный компас ГИК-1 и гирополукомпас ГПК-52АП.

4. КОМБИНИРОВАННЫЙ УКАЗАТЕЛЬ СКОРОСТИ КУС-1200

На самолете установлены два указателя скорости КУС-1200, которые расположены на левой и средней панелях приборной доски летчиков.

Прибор КУС-1200 (фиг. 16) предназначен для измерения поступательной скорости самолета относительно воздуха и показывает в пределах от 150 до 1200 км/час индикаторную скорость, а в пределах от 400 до 1200 км/час — истинную воздушную скорость на высотах от нуля до практического потолка самолета.

Работа прибора основана на замере скоростного напора, равного разности между полным и статическим давлениями воздуха в полете, с введением с помощью анероидов методической поправки на плот-

ность воздуха при изменении высоты. В качестве приемника давления применяется приемник полного давления ППД-1.

Указатель скорости работает следующим образом (фиг. 17): под действием давления, поступающего от приемника давлений, манометрическая коробка 17 прогибается и посредством тяги 16, поводка 15 и зажима 14 поворачивает ось 19 с укрепленным на ней сектором 20. Сектор находится в зацеплении с трибкой 11, на оси которой укреплена стрелка 2, показывающая на циферблате 1 индикаторную скорость в км/час. На этой же оси укреплен волосок 12, предназначенный для выбирания люфтов в механизме. Эта часть кинематической схемы прибора относится к работе обычного указателя скорости.

Вторая часть кинематической схемы предназначена для введения методической поправки на плотность воздушной среды. Для этой цели на оси 19 установлен поводок 18, который через тягу 13, серьгу 9 и изогнутый поводок 7 передает движение компенсированной оси 5. На компенсированной оси закреплен сектор 4, находящийся в зацеплении с полый трибкой 21, на оси которой смонтирована стрелка 3, показывающая на шкале прибора истинную воздушную скорость в тех же единицах, что и стрелка индикаторной скорости. На этой же оси укреплен волосок 10, предназначенный для выбирания люфтов в механизме.

Методическая поправка на плотность воздушной среды для истинной скорости получается благодаря дополнительному повороту компенсированной оси 5 от сидящего на ней компенсированного блока, состоящего из двух анероидных коробок 6.

Весь механизм, смонтированный на основании, помещен в корпус. Для крепления механизма в корпусе служит распорное кольцо.

Прибор имеет циферблат со шкалой, отградуированной в пределах от 100 до 1200 км/час с ценой деления 10 км/час и оцифровкой через 100 км/час. Все цифры, а также основные отметки на циферблате покрыты белой краской.

С лицевой стороны корпус закрыт стеклом. Стекло закреплено в корпусе посредством резьбового кольца, под которое положена латунная шайба.

С задней стороны корпуса выходят два штуцера с индексами «С» и «Д», закрепленных гайками. Штуцер с индексом «С» служит для присоединения прибора к статической трубке приемника воздушных давлений, а с индексом «Д» — к трубке полного давления.

Основные технические данные

Диапазон показаний воздушной скорости при высоте полета от 0 до 15 000 м:

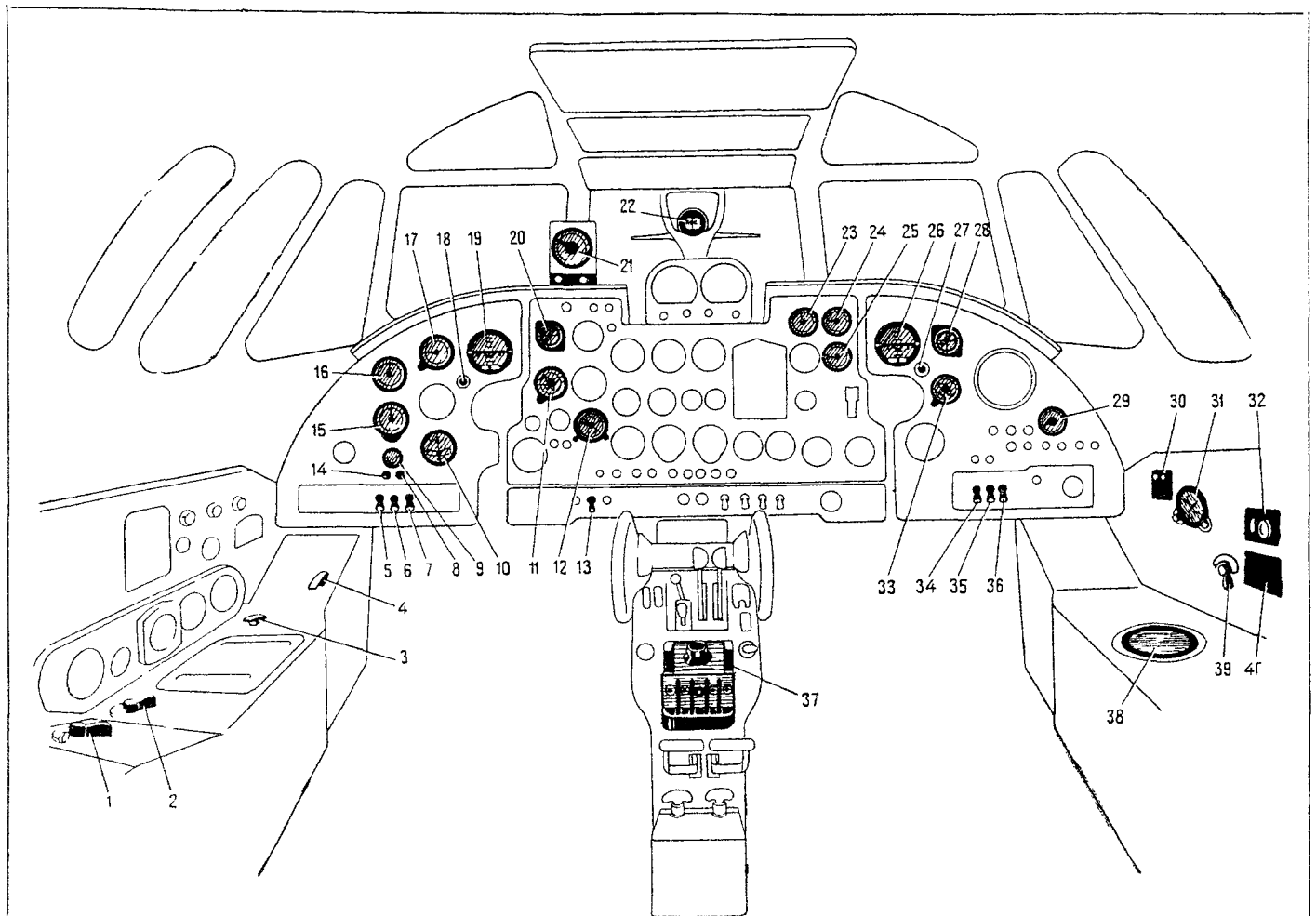
— индикаторной от 150 до 1200 км/час
— истинной от 400 до 1200 км/час

Температурный диапазон работы от +50 до -60° С

Вибрация показаний (гистерезис) при нормальной температуре и высоте 0 м для индикаторной и истинной воздушных скоростей

12 км/час на всех точках шкалы

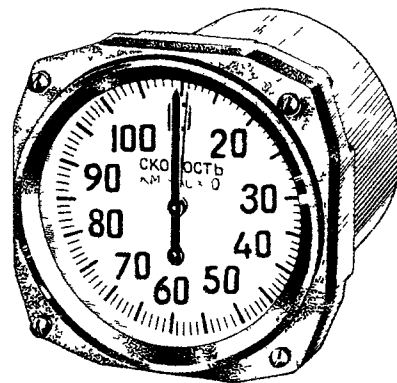
Вес (без монтажных деталей) не более 0,5 кг



Фиг. 15. Схема размещения пилотажно-навигационных приборов в кабине экипажа (штурвалы с кнопками включения АП и совмещенного управления на схеме не показаны):

1, 2—краны 623700М включения питания приборов от приемников статического и полного давления; 3—выключатель 2ВГ-15КС аварийного сброса осветительных ракет; 4—выключатель В-45 аварийного отключения рулевых машин автопилота; 5, 6, 7—выключатели АГД, ЭУП, ЦГВ; 8, 14—кнопки 5К «Арретир ЦГВ» и «Тангаж»; 9—указатель восстановления УВ-1; 10—электрический указатель поворота ЭУП-53; 11, 33—задатчики курса К-2; 12, 31—часы АЧС-1; 13—переключатель АНО; 15, 25—высотомеры ВД-10; 16, 23—указатели скорости КУС-1200; 17, 24—вариометры ВАР-30-3; 18, 27—кнопки 5К

быстрого согласования компаса; 19, 26—авиагоризонты АГД-1; 20, 28—пилотажно-посадочные приборы КППМ; 21—указатель угла тангажа УУТ-1060; 22—компас КИ-13; 29—термометр ГНВ-1; 30—пульт контроля наличия и сброса осветительных ракет; 32—пульт управления ГПК-52АП; 34, 35, 36—выключатели ГПК, АГД, ГИК; 37—пульт управления автопилотом АП-28Л1; 38—гирополукомпас ГПК-52АП; 39—кран 623700М питания приборов от системы статического давления; 40—пульты ТП622 управления сигнальными ракетами

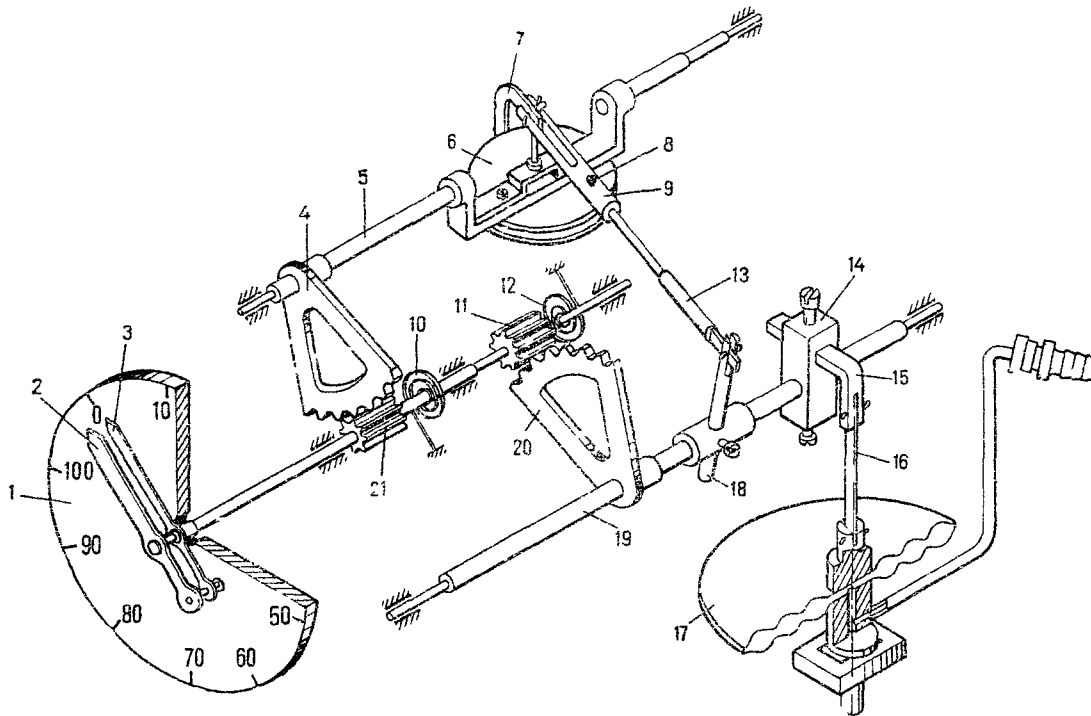


Фиг. 16. Комбинированный указатель скорости КУС-1200

5. ДВУХСТРЕЛОЧНЫЙ ВЫСОТОМЕР ВД-10К

На самолете, на левой и средней панелях приборной доски летчиков установлены два высотомера ВД-10К.

окружности. Деформация мембран зависит от разности давлений внутри и вне коробки. Давление внутри коробки можно считать равным нулю, а внешнее давление на коробку равно окружающему атмосферному давлению; поэтому разность дав-

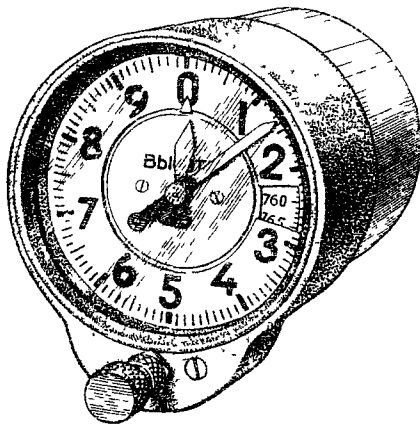


Фиг. 17. Кинематическая схема комбинированного указателя скорости КУС-1200:

1—циферблат; 2—стрелка индикаторной скорости; 3—стрелка истинной воздушной скорости; 4—сектор; 5—компенсированная ось; 6—анероидная коробка; 7, 15—изогнутые поводки; 8—регулировоч-

ный винт; 9—серьга; 10, 12—волоски; 11—трибка; 13, 16—тяги; 14—зажим; 17—манометрическая коробка; 18—поводок; 19—ось; 20—сектор; 21—полая трибка

Высотомер ВД-10К (фиг. 18) предназначен для определения высоты самолета относительно места вылета, посадки или другого пункта, барометрическое давление в котором известно.



Фиг. 18. Двухстрелочный высотомер ВД-10К

Чувствительным элементом прибора служит анероидный блок 18 (фиг. 19), состоящий из двух упругих коробок. Каждая коробка блока состоит из двух гофрированных мембран, сваренных между собой по

лений, вызывающая прогиб мембран, равна по величине абсолютному значению атмосферного давления. Это давление имеет наибольшую величину у земли, поэтому коробки у земли находятся в наиболее сжатом состоянии. При этом сила упругости мембран уравновешивает силу атмосферного давления. По мере подъема на высоту окружающее давление падает, анероидные коробки соответственно расширяются, и расстояние между коробками при этом увеличивается. Перемещение анероидного блока коробки 18 передается оси 12 и сектору 9, находящемуся в постоянном зацеплении с трибкой 21. Движение от трибки 21 через трибку 8 передается на большую стрелку 2. Та же трибка 8 через набор зубчатых колес 7, 23 и 22 с передаточным отношением 1 : 10 приводит в движение малую стрелку 1.

Высотомер имеет приспособление — кремальеру 24, с помощью которой можно устанавливать стрелки прибора в нулевое положение, если высоту полета необходимо измерять относительно аэродрома вылета, или в положение, соответствующее статическому давлению на аэродроме посадки, если высоту полета нужно измерять относительно конечного пункта полета.

Для установки стрелок прибора на измерение высоты относительно аэродрома посадки необходимо знать, насколько высота этого аэродрома превы-

шает высоту уровня моря, или знает барометрическое давление воздуха в районе аэродрома посадки. По барометрической шкале 25 устанавливают стрелки в соответствии с барометрическим давлением в районе посадки.

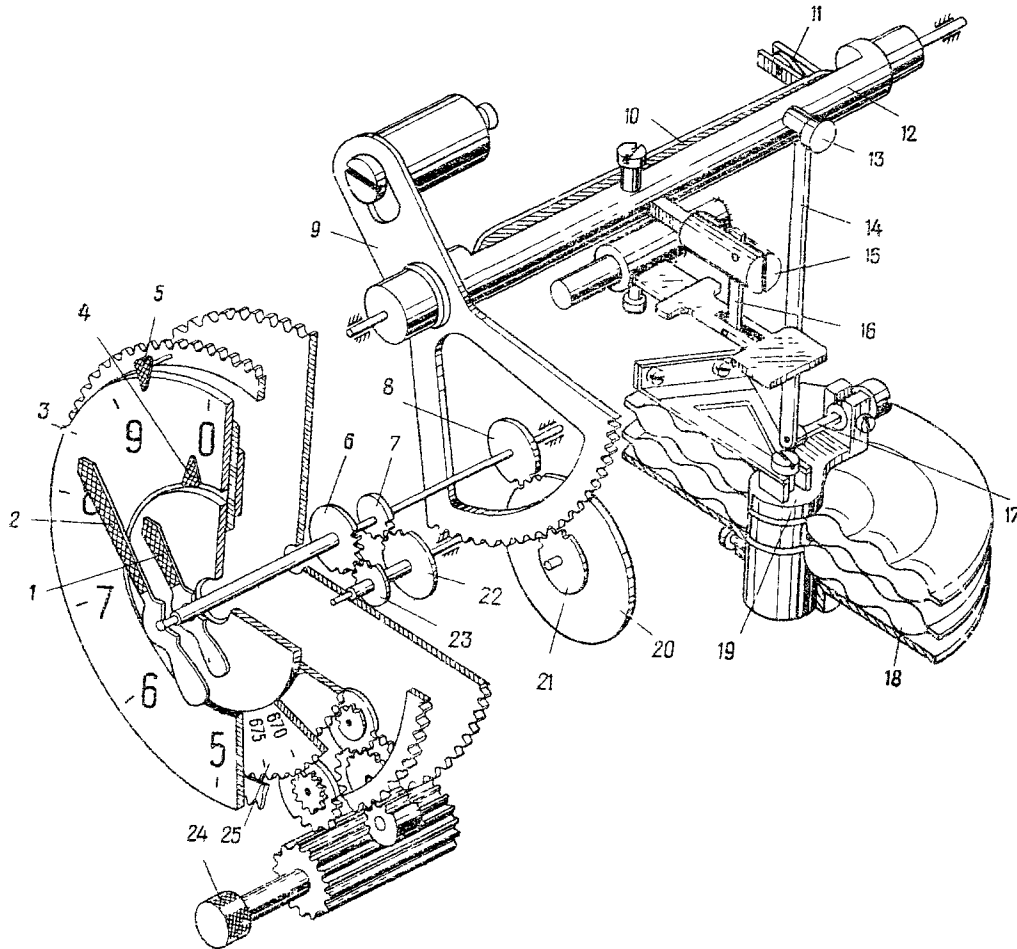
Одновременно с поворотом барометрической шкалы 25 вращаются индексы 4 и 5, указывающие по циферблату 3 высоту, соответствующую изменению барометрического давления относительно давления на уровне моря (760 мм рт. ст.); индекс 5 указывает высоту в метрах, индекс 4 — в километрах.

Компенсация температурных погрешностей производится с помощью двух компенсаторов 10 и 17.

ветствует 1000 м. Малая стрелка показывает высоту в километрах; один ее оборот соответствует 10 000 м.

Основные технические данные

Температурный диапазон работы	от +50 до -60° С
Диапазон показаний относительной (барометрической) высоты полета	от 0 до 10 000 м
Рассогласование между стрелками высот и шкалой барометрического давления не превышает	1,5 мм рт. ст.
Рассогласование между показаниями подвижных индексов и барометрической шкалой не превышает .	10 м по шкале высот
Вес	не более 0,8 кг.



Фиг. 19. Кинематическая схема двухстрелочного высотомера ВД-10К:

1—стрелка, показывающая высоту в километрах; 2—стрелка, показывающая высоту в метрах; 3—циферблат; 4, 5—индексы; 6, 7, 22 и 23—зубчатые колеса; 8—трибка; 9—сектор; 10—компенсатор второго рода; 11—вилка; 12—ось сектора; 13, 15—вилки; 14, 16—тяги; 17—компенсатор первого рода; 18—анероидный блок коробок; 19—подвижный центр; 20—зубчатое колесо; 21—трибка; 24—кремальера; 25—барометрическая шкала

Механизм прибора помещен в корпус и закрыт стеклом на резиновой прокладке. Корпус сообщается со статической проводкой штуцером, который ввертывается при монтаже прибора.

Кремальера 24 имеет ось, на одном конце которой находится зубчатое колесо, а на другом — ручка, закрученная гайкой.

Прибор снабжен барометрической шкалой и двумя стрелками — большой и малой. Большая стрелка показывает высоту в метрах; один ее оборот соот-

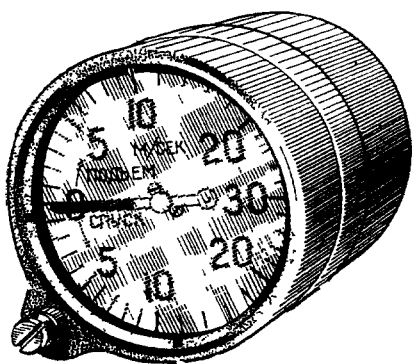
6. ВАРИОМЕТР ВАР-30-3

На самолете, на левой и средней панелях приборной доски летчиков, установлены два вариометра.

Основное назначение вариометра — измерение вертикальной скорости самолета, т. е. скорости подъема или спуска.

Вариометр (фиг. 20) находит широкое применение и как индикатор горизонтального полета. Так как при горизонтальном полете стрелка вариометра

находится на нуле, то отклонение стрелки от нулевого положения будет показывать, что самолет поднимается или снижается.



Фиг. 20. Вариометр ВАР-30-3

руется. Через передаточно-множительный механизм (от тяги 9 до трибки 17) возвратно-поступательное перемещение чувствительного элемента преобразуется во вращательное движение стрелки 2, которая, перемещаясь по шкале 1, указывает величину вертикальной скорости.

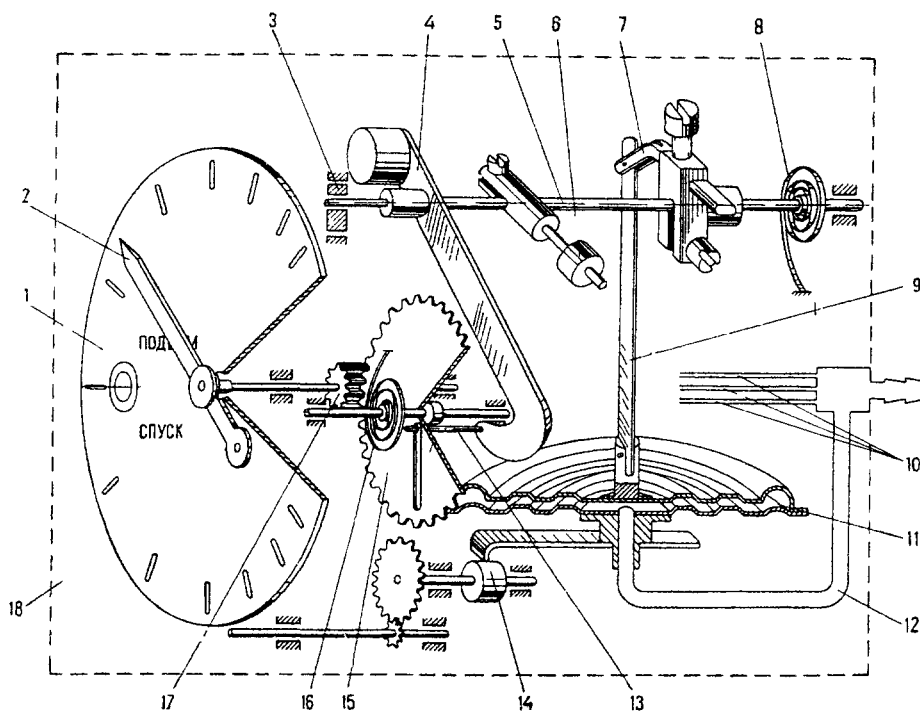
Вариометр ВАР-30-3 имеет затухающую шкалу, где диапазон увеличивается путем применения неравномерной шкалы, деления которой постепенно сужаются от «0» в направлениях «Подъем» и «Спуск»

Затухание шкалы достигается путем введения в передаточно-множительный механизм кривошипно-кулисного звена, которое изменяет передаточное отношение, а следовательно, и угол поворота стрелки.

При горизонтальном полете, когда стрелка стоит на нулевой отметке, поводок 13 находится в средней части прорези зубчатого колеса 15. При подъеме или снижении самолета поводок 13 скользит вдоль прорези и отклоняется от среднего положения; при этом изменяется расстояние между осью зубчатого колеса 15 и поводком 13. Благодаря этому непрерывно уменьшается передаточное отношение механизма и соответственно сужаются деления шкалы.

Принцип действия вариометра основан на измерении разности давлений в манометрической коробке, соединенной с атмосферой, и в корпусе прибора, соединенного с атмосферой капилляром.

Вследствие малого диаметра капилляра 10 (фиг. 21) изменение давления в корпусе отстает от



Фиг. 21. Кинематическая схема вариометра ВАР-30-3:

1—шкала; 2—стрелка; 3—подшипник; 4—рычаг; 5—ось; 6—балансир, 7—кривошип, 8—волосок; 9—тяга; 10—капиллярные трубки; 11—чувствительный элемент, 12—трубопровод; 13—поводок; 14—эксцентрик; 15—зубчатое колесо; 16—волосок; 17—трибка; 18—корпус

изменения атмосферного давления. Таким образом, внутри и вне корпуса создается разность давлений, пропорциональная скорости изменения высоты, т. е. скорости подъема или снижения самолета.

При работе вариометра чувствительный элемент 11, воспринимающий разность давлений, деформи-

руется. Механизм собран на литом основании и помещен в корпус, где закреплен пружинным кольцом. Полость корпуса соединена с атмосферой только через капилляр, закрепленный в штуцере. Шкала прибора проградуирована в м/сек подъема и спуска от 0 до 30 м/сек. Участок шкалы от 0 до 10 м/сек имеет

цену деления 1 м/сек и оцифровку через 5 м/сек. Участок шкалы от 10 до 30 м/сек имеет цену деления 2 м/сек и оцифровку через 10 м/сек.

Корпус с лицевой стороны закрыт стеклом на резиновой прокладке, закрепленным резьбовым кольцом.

Основные технические данные

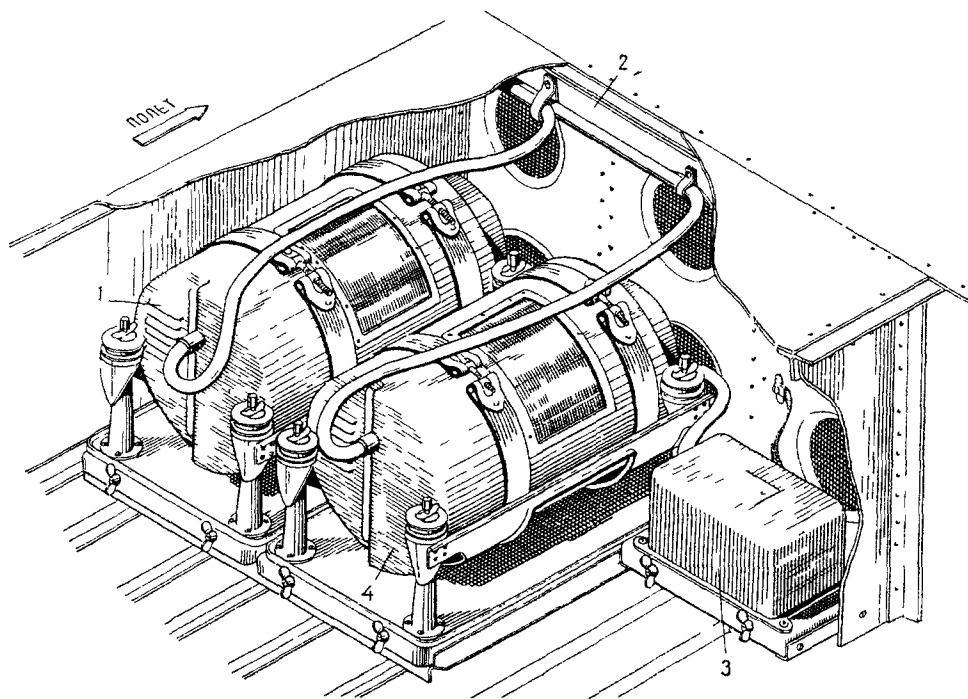
Допустимое смещение стрелки с нулевой отметки

— при нормальной температуре	$\pm 0,5$ м/сек
— при температуре +50 и -45° С	± 1
— при температуре -60° С	$\pm 1,5$
Температурный диапазон работы	от +50 до -60° С
Вес	не более 0,65 кг

летчику представление о положении самолета в пространстве относительно горизонта при выполнении любых эволюций самолета.

На самолете установлены два комплекта авиагоризонта АГД-1 для левого и правого летчиков.

В комплект каждого авиагоризонта входят гиродатчик и указатель. Указатели АГД-1 левого и правого летчиков соответственно сопряжены каждый со своим гиродатчиком. Гиродатчик левого летчика одновременно выдает электрические сигналы тангажа для указателя угла тангажа УУТ-1060. Гиродатчик правого летчика выдает электрические сигналы тангажа и крена фазочувствительному выпрямителю автопилота АП-28Л1. Для отключения по-



Фиг. 22. Установка гиродатчиков авиагоризонта АГД-1 и фазочувствительного выпрямителя автопилота:

1, 4—гиродатчики, 2—низинка шпангоута 18, 3—фазочувствительный выпрямитель

7. ДИСТАНЦИОННЫЙ АВИАГОРИЗОНТ АГД-1

Основным назначением дистанционного авиагоризонта АГД-1 является обеспечение летчика естественной, легковоспринимаемой, крупномасштабной индикацией положения самолета в широком диапазоне углов крена и тангажа при сохранении правильных показаний после любых эволюций самолета.

Визуальный указатель горизонта представляет собой следящую систему, воспроизводящую углы крена и тангажа в соответствии с электрическими сигналами, выдаваемыми с «невывиаемых» гиродатчиков (гировертикалей), установленных вблизи центра тяжести самолета. Гиродатчики, кроме того, выдают электрические сигналы для других потребителей.

Дистанционный авиагоризонт АГД-1 служит для пилотирования самолета при отсутствии видимости естественного горизонта; показания указателя дают

речной коррекции каждый гиродатчик подключен к индивидуальному выключателю коррекции ВК-53РШ.

Указатели авиагоризонта АГД-1 установлены на левой и правой панелях приборной доски летчиков. Гиродатчики установлены между шпангоутами 18—19 в плоскости симметрии самолета, под полом пассажирской кабины (фиг. 22). Для доступа к гиродатчикам в полу имеется лючок.

Авиагоризонты питаются переменным током 36 в, 400 гц от основного и резервного преобразователей ПТ-1000Ц и от бортовой сети постоянного тока.

Цепи сигнализации наличия питания и цепи арретирования питаются от аварийного источника питания (аккумуляторов).

Авиагоризонт, установленный на левой панели приборной доски, кроме того, при отказе основного источника питания подключается к аварийному источнику питания — преобразователю ПТ-125Ц.

Основные технические данные

Готовность к работе после включения питания	через 1—1,5 мин
Потребляемые токи	
— постоянный	не более 0,75 а
— переменный 36 в, 400 гц	не более 1,6 а
Ошибки в показаниях углов крена после разворотов на углы 360°	не более $\pm 3^\circ$
Ошибки в показаниях углов крена и тангажа после любых фигур сложного пилотажа	не более $\pm 5^\circ$
Скорость коррекции гироскопа гиродатчика:	
— поперечной	2—8 град/мин
— продольной	1—3 град/мин
Послезлетная ошибка	не более 3°
Максимальная скорость отработки следящей рамы гиродатчика	не менее 300 град/сек
Погрешность в передаче углов крена и тангажа на указатель горизонта:	
— на 0°	$\pm 1^\circ$
— на +30°	$\pm 1,5^\circ$
— свыше $\pm 30^\circ$	$\pm 2,5^\circ$
Чувствительность указателя горизонта к изменению углов крена и тангажа	не менее 0,3°
Вес агрегатов:	
— гиродатчика	7 кг
— указателя горизонта	2,6 кг

ГИРОСКОПИЧЕСКИЙ ДАТЧИК АВИАГОРИЗОНТА

Гиродатчик представляет собой гироскоп с тремя степенями свободы, состоящий из гироузла 11 (фиг. 23) в карданной раме 16, подвешенной на подшипниках в следящей раме 5. Следящая рама с помощью отработывающей системы непрерывно устанавливает внешнюю ось рамы 16 (ось вращения) в положение, перпендикулярное главной оси гироскопа (оси ротора). Отработка следящей рамы осуществляется по сигналам индукционного датчика 7, якорь которого закреплен на оси гироузла, а статор — на раме 16.

При отклонении внешней оси рамы 16 от положения, перпендикулярного главной оси гироскопа (оси ротора), индукционный датчик 7 выдает сигналы переменного тока на вход усилителя 38. Эти сигналы, усиленные в усилителе 38, заставляют вращаться двигатель-генератор 39, который через редуктор устанавливает раму 5, а следовательно, и внешнюю ось рамы 16 в положение, перпендикулярное главной оси гироскопа, со скоростью заведомо большей, чем возможная скорость изменения крена самолета.

В результате этого при любых эволюциях самолета ось ротора гироскопа не совпадает с осью рамы 16, и гиродатчик приобретает свойство «невывибваемости», т. е. способность выдавать правильные показания после выполнения фигур сложного пилотажа.

Вертикальное положение оси ротора гироскопа контролируется двухосевым маятниковым жидкостным переключателем 13, укрепленным на нижней плоскости гироузла, воздействующим на два коррекционных мотора: продольный 7, расположенный на внутренней оси карданной рамы 16, и поперечный 15, расположенный на внешней оси следящей рамы 5.

Сигналы крена и тангажа выдаются плоскими сельсинами 8 и 4. Сельсин-датчик тангажа 4 расположен на раме 5, сельсин-датчик крена 8 — на оси рамы 5; сельсины измеряют углы рассогласования между корпусом прибора (самолета) и рамой 5, устанавливаемой в плоскости горизонта.

Для обеспечения минимального времени готовности АГД-1 в гиродатчике имеется электрический арретир. При запуске арретир срабатывает автоматически, при этом плоскость рамы 5 приводится в положение, параллельное основанию прибора, а главная ось гироскопа — в положение, перпендикулярное к нему, после чего происходит автоматическое разарретирование.

Для арретирования в горизонтальном полете, например, после нарушения питания АГД-1 на указателе предусмотрена кнопка с надписью «Арретир только в горизонтальном полете».

Арретирующее устройство состоит из следующих основных частей:

— двигателя 32 (ПДЗ-17) постоянного тока с редуктором и фрикционной муфтой, ограничивающей усилия, передаваемые от двигателя к штоку 30 арретира;

— толкателя 24;

— четырех кулачков: гироузла 27, следящей рамы 29, карданной рамы 25 и толкателя;

— рабочей 28 и возвратной 23 пружин;

— стержня 26.

Арретирование осуществляется кратковременным нажатием кнопки. При этом питание +27 в с кнопки подается на реле 37, которое, срабатывая, замыкает контакт 21 и обесточивает реле 18 и 19. При срабатывании этих реле через контакт 33 питание поступает на двигатель 32 арретира, а через контакты 34 и 35 — на сигнальную лампу, которая загорается.

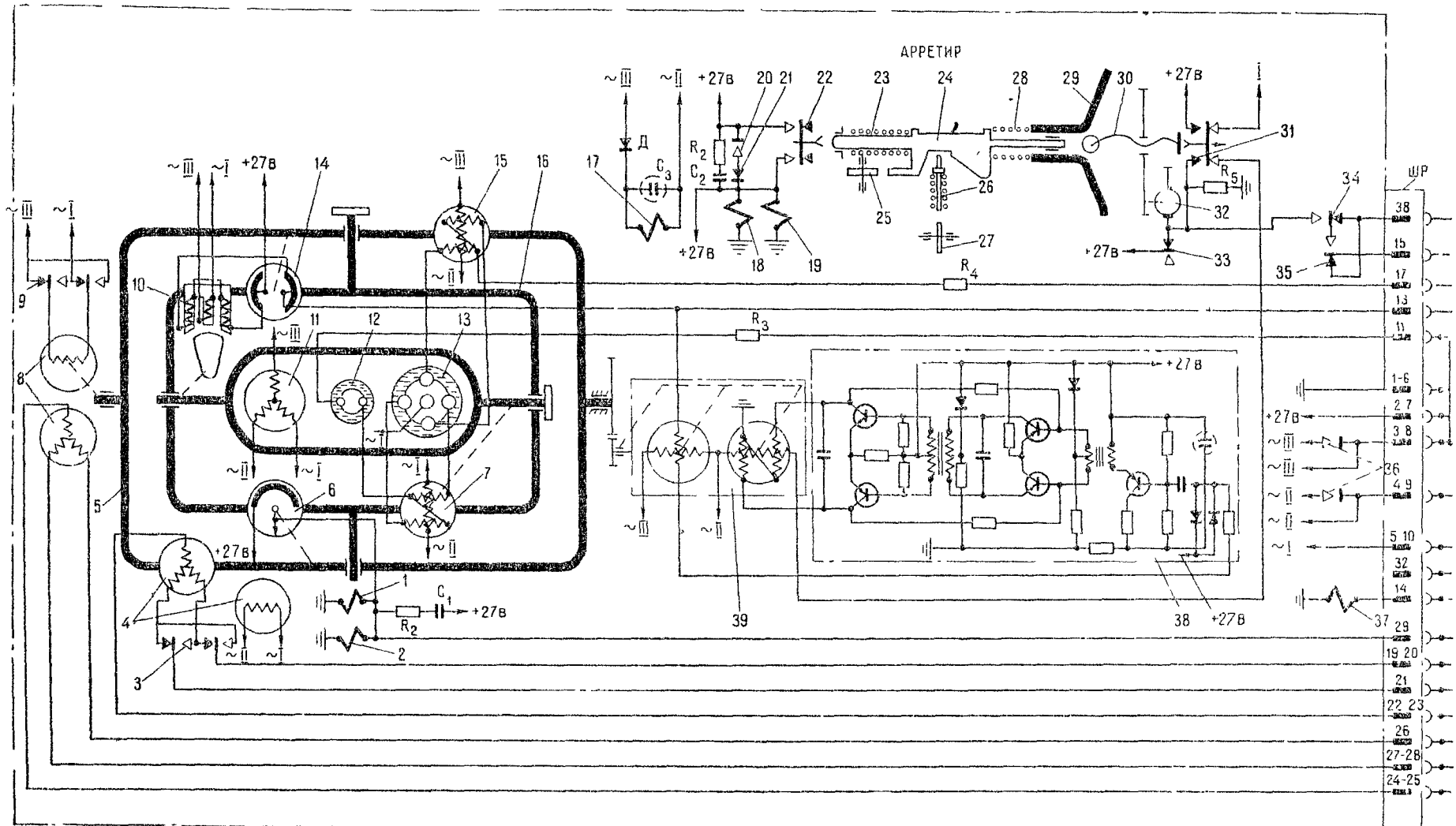
Если в результате неисправности питающей электросети две фазы переменного тока из трех перестанут попадать на гиродатчик, реле 17 обесточится, и через контакт 35 питание +27 в будет подаваться на сигнальную лампу. Если на гиродатчик не попадет одна из трех фаз, система сигнализации не срабатывает.

Если прекратится подача питания 27 в, то обесточится реле 19 и питание +27 в через нормально-замкнутый контакт 34 и контакт 35 попадет на сигнальную лампу.

Все элементы гироскопического датчика размещены в корпусе цилиндрической формы. Корпус датчика закрыт кожухом, в котором предусмотрено окно для наблюдения за работой прибора. Через это окно виден жидкостный уровень, с помощью которого датчик устанавливается в плоскость горизонта при монтаже и при проверках.

Полупроводниковый усилитель расположен в отдельном отсеке прибора, закрытом крышкой с жалюзи.

Гиродатчик в кожухе установлен на специальной подставке и закреплен с помощью двух стальных лент. Верхняя часть подставки, к которой прикреплен прибор, расположена на четырех амортизаторах, закрепленных на стойках. На стойках предусмотрены устройства, позволяющие регулировать



Фиг. 23. Принципиальная схема гиродатчика АГД-1:

1, 2—реле РЭС-6; 3—контакты реле 1; 4—селин-датчик тангажа; 5—следящая рама; 6—коммутатор сигналов сельсина; 7—продольный индукционный датчик ПРК карданной рамы; 8—селин-датчик крена; 9—контакты реле 2; 10—трансформатор; 11—гиромотор; 12—жидкостный отключатель ОЖ; 13—жидкостный переключатель П; 14—коммутатор индукционного датчика; 15—поперечный индукционный датчик ПК карданной рамы; 16—карданная рама; 17, 18, 19—

реле РЭС-6; 20, 21—контакты реле 19 и 37; 22—переключатель КВ-9А; 23—возвратная пружина; 24—толкатель; 25—кулачок карданного узла; 26—стержень; 27—кулачок гиروضла; 28—рабочая пружина; 29—кулачок следящей рамы; 30—шток; 31—переключатель КВ-9А; 32—двигатель ПДЗ-17; 33, 34—контакты реле 19; 35—контакты реле 17; 36—контакты реле 18; 37—реле РЭС-6; 38—усилитель; 39—двигатель-генератор ДГ-1

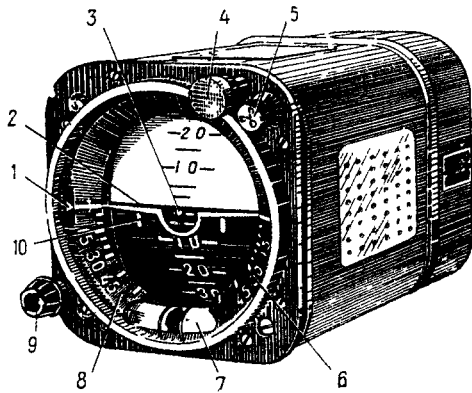
положение амортизаторов для правильной установки прибора по уровню относительно основания подставки.

Стрелка на кожухе указывает направление полета, а индексы на основании подставки указывают направление продольной оси прибора.

Гиродатчик подключается к электросхеме с помощью жгута, заканчивающегося малогабаритным штепсельным разъемом на 32 контакта.

УКАЗАТЕЛЬ ГОРИЗОНТА

Дистанционный указатель горизонта (фиг. 24) производит углы крена и тангажа самолета, заме-



Фиг. 24. Указатель горизонта АГД-1:

1—индекс центровки тангажа; 2—линия искусственного горизонта; 3—нулевой индекс; 4—кнопка арретирования; 5—лампа сигнализации; 6—цилиндрическая шкала тангажа; 7—креноскоп; 8—шкала крена; 9—кремальера центровки тангажа; 10—силуэт-самолет

ряемые гиродатчиком. Крены самолета имитируются поворотом силуэта-самолета 10. Отсчет углов

параллельна поперечной оси самолета. В центральной части силуэта-самолета нанесена белая точка 3, являющаяся нулевым индексом тангажа.

Для большей наглядности шкала тангажа 6 выше линии искусственного горизонта окрашена в белый цвет, а ниже линии искусственного горизонта — в черный, соответственно цифры и деления также черные и белые.

В нижней части передней лицевой стороны указателя горизонта вмонтирован указатель скольжения (креноскоп) 7. В верхней части лицевой стороны прибора, справа, расположена кнопка арретирования 4 с надписью «Арретировать только в горизонтальном полете». Рядом с кнопкой расположена сигнальная лампа 5 наличия питания и арретирования, которая горит только при отсутствии питания постоянным или переменным током (при включенном бортовом источнике питания) и во время арретирования.

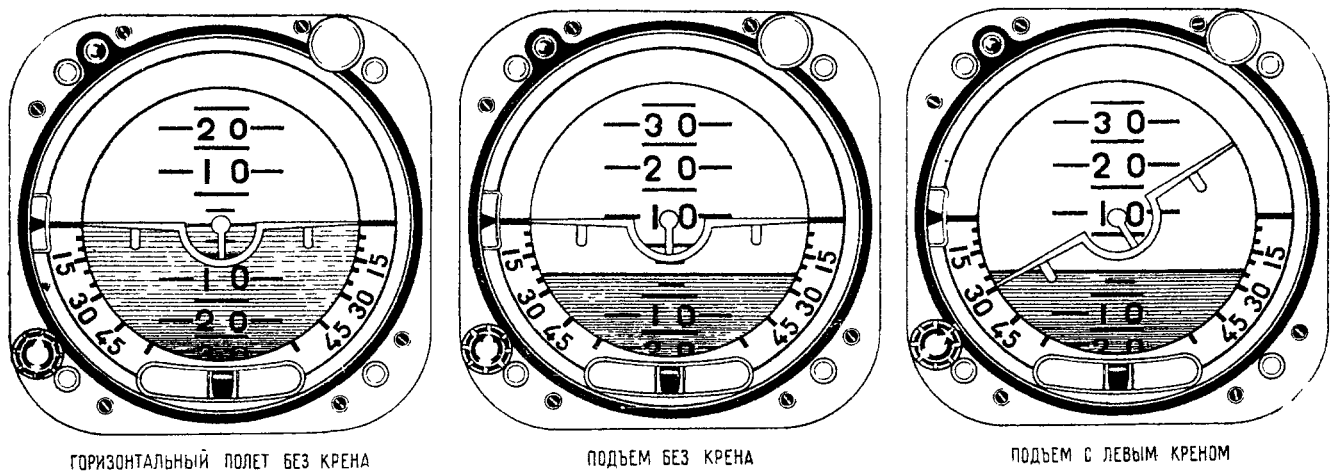
В левом нижнем углу на лицевой панели имеется кремальера 9 центровки угла тангажа, которая перемещает картушку 6 (шкалу тангажа). При вращении рукоятки по часовой стрелке картушка перемещается вверх, при вращении против часовой стрелки — вниз. Поправка угла тангажа вносится кремальерой 9 в диапазоне $\pm 12^\circ$.

Система индикации указателя горизонта АГД-1 показана на фиг. 25.

Прибор помещен в кожух, имеющий отверстия с фильтрами, через которые внутренняя полость прибора сообщается с окружающей атмосферой для устранения запотевания стекла прибора.

Внутри прибора в отдельном отсеке расположены два усилителя следящих систем.

Указатель состоит из двух следящих систем — тангажа и крена, которые обеспечивают соответствующие перемещения подвижных элементов индикации — картушки и силуэта-самолета. Индикация



Фиг. 25. Система индикации указателя горизонта

крена производится по оцифрованной шкале крена 8, причем стрелкой служит крыло силуэта-самолета.

Для отсчета углов тангажа служит цилиндрическая шкала 6 (картушка), ось вращения которой па-

крена и тангажа в указателе осуществляется раздельно.

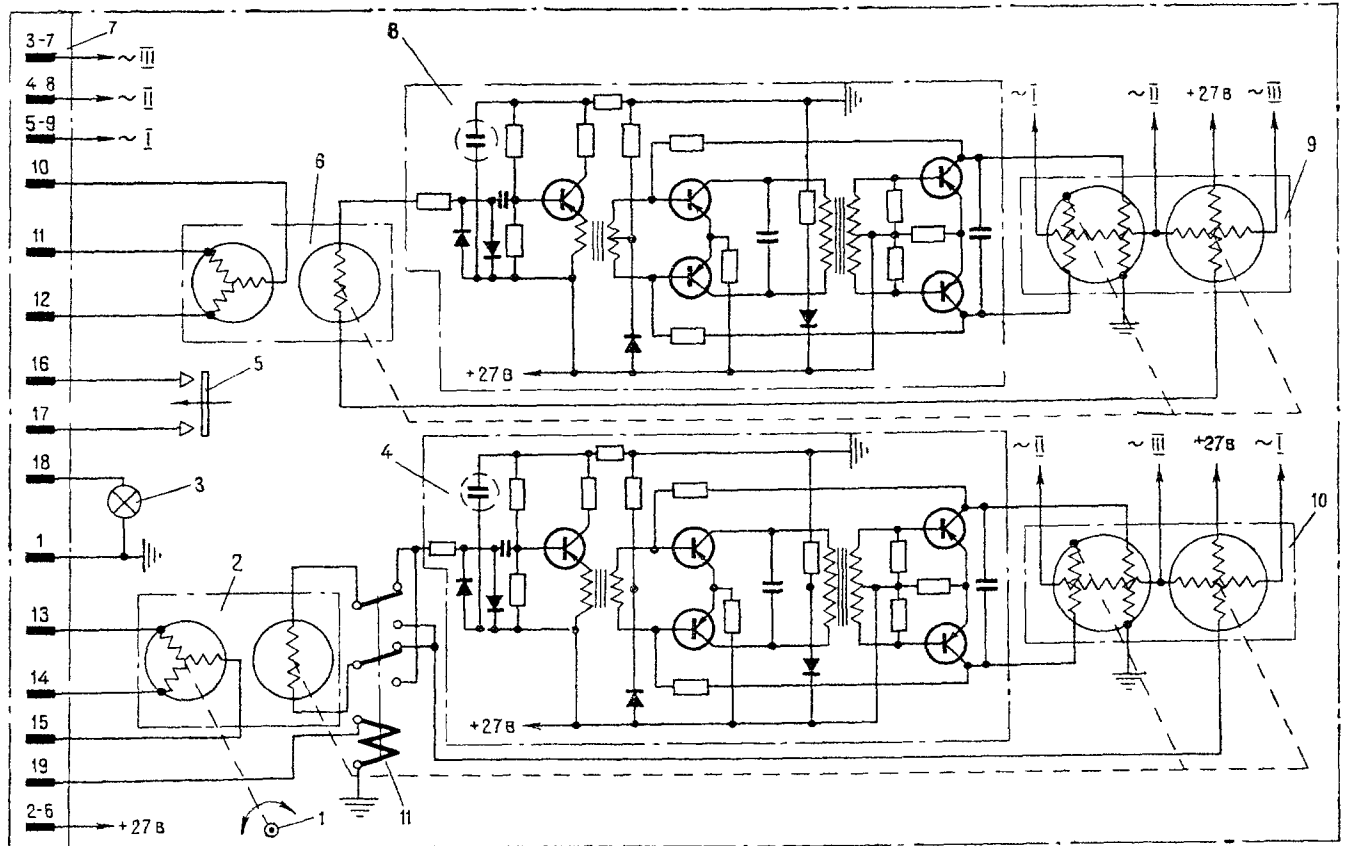
Следящая система тангажа состоит из сельсина-приемника 2 (фиг. 26), подключаемого к сельсину-

датчику гиродатчика, двигателя генератора 10 (ДГ-0,5), редуктора и усилителя 4. Система работает следующим образом.

При наличии рассогласования между сельсином-приемником 2 указателя и сельсином-датчиком гиродатчика сигнал рассогласования с ротора сельсина-приемника указателя подается на усилитель 4.

фиг. 23) в гиродатчике, которое коммутирует две фазы статора сельсина тангажа, обеспечиваются правильные показания указателя при переходе следящей рамы гиродатчика в перевернутое положение.

Следящая система крена состоит из аналогичных элементов и работает так же.



Фиг. 26. Принципиальная схема указателя горизонта АГД-1:

1—кремальера центровки тангажа; 2—сельсин-приемник тангажа; 3—лампа сигнализации; 4—усилитель тангажа; 5—микровыключатель КВ-1; 6—сельсин-приемник крена; 7—штепсельный разъем ШР; 8—усилитель крена; 9, 10—двигатель-генераторы крена и тангажа; 11—реле РЭС-9

Выходное напряжение усилителя 4 заставляет вращаться двигатель-генератор 10, который через редуктор передает вращение катушке и ротору сельсина-приемника 2, приводя его в положение, соответствующее положению ротора сельсина гиродатчика. Тахосигнал двигателя-генератора 10 в качестве отрицательной обратной связи подается на усилитель 4, где, суммируясь с сигналом ротора сельсина-приемника 2, обеспечивает демпфирование колебаний следящей системы тангажа. Таким образом, катушка всегда приводится в положение, соответствующее углу поворота сельсина гиродатчика, т. е. указатель горизонта воспроизводит углы тангажа.

Внутри указателя расположено реле 11, которое срабатывает по сигналу коммутации, получаемому от гиродатчика (если следящая рама его перешла в перевернутое положение), и коммутирует сигнал ротора сельсина тангажа. В результате этого, а также за счет одновременного срабатывания реле 2 (см.

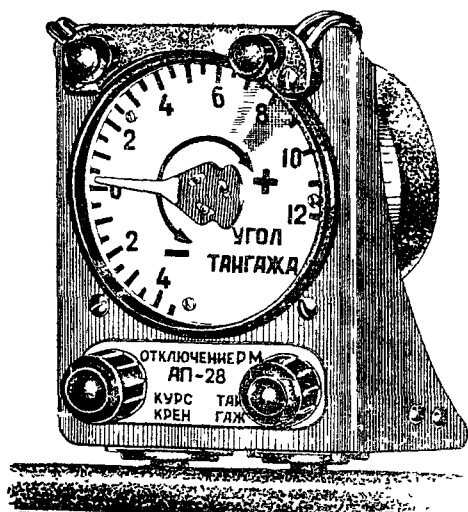
8. УКАЗАТЕЛЬ УГЛА ТАНГАЖА УУТ-1060

Указатель угла тангажа предназначен для индикации угла тангажа и позволяет обеспечить точное выдерживание заданного угла тангажа в пределах от -4° до $+12^\circ$ на режиме взлета, набора высоты и посадки, а также облегчает выдерживание заданного режима полета на маршруте, особенно на больших высотах, когда показатели вертикальной скорости выдаются вариометром с заметным запаздыванием.

Указатель угла тангажа установлен слева на козырьке приборной доски летчиков (фиг. 27), на кронштейне с амортизатором.

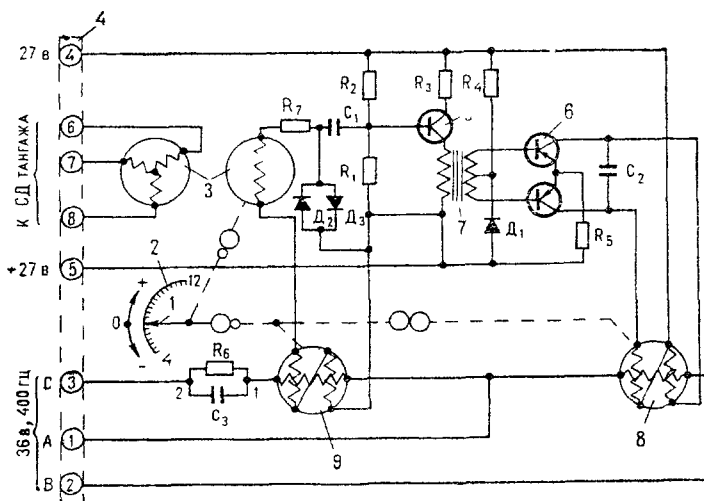
На шкале нанесена зеленой краской отметка зоны $+7,5^\circ$ (взлетного угла тангажа) и красной краской — зона $+8^\circ$ (предельно допустимого угла тангажа при взлете и посадке). Усилитель указателя закреплен хомутом снизу на козырьке левой панели приборной доски летчиков.

Указатель угла тангажа является повторителем положения гировертикали (гиродатчика АГД-1) по тангажу.



Фиг. 27. Установка указателя угла тангажа УУТ-1060

Для обеспечения показаний угла тангажа в приборе используется дистанционная следящая система на сельсинах с автоматической обработкой оси тангажа указателя с помощью двигателя (ДИД-0,5) через редуктор (фиг. 28).



Фиг. 28. Принципиальная схема указателя угла тангажа:

1—стрелка прибора; 2—шкала; 3—сельсин-приемник; 4—штепсельный разъем; 5—плоскостной триод; 6—сплавные триоды; 7—трансформатор; 8—двигатель ДИД-0,5; 9—тахогенератор ДИД-0,5

В качестве приемника сигналов с сельсина-датчика вертикали в указателе используется бесконтактный малогабаритный сельсин-приемник 3, статор которого электрически соединен со статором сельсина-датчика.

В качестве датчика используется сельсин-датчик, установленный на тангажной оси карданова подвеса гироскопического агрегата АГД-1, являющегося датчиком вертикали.

Напряжения сигналов, пропорциональные углу рассогласования по тангажу, снимаются с ротора сельсина-приемника 3 указателя и после усиления с помощью усилителя на полупроводниковых приборах подаются на управляющую обмотку обрабатывающего двигателя 8.

Двигатель 8, обрабатывая усиленные сигналы рассогласования, поворачивает связанную с ним через редуктор ось сельсина-приемника 3 указателя в согласованное положение. Одновременно с обработкой оси ротора сельсина-приемника 3 через повышающий редуктор поворачивается стрелка 1, которая, перемещаясь по шкале 2 указателя, указывает угол тангажа самолета.

В связи с тем, что полный угол поворота стрелки по шкале указателя соответствует малому углу поворота оси ротора сельсина-приемника 3, для исключения неправильного взаимного их положения угол поворота оси ротора сельсина-приемника ограничен специальными упорами, а связь его оси с редуктором осуществляется через фрикционную муфту.

При большом угле рассогласования вращение ротора механически ограничивается специальным упором, а двигатель продолжает вращаться за счет проскальзывания муфты, которая тем самым уменьшает предельные нагрузки на двигатель. При этом стрелка на шкале указателя показывает предельный угол положительного или отрицательного тангажа.

Так как полупроводниковый усилитель указателя имеет большой коэффициент усиления, то для обеспечения демпфирования в следящей системе применена скоростная обратная связь. В качестве датчика скоростной обратной связи используется второй двигатель 9, работающий в режиме тахогенератора, связанный с основным двигателем 8 посредством промежуточной шестерни.

Напряжение сигнала скоростной обратной связи подается на вход усилителя следящей системы в противофазе к напряжению основного сигнала рассогласования. Благодаря наличию обратной связи обеспечивается обработка углов рассогласования без колебаний стрелки по шкале указателя.

Основные технические данные

Диапазон показаний углов тангажа:

— на пикирование -4°
— на кабрирование $+12^\circ$

Цена деления шкалы указателя $0,5^\circ$

Погрешность дистанционной передачи не более $\pm 0,5^\circ$

Потребляемые токи:

— переменный 36 в, 400 гц не более 0,15 а в фазе
— постоянный 27 в не более 60 ма

Вес 1,4 кг

Указатель угла тангажа состоит из двух частей — указателя и усилителя.

Указатель состоит из:

— механизма, включающего в себя редуктор, двигатель 8, тахогенератор 9, бесконтактный сельсин-трансформатор 7;

— панели с элементами фазирующей ячейки;

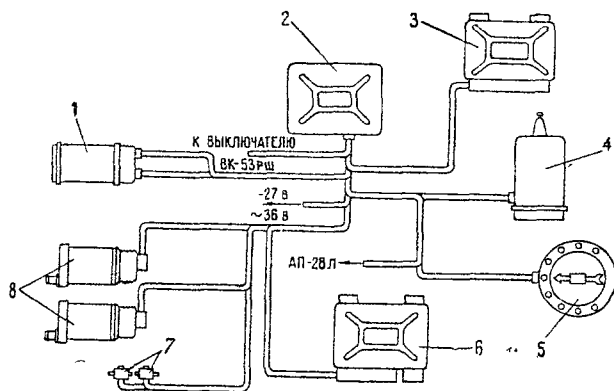
- корпуса со стойками;
 - кожуха;
 - жгута.
- Усилитель указателя угла тангажа состоит из:
- платы с элементами усилителя;
 - основания со штепсельным разъемом;
 - кожуха.

Собственно указатель угла тангажа в целом оформлен в круглом корпусе диаметром 80 мм. С целью уменьшения длины указателя, а также создания наиболее благоприятных условий в отношении температуры окружающей среды полупроводниковый усилитель вынесен из корпуса усилителя в отдельный узел, не содержащий элементов, выделяющих тепло. На задней стороне указателя установлена переходная клеммная колодка, к которой подсоединяется жгут проводов, соединяющий указатель с усилителем. Задняя сторона корпуса закрыта крышкой. Шкала указателя имеет черное матовое покрытие, а риски, цифры и буквы нанесены светящейся массой. Шкала отградуирована через 0,5° и оцифрована через каждые 2°. Стрелка указателя у основания имеет продолговатые отверстия, позволяющие закрепить стрелку в нужном положении без установочной ошибки, которая может быть при подключении указателя и авиагоризонта АГД-1. Стрелка имеет матовое покрытие, а ее конец покрыт светящейся массой.

Все элементы усилителя смонтированы на одной плате, которая крепится к основанию усилителя. К обратной стороне усилителя крепится штепсельный разъем, с помощью которого подводится питание переменным и постоянным током, а также осуществляется подключение к сельсину-датчику тангажа гироагрегата. Усилитель закрыт кожухом, на боковой поверхности которого имеется восемь вентиляционных отверстий.

9. ГИРОСКОПИЧЕСКИЙ ИНДУКЦИОННЫЙ КОМПАС ГИК-1

Гироскопический индукционный компас ГИК-1 служит для указания магнитного курса, угла разворота самолета в комплекте с указателями КППМ,



Фиг. 29. Комплектовочная схема гироскопического индукционного компаса ГИК-1:

1—коррекционный механизм КМ; 2—соединительная коробка СК-19; 3—усилитель У8М; 4—гироагрегат Г-3М; 5—индукционный датчик ИД; 6—усилитель У6М; 7—кнопки согласования 5К; 8—указатели КППМ

которые имеют также индикацию курсоглиссадной радиостанции, предназначенной для осуществления захода на посадку по наземным маякам, и обеспечивает выдачу электросигнала автопилоту для стабилизации полета по курсу при полете по локсодромии.

В комплект компаса ГИК-1 входят (фиг. 29):

- индукционный датчик ИД;
- гироагрегат Г-3М;
- коррекционный механизм КМ;
- усилитель У6М;
- усилитель У8М;
- соединительная коробка СК-19;
- две кнопки согласования 5К.

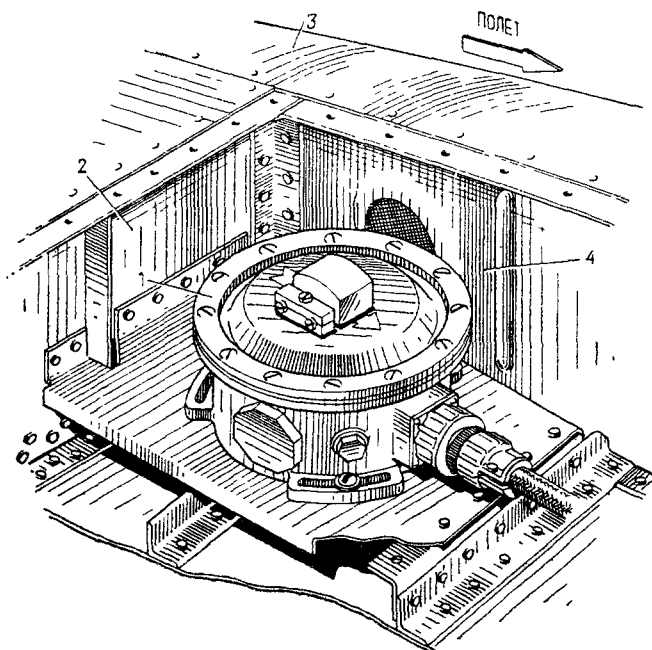
Компас ГИК-1 работает с двумя указателями КППМ и с выключателем коррекции ВК-53РШ, которые не входят в комплект ГИК-1.

Основные технические данные

Готовность компаса к работе после включения питания	через 1—3 мин
Погрешность компаса в определении магнитного курса при нормальных условиях	не более ±1,5°
Напряжение питания:	
— от источника постоянного тока	27±2,7 в
— от источника переменного трехфазного тока	от 33,9 до 39,6 в, частотой 400±8 гц
Потребляемая мощность переменного трехфазного тока (без выключателя коррекции)	не более 60 вa

Агрегаты индукционного компаса ГИК-1 на самолете расположены следующим образом:

- магнитный индукционный датчик ИД — в левом полукрыле между нервюрами 21—22 за передним лонжероном (фиг. 30);

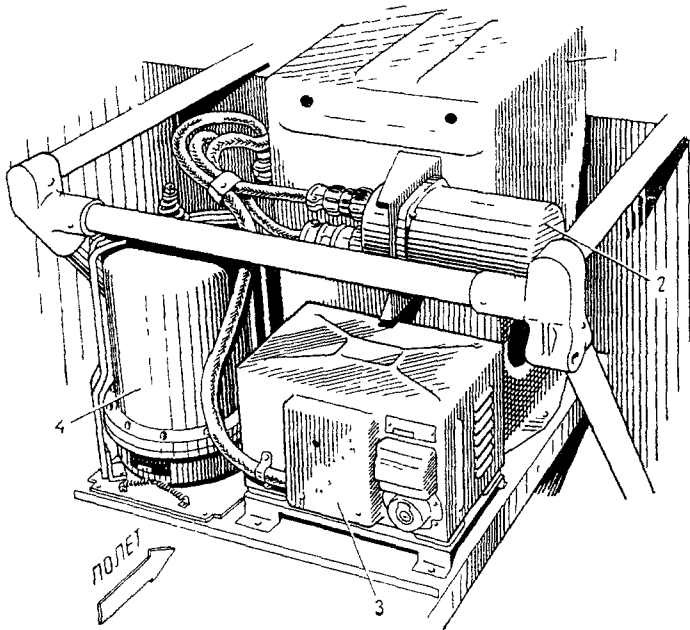


Фиг. 30. Установка индукционного датчика:

1—индукционный датчик; 2—задний лонжерон крыла; 3—концевой обтекатель; 4—нервюра 23

— гиросагрегат Г-3М, коррекционный механизм КМ, усилитель У6М — под креслом левого летчика (фиг. 31);

— усилитель У8М — под полом у левого борта между шпангоутами 4—5 (фиг. 32);



Фиг. 31. Установка агрегатов ГИК-1 под креслом левого летчика:

1—кожух качалок управления; 2—коррекционный механизм КМ; 3—усилитель У6М; 4—гиросагрегат Г-3М

— соединительная коробка СК-19 — на левом борту, под навигационным столиком между шпангоутами 5—6;

— выключатель питания ГИК-1 — на щитке правой панели приборной доски;

— кнопки согласования — на левой и правой панелях приборной доски.

В основу работы компаса ГИК-1 положено свойство гироскопа с тремя степенями свободы и горизонтально расположенной осью ротора сохранять направление этой оси в азимуте и свойство чувствительного элемента индукционного датчика определять положение относительно магнитного меридиана.

Гироскопический агрегат, являющийся датчиком гироскопического курса, связан дистанционной потенциометрической передачей с указателями КППМ, поэтому положение самолета в азимуте, а также всякое отклонение его от заданного курса на какой-либо угол в каждый момент определяется по шкале указателя.

Принципиальная электрокинематическая схема компаса ГИК-1 показана на фиг. 33.

Свободный гироскоп из-за трения в осях и несбалансированности может постоянно «уходить» в азимуте с угловой скоростью не более $0,5$ град/мин.

Для устранения погрешности в определении курса, вызываемой уходом гироскопа, в системе компаса предусмотрено введение поправки по магнитному курсу. Эта поправка (азимутальная коррекция) автоматически поступает от индукционного датчика,

связанного через коррекционный механизм с гиросагрегатом дистанционной передачи.

На разворотах азимутальная коррекция отключается, тем самым исключается возможность внесения в показания указателей погрешности, вызываемой негоризонтальным положением чувствительного элемента датчика. Компас в этом случае показывает курс с погрешностью не более $0,5^\circ$ на каждую угловую минуту разворота и позволяет отсчитывать углы разворота самолета.

Компас имеет четыре следящие системы (фиг. 34), связывающие между собой:

— индукционный датчик 1 и коррекционный механизм 2;

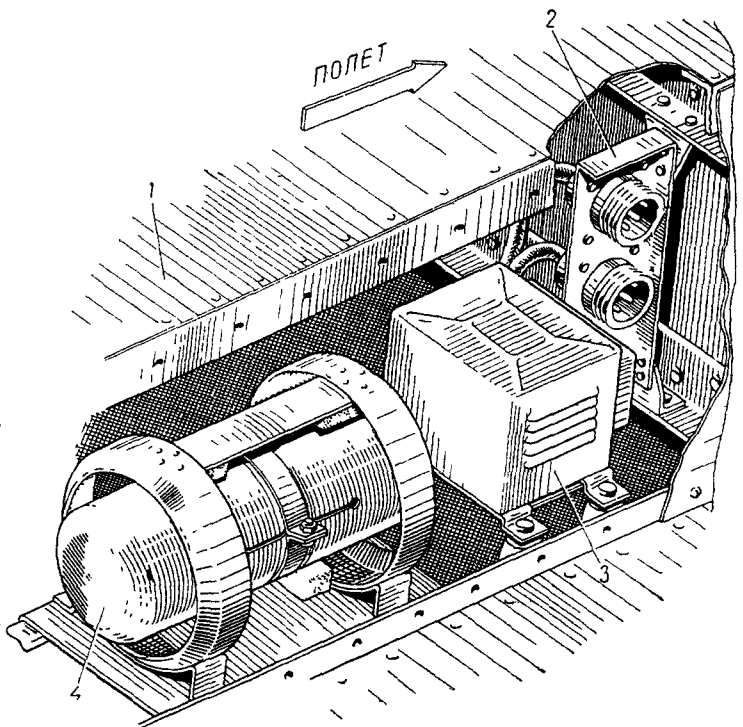
— коррекционный механизм 2 и гиросагрегат 3;

— гиросагрегат 3 и указатель 6 левого летчика;

— гиросагрегат 3 и указатель 5 правого летчика.

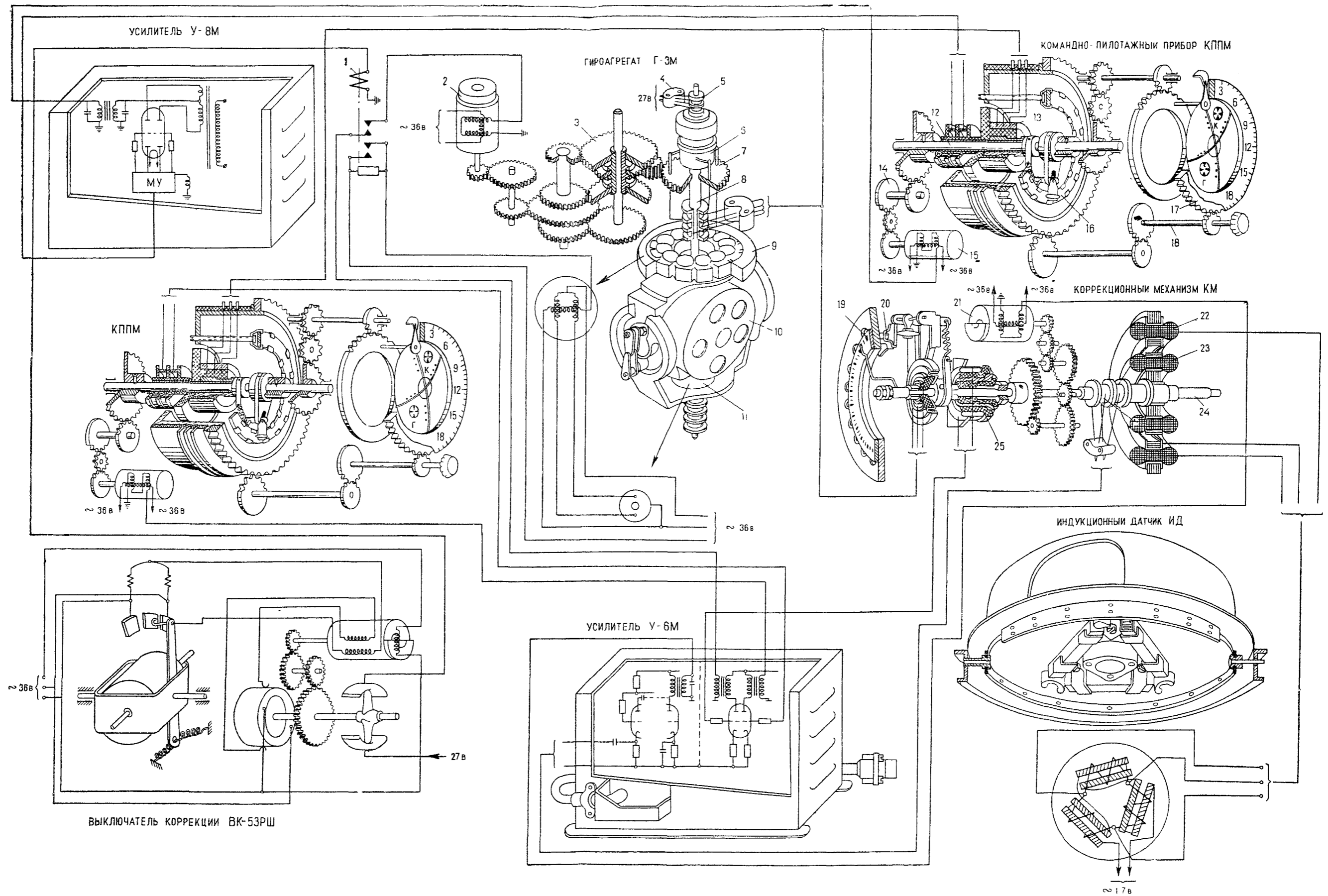
Каждая следящая система имеет свой канал усиления и следящий привод, состоящий из электродвигателя ДИД-0,5 и редуктора. Первые три канала объединены в одном усилителе 7 (У6М); четвертый канал имеет свой усилитель 4 (У8М).

Изменение расположения стержней чувствительного элемента (датчика) относительно направления магнитного поля земли вызывает изменение электродвижущих сил, наводимых в сигнальных обмотках чувствительного элемента. Результирующий вектор магнитного потока в статоре автосина изменяет свое направление, и в обмотке ротора автосина появляется сигнал рассогласования. Этот сигнал через первый канал усилителя 7 приводит во вращение электродвигатель коррекционного механизма 2 и щетки потенциометра и вносит рассогласование во



Фиг. 32. Установка усилителя У8М и выключателя коррекции ВК-53РШ под полом кабины экипажа:

1—настил пола кабины экипажа; 2—кронштейны со штепсельными разъемами; 3—усилитель У8М; 4—выключатель коррекции ВК-53РШ



Фиг. 33. Принципиальная электрокинематическая схема компаса ГИК-1:

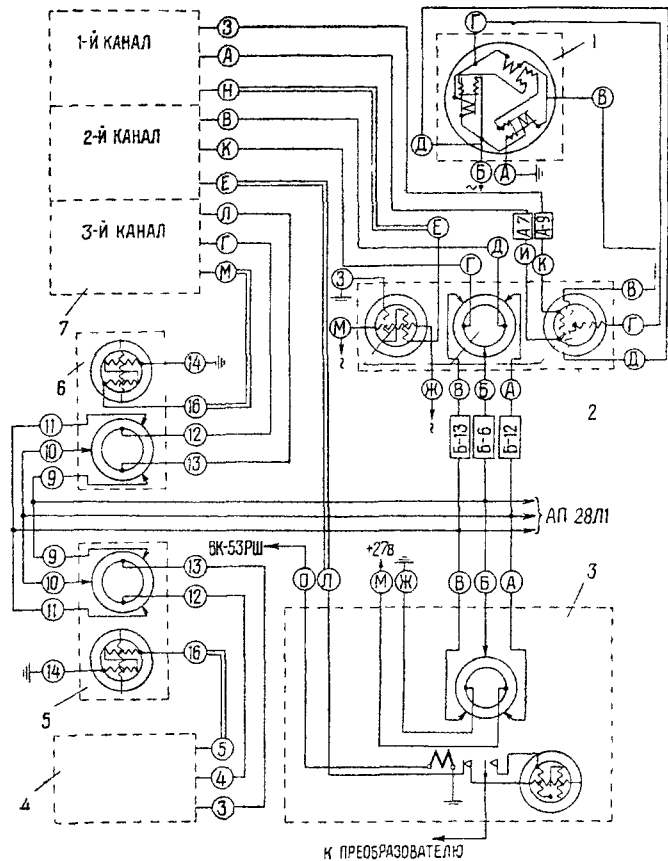
1—реле РСМ-1; 2—электродвигатель гироагрегата; 3—редуктор; 4—щетki, 5—контактные кольца; 6—потенциометр гироагрегата; 7—зубчатое колесо; 8—вертикальная ось гироскопа; 9—коррекционный мотор; 10—гироскоп; 11—жидкостный пере-

ключатель; 12—ось потенциометра; 13—потенциометр прибора КППМ; 14—редуктор; 15—отрабатывающий двигатель; 16—ламелльное устройство; 17—шестерня; 18—ось ручки кремальеры; 19—регулирующий винт локального устройства; 20—де-

кальное устройство; 21—электродвигатель коррекционного механизма; 22—статор автосина; 23—ротор автосина; 24—ось коррекционного механизма; 25—потенциометр коррекционного механизма

вторую следящую систему между потенциометрами коррекционного механизма и гироагрегата.

По сигналу рассогласования, снимаемому с токоотводов потенциометра коррекционного механизма 2, через второй канал усилителя 7 происходит обработка двигателем щеток потенциометра гироагрегата 3.



Фиг. 34. Принципиальная схема следящих систем компаса ГИК-1:

1—индукционный датчик ИД; 2—коррекционный механизм КМ; 3—гироагрегат Г-3М; 4, 7—усилители У8М и У6М; 5, 6—комбинированные пилотажные приборы КППМ правого и левого летчиков

Изменение положения щеток гироагрегата 3 в свою очередь вызывает обработку следящей системы указателей КППМ через третий канал усилителя 7 и усилитель 4.

Кратковременные отклонения чувствительного элемента (датчика) от горизонтального положения, имеющие вид колебаний, ввиду малой скорости (1—5 град/мин) обработки щеток потенциометра гироагрегата 3 не будут влиять на показания указателей 5 и 6. Эти колебания передаются через редуктор мотора гироагрегата 3, и указатели работают устойчиво.

Для исключения неправильного показания компаса при разворотах из-за негоризонтального положения чувствительного элемента датчика 1 обработка щеток потенциометра гироагрегата 3 следящей си-

стемы «Коррекционный механизм—Гироагрегат» отключается выключателем коррекции ВК-53РШ через реле гироагрегата 3; при этом указатели 5 и 6, управляемые сигналом потенциометра гироагрегата, показывают гирскопический курс и отсчитывают угол разворота.

Через 15—20 сек после включения питания компаса и разогрева ламп усилителя происходит согласование следящих систем, связывающих индукционный датчик 1 с коррекционным механизмом 2 и гироагрегат 3 с указателями 5 и 6. Однако показания указателей могут длительное время (до трех часов) не соответствовать положению датчика 1 относительно магнитного меридиана, так как нормальная скорость согласования следящей системы, связывающей коррекционный механизм 2 с гироагрегатом 3, находится в пределах 1—5 град/мин. Для быстрого согласования компаса после включения питания, а также после длительного выполнения разворота и фигур сложного пилотажа в системе компаса имеются кнопки быстрого согласования. Эти кнопки при помощи электромагнита в гироагрегате изменяют скорость согласования с 1—5 до 12—15 град/сек. Такая скорость обеспечивает согласование показаний указателя с положением индукционного датчика за время не более 15 сек.

ИНДУКЦИОННЫЙ ДАТЧИК ИД

Индукционный датчик ИД служит для корректировки по магнитному курсу показаний, снимаемых с гироагрегата.

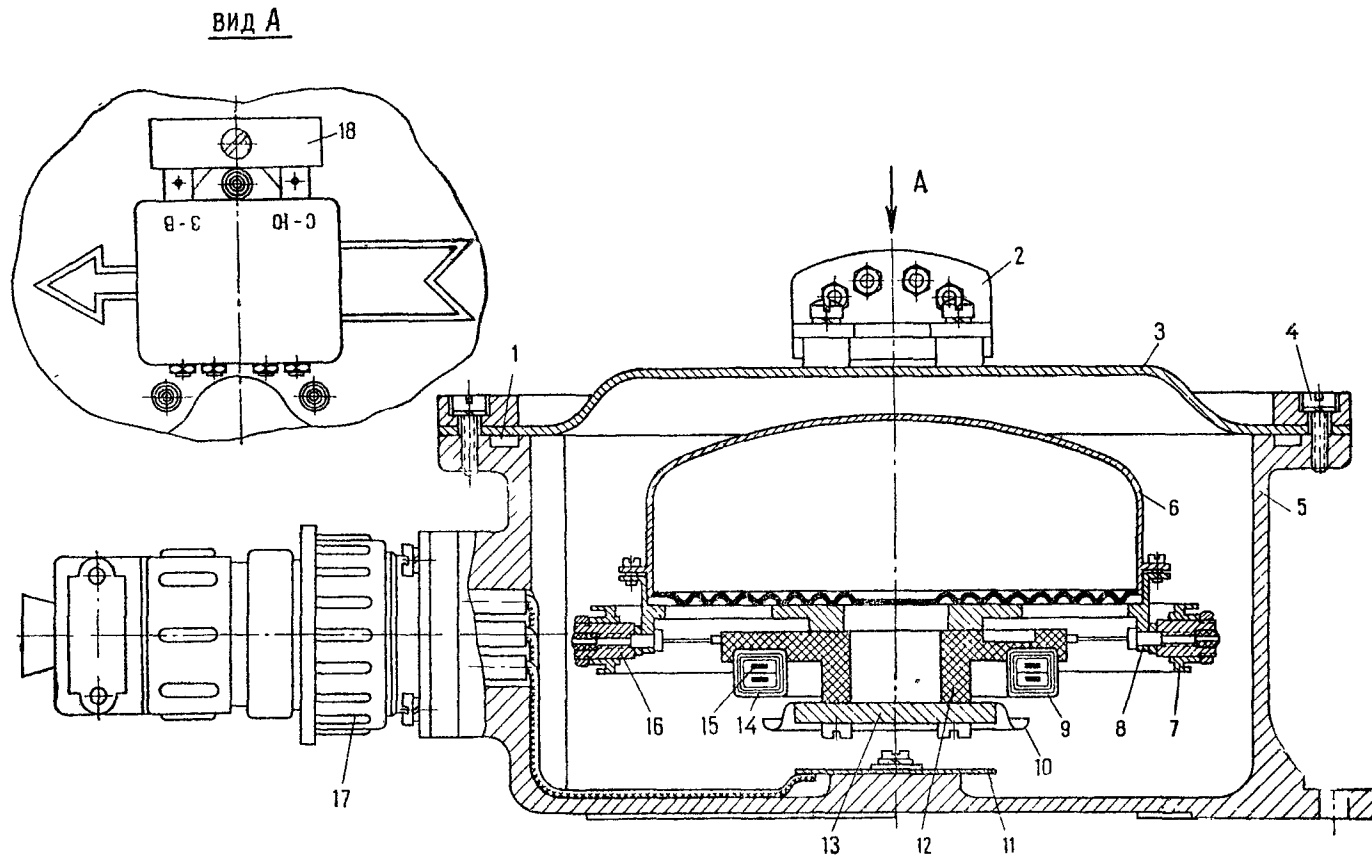
Чувствительный элемент датчика состоит из трех магнитных зондов, расположенных по сторонам равностороннего треугольника, образуя индукционный треугольник. Каждый магнитный зонд имеет два пермалловых сердечника 15 (фиг. 35), помещенных в катушки 9 обмотки подмагничивания. Магнитные зонды укреплены на основании 8.

Основание 8 чувствительного элемента является внутренним кольцом карданова подвеса и свободно поворачивается на осях 16 внутри наружного кольца 7, которое в свою очередь на таких же осях поворачивается внутри корпуса 5. Корпус заполнен жидкостью, состоящей из 75% лигроина и 25% масла МВП. Жидкость служит для удержания поплавка 6 с чувствительным элементом в горизонтальном положении, а также для демпфирования их колебаний.

Карданов подвес позволяет чувствительному элементу находиться в горизонтальном положении при кренах самолета на угол до 17°. При наклонах датчика на угол, больший 17°, чашка 10 упирается в диск 11, жестко связанный с корпусом 5 датчика.

Устранение полукруговой девиации датчика производится с помощью девиационного устройства 2, смонтированного на крышке 3. Для устранения возможности проворота валиков девиационного устройства 2 сделан специальный зажим 18.

Датчик включается в схему компаса через штепсельный разъем 17. На крышке выгравированы стрелка и надпись «Направление полета» для ориентировки датчика вдоль продольной оси самолета.



Фиг. 35. Индукционный датчик ИД:

1—прокладка; 2—девиационное устройство; 3—крышка; 4—винт; 5—корпус; 6—поплавок; 7—наружное кольцо; 8—основание; 9—катушка подмагничивания; 10—чашка; 11—диск; 12—платформа; 13—груз; 14—катушка сигнальной обмотки; 15—сердечник; 16—полая ось; 17—штепсельный разъем; 18—зажим

Основные технические данные

Погрешность датчика в диапазоне температур от +50 до -60°С . . .	не более 2,5°
Девиационное устройство обеспечивает на основных магнитных курсах С, Ю, В, З устранение полукруговой девиации	не менее 10° и не более 30°
Виброустойчивость и вибропрочность при перегрузках от вибрации:	
— с амплитудой смещения	не более 0,5 мм при частотах от 10 до 30 гц
— с ускорением, изменяющимся линейно	от 1,3 до 3,5g при частотах от 30 до 200 гц
Посадочные перегрузки с ускорением	4g при частотах от 40 до 100 ударов в минуту
Вес датчика	не более 1400 г

ГИРОСКОПИЧЕСКИЙ АГРЕГАТ Г-3М

Гироскопический агрегат предназначен для осреднения показаний, снимаемых с индукционного датчика, для определения угла разворота самолета и для дистанционной передачи их на автопилот.

Гироскопический агрегат состоит из следующих основных узлов (см. рис. 33):

- гироскопа 10;
- коррекционного мотора 9;
- потенциометра 6;
- узла согласования щеток потенциометра (щет-ки 4, зубчатое колесо 7, электродвигатель 2, редуктор 3);
- маятникового жидкостного переключателя 11;
- реле 1;
- корпуса с основанием;
- кожуха;
- амортизационного устройства.

В качестве ротора гироскопа используется короткозамкнутый ротор асинхронного двигателя (гиромотора), заключенного в кожух и являющегося внутренней рамой карданова подвеса. Гиромотор питается трехфазным переменным током 36 в 400 гц.

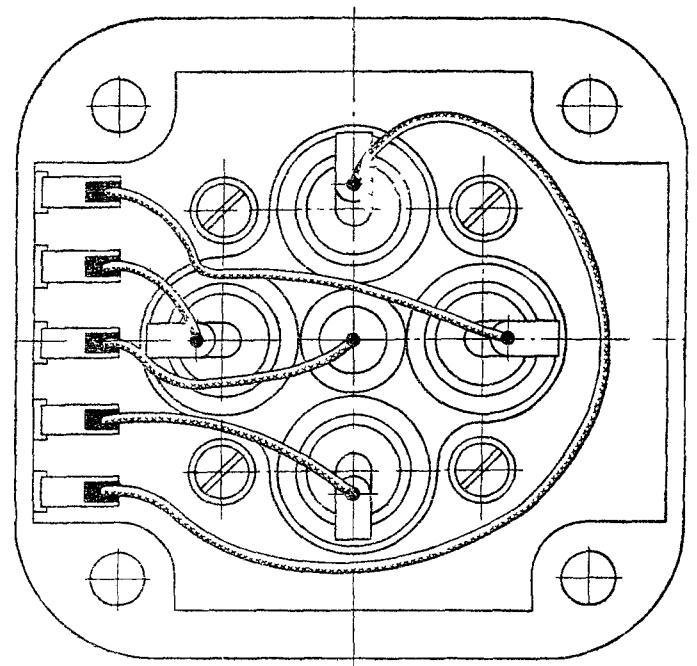
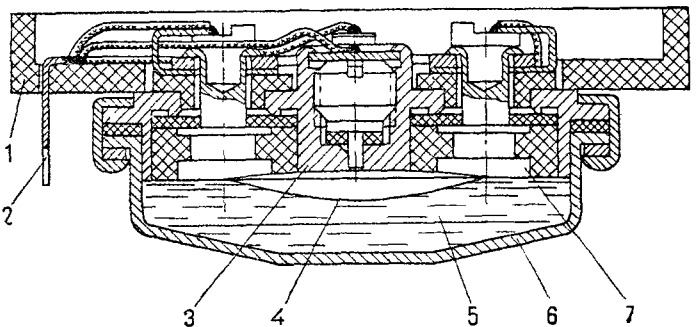
Гиромотор 6 с кожухом подвешен во внешней раме карданова подвеса и может свободно вращаться в подшипниках вокруг вертикальной оси 8. Для установки и поддержания оси 8 ротора гироскопа в горизонтальном положении применено специальное корректирующее устройство, состоящее из чувствительного и исполнительного элементов коррекции.

Чувствительным элементом коррекции является маятниковый жидкостный переключатель 11, смонтированный на внутренней раме гироскопа.

Маятниковый жидкостный переключатель (фиг. 36) состоит из двух пар контактов 7, расположенных под углом 90° относительно друг друга (в гироагрегате Г-3М используется одна пара контактов). Контакты 7 размещены в герметическом кожухе 6, заполненном токопроводящей жидкостью в таком количестве, что воздушный пузырек 4 в нейтральном положении наполовину перекрывает контакты 7. От контактов 7 наружу выведены клеммы 2, к которым подпаиваются управляющие обмотки коррекционного мотора 9 (см. рис. 33). Переменный

ток к токопроводящей жидкости подводится через корпус 3 и клеммы 2.

Исполнительным элементом коррекции служит коррекционный мотор, ротор которого крепится на внешней раме, а статор — на крышке гироагрегата.



Фиг. 36. Жидкостный переключатель:

1—основание; 2—клеммы; 3—корпус; 4—воздушный пузырек; 5—токопроводящая жидкость; 6—кожух; 7—контакт

Кольцевой потенциометр 6 (см. фиг. 33) установлен на верхней оси внешней рамы, питание его осуществляется через коллектор, а токи снимаются с другого коллектора.

Узел согласования щеток потенциометра 6 гироагрегата состоит из обрабатывающего двигателя 2 (ДИД-0,5), редуктора 3, фрикционной передачи 7 и электромагнита, обеспечивающего переключение работы редуктора с нормальной скорости согласования на ускоренную.

На крышке гироагрегата смонтировано реле 1, предназначенное для отключения азимутальной коррекции гироагрегата и коррекции горизонтального положения оси ротора гироскопа при разворотах самолета.

Гироскопический агрегат заключен между двумя кожухами: верхним и нижним, соединенными винтами. Стык между кожухами герметизирован резиновой прокладкой. Провода выведены в нижней части кожуха через стеклянные втулки. Здесь же установлены две трубки для заполнения азотом внутренней части прибора с целью предохранения его деталей от коррозии.

От резких толчков и вибраций агрегат защищен амортизирующим устройством, состоящим из скобы, основания и пружин: верхней — конической, воспринимающей вертикальные перегрузки, восьми нижних цилиндрических пружин, воспринимающих горизонтальные перегрузки, и резиновых прокладок.

Включение гироскопического агрегата в схему осуществляется через штепсельный разъем.

Основные технические данные

Кинематический момент гироскопа	4500 Г · см · сек
Число оборотов ротора гироскопа	21 000—22 000 об/мин
Устойчивость гироскопа («уход» в азимуте гироскопа)	не более 2° за 5 мин
Нормальная скорость согласования	от 1 до 5 град/мин
Максимальная скорость согласования	не менее 10 град/сек
Напряжение источников питания:	
— постоянным током	27 ± 2,7 в
— переменным током 400 гц	36 ^{+3,6} _{-2,1} в
Вес	не более 3,4 кг

КОРРЕКЦИОННЫЙ МЕХАНИЗМ КМ

Коррекционный механизм в схеме компаса предназначен для:

- связи между индукционным датчиком курса и гироскопом;
- устранения девиационных, методических и инструментальных погрешностей системы.

Коррекционный механизм состоит из следующих основных узлов (см. фиг. 33):

- автосина 22, 23;
- потенциометра 25;
- редуктора с обрабатывающим двигателем;
- лекального устройства 20.

Статор 22 автосина жестко закреплен в корпусе, а ротор 23 посажен на оси 24 и закреплен гайкой. Боковые стороны автосина закрыты пермаллоевыми экранами. Пакеты статора 22 и ротора 23 автосина собраны из пластин пермаллоя толщиной 2 мм. В пазах статора уложена трехфазная обмотка, соединенная звездой, а в пазах ротора — однофазная обмотка.

Статор 22 электрически связан с сигнальной обмоткой индукционного датчика, а ротор 23 — с усилителем.

Кольцевой потенциометр 25, закрепленный на корпусе, электрически связан с потенциометром 6 гироскопа; электрическая связь потенциометров осуществляется через три щетки.

Лекальное устройство 20 служит для устранения четвертной девиации и выбора инструментальных и методических погрешностей системы. В целях предохранения ленты лекального устройства от чрезмерных деформаций на регулировочных винтах 19,

расположенных через 15 град, в отверстиях на лицевой стороне имеются ограничители.

На приборе имеется шкала с ценой деления 5 град и стрелка для определения положения ролика лекального устройства относительно регулировочных винтов, а также величины погрешности, которая устраняется лекальным устройством. Данная погрешность определяется как разность в показаниях по шкалам коррекционного механизма и прибора КППМ.

С лицевой стороны коррекционного механизма имеются отверстия, через которые возможен доступ к регулировочным винтам 19 лекального устройства 20. Эти отверстия закрываются крышкой, которая крепится тремя винтами.

Весь прибор закрывается двумя кожухами. Крепление прибора — фланцевое. Коррекционный механизм соединяется со схемой компаса при помощи двух штепсельных разъемов.

Основные технические данные

Нестабильность работы при температурах от +20 до -60° С	не более 1,5°
Лекальное устройство обеспечивает устранение погрешностей	не менее ±6°
Вес	не более 1 кг

УСИЛИТЕЛЬ У6М

Усилитель У6М выполняет в компасе следующие функции:

— усиливает сигнал переменного тока удвоенной частоты, поступающий от индукционного датчика через автосин коррекционного механизма, преобразует этот сигнал в переменный ток основной частоты, усиливает преобразованный сигнал и подает его на управляющую обмотку двигателя ДИД-0,5 следящей системы коррекционного механизма;

— преобразует сигнал постоянного тока, поступающий с токоотводов потенциометра коррекционного механизма, в сигнал переменного тока, усиливает его и подает на управляющую обмотку двигателя ДИД-0,5 следящей системы гироскопа;

— преобразует сигнал постоянного тока, поступающий с токоотводов потенциометра (КППМ) левого летчика, в сигнал переменного тока, усиливает его и подает на управляющую обмотку двигателя ДИД-0,5 следящей системы указателя.

По выполняемым функциям схема усилителя разделена на четыре части: три усилителя — соответственно для 1, 2 и 3-го каналов и выпрямитель.

Все элементы усилителя смонтированы на общем шасси. Сверху на шасси размещены магнитные усилители, трансформаторы и лампы, снизу — конденсаторы и сопротивлений.

Регулятор чувствительности первого канала снабжен шкалой, выходящей на внешнюю сторону передней стенки усилителя. Для средних широт регулятор чувствительности устанавливается в положение, отмеченное цифрой 3 или 4, для высоких широт — цифрой 4 или 5 и на широтах, близких к экватору, — цифрой 2 или 1. Усилитель закрыт кожухом.

Усилитель У6М питается от бортовой сети переменного тока 36 в, 400 гц. Потребляемый ток составляет не более 0,8 а.

Основные технические данные

Чувствительность не должна превышать:

— для 1-го канала	1,5 мв
— для 2-го канала	60 мв
— для 3-го канала	60 мв

Максимальное выходное напряжение при нагрузке в 1000 ом не менее 20 в

Вес не более 3 кг

УСИЛИТЕЛЬ У8М

Усилитель У8М предназначен для усиления сигнала постоянного тока, поступающего с токоотводов потенциометра второго указателя (КППМ для правого летчика), и преобразования его в переменный ток, управляющий двигателем ДИД-0,5 этого указателя. Усилитель представляет собой сочетание магнитного и лампового усилителей. Магнитный усилитель используется в качестве входного каскада, а ламповый — выходного. Все элементы усилителя смонтированы на общем шасси. На верхней части размещены: магнитный усилитель, выходной трансформатор, силовой трансформатор, лампа. В нижней части шасси смонтированы сопротивления и конденсатор. Усилитель подключается в схему при помощи штепсельного разъема через гибкий жгут.

Основные технические данные

Напряжение на анодах ламп	250 ± 5 в
Напряжение накала ламп	6,3 в
Потребляемый переменный ток	не более 250 ма
Напряжение чувствительности	не более 60 мв
Поворот шкалы указателя при входном сигнале 5 в	не менее 18 град/сек
Вес	не более 1,2 кг

СОЕДИНИТЕЛЬНАЯ КОРОБКА СК-19

Соединительная коробка СК-19 предназначена для электрических соединений агрегатов компаса между собой.

Внутри корпуса коробки к основанию прикреплены три пластмассовые контактные колодки, имеющие по десять клемм, помеченных цифрами от 1 до 10. Колодки имеют опознавательные буквы А, Б, В.

На внутренней стороне крышки имеется таблица соединений проводов, которые обозначаются соответствующими буквой и цифрой, например А-5, Б-3.

На корпусе коробки крепится патрон, в котором помещен предохранитель ПК-30—0,15 а, защищающий потенциометр гироагрегата от перегорания при коротком замыкании.

КНОПКА СОГЛАСОВАНИЯ 5-К

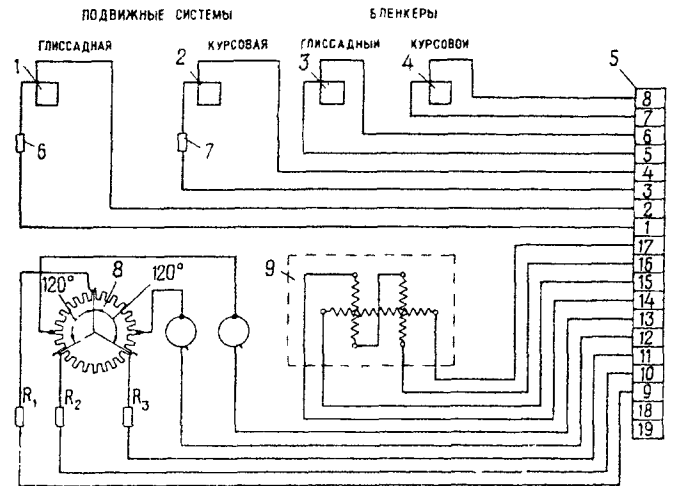
Кнопка согласования 5-К предназначена для ускоренного согласования показаний указателя с положением индукционного датчика относительно магнитного меридиана при включении компаса и после выполнения самолетом фигур сложного пилотажа.

10. КОМБИНИРОВАННЫЙ ПИЛОТАЖНЫЙ ПРИБОР КППМ

На самолете, на левой и правой панелях приборной доски летчиков, установлены два пилотажных прибора КППМ.

Комбинированные пилотажные приборы КППМ предназначены для работы в комплексе с системой слепой посадки СП-50 и индукционным компасом ГИК-1.

Прибор КППМ состоит из четырех магнитоэлектрических систем, предназначенных для определения курса полета, глissады планирования и аварийной сигнализации курса и глissады, а также одной следящей системы, служащей для определения компасного курса самолета (фиг. 37).



Фиг. 37. Принципиальная электрическая схема прибора КППМ:

1, 2—обмотки рамок глissадной и курсовой систем; 3, 4—обмотки рамок аварийных сигнализаторов глissадной и курсовой систем; 5—штепсельный разъем; 6, 7—подгоночные сопротивления; 8—потенциометр; 9—электродвигатель ДИД-0,5

Принцип действия каждой из магнитоэлектрических систем основан на взаимодействии магнитного потока, созданного постоянным магнитом, с магнитным потоком, созданным током, протекающим в подвижных рамках. При взаимодействии этих потоков создается вращающий момент, пропорциональный току в рамках. Противобалластный момент создается двумя спиральными пружинами, которые одновременно служат токоподводами. Успокоение подвижных частей осуществляется за счет взаимодействия токов, индуктированных в каркасе рамки, с полем постоянного магнита.

Принцип действия следящей системы, служащей для определения курса самолета, заключается в следующем: на вертикальной оси внешней рамки гироскопа гироагрегата 2 помещен кольцевой потенциометр 3, к двум диаметрально противоположным точкам которого через контактные кольца подводится постоянное напряжение 27 в (фиг. 38).

На обмотке потенциометра 6 расположены три щетки, закрепленные в щеткодержателе под углом 120° одна относительно другой. Положение каждой из щеток относительно токоподводов потенциометра

определяет величину потенциала, снимаемого данной щеткой. Щетки через контактные кольца и токосъемные пружины дистанционно соединены с тремя токопроводами потенциометра 6 показывающего прибора 4. Две диаметрально противоположные щетки потенциометра 6 через контактные кольца и токосъемные пружины также дистанционно соединены со входом усилителя 1

При повороте самолета смещаются щетки потенциометра 3 относительно первоначального положения. На щетках потенциометра 6 появляется разность потенциалов, подаваемая на вход усилителя 1. После усиления сигнал через выходной трансформатор подается на управляющую обмотку электродвигателя 5 прибора 4, в результате чего отработывают щетки прибора. Отработка щеток происходит до тех пор, пока сигнал на входе усилителя 1 не станет равным нулю, что соответствует согласованному положению щеток потенциометров 6 и 3

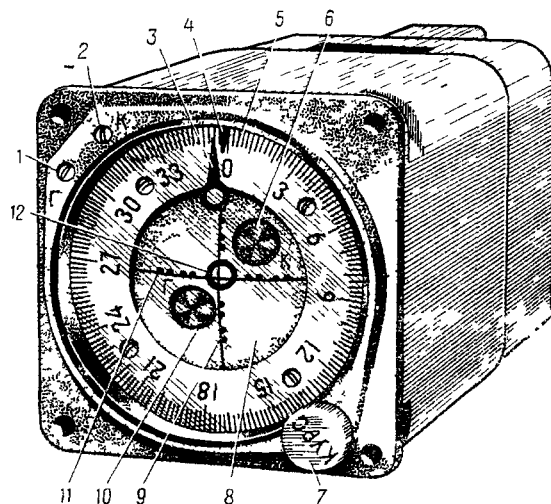
Прибор КППМ состоит из двух основных узлов: основания и механизма отработки потенциометра (указателя компасного курса).

Основание представляет собой жесткий каркас из алюминиевого сплава, на котором расположены (фиг. 39):

— четыре независимые магнитоэлектрические системы (указатель курса полета 9, указатель глиссады планирования 11, аварийный сигнализатор 6 курса, аварийный сигнализатор 10 глиссады планирования);

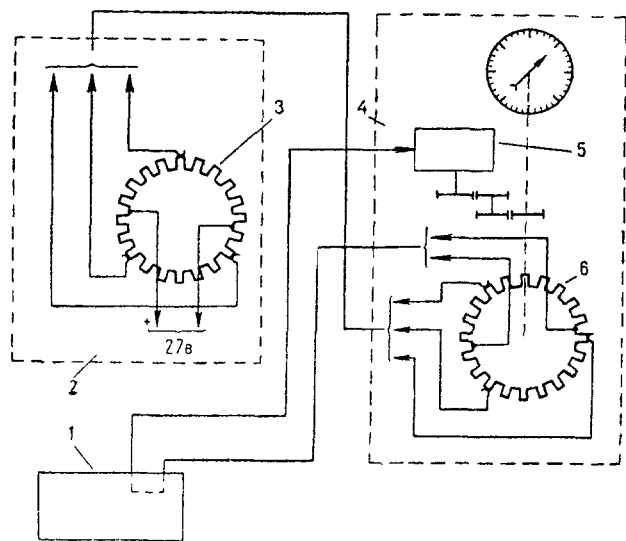
витком, предназначенным для успокоения и частичного уравнивания подвижной части. Обе рамки закреплены на оси, с которой жестко связана стрелка. Неподвижная часть каждой системы состоит из постоянного магнита, расположенного внутри полюсных наконечников

Магнитоэлектрические системы аварийных сигнализаторов (бленкеров) также состоят из подвижных



Фиг. 39. Комбинированный пилотажно-посадочный прибор КППМ:

1, 2—шлицы для корректирования стрелок курсовой и глиссадной систем; 3—стрелка указателя курса, 4—неподвижный указатель курса, 5—вращающийся циферблат; 6—аварийный сигнализатор курса; 7—рукоятка кремальеры, 8—неподвижный циферблат курса и глиссады; 9—стрелка курса; 10—аварийный сигнализатор глиссады; 11—стрелка глиссады; 12—кольцо нулевой отметки



Фиг. 38. Принципиальная схема включения прибора КППМ:

1—усилитель У8М, 2—гироагрегат; 3, 6—потенциометры, 4—прибор КППМ; 5—двигатель ДИД-0,5

— два циферблата: неподвижный 8, предназначенный для определения курса и глиссады, и циферблат 5, имеющий круговое вращение, предназначенный для отсчета показаний компасного курса.

Магнитоэлектрические системы указателя курса и глиссады планирования состоят из подвижной и неподвижной частей. Подвижная часть каждой системы представляет собой две меднокаркасные рамки: нижняя рамка имеет намотку, верхняя — не имеет намотки; каркас ее является короткозамкнутым

и неподвижных частей. Подвижная часть — каркасная рамка, жестко связанная с сигнальным диском. Неподвижная часть системы представляет собой внутрирамочный магнит, заключенный в магнитопровод, изготовленный в форме кольца и выполняющий одновременно функции магнитного экрана.

Циферблат 8 указателей курса и глиссады имеет две шкалы с отметками для курсовой и глиссадной систем.

Для отличия курсового сигнализатора 6 от глиссадного 10 на их шкалах нанесены соответственно буквы «К» и «Г».

Для установки стрелок 9 и 11 курсовой и глиссадной систем в приборе предусмотрены два корректора, представляющих собой систему рычагов с эксцентриком. Корректирование осуществляется поворотом осей, имеющих шлицы 1 и 2 под отвертку и выведенных в отверстия в левом верхнем углу лицевой стороны корпуса.

Циферблат 5 указателя компасного курса имеет кольцеобразную форму и закреплен над циферблатом 8 указателя курса и глиссады на шестерне 17 (см. фиг. 33), имеющей круговое вращение. Шестерня 17 соединена передачей шестерен на оси 18 с ручкой кремальеры, расположенной в правом нижнем углу лицевой стороны прибора

Циферблат 5 (фиг. 39) указателя компасного курса имеет равномерную шкалу с углом 360° и ценой деления 2° . Над циферблатом помещен неподвижный указатель 4 курса, под который может быть подведена любая отметка шкалы, соответствующая заданному направлению полета.

При установленном на заданный курс циферблате 5 и по указанному направлению стрелка 3 направлена вверх на неподвижный указатель курса. При отклонении самолета вправо или влево от заданного курса стрелка 3 указателя компасного курса уходит от неподвижного указателя 4 курса на угол отклонения самолета от заданного направления полета, что визуально указывает летчику нужное направление разворота для приведения самолета на заданный курс.

Кроме того, неподвижный указатель 4 курса освобождает летчика от необходимости запоминать заданный курс.

Механизм отработки потенциометра конструктивно состоит из потенциометра 13, редуктора 14 с отработывающим электродвигателем 15 и ламельным устройством 16 (см. фиг. 33).

Передняя часть прибора заключена в корпус, соединенный с основанием четырьмя винтами. Задняя часть прибора (механизм отработки потенциометра) закрывается кожухом, который одновременно является магнитным экраном.

Лицевая часть прибора закрыта стеклом, которое крепится пружинным кольцом с резиновой прокладкой. К внешней схеме прибор присоединяется через штепсельный разъем гибким жгутом.

Основные технические данные

Ток полного отклонения курсовой и глассидной систем	250 ± 15 мка
Погрешность указателя компасного курса не превышает	$\pm 1^\circ$
Температурный диапазон работ	от $+50$ до -60° С
Сопротивление курсовой и глассидной систем	1000 ± 50 ом

11. ГИРОПОЛУКОМПАС ГПК-52АП

Гирополукомпас ГПК-52АП (фиг. 40) является чувствительным элементом стабилизации и предназначен для:

— измерения отклонения самолета от установленного направления полета по ортодромии, выдачи электрических сигналов, пропорциональных этому отклонению, в канал курсовой стабилизации;

— выдачи электрических сигналов, пропорциональных отклонению самолета от установленного курса, в следящую систему указателя курса;

— использования благодаря высокой точности в качестве навигационного гирополукомпаса.

В комплект гирополукомпаса ГПК-52АП входят гирополукомпас ГПК-52, пульт управления ПУ и соединительная коробка СК.

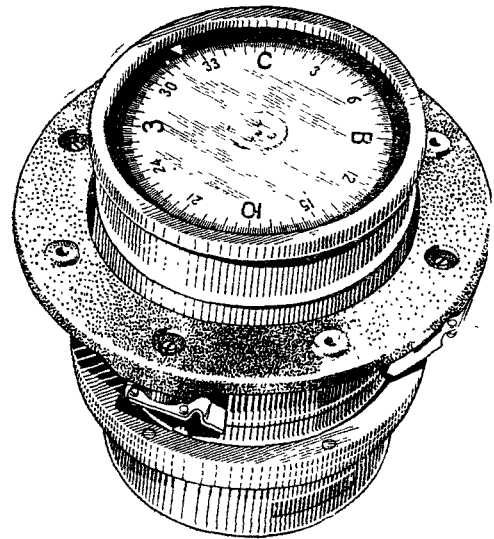
Принцип действия гирополукомпаса ГПК-52АП основан на свойстве трехстепенного свободного гироскопа сохранять неизменным в пространстве положение оси собственного вращения.

Для предотвращения входов гироскопа в гирополукомпасе предусмотрены:

— горизонтальная коррекция для удержания оси собственного вращения гироскопа в горизонтальной плоскости;

— азимутальная коррекция для компенсации погрешности прибора от влияния суточного вращения Земли и имеющейся несбалансированности гироскопа.

Чувствительным элементом горизонтальной коррекции является жидкостный маятниковый переключатель, управляющий двухфазным реверсивным



Фиг. 40. Гирополукомпас ГПК-52АП

асинхронным электродвигателем, который работает в заторможенном режиме. Азимутальная коррекция осуществляется асинхронным электродвигателем, управляющая обмотка которого включена в диагональ моста, образованного широтным и поправочным потенциометрами пульта управления.

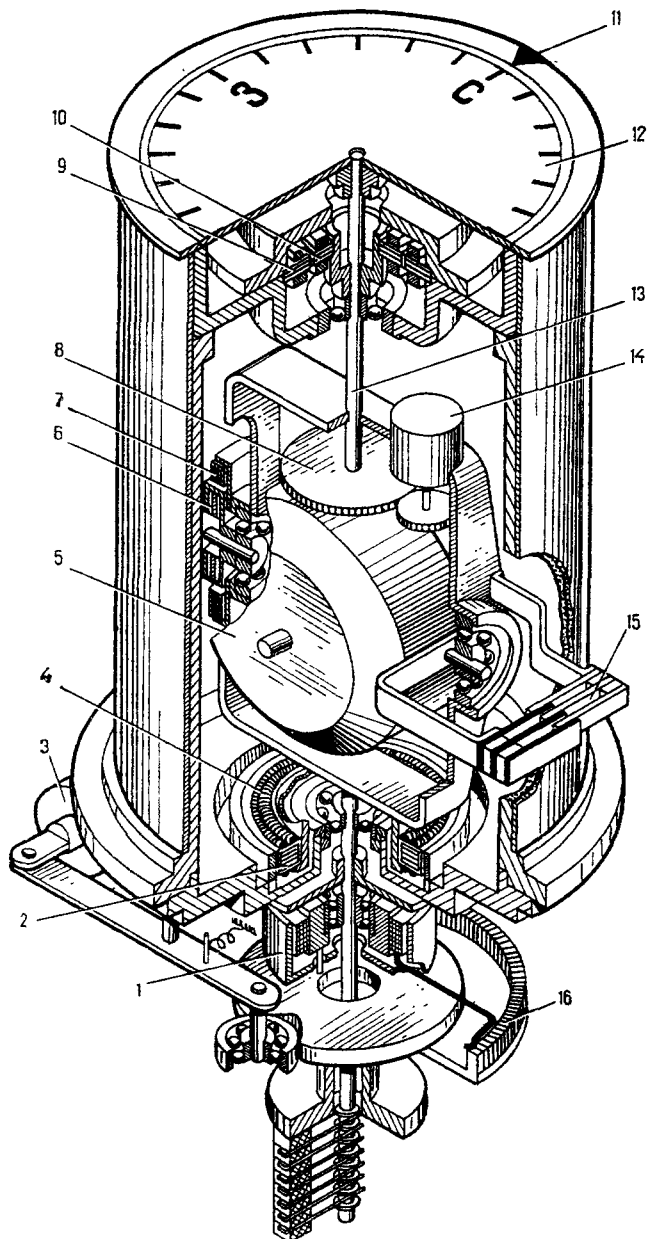
Для осуществления дистанционной связи с указателем курса и другими потребителями в верхней части гирополукомпаса смонтирован плоский сельсин-датчик.

Ротор 10 (фиг. 41) сельсина-датчика укреплен на оси 13, которая может поворачиваться на неограниченный угол вместе с кардановым подвесом гироскопа относительно корпуса прибора. На верхнем фланце корпуса укреплен статор 9 сельсина-датчика.

Сигналы, зависящие от взаимного расположения ротора и статора сельсина ГПК-52АП, выдаются на сельсины приемника указателя курса.

Для выдачи сигналов отклонения самолета от заданного направления полета в канал курса автопилота в ГПК предусмотрены потенциометрический датчик 16, электромагнитная муфта 1 и арретир 3. Электромагнитная муфта 1 со щеткой потенциометра 16 свободно сидит на оси, жестко связанной с внешней рамкой гироскопа. В обесточенном состоянии (положение «Выключено») муфта заарретирована, щетка потенциометра 16 находится в нулевом положении. Ось 13 вместе с гироскопом 5 может поворачиваться на 360° . При подаче напряжения электромагнит арретира 3 и электромагнитная муфта 1 срабатывают, сердечник муфты с сидящей на нем

щеткой притягивается к диску, жестко сидящему на оси, связывая тем самым муфту с гироскопом. В этом случае прибор не должен поворачиваться на угол более $\pm 8^\circ$, так как электромагнитная муфта имеет упоры, ограничивающие ход ее щетки по потенциометру.



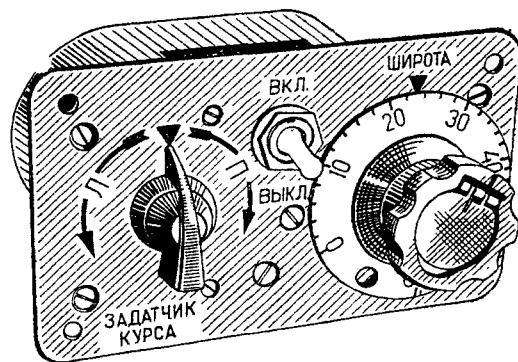
Фиг. 41. Кинематическая схема гироскопа ГПК-52АП:

1—электромагнитная муфта; 2, 4—статор и ротор горизонтального корректора; 3—арретир; 5—гироузел; 6, 7—ротор и статор азимутального корректора; 8—шестерня отработки шкалы; 9, 10—статор и ротор сельсина-датчика; 11—индекс; 12—шкала; 13—ось шкалы; 14—двигатель отработки шкалы; 15—контакты реле РСМ-1; 16—потенциометр

Для уменьшения тока, протекающего через электромагнит арретира 3 в момент срабатывания электромагнитной муфты 1, в цепь арретира последовательно включается сопротивление 40 Ом. Для более надежного отпущения муфты при минимальных напряжениях в цепи питания введено реле РСМ-1;

нормально-замкнутый контакт 15 реле включен в цепь электромуфты и арретира. При напряжении 4—5 в реле разрывает эту цепь.

Гироскоп является визуальным прибором, в котором направление продольной оси самолета и ее отклонение от заданного курса оцениваются по взаимному расположению шкалы 12, жестко укрепленной на вертикальной оси 13 карданова подвеса, и индекса 11, укрепленного на корпусе прибора. Шкала прибора устанавливается на заданный курс разворотом совместно с ротором 10 сельсина-датчика при помощи двигателя 14 (ДИД-0,5), управляемого с пульта ГПК-52ПУ от задатчика курса.



Фиг. 42. Пульт управления гироскопа ГПК-52АП

Для уменьшения послевиражных ошибок в приборе предусмотрена возможность автоматического отключения горизонтальной коррекции при совершении самолетом виражей с угловой скоростью от 0,3 град/сек и более. Горизонтальная коррекция выключается путем разрыва цепи управляющих обмоток горизонтального корректора выключателем коррекции ВК-53РШ.

Основным элементом гироскопа является гиросузел 5, подвешенный в наружной раме карданова подвеса на радиальных шарикоподшипниках. На оси гиросузла посажен ротор 6 азимутального корректора, а на раме в алюминиевой обойме укреплен статор 7 корректора. На верхней части рамы расположен редуктор с электродвигателем ДИД-0,5; выходное зубчатое колесо редуктора сцеплено с зубчатым колесом, ось которого проходит сквозь полую верхнюю ось карданной рамы. На этой же оси жестко закреплены коллектор для подвода питания на щетки выдающего потенциометра 16, щеткодержатель со щетками и шкала прибора. На шкале прибора нанесены 360 делений через 1° с оцифровкой через 30° и буквы С, В, Ю, З через 90° . Показания прибора отсчитываются по взаимному расположению шкалы и треугольному индексу, укрепленному на корпусе прибора. На фланце корпуса прибора расположен выдающий потенциометр 16.

В нижней части рамы укреплен ротор 4 горизонтального коррекционного мотора; статор мотора 2 соединен с нижним фланцем корпуса прибора.

Пульт управления гироскопа ГПК-52АП (фиг. 42) предназначен для внесения широтных поправок путем подачи сигналов в азимутальный кор-

ректор и для управления разворотом шкалы гиropolукомпаса. В пульте смонтированы два потенциометра, механизм, управляющий разворотом шкалы, два подстроечных реостата и выключатель. Указанные узлы крепятся к прямоугольной панели пульта и закрываются алюминиевым кожухом.

На лицевой панели пульта имеются ручка задатчика курса, выключатель и ручка установки широтных поправок. Разворотом шкалы управляет потенциометр, движок которого удерживается в среднем положении пружиной. Ось движка выведена на панель; на оси укреплена ручка, при помощи которой производится разворот шкалы. На лицевой панели пульта имеются указатели, показывающие, в какую сторону необходимо поворачивать ручку.

Блок потенциометров состоит из широтного и поправочного потенциометров. В корпусе потенциометра укреплен штуцер с отверстием, через которое проходит ось с ползунком. На оси широтного потенциометра укреплена ручка со шкалой, на которой имеются деления от 0 до 90° с оцифровкой через каждые 10°. На панели пульта управления имеется треугольный индекс с надписью «Широта», против которого устанавливается определенное деление шкалы.

Питание гиropolукомпаса включается на пульте управления.

Соединительная коробка предназначена для монтажа всех электрических соединений агрегатов ГПК-52. Коробка изготовлена из алюминия. На внутренней стороне крышки коробки помещена схема соединений комплекта. Внутри коробки находятся две пластмассовые колодки и конденсатор емкостью 1 мкф, включенный в цепь управляющих обмоток двигателя ДИД-0,5.

Основные технические данные

Напряжение питания:	
— по постоянному току	27±2,7 в
— по переменному току 400 гц	36±1,8 в
Мощность, потребляемая двигателем	25 вт
Температурный диапазон работы	от +50 до -60° С
Устойчивость показаний	2 град/час
Точность дистанционной передачи	±2°

Гиropolукомпас ГПК-52АП установлен на горизонтальной панели правого пульта; пульт управления ГПК-52ПУ — на вертикальной панели правого пульта; соединительная коробка — на левом борту под навигационным столом.

12. ЗАДАТЧИК КУРСА ЗК-2

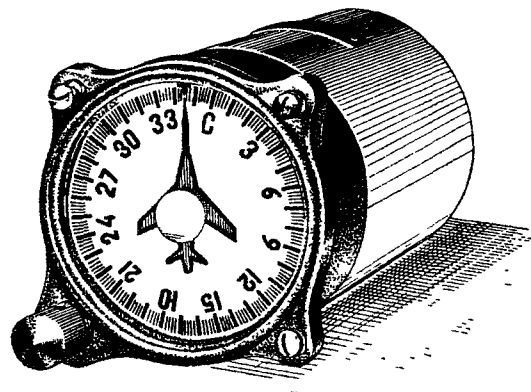
Задатчик курса ЗК-2 (фиг. 43) предназначен для индикации гироскопического курса ГПК-52АП и выдачи сигнала заданного курса автопилоту для разворотов самолета. На самолете, на средней и правой панелях приборной доски летчиков, установлены два задатчика курса.

Указатель ЗК-2, установленный на правой панели приборной доски, предназначен только для индикации гироскопического курса.

По принципу действия задатчик курса представляет собой следящую систему для отработки сигналов курса, получаемых с гиropolукомпаса ГПК-

52АП, и электромеханическую схему формирования электрического сигнала автопилоту заданного курса (угла) разворота самолета.

Сельсин-приемник ЗК-2 связан электрически со статором сельсина-датчика гиropolукомпаса ГПК-52АП. При рассогласованном положении указанных сельсинов с ротора сельсина-приемника снимается сигнал, который поступает на вход усилителя; с выхода усилителя напряжение подается на управляющую обмотку двухфазного индукционного двигателя ДИД-0,5, который через редуктор отрабатывает ось с ротором, стрелкой и щеткой потенциометра до согласованного положения.



Фиг. 43. Задатчик курса ЗК-2

Для ввода заданного курса разворота кремальерой разворачивают статор сельсина-приемника, устанавливая отметку необходимого курса разворота на шкале под неподвижный индекс. При этом следящая система отрабатывает щетку потенциометра.

Потенциометр заданного курса работает в мостовой схеме с автопилотом АП-28Л. С потенциометра снимается сигнал и поступает в автопилот, последний разворачивает самолет на заданный курс при установке переключателя «ГИК—ГПК—Разворот» на пульте автопилота в положение «Разворот». Стрелка прибора в первый момент времени отклонится в сторону вращения шкалы, но после выхода самолета на заданный курс вернется к первоначальному положению, т. е. под неподвижный индекс.

Усилитель следящей системы выполнен на полупроводниках. Сигнал переменного тока с ротора сельсина 2 (фиг. 44) усиливается триодами 3 и 4 до мощности, необходимой для работы выходного каскада.

Усилитель имеет стабилизацию рабочей точки плоскостных триодов 3 и 4 при изменении температуры окружающей среды.

Для предупреждения случаев выхода из строя полупроводниковых триодов при случайной перемене полярности в цепь питания постоянного тока включен блокирующий диод.

Прибор состоит из следующих основных узлов:

- сельсина-приемника;
- потенциометра отклонения от заданного курса;
- редуктора с отрабатывающим двухфазным индукционным двигателем;
- усилителя.

В передней части прибора закреплен узел плоско-го сельсина-приемника так, что корпус его со статором сельсина может вращаться в корпусе задатчика курса относительно ротора сельсина.

К корпусу крепится шкала для установки кремальерой заданного курса.

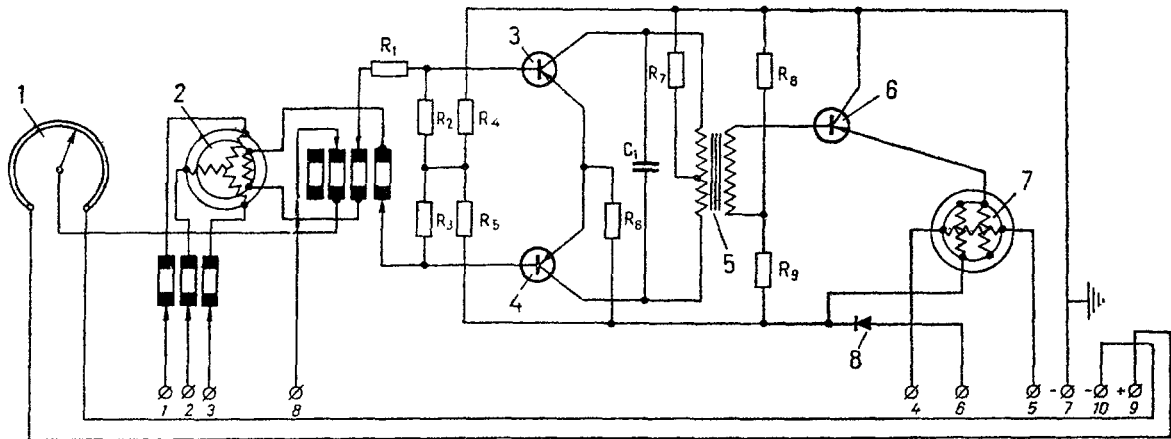
В средней части прибора размещен потенциометр, в нижнюю часть вмонтирован усилитель. Собранный задатчик курса закрыт кожухом.

Подвижной частью прибора является ось и жестко связанные с ней ротор сельсина-приемника, щетка потенциометра и стрелка. Ось приводится во вращение обрабатывающим двухфазным индукционным двигателем через редуктор и шестерню.

При угловой скорости разворота возникает гироскопический момент, который, преодолевая сопротивление пружин, отклоняет гироскоп от среднего положения и включает механизм задержки времени. Последний разрывает цепь коррекции через 5 — 15 сек после возникновения угловой скорости. Благодаря механизму задержки коррекция выключается только при установившейся угловой скорости; при колебаниях и толчках самолета в полете коррекция не выключается.

Выключатель коррекции ВК-53РШ состоит из трех систем:

- гироскопической;
- задержки времени;



Фиг. 44. Принципиальная электрическая схема задатчика курса ЗК-2:

1—потенциометр; 2—сельсин-приемник; 3, 4, 6—плоскостные триоды; 5—трансформатор; 7—обрабатывающий двигатель ДИД-0,5; 8—блокирующий диод

Задатчик курса ЗК-2 питается от бортовых сетей:

- переменного тока 36 в, 400 гц;
- постоянного тока.

Задатчик курса подключается в схему при помощи десятиштырькового штепсельного разъема.

Основные технические данные

Погрешность дистанционной передачи	$\pm 1^\circ$
Скорость согласования шкалы	не менее 15 град/сек
Температурный диапазон работы	от $+50$ до -60°C
Высотность	до 25 000 м
Вес	1,5 кг

13. ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ КОРРЕКЦИИ ВК-53РШ

Выключатель коррекции ВК-53РШ предназначен для отключения коррекции гироскопических приборов или разрыва электрических цепей гиродатчиков АГД-1, ГИК-1, ГПК-52АП и ЦГВ-4 во время выполнения разворотов и виражей самолетом. Выключатель коррекции может одновременно обслуживать четыре цепи коррекции: три цепи размыкать и одну — замыкать.

Принцип действия прибора основан на свойстве гироскопа с двумя степенями свободы совмещать вектор собственного вращения с вектором угловой скорости вращения самолета.

В выключателе коррекции гироскоп устанавливается в среднее положение пружинами. При нали-

— исполнительной (релейной).

Гироскопическая система является чувствительной частью прибора. Она реагирует на угловую скорость разворота самолета и при ее наличии дает сигнал на выключение коррекции. Гироскопическая система состоит из двухступенного гироскопа с датчиком сигнала на выключение коррекции. Гироскоп 20 (фиг. 45, 46) гироскопа представляет собой асинхронный двигатель трехфазного тока напряжением 36 в и частотой 400 гц. Гироскоп с корпусом 21 образуют гиросузел, который подвешен в корпусе выключателя коррекции на подшипниках и может поворачиваться вокруг оси подвеса I—I. На корпусе 21 гиросузела укреплены кронштейн 5 с узлом контактных щеток 6 и кронштейн 3, к которому присоединены подвижные концы пружин 4; неподвижные концы пружин укреплены на корпусе прибора.

При отсутствии угловой скорости разворота (в режиме горизонтального полета) пружины 4 удерживают гиросузел в среднем положении, при котором щетки 6 контактируют со средней обесточенной частью контактной ламели 7 датчика сигнала на выключение коррекции.

Контактная ламель 7 и узел 6 щеток составляют датчик сигнала на выключение коррекции. Крайние, токовые части контактной ламели 7 присоединены одна — к фазе I, другая — к фазе III.

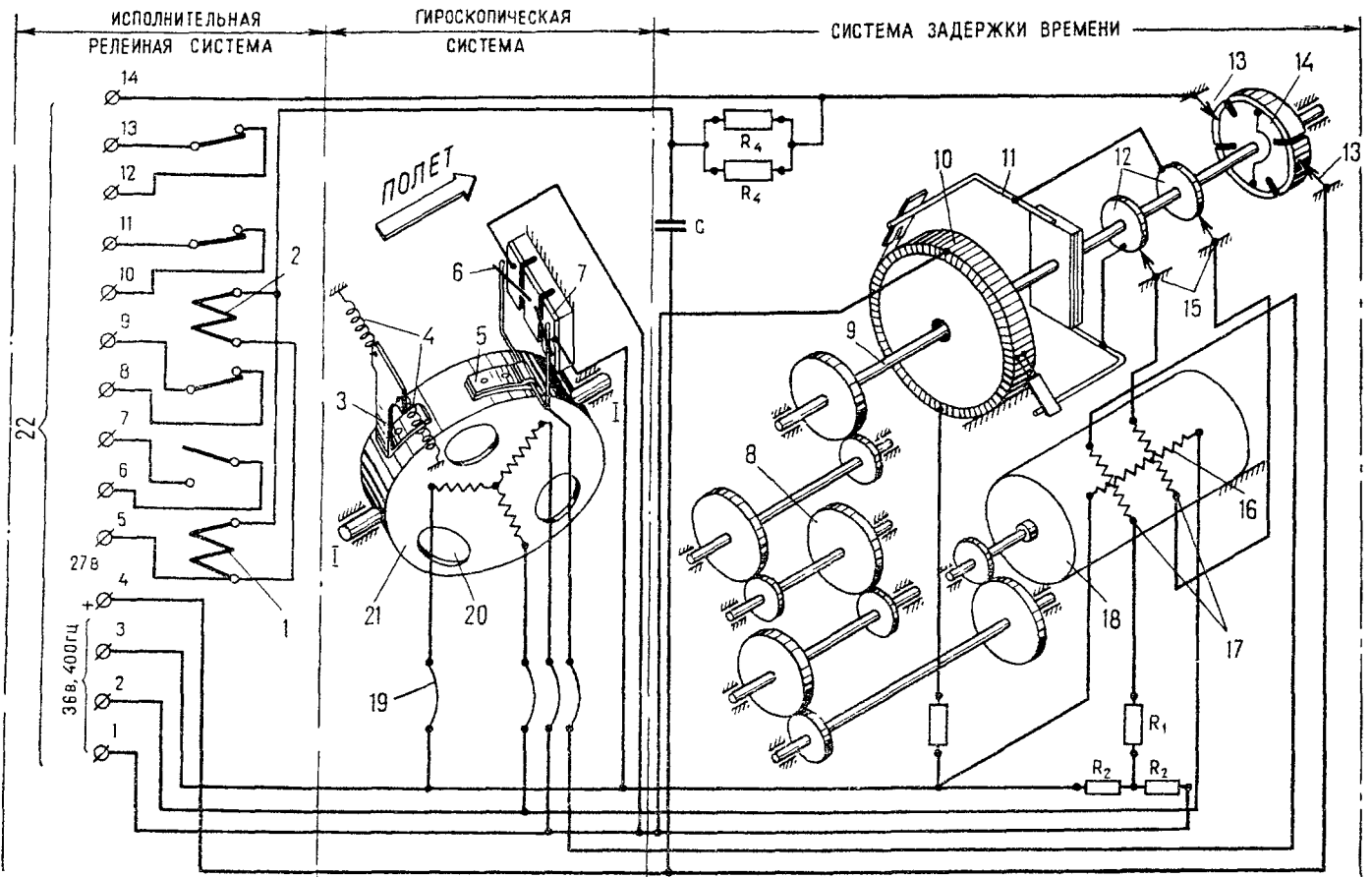
Поскольку гиросузел имеет возможность поворота вокруг оси I—I относительно корпуса, питание на

его элементы — статор гиromотора и узел 6 — передается через четыре гибких токоподвода 19.

В зависимости от направления разворота самолета щетки узла 6 контактируют как с участком ламели, соединенным с фазой I, так и с участком ламели, соединенным с фазой III. Диск 14 имеет четыре контактных сектора; два диаметрально расположенных сектора закорочены между собой.

роскопические приборы в течение значительной части времени полета по прямой, что вносило бы погрешность в показания этих приборов.

Система задержки времени состоит из двухфазного реверсивного индукционного двигателя 18, редуктора 8 с передаточным отношением 1 : 2824, потенциометра 10 и диска 14 выключателя коррекции



Фиг. 45. Электрокинематическая схема выключателя коррекции ВК-53РШ:

1, 2—реле РСМ-2, РСМ-3; 3—кронштейн пружины; 4—пружины; 5—кронштейн узла контактных щеток; 6—узел контактных щеток; 7—контактная ламель; 8—редуктор двигателя; 9—вал; 10—потенциометр; 11—щетki потенциометра; 12—коллектор; 13—щетki диска; 14—диск; 15—щетki коллектора; 16—обмот-

ка возбуждения двигателя; 17—управляющие обмотки двигателя; 18—двигатель ДИД-0,5; 19—гибкие токоподводы; 20—гиromотор; 21—корпус гиromотора; 22—вилка штепсельного разъема

Система задержки времени принимает электрический сигнал от гироскопической системы и с запаздыванием в 5—15 сек передает его на исполнительную систему, которая и производит выключенные коррекционных цепей. Задержка времени необходима для того, чтобы выключатель коррекции не реагировал на кратковременные действия угловых скоростей, возникающих при полете самолета по прямой в условиях «болтанки», при толчках и т. п., и выключал коррекцию только при установившейся угловой скорости, соответствующей развороту самолета.

При отсутствии системы задержки времени выключатель коррекции в условиях полета в возмущенной атмосфере оставял бы без коррекции ги-

Индукционный двигатель 18 имеет обмотку возбуждения 16 и две управляющие обмотки 17. Двигатель через редуктор 8 вращает вал 9, на котором закреплены узел щеток 11 потенциометра 10, коллектор 12 и диск 14.

Исполнительная (релейная) система, получая сигнал от системы задержки времени, производит размыкание трех цепей коррекций гироскопических приборов и замыкание одной цепи.

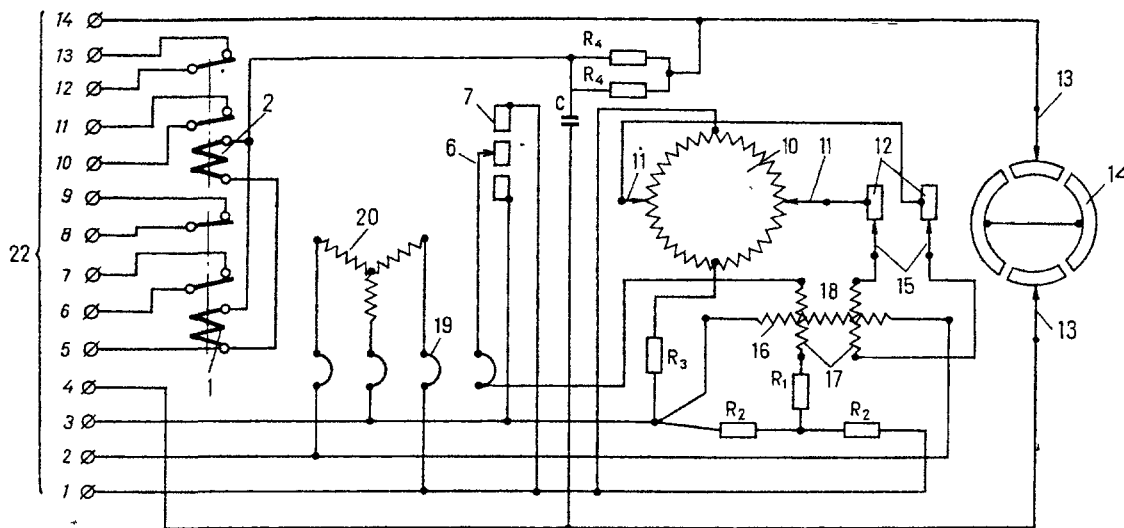
Исполнительная система выключателя коррекции состоит из двух реле 1 и 2 (РСМ-2 и РСМ-3). Обмотки обоих реле соединены между собой параллельно и включены последовательно с двумя сопротивлениями R_4 и диском 14 со щетками 13 в цепь постоянного тока 27 в.

В режиме горизонтального полета обмотки реле обесточены, так как щетки 13 находятся на той паре ламелей диска 14, которые не замкнуты между собой. Релейная цепь разомкнута.

При развороте самолета диск 14 поворачивается относительно щеток 13, которые переходят на пару ламелей, замкнутых между собой. На обмотки реле подается напряжение, реле срабатывают — три цепи коррекций замыкаются и одна замыкается (коррекции выключены). По прекращении разворота диск 14 выключателя снова поворачивается так, что щетки 13 переходят на незамкнутые ламели; коррекции снова включаются.

Время задержки выключения коррекции	от 5 до 15 сек
Порог чувствительности выключателя коррекции (минимальная угловая скорость, при которой происходит выключение коррекции)	от 0,1 до 0,3 град/сек
Интервал рабочих температур	от +50 до -60° С
Прибор работает устойчиво при вибрациях с перегрузкой 2,5g в диапазоне частот	от 30 до 80 гц
Вес прибора	не более 2,600 кг

На самолете установлены два выключателя коррекции ВК-53РШ: один при разворотах отключает коррекции гиродатчика АГД-1 левого летчика, гироскопа



Фиг. 46. Электрическая схема выключателя коррекции ВК-53РШ (обозначения совпадают с обозначениями на фиг. 45):

1, 2—реле РСМ-2; РСМ-3; 6—узел контактных щеток; 7—контактная ламель; 10—потенциометр; 11—щетки потенциометра; 12—коллектор; 13—щетки диска; 14—диск; 15—щетки коллектора; 16—обмотка возбуждения двигателя; 17—управляющие обмотки двигателя; 18—двигатель ДИД-0,5; 19—гибкие токоподводы; 20—гиромотор; 22—штепсельный разъем

Все элементы выключателя коррекции смонтированы в кожухе и закрыты гермокрышкой с резиновой прокладкой и резьбовым кольцом.

Корпус прибора имеет две части:

- заднюю, герметизированную, в которой размещены гиросистема и система задержки времени;
- переднюю, негерметизированную, в которой размещается исполнительная система.

Выключатель коррекции имеет герметические электровводы, представляющие собой стеклянные шарики с заармированными в них трубками, и штепсельный разъем для подключения к электросхеме самолета.

Выключатель коррекции питается от бортовой сети:

- трехфазным переменным током 36 в 400 гц; ток в I и II фазах не более 0,4 а, в III фазе — не более 0,43 а;
- постоянным током 27 в, мощность потребляемого тока не более 3 вт.

Основные технические данные

Максимальная сила тока в цепях выключения коррекции не должна превышать 200 ма

полукомпаса ГПК-52АП и гироскопа компаса ГИК-1, второй — отключает коррекции гиродатчика АГД-1 правого летчика и гировертикали ЦГВ-4.

Выключатели коррекции ВК-53РШ установлены под полом кабины экипажа у левого борта: один — между шпангоутами 4—5, рядом с усилителем У8М (см. фиг. 32), второй подвешен под полом на коробе тяг управления, между шпангоутами 5—6 (фиг. 47).

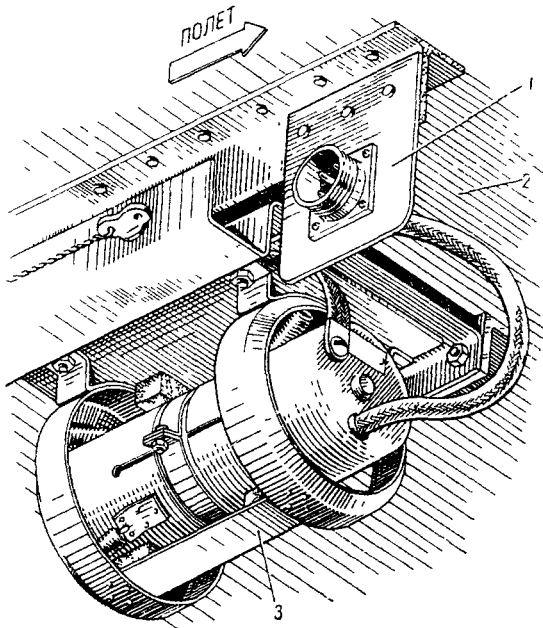
14. АВТОПИЛОТ АП-28Л1

Электрический автопилот АП-28Л1 предназначен для автоматической стабилизации и управления полетом самолета на заданной траектории.

Автопилот АП-28Л1 обеспечивает:

- стабилизацию положения самолета вокруг центра тяжести относительно трех основных осей (продольной, вертикальной и поперечной);
- автоматический полет самолета по ортодромии (по сигналам ГПК-52АП) и по локсодромии (по сигналам ГИК-1) с переключением с ГПК-52АП на ГИК-1 и обратно без отключения автопилота;
- стабилизацию высоты полета;

- автоматические довороты на углы до 120° при работе от задатчика курса ЗК-2;
- набор высоты, снижение, выполнение координированных разворотов с углами крена до $\pm 30^\circ$;
- приведение самолета к горизонтальному положению при углах крена до $\pm 30^\circ$ и тангажа до $\pm 20^\circ$;
- автоматическое триммирование руля высоты с сигнализацией на пульте управления автопилота наличия и направления усилия на штурвале;



Фиг. 47. Установка выключателя коррекции ВК-53РШ:

1—кронштейн со штепсельным разъемом; 2—настил пола в кабине экипажа; 3—выключатель коррекции ВК-53РШ

- автоматическое отключение и сигнализацию отключения рулевых машин «Курс—Крен» и «Тангаж» при забросе элеронов, руля направления или руля высоты, вызванном отказом в соответствующем канале автопилота;
- возможность отключения рулевой машины руля высоты с переводом канала тангажа в режим согласования;
- возможность пересиливания рулевых машин через систему управления самолетом.

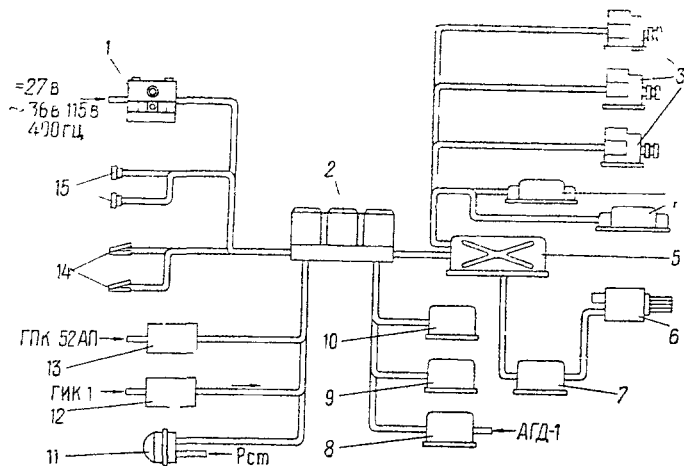
Основные технические данные

Время готовности автопилота к включению	не более 100 сек
Зона углов, в пределах которых возможно включение и управление автопилотом:	
— по крену	$\pm 30^\circ$
— по тангажу	$\pm 20^\circ$
Точность выдерживания:	
— курса	$\pm 1^\circ$
— крена и тангажа	$\pm 0,5^\circ$
— высоты	± 20 м
Скорость управления от рукоятки «Разворот» и переключателя «Спуск—Подъем»:	
— по крену	6 ± 3 град/сек

— по тангажу	$0,7 \pm 0,3$ град/сек
Скорость приведения к горизонту:	
— по крену	$4 \pm 1,5$ град/сек
— по тангажу	$1,2 \pm 0,3$ град/сек
Координированные развороты от задатчика курса	до 120°
Максимальные моменты, развиваемые рулевыми машинами:	
— крена	$1,5 \pm 0,23$ кг·м
— тангажа	$1,2 \pm 0,18$ кг·м
— направления	$1,5 \pm 0,35$ кг·м
Чувствительность автотриммера при приложении усилия к штурвалу	$2,6 \pm 1,5$ кг
Температурный диапазон работы автопилота	от $+50$ до -60° С
Высотность	12 000 м
Время задержки срабатывания автотриммера	от 3 до 5 сек
Время задержки срабатывания сигнализации автотриммера	$8 \pm 1,5$ сек
Гарантийный срок службы	1000 час
Вес автопилота	55 кг
Автопилот питается от бортовой сети:	
— постоянного тока; потребляемая мощность	не более 125 вт
— трехфазного переменного тока 36 в, 400 гц, потребляемый ток	не более 4 а в каждой фазе
— трехфазного переменного тока 115 в, 400 гц; потребляемая мощность	не более 520 ва (от стабилизированной фазы) и 800 ва (от нестабилизированной фазы)

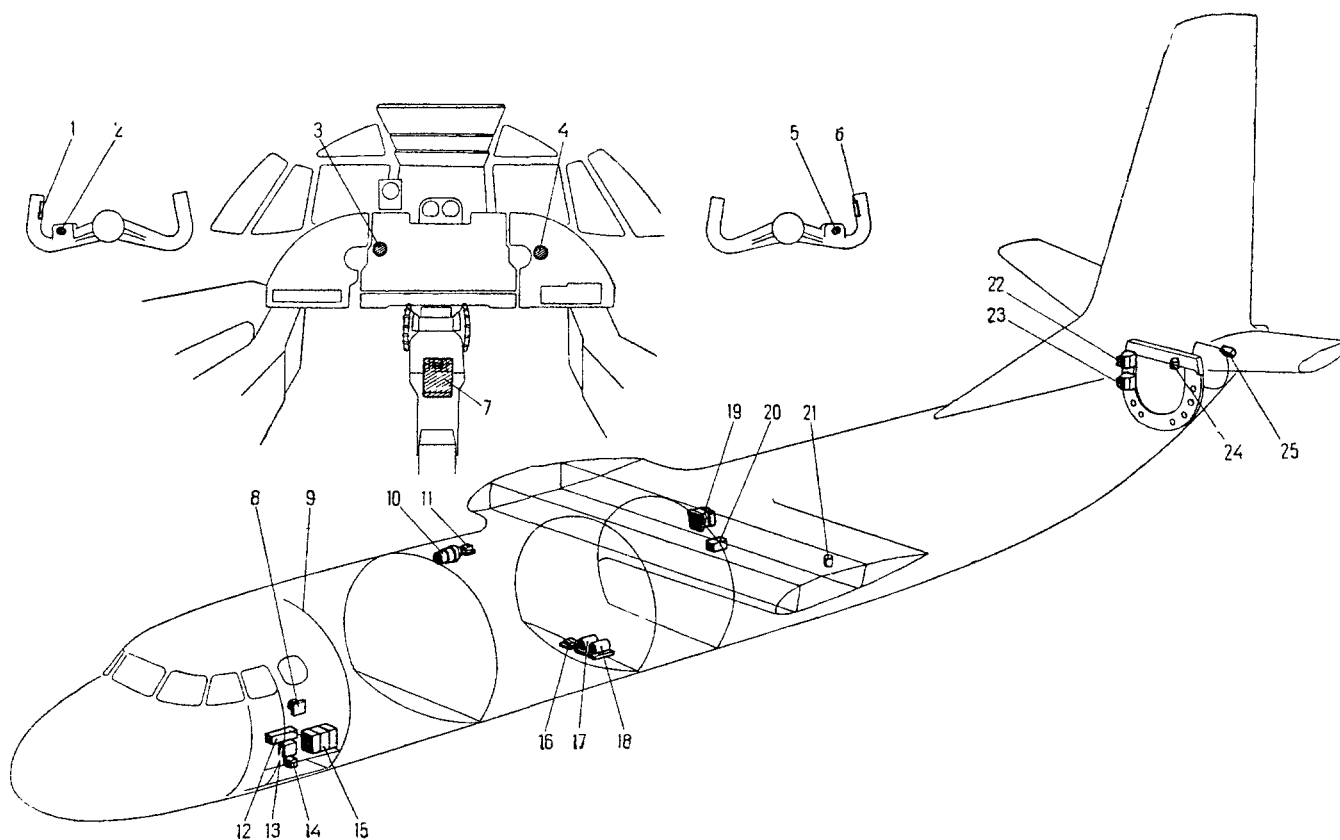
КОМПЛЕКТ И РАЗМЕЩЕНИЕ АГРЕГАТОВ АУТОПИЛОТА

- В комплект автопилота АП-28Л1 входят (фиг. 48):
- агрегат управления 1056;
 - блок 1079 связи с курсовыми системами;
 - корректор высоты КВ-11;
 - датчик угловых скоростей 970В;
 - рулевая машина элеронов 5023Б-К;
 - рулевая машина руля высоты 5023Б-Т;
 - рулевая машина руля направления 5023Б-Н;
 - триммерная машина 5061-Б;
 - усилитель рулевых машин 5026-Б;
 - пульт управления 1248;
 - блок реле 1444;
 - блок триммирования 1426А;
 - блок 5058Б фазочувствительных выпрямителей;
 - два датчика 1158А предельного отклонения руля высоты и элеронов;
 - две кнопки 512;
 - две кнопки совмещенного управления;
 - задатчик курса ЗК-2.
- Агрегаты автопилота размещены на самолете следующим образом:
- пульт управления — на центральном пульте летчиков (фиг. 49);
 - кнопки отключения — на штурвалах летчиков (фиг. 50);
 - задатчик курса — на левой панели приборной доски летчиков (фиг. 49);
 - агрегат управления, корректор высоты, блок связи с курсовыми системами, усилитель рулевых



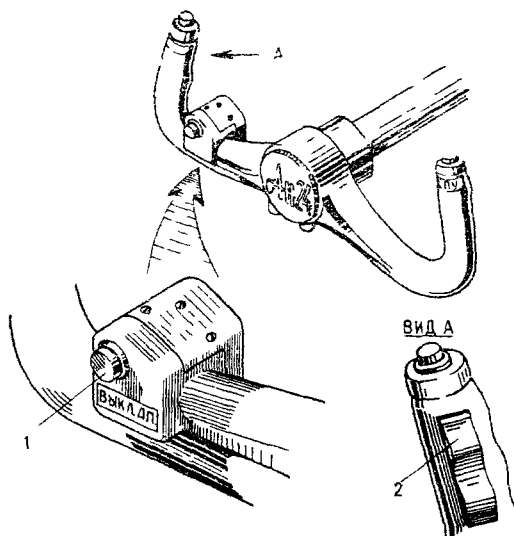
Фиг. 48. Комплектовочная схема автопилота АП-28J1:

1—пульт управления автопилотом; 2—агрегат управления; 3—рулевые машины; 4—датчики предельного отклонения рулей; 5—усилитель рулевых машин; 6—триммерная рулевая машина; 7—блок реле; 8—блок триммирования; 9—блок фазочувствительных выпрямителей; 10—датчик угловых скоростей; 11—корректор высоты КВ-11; 12—блок связи с курсовыми системами; 13—задатчик курса ЗК-2; 14—кнопки совмещенного управления; 15—кнопки отключения автопилота



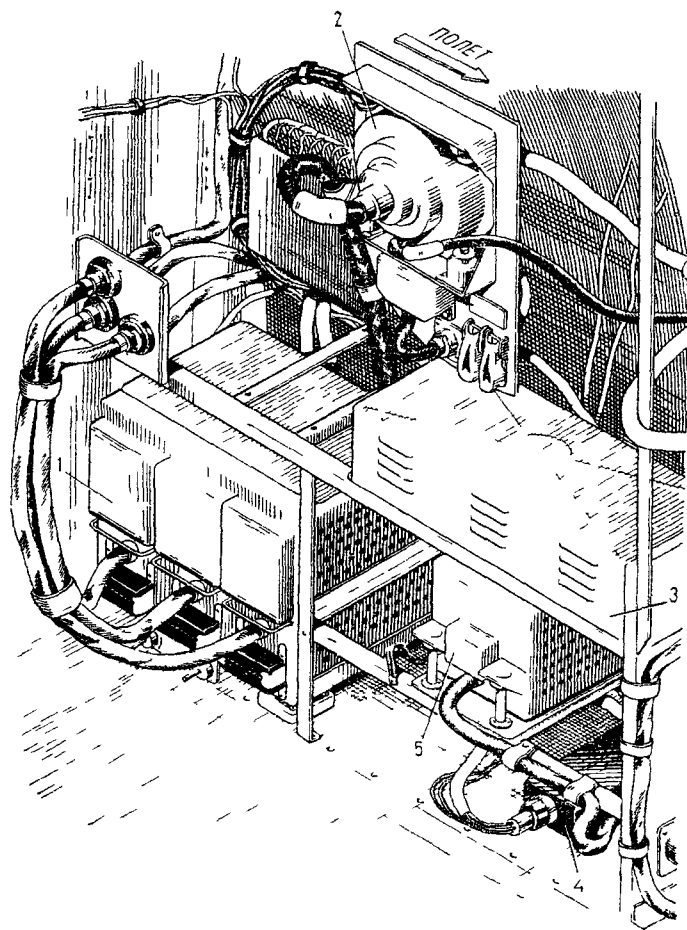
Фиг. 49. Схема размещения на самолете агрегатов автопилота АП-28J1:

1, 6—кнопки совмещенного управления; 2, 5—кнопки отключения АП; 3, 4—задатчики курса ЗК-2; 7—пульт управления; 8—корректор высоты КВ-11; 9—шпангот 7; 10—гировертикаль ЦГВ-4; 11—датчик угловых скоростей; 12—усилитель рулевых машин; 13—блок связи; 14—блок триммирования; 15—агрегат управления; 16—блок фазочувствительных выпрямителей; 17, 18—гиродатчики АГД-1; 19—рулевая машина элеронов; 20—датчик предельного отклонения элеронов; 21—блок реле; 22, 23—рулевые машины управления рулями направления и высоты; 24—датчик предельного отклонения руля высоты; 25—триммерная рулевая машина



Фиг. 50. Установка кнопок отключения и совмещенного управления АП на левом штурвале:

1—кнопка отключения, 2—кнопка совмещенного управления



Фиг. 51. Установка агрегатов автопилота под навигационным столиком в кабине экипажа:

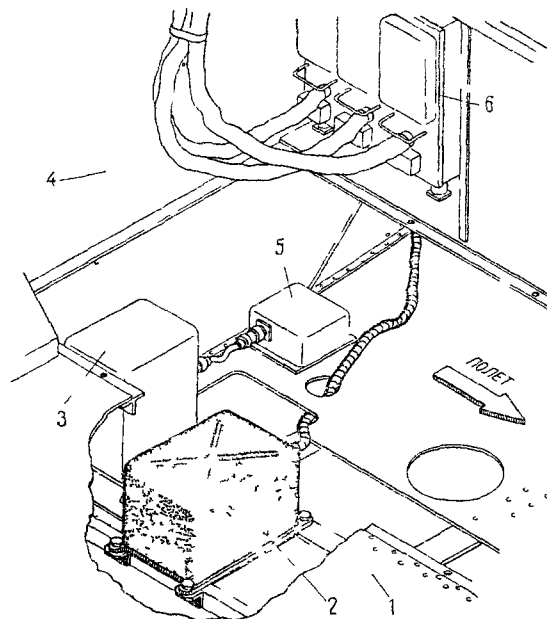
1—агрегат управления, 2—корректор высоты КВ-11, 3—вселилитель рулевых машин, 4—приставка раздельной сигнализации радиовысотомера РВ-УМ, 5—блок связи

машин — на этажерке, под навигационным столиком, у левого борта между шпангоутами 5—7 (фиг 51),

— блок триммирования — под полом кабины экипажа, у левого борта между шпангоутами 5—6 (фиг 52),

— рулевые машины управления рулями высоты и направления — в негерметической хвостовой части фюзеляжа, на шпангоуте 43 (фиг 53),

— блок реле — у левого борта в верхней части фюзеляжа, между шпангоутами 21—22 и стрингерами 34—35,



Фиг. 52. Установка блока триммирования.

1—пол кабины экипажа, 2—блок триммирования, 3—приемник МРП 56П, 4—стенка шпангоута, 5—блок питания МРП 56П, 6—агрегат управления АП

— блок фазочувствительных выпрямителей — под полом пассажирской кабины, между шпангоутами 18—19 (фиг 22).

— датчики предельных отклонений: элеронов — в левой части центроплана, на заднем лонжероне (фиг 54), руля высоты — на шпангоуте 43, в негерметической хвостовой части фюзеляжа;

— рулевая машина элеронов — у заднего лонжерона в левой части центроплана, между нервюрами 1—2 (фиг 55);

— триммерная машина — на шпангоуте 45,

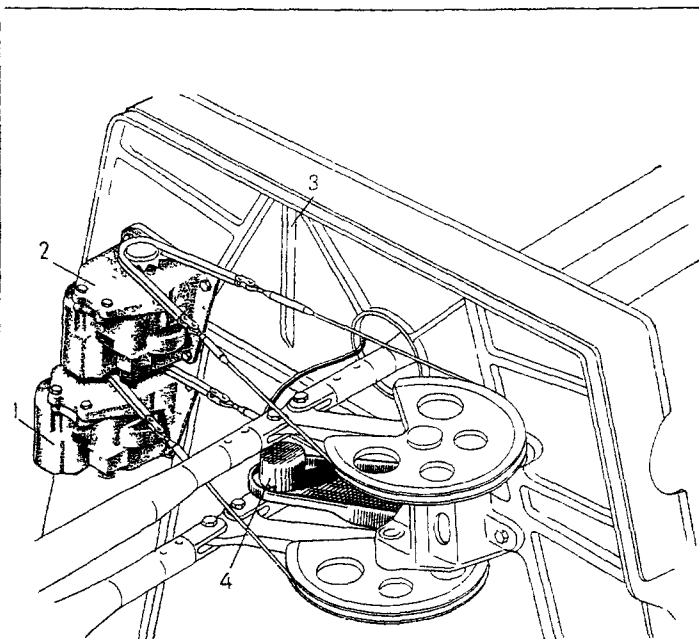
— датчик угловых скоростей — над потолком пассажирской кабины, между шпангоутами 12—13 (фиг 56)

ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ АУТОПИЛОТА

Автопилот выполняет следующие основные функции

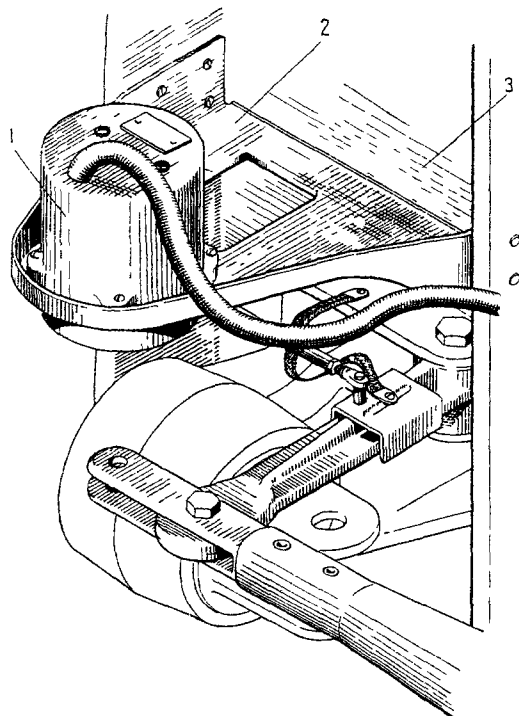
— стабилизирует положение самолета относительно центра тяжести,

— обеспечивает управление самолетом через рукоятки «Разворот» и «Спуск — Подъем»



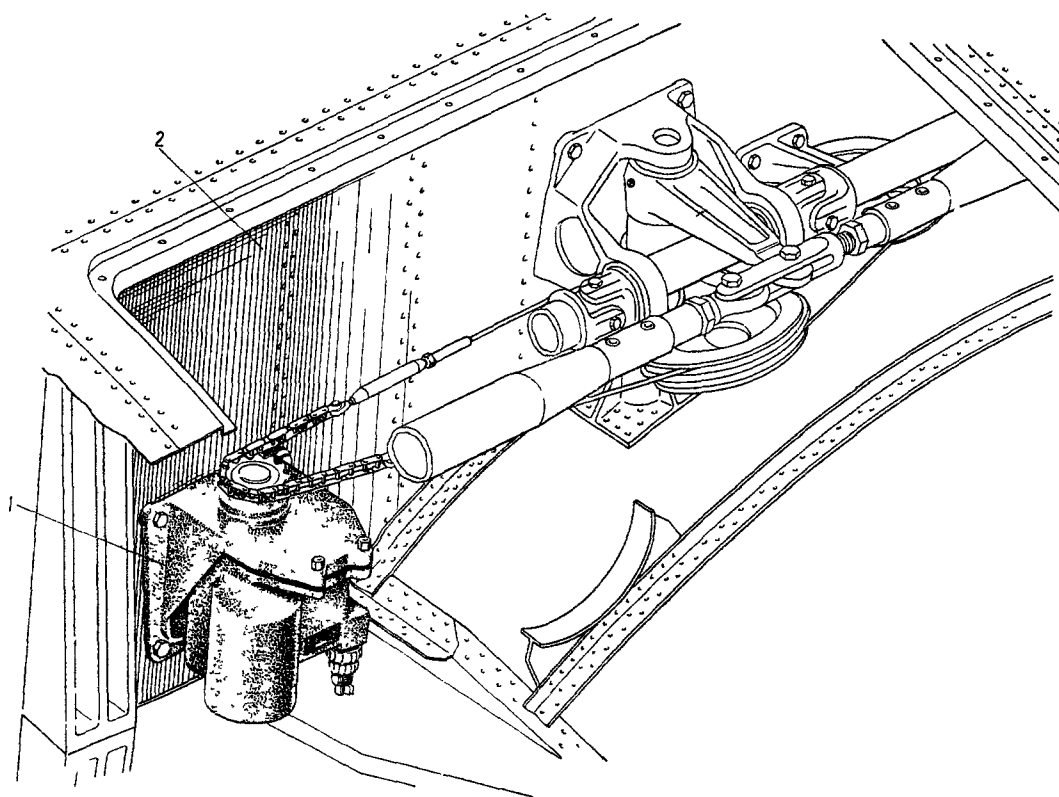
Фиг. 53. Установка рулевых машин рулей высоты и направления:

1, 2—рулевые машины управления рулями высоты и направления; 3—шпангоут 43; 4—датчик предельного отклонения руля высоты



Фиг. 54. Установка датчика предельных отклонений элеронов:

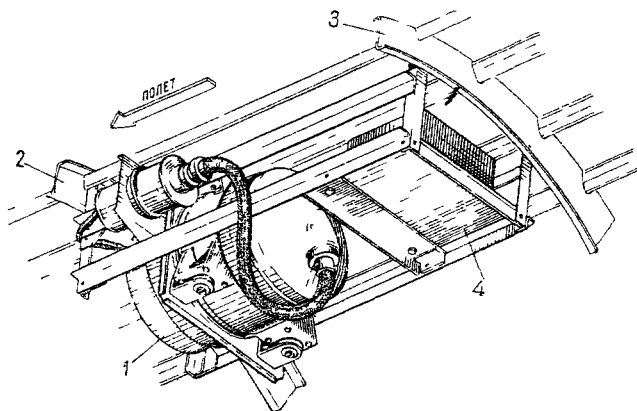
1—датчик предельных отклонений; 2—кронштейн, 3—стенка заднего лонжерона центроплана



Фиг. 55. Установка рулевой машины элеронов у заднего лонжерона центроплана:

1—рулевая машина; 2—стенка заднего лонжерона

Автопилот состоит из трех каналов — крена, тангажа и направления, — осуществляющих соответственно управление элеронами, рулем высоты и рулем направления



Фиг. 56. Установка датчика угловых скоростей и гировертикали ЦГВ-4 над потолком пассажирской кабины:

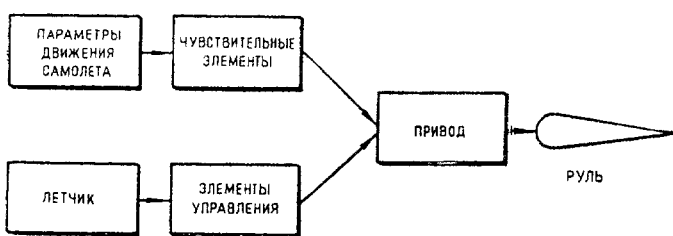
1—гировертикаль ЦГВ-4, 2, 3—шпангоуты 12, 13, 4—датчик угловых скоростей

Каждый канал состоит из трех основных элементов (фиг. 57)

— чувствительных элементов, измеряющих положение самолета и некоторые параметры его движения (угловую скорость, высоту) и вырабатывающих электрические сигналы, пропорциональные этим параметрам;

— элементов управления, с помощью которых создаются электрические сигналы для управления самолетом через автопилот,

— привода — силового устройства, отклоняющего руль на величину, пропорциональную сигналу, поступающему на привод от чувствительных элементов и элементов управления автопилота



Фиг. 57. Функциональная схема одного из каналов автопилота

В зависимости от того, поступают ли на привод лишь сигналы чувствительных элементов, или, кроме них, поступают и сигналы от элементов управления, автопилот находится в режиме стабилизации или в режиме управления. В режиме стабилизации автопилот сохраняет прямолинейный полет самолета, а в режиме управления осуществляет какой-либо маневр: разворот, стабилизацию виража, набор высоты и др.

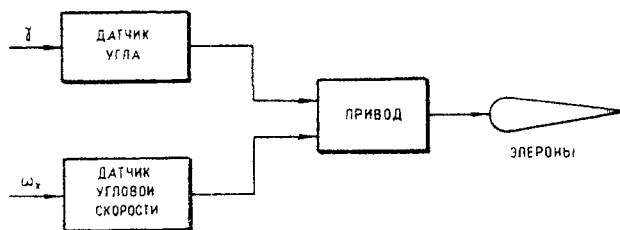
Рассмотрим более подробно работу автопилота по каждому каналу

Работа канала крена

Чувствительными элементами канала крена являются.

— датчик угла — дистанционный авиагоризонт АГД-1, измеряющий угол крена самолета γ и преобразующий его в электрический сигнал;

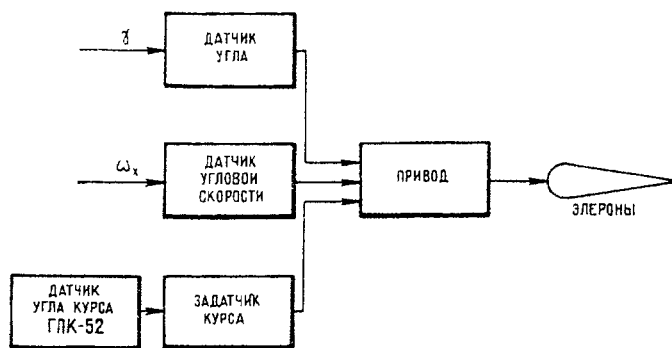
— датчик угловой скорости (прибор 970В), измеряющий и преобразующий в электрический сигнал угловую скорость ω_x вращения самолета вокруг продольной оси (фиг. 58).



Фиг. 58. Функциональная схема канала крена

Работу канала крена в режиме стабилизации можно представить следующим образом

Самолет совершает прямолинейный горизонтальный полет. Если под действием внешних причин (порыв ветра, неравномерность тяги двигателей и т. д.) самолет отклонится по крену на угол γ (фиг. 59), то датчики угла и угловой скорости крена выдадут сигналы, пропорциональные этому углу и угловой скорости крена ω_x . Сигналы поступят на привод канала крена, который отклонит элероны на величину δ_a , пропорциональную входному сигналу. Под действием отклоненных элеронов самолет возвратится к горизонтальному положению. По мере возвращения самолета к горизонтальному положению



Фиг. 59. Функциональная схема автопилота в режиме доворота

нию сигнал датчика угла будет уменьшаться, что вызовет возвращение элеронов в первоначальное положение. Если зависимость углов отклонения элеронов от величины и скорости отклонения самолета выбрана правильно, то в момент, когда самолет примет горизонтальное положение, сигналы датчиков будут равны нулю, а элероны будут находиться в первоначальном положении.

Процесс отклонения элеронов под действием чувствительных элементов канала крена может быть выражен уравнением

$$\delta_\alpha = i_\alpha \cdot \gamma + \mu_\alpha \omega_x,$$

где i_α — коэффициент пропорциональности, определяющий величину отклонения элеронов (передаточное число по углу крена);

μ_α — коэффициент, определяющий величину отклонения элеронов, вызываемого сигналом угловой скорости (передаточное число по угловой скорости).

Характер возвращения самолета к исходному положению зависит от величин передаточных чисел (табл. 10).

Таблица 10

Передаточные числа автопилота

Канал	Параметры	Размерность	Передаточное число
Крена	по углу	$\frac{\text{град элеронов}}{\text{град самолета}}$	0,52
	по угловой скорости	$\frac{\text{град элеронов}}{\text{град/сек самолета}}$	0,33
Тангажа	по углу	$\frac{\text{град руля}}{\text{град самолета}}$	0,96
	по угловой скорости	$\frac{\text{град руля}}{\text{град/сек самолета}}$	0,57
	по высоте	$\frac{\text{град руля}}{\text{мм вод. ст.}}$	0,61
Направления	по углу	$\frac{\text{град руля}}{\text{град/сек самолета}}$	1,02
	по угловой скорости	$\frac{\text{град руля}}{\text{град/сек самолета}}$	1,5
	по задатчику курса	$\frac{\text{град элеронов}}{\text{град по шкале ЗК}}$	2,6

В режиме управления канал крена работает следующим образом.

Элементом управления по крену является рукоятка «Разворот», которая находится на пульте управления автопилотом. Выполнение координированного разворота осуществляется по принципу «Управление по положению» рукоятки, т. е. ее отклонение пропорционально величине сигналов управления. Положение самолета по крену будет соответствовать положению рукоятки.

Сигнал управления определенной величины задается на привод канала непосредственно от рукоятки

«Разворот». Под действием этого сигнала привод отклонит элероны на некоторый угол δ_α .

Отклонение элеронов вызовет угловую скорость поворота самолета относительно его продольной оси. При увеличении отклонения самолета нарастает сигнал датчика угла, который будет противодействовать сигналу управления, т. е. будет возвращать элероны в первоначальное положение. В момент, когда самолет отклонится на такой угол, при котором сигнал датчика угла скомпенсирует сигнал управления, элероны вернуться в первоначальное положение, а самолет окажется в крене.

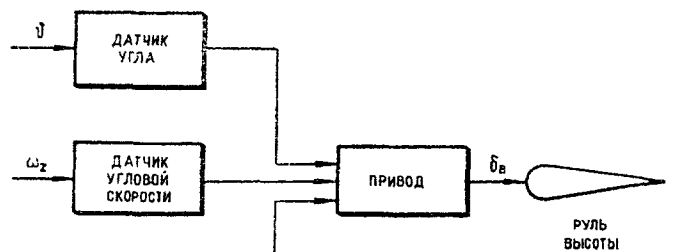
При поступлении на привод большего сигнала управления самолет окажется в большем крене, т. е. угол крена самолета будет пропорционален величине сигнала управления. Для возвращения самолета в горизонтальный полет рукоятку «Разворот» необходимо установить в нейтральное положение. Скорость управления по крену автопилота АП-28Л1 составляет 6 ± 3 град/сек.

Автопилот АП-28Л1 может работать в режиме доворотов, который обеспечивает автоматические довороты самолета на угол до $\pm 120^\circ$ с помощью задатчика курса ЗК-2. В качестве датчика угла курса в этом режиме используется гиropolукомпас ГПК-52АП.

Для выполнения доворота на заданный курс следует кремальерой на задатчике курса совместить необходимый курс на шкале указателя с неподвижным индексом, а переключатель на пульте управления автопилотом установить в положение «Разворот». Сигнал управления от задатчика курса поступает в канал крена. Привод отклонит элероны, самолет получит установившийся крен, начнется разворот. При подходе к нужному курсу сигнал, поступающий с задатчика в канал крена, будет уменьшаться и при достижении заданного курса станет равным нулю. Самолет выйдет из крена, доворот закончится.

Работа канала тангажа

Чувствительными элементами канала (фиг. 60) являются датчик угла тангажа φ авиагоризонта АГД-1 и датчик угловой скорости ω_z относительно



Фиг. 60. Функциональная схема канала тангажа в режиме стабилизации

поперечной оси самолета (прибор 970Б). Для стабилизации заданной высоты полета по желанию летчика может подключаться третий чувствительный элемент — датчик изменения высоты ΔH кор-

ректора КВ-11. Датчик высоты измеряет и преобразует в электрический сигнал величину отклонения самолета от высоты, на которой был включен этот датчик.

Работа канала тангажа в режиме стабилизации аналогична рассмотренной выше работе канала крена в этом режиме и отличается лишь тем, что на привод руля высоты, помимо сигналов, пропорциональных изменению угла тангажа и угловой скорости, поступают дополнительно сигналы, пропорциональные изменению высоты.

Уравнение канала тангажа в режиме стабилизации запишется так:

$$\delta_B = i_B \vartheta + \mu_B \omega_z + k_B \Delta H,$$

где i_B — передаточное число по углу тангажа в $\frac{\text{град руля высоты}}{\text{град самолета}}$;
 μ_B — передаточное число по угловой скорости в $\frac{\text{град руля высоты}}{\text{град/сек самолета}}$;
 k_B — передаточное число по высоте в $\frac{\text{град руля высоты}}{\text{м высоты}}$.

Переходный процесс по высоте и по углу тангажа в режиме стабилизации зависит от величины передаточных чисел и от их отношений.

Стабилизация по тангажу может быть по желанию летчика отключена с помощью выключателя на пульте управления автопилотом. В этом случае канал тангажа переводится в режим согласования; сигналы, поступающие от чувствительных элементов, обрабатываются в агрегате управления, не поступая на привод, что обеспечивает повторное включение канала тангажа без какой-либо настройки.

В канале тангажа автопилота АП-28Л1 имеется автоматическое триммирование руля высоты, которое работает при включении канала тангажа и установке режима автотриммирования на пульте управления автопилотом.

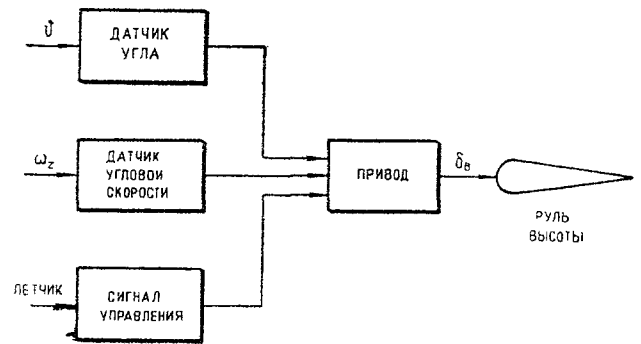
При изменении центровки самолета или изменении режима полета (выработка топлива, изменение скорости) необходимо изменить балансировочное положение руля высоты для снятия возникшего на нем дополнительного шарнирного момента. Снятие этого момента осуществляется с помощью электрической триммерной рулевой машины.

Работу автоматического триммирования в этих случаях можно представить следующим образом.

Для обеспечения стабилизации по высоте от чувствительных элементов канала тангажа на привод (рулевую машину руля высоты) поступает управляющий сигнал. Этот же сигнал подается в блок триммирования, где измеряется его величина по напряжению и знаку. При достижении напряжения определенной величины триммерная машина с некоторой задержкой времени подключается к источнику питания и отклоняет триммер в сторону компенсации шарнирного момента. Автоматическое триммирование обеспечивает использование автопилота практически на всем диапазоне эксплуатационных скоростей самолета при малом развиваемом усилии рулевых машин автопилота, а также обеспечивает отсутствие рывка руля высоты при выключении автопилота.

Работа канала тангажа в режиме управления аналогична работе канала крена (фиг. 61).

Управление осуществляется с помощью переключателя «Спуск — Подъем». При нажатии переключателя в автопилот вводятся сигнал упреждения и команда, вызывающая изменение угла тангажа с постоянной скоростью, действующая до тех пор, пока осуществляется нажатие переключателя. После прекращения нажатия угол тангажа самолета фиксируется на том значении, которое было достигнуто к этому моменту.



Фиг. 61. Функциональная схема канала тангажа в режиме управления

Работа переключателя аналогична управлению «По скорости с упреждением».

При нажатии переключателя «Спуск — Подъем» высотный корректор отключается, обеспечивая возможность управления самолетом по тангажу. Корректор высоты включается летчиком после выхода самолета в горизонтальный полет нажатием кнопки «КВ» на пульте управления автопилотом.

Для облегчения захода на посадку предусмотрена возможность отключения канала тангажа автопилота выключателем «Отключ. тангаж» на пульте управления. При этом канал переводится в режим согласования.

Работа канала направления

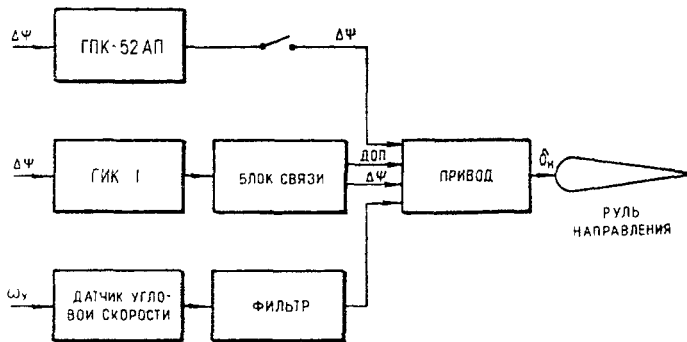
Чувствительными элементами канала направления в режиме стабилизации являются датчик угла $\Delta\psi$ и датчик угловой скорости ω_ψ относительно вертикальной оси самолета (фиг. 62).

В качестве датчика угла курса могут быть использованы гироиндукционный компас ГИК-1 (при полете самолета по локсодромии) и гирополукомпас ГПК-52АП (при полете самолета по ортодромии), а в качестве датчика угловой скорости — прибор 970В.

При работе с ГПК-52АП на привод канала поступает сигнал, пропорциональный углу и скорости отклонения самолета от стабилизируемого курса. Под действием этих сигналов привод отклоняет руль направления, возвращая самолет к прежнему курсу. При этом сигнал с ГИК-1 непрерывно обнуляется в блоке связи с курсовыми системами и в автопилот не поступает.

При работе с ГИК-1, кроме сигнала, пропорционального отклонению самолета от стабилизируемого курса, на привод выдается еще медленно нарастающий дополнительный сигнал, отклоняющий руль

направления в ту же сторону, что и основной сигнал. Дополнительный сигнал начинает поступать при отклонении самолета от стабилизируемого курса на величину около $0,7^\circ$. При возвращении самолета в зону $\pm 0,7^\circ$ относительно исходного курса дополнительный сигнал перестает нарастать, а руль остается отклоненным на некоторую величину. Такое построение схемы позволяет обеспечить точность стабилизации по курсу не ниже $\pm 0,7^\circ$ даже при нали-



Фиг. 62. Функциональная схема канала направления в режиме стабилизации

чи постоянно действующего момента, для преодоления которого необходимо иметь отклоненный руль направления. Дополнительный сигнал поступает из блока связи БС-1079.

Включение того или иного датчика угла курса осуществляется переключателем «ГИК—ГПК—Разворот» на пульте управления автопилота.

Работа канала направления определяется уравнением

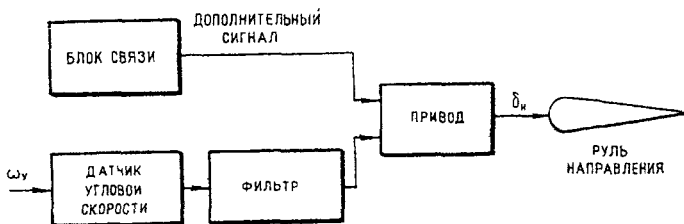
$$\delta_n = i_n \cdot \Delta\psi + k_1(\Delta\psi) + \mu_n k_2(p) \cdot \omega_y,$$

где i_n — передаточное число по углу;
 μ_n — передаточное число по угловой скорости;

$k_1(\Delta\psi)$ — характеристика дополнительного сигнала;

$k_2(p)$ — характеристика фильтра, обеспечивающего задержку постоянного сигнала угловой скорости.

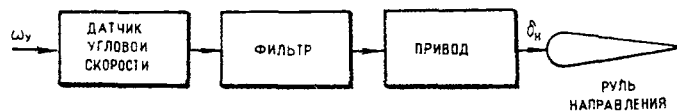
В режиме управления по курсу сигнал датчика угла отключается. На привод действует сигнал угловой скорости и оставшийся дополнительный сигнал — при работе с ГИК-1 (фиг. 63), или же только сигнал датчика угловой скорости — при работе с ГПК-52АП (фиг. 64).



Фиг. 63. Функциональная схема канала направления в режиме управления (при работе с ГИК-1)

Изменение курса самолета в режиме разворота с помощью автопилота осуществляется следующим образом.

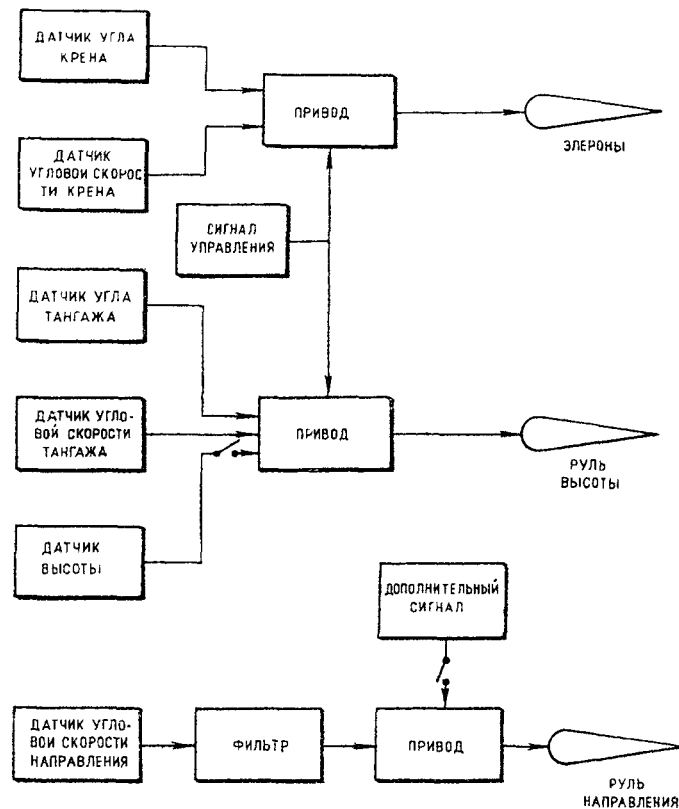
В канал крена задается сигнал управления для отклонения самолета на определенный угол по крену. В канале направления отключается сигнал датчика угла, чтобы он не препятствовал изменению курса. Под действием управляющего сигнала в ка-



Фиг. 64. Функциональная схема канала направления в режиме управления (при работе с ГПК-52)

нале крена самолет накренился и развернется относительно вертикальной оси в сторону крена. Возникающий при развороте сигнал угловой скорости относительно вертикальной оси не препятствует развороту благодаря наличию фильтра (фиг. 65).

При развороте в канал тангажа выдается сигнал управления, отклоняющий руль высоты на некото-



Фиг. 65. Функциональная схема автопилота в режиме разворота

рый дополнительный угол вверх для предотвращения потери высоты при развороте из-за уменьшения вертикальной составляющей подъемной силы.

Выполнение разворотов осуществляется по принципу «Управление по положению» рукояткой «Разворот». Ее положению соответствует пропорциональный угол крена самолета.

АГРЕГАТЫ АВТОПИЛОТА

Агрегат управления АУ-1056

Агрегат управления представляет собой устройство, в котором сосредоточены элементы автопилота, обеспечивающие:

- электрическую связь всех агрегатов между собой;
- распределение электропитания по всем агрегатам;
- преобразование, суммирование и усиление управляющих сигналов;
- автоматическое согласование каналов автопилота без предварительных настроек;
- необходимые переключения и блокировки на всех режимах работы автопилота.

Для удобства эксплуатации и быстрой замены вышедших из строя элементов агрегат управления выполнен по блочному принципу. Элементы агрегата управления по их принадлежности к соответствующим каналам размещены в трех самостоятельных кассетах агрегата (крена, тангажа и направления).

Элементы агрегата, имеющие общее назначение (реле включения и блокировок), и ответные части штепсельных разъемов кассет смонтированы на литом алюминиевом основании. Основание с кассетами с помощью быстросъемных зажимов установлено на подставке с демпфированными амортизаторами.

Каждая кассета агрегата представляет собой литой алюминиевый каркас, на котором выполнен электромонтаж и установлены реле, сопротивления и подстроечные потенциометры, а элементы, обеспечивающие преобразование, суммирование, усиление и автоматическое согласование, собраны в специальные блоки, соединяемые с кассетой с помощью межблочных разъемов.

В кассетах установлены следующие блоки:

- механизм согласования;
- фазочувствительный выпрямитель;
- ламповый усилитель;
- магнитный усилитель;
- полупроводниковый усилитель (только в кассете крена).

Механизм согласования состоит из механизма согласования кассет крена (372Б) и тангажа (372А) и механизма согласования кассеты направления (373).

Механизм согласования обеспечивает непрерывную компенсацию всех сигналов, поступающих на магнитный усилитель, пока автопилот не включен. После включения автопилота на механизм согласования могут поступать сигналы от рукоятки управления летчика, а в режиме приведения к горизонту — от ламельного устройства.

Механизмы согласования крена и тангажа аналогичны по конструкции и состоят из двухфазного индукционного двигателя с редуктором, потенциометра и контактных ламелей.

Фазочувствительный выпрямитель предназначен для преобразования сигналов переменного тока, поступающих с датчика угловой скорости и рукояток управления, в сигнал постоянного тока, направление которого определяется фазой входного напряжения, а величина пропорциональна амплитуде.

Выпрямитель собран по двухполупериодной схеме на полупроводниковых триодах и выполнен в виде самостоятельного блока.

Ламповый усилитель предназначен для усиления сигналов переменного тока, поступающих с выхода магнитного усилителя, до величины, достаточной для управления двухфазным индукционным двигателем ДИД-0,5, и преобразования (выпрямления) с последующим усилением сигналов до мощности, достаточной для управления поляризованным реле рулевого агрегата.

Ламповый усилитель состоит из следующих основных элементов:

- усилителя;
- выпрямителя высокого напряжения;
- фазочувствительного лампового выпрямителя.

Магнитный усилитель предназначен для суммирования, усиления и преобразования управляющих сигналов постоянного тока в сигналы переменного тока. Конструктивно усилитель выполнен в виде самостоятельного блока и состоит из двух сдвоенных дросселей, двух сопротивлений в цепях подмагничивания и штепсельной вилки, с помощью которой усилитель подключается к агрегату управления.

Принцип действия магнитного усилителя основан на использовании нелинейности кривой намагничивания ферромагнитных материалов.

Полупроводниковый усилитель используется в следящей системе «Рукоятка управления — Механизм согласования крена» и предназначен для усиления сигналов рассогласования следящей системы до величины, достаточной для управления двигателем ДИД-0,5 механизма согласования крена.

Усилитель выполнен по двухтактной схеме. Нагрузкой усилителя являются две последовательно соединенные обмотки управления двигателя.

Блок связи БС-1079

Блок связи предназначен для связи автопилота с системой ГИК-1.

Блок обеспечивает:

- выдачу в автопилот сигнала, пропорционального отклонению самолета от стабилизируемого положения по курсу;
- выдачу постоянного сигнала (дополнительного) при отклонении самолета от стабилизированного курса на угол $\pm 0,7^\circ$, который используется для получения астатической стабилизации по курсу;
- обнуление сигналов курсовой системы в режимах согласования автопилота и координированных разворотов.

Для удобства эксплуатации и быстрой замены вышедших из строя элементов блок связи выполнен по блочному принципу и состоит из следующих основных элементов:

- магнитного усилителя 1061;
- полупроводникового усилителя 1074Б;
- механизма согласования 1078;
- основания с амортизаторами.

На литом алюминиевом основании блока выполнен электромонтаж, закреплены ответные части межблочных разъемов блоков 1061, 1074Б, 1078, установлены реле и другие элементы схемы.

Магнитный усилитель предназначен для преобразования сигнала постоянного тока, поступающего от ГИК-1, в сигнал переменного тока. Усилитель выполнен в виде самостоятельного блока и состоит из двух двояных дросселей и трех сопротивлений (двух постоянных и одного переменного), включенных в цепь подмагничивания, резонансной емкости, предназначенной для улучшения формы кривой выходного напряжения, и штепсельной вилки.

Принцип действия магнитного усилителя основан на использовании нелинейности кривой намагничивания ферромагнитных материалов.

Полупроводниковый усилитель предназначен для усиления сигналов переменного тока частотой 400 гц. поступающих из магнитного усилителя или сельсина-датчика, до величины, достаточной для управления двигателем-генератором ДГ-0,5Т.

Усилитель выполнен в виде самостоятельного блока и представляет собой трехкаскадный усилитель, собранный на триодах П13А.

Механизм согласования является основным устройством блока, через которое осуществляется связь ГИК-1 с автопилотом. Механизм согласования выполнен в виде самостоятельного блока и состоит из следующих основных элементов:

- потенциометра связи с системой ГИК-1;
- узла потенциометра и ламелей, выдающих сигнал в автопилот;
- дифференциального редуктора с двигателем;
- устройства, обеспечивающего обнуление сигналов, выдаваемых в автопилот, при поступлении на блок связи специальных команд.

Блок связи питается от бортовой сети постоянно-го тока +27 в и переменного тока 36 в 400 гц.

Корректор высоты КВ-11

Корректор высоты предназначен для выдачи в автопилот сигналов отклонения барометрической высоты полета от заданного значения.

В корректоре высоты датчиком, измеряющим изменение барометрического давления при изменении высоты полета, является блок анероидных коробок. Перемещение жесткого центра анероидных коробок вызывает соответствующий поворот рамки индукционного датчика.

Следящая система приборов работает от сигналов рассогласования индукционного датчика. Напряжение, пропорциональное углу поворота рамки индукционного датчика относительно сердечника, подается на усилитель, а с выхода усилителя — на управляющую обмотку двигателя, который через редуктор поворачивает сердечник с катушками возбуждения индукционного датчика до уничтожения угла рассогласования между ним и рамкой.

С механизмом следящей системы при помощи электромагнитной муфты может соединяться щетка потенциометра корректора высоты. При отключенной муфте центрирующие пружины автоматически устанавливаются в нулевом положении на потенциометре. После включения муфты с потенциометра корректора высоты снимается сигнал, величина и полярность которого соответствуют отклонению высоты от значения, существующего в момент включения муфты.

Для увеличения момента, создаваемого коробками, чувствительный элемент прибора состоит из двух блоков анероидных коробок. Прямолинейный ход коробок преобразуется во вращательное движение рамки при помощи специального устройства.

Основные технические данные

Потребление энергии:	
— по переменному току	0,3 а в каждой фазе
— по постоянному току	0,1 а
Максимальная скорость слежения соответствует вертикальной скорости	200 м/сек
Максимальное выходное напряжение, снимаемое с потенциометра корректора высоты	±13,5 в постоянного тока
Диапазон работы по высоте	от 0 до 20 000 м
Крутизна характеристики по шкале корректора высоты на высотах:	
1 км	не более 20 мм вод. ст/в
12 км	не более 8 мм вод. ст/в
20 км	не более 3 мм вод. ст/в
Изменение нуля прибора с изменением температуры	±1 м/град
Зона чувствительности прибора на высотах:	
1 км	±5,5 м высоты
12 км	±12 м высоты
20 км	±36 м высоты

Датчик угловых скоростей ДУС-970В

Датчик угловых скоростей предназначен для выдачи сигналов, пропорциональных угловым скоростям самолета относительно трех его главных осей.

Для измерения угловой скорости самолета используется гироскоп с двумя степенями свободы. Угол поворота ротора гироскопа вокруг оси прецессии пропорционален угловой скорости поворота гироскопа вокруг измерительной оси.

Съем сигналов угловой скорости самолета осуществляется индукционным потенциометром, ротор которого закреплен на оси прецессии гироскопа.

Прибор состоит из трех самостоятельных датчиков угловой скорости, смонтированных на литом алюминиевом основании, и жидкостного уровня, с помощью которого производится установка датчика на самолете. Датчики угловых скоростей отличаются друг от друга расположением осей роторов в корпусе прибора. У гироскопов крена и тангажа оси роторов расположены вертикально, у гироскопа курса — горизонтально.

Основным элементом датчика угловой скорости является гиروزел, который представляет собой асинхронный трехфазный гироскоп.

Основные технические данные

Напряжение переменного тока	36 в, 400 гц
Чувствительность к угловой скорости	0,1 град/сек
Пределы измерения угловых скоростей	0,1—18 град/сек
Частота собственных колебаний гироскопа	8—10 гц

Кинетический момент гироскопов 500 Г · см · сек
 Крутизна выходных сигналов индукционных потенциометров (на нагрузку = 2,2 ком) $0,7 \frac{в}{град/сек}$

Рулевая машина 5023Б

В системах управления рулем высоты, рулем направления и элеронами установлены три конструктивно одинаковые рулевые машины.

Рулевая машина является исполнительным силовым агрегатом автопилота и предназначена для перемещения рулей самолета и удержания их в заданном положении.

Рулевая машина состоит из двигателя-генератора, редуктора, муфты пересиливания, электромагнитной муфты сцепления и концевого выключателя.

Пуск и реверсирование электродвигателя осуществляются через цепь управления. Электродвигатель через редуктор передает крутящий момент на соответствующий руль самолета. Максимальная величина передаваемого рулевой машиной крутящего момента регулируется с помощью фрикционной муфты пересиливания дискового типа, предназначенной для ограничения момента, развиваемого рулевой машиной, и пересиливания ее в случае необходимости. Электромагнитная муфта позволяет отключить выходной вал рулевой машины от электродвигателя.

В электродвигатель рулевой машины встроен двухфазный асинхронный тахогенератор, выдающий сигнал, пропорциональный скорости вращения рулевой машины. С выходным валом рулевой машины через промежуточную шестерню соединяется потенциометр, являющийся датчиком жесткой обратной связи в системе автопилота.

Концевой выключатель отключает обмотку возбуждения электродвигателя при отклонении выходного вала от среднего положения на угол до $\pm 150^\circ$, что приводит к остановке двигателя в крайних положениях угла поворота вала рулевой машины.

Основные технические данные

Режим работы	реверсивный, длительный	дли-
Температурный диапазон работы	от -60 до $+50^\circ\text{C}$	
Диапазон работы по высоте	от 0 до 25 000 м	
Механическая прочность — вибрационные перегрузки в диапазоне частот от 10 до 200 гц	до 2,5g	
Гарантийный срок службы	1000 час	
Питание переменным током для:		
— возбуждения двигателя	115 в, 400 гц	
— управления двигателем	120 в, 400 гц	
— возбуждения тахогенератора	36 в, 400 гц	
Питание постоянным током электромагнитной муфты и потенциометра		
	27 в	

Триммерная машина 5061-Б

Триммерная машина является исполнительным силовым агрегатом автопилота и предназначена для управления триммерами рулей высоты. Триммерная машина представляет собой электромеханический агрегат, состоящий из двухфазного асинхронного

управляемого двигателя, многоступенчатого редуктора, электромагнитной муфты сцепления и концевых выключателей.

Пуск и реверсирование двигателей основной и триммерной рулевых машин осуществляется от одного усилительного устройства, не имеющего обратных связей со стороны триммерной машины.

Электродвигатель через редуктор передает крутящий момент на триммер руля высоты самолета. Электромагнитная муфта сцепления, при снятии с нее напряжения, отключает выходной вал триммерной машины от электродвигателя. Выходной вал при этом может свободно вращаться. Концевые выключатели, кулачки которых через редуктор связаны с выходным валом, отключают обмотку возбуждения электродвигателя при отклонении выходного вала триммерной машины от среднего положения на угол $\pm 80^\circ$. Это приводит к остановке электродвигателя в крайних положениях угла поворота триммерной машины.

Основные технические данные

Режим работы	реверсивный, длительный	дли-
Температурный диапазон	от -60 до $+50^\circ\text{C}$	
Диапазон работы по высоте	от 0 до 25 000 м	
Механическая прочность — вибрационные перегрузки в диапазоне частот от 10 до 200 гц	до 2,5g	
Гарантийный срок службы	1000 час	
Питание переменным током для:		
— возбуждения двигателя	115 в, 400 гц	
— управления двигателем	120 в, 400 гц	
Питание постоянным током для цепи электромагнитной муфты		
	27 в	
Вес	2,6 кг	

Магнитный усилитель 5026-Б

Магнитный усилитель рулевых машин предназначен для усиления сигнала постоянного тока, поступающего на вход усилителя с фазочувствительного выпрямителя, и преобразования его в напряжение переменного тока для питания управляющей обмотки двухфазного индукционного двигателя ДГ-3С.

Магнитный усилитель выполнен по двухтактной схеме. Первый каскад усилителя представляет собой двухтактный магнитный усилитель дифференциального типа с внутренней обратной связью с выходом по постоянному току на две различные цепи управления второго каскада. Выходной каскад выполнен по трансформаторной схеме с обратной связью на четных гармониках.

Магнитные усилители конструктивно выполнены в виде отдельного блока, содержащего усилители для трех каналов и состоящего из:

- трех блоков предварительного усиления;
- трех выходных блоков;
- платы с межблочными разъемами;
- панели с тремя потенциометрами регулировки скоростной обратной связи (относящимися к рулевой машине).

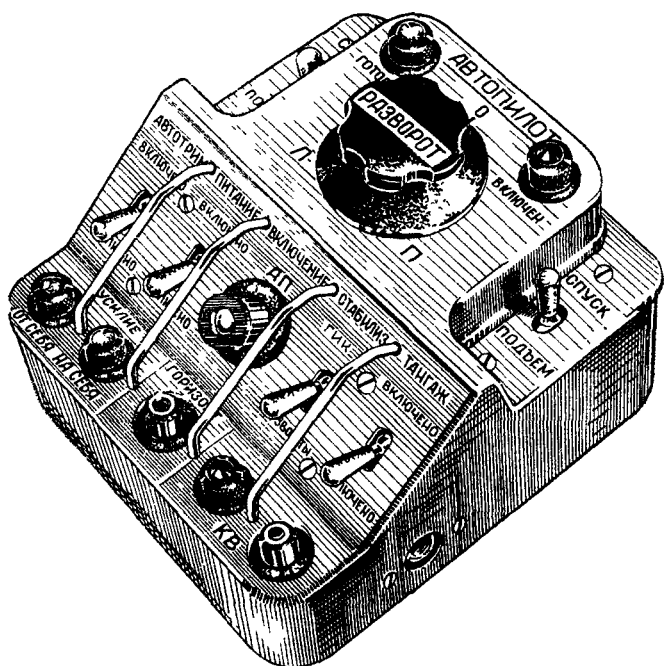
Основные технические данные

Напряжение питания	115 и 140 в, 400 гц
Крутизна на линейном участке	225—385 в/ма

Линейный участок характеристики до 50 в
 Входное сопротивление 9 ком
 Температурный диапазон работы от +60 до -50° С

Пульт управления 1248

Пульт управления предназначен для включения и выключения автопилота и его агрегатов, для сигнализации готовности к включению автопилота и корректора высоты, для управления самолетом с помощью рукоятки «Разворот» и переключателей «Спуск — Подъем» и «Тангаж».



Фиг. 66. Пульт управления

На пульте управления (фиг. 66) размещены:

- переключатель «Питание» для включения питания автопилота;
- желтая лампа «Готов» сигнализации готовности автопилота к включению;
- кнопка и зеленая сигнальная лампа включения автопилота;
- кнопка «Горизонт» приведения самолета к горизонту и потенциометры «Т» и «К» центровки;
- кнопка «КВ» и сигнальная лампа «КВ» включения высотного корректора;
- рукоятка «Разворот» управления самолетом по крену, имеющая фиксированное нулевое положение;
- два переключателя «Спуск — Подъем» управления самолетом по тангажу левым и правым летчиками и переключатель «Отключение тангажа»;
- переключатель «ГИК—ГПК—Разворот» подключения к автопилоту, ГИК-1, ГПК-52АП или датчику курса ЗК-2;
- переключатель «Автотриммер» включения автотриммера и лампы «От себя» и «На себя» сигнализации усиления на колонке.

Блок реле 1444

Блок реле служит для коммутации цепей автопилота и осуществляет:

- включение питания электрических рулевых машин;
- выключение сигнала тангажа при управлении тангажом по скорости от переключателя «Спуск — Подъем» на пульте управления автопилотом;
- отключение автотриммера и корректора высоты при управлении от переключателя «Спуск — Подъем» на пульте управления автопилотом;
- включение ГПК-52АП при переключении переключателя «ГИК—ГПК—Разворот» на пульте управления автопилотом.

В блок входят два реле ТКЕ52 и пять реле РЭС6.

Блок триммирования 1426А

Блок триммирования представляет собой устройство, в котором сосредоточены элементы, обеспечивающие:

- включение триммерной машины;
- световую сигнализацию работы триммирования;
- необходимую задержку времени в каналах триммирования и сигнализации;
- включение режима совмещенного управления при нажатии кнопки на штурвале.

Блок триммирования состоит из двух аналогичных каналов триммирования и сигнализации. Каждый канал содержит:

- фазочувствительный выпрямитель ФЧВ-1423А,
- релейный усилитель РУ-1424А;
- реле времени РВ-1425А (в канале триммирования);
- реле времени РВ-1425Б (в канале сигнализации).

Реле РВ-1425А и РВ-1425Б имеют различную задержку времени, так как их сопротивления различны.

Режим автоматического триммирования осуществляется включением выключателя «Автотриммер» на пульте управления автопилотом. При этом подается напряжение на электромагнитную муфту сцепления выходного вала триммерной рулевой машины с ее электродвигателем.

При появлении шарнирного момента на руле высоты на выходе магнитного усилителя рулевой машины в канале тангажа появляется управляющий сигнал, фаза которого зависит от знака шарнирного момента. Этот сигнал подается на фазочувствительный выпрямитель блока триммирования.

Выпрямленный сигнал соответствующей полярности, в зависимости от фазы входного сигнала, подается на релейный усилитель, где замыкает контакты соответствующих реле включения цепей возбуждения и управляющей обмотки триммерной машины.

Канал сигнализации аналогичен каналу триммирования и отличается только большим временем задержки и тем, что выходное реле включает цепи сигнальных ламп.

Фазочувствительный выпрямитель предназначен для преобразования сигналов переменного тока, поступающих с магнитного усилителя рулевой машины канала тангажа, в сигнал постоянного тока, по-

лярность которого определяется фазой входного напряжения и величина которого пропорциональна амплитуде входного сигнала. На входе фазочувствительного выпрямителя имеется стабилизатор, который ограничивает напряжение входного сигнала величиной 9 в. На выходе выпрямителя поставлен фильтр для сглаживания пульсаций постоянного напряжения.

Релейный усилитель РУ-1424А предназначен для включения реле времени и управляющего сигнала на триммерную рулевую машину. Усилитель состоит из двух параллельных каналов, каждый из которых работает в зависимости от полярности подводимого к нему с фазочувствительного выпрямителя выпрямленного сигнала.

Основным элементом релейного усилителя является триггер с одним устойчивым состоянием. Кроме того, усилитель включает в себя еще и усилитель на полупроводниках, состоящий из одного каскада усиления и двухкаскадного усилителя постоянного тока.

Реле времени 1425 состоит из двух каскадов усиления постоянного тока и предназначено для включения обмотки возбуждения триммерной машины. Первый каскад, предназначенный для создания задержки времени, собран на кремниевых триодах, обеспечивающих стабильную работу реле времени при сравнительно высоких температурах. Второй каскад собран на германиевых триодах.

Блок фазочувствительных выпрямителей 5058Б

Блок фазочувствительных выпрямителей предназначен для преобразования сигналов сельсинов-датчиков частотой 400 гц в сигналы постоянного тока. Блок состоит из двух одинаковых каналов, в каждом из которых имеются специальный сельсин-приемник, работающий в тормозном режиме, и фазочувствительный выпрямитель. В качестве сельсина-приемника используется фазорегулятор, а в качестве фазочувствительного выпрямителя — прибор 5057.

В связи с тем, что напряжение, подаваемое на вход фазочувствительного выпрямителя с ротора-приемника при рассогласовании с датчиком, изменяется по закону синуса (в пределах линейности характеристики фазочувствительного выпрямителя), выходной сигнал прибора также изменяется по закону синуса. Отклонение характеристики от линейной является допустимым в пределах углов рассогласования до $\pm 35^\circ$.

Выход прибора рассчитан на подключение активных нагрузок не менее 5000 ом. Крутизна характеристики — 0,2—0,25 ма/град.

Блок фазочувствительных выпрямителей питается от бортовой сети постоянного тока 27 в и переменного трехфазного тока 36 в 400 гц.

Блок ФЧВ выполнен в виде отдельного агрегата. На литом основании крепятся два фазочувствительных выпрямителя и два фазорегулятора, выполняющих роль сельсинов-приемников в заторможенном режиме.

Датчик предельных отклонений руля 1158А

Датчики предельных отклонений установлены в системах управления рулем высоты и элеронами. Датчики предназначены для отключения автопилота при отклонении рулей на углы, большие предельных.

При подаче питания на муфту притягивается якорь с втулкой, тем самым рычаг датчика жестко связывается с кулачком и рычагом пружины обнуления. При отклонении рычага датчика на углы, большие предельных, кулачок, вращаясь, замыкает сначала первую, а затем вторую контактные группы. После отключения питания муфта отпускает якорь, и пружина обнуления возвращает втулку, а вместе с ней и кулачок в исходное (среднее или нулевое) положение.

15. ЦЕНТРАЛЬНАЯ ГИРОВЕРТИКАЛЬ ЦГВ-4

Центральная гироскопическая вертикаль ЦГВ-4 предназначена для определения положения самолета в пространстве относительно истинной вертикали. Прибор является датчиком углов крена и тангажа, которые выдаются в виде электрических сигналов в канал стабилизации антенны радиолокационной станции РПСН-2АН.

Центральная гировертикаль ЦГВ-4 представляет собой двухгироскопическую платформу с силовой стабилизацией, корректируемую по вертикали жидкостным маятниковым элементом.

Съем сигналов, пропорциональных углам крена и тангажа, производится с потенциометрических устройств, установленных на измерительных осях прибора. В гировертикали ЦГВ-4 применен принцип силовой гироскопической стабилизации; это позволило компенсировать в ЦГВ-4 значительную часть вредных возмущающих моментов (моментов трения в потенциометрах для съема сигналов, моментов остаточной несбалансированности рам карданова подвеса и т. д.), которые в одногироскопных вертикалях приводят к повышенным их уходам. В связи с компенсацией этих моментов в ЦГВ-4 выбрана малая скорость прецессии от коррекции, что в свою очередь снижает погрешность прибора в полете.

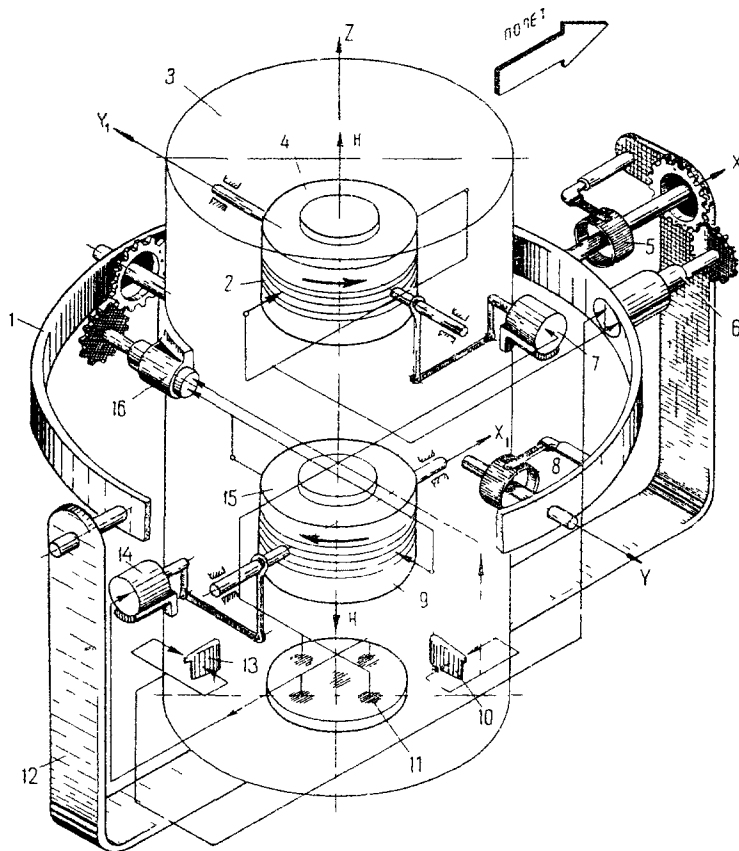
Гиросtabilизированная платформа 3 (фиг. 67), состоящая из двух гироскопов 4 и 15, коррекционных элементов — моторов 7, 14, жидкостного маятникового переключателя 11 и разгрузочного двигателя 16, является внутренней рамой карданова подвеса. Ось z платформы 3 стабилизирована относительно вертикали. Наружная рама 1 имеет возможность неограниченного поворота в корпусе 12 прибора; поворот платформы 3 вокруг оси y ограничен в пределах $\pm 70^\circ$.

В плоскости симметрии самолета параллельно его продольной оси расположена ось x наружной рамы, относительно которой выдаются сигналы углов крена. Сигналы углов тангажа выдаются относительно внутренней оси y , расположенной в той же плоскости симметрии. Оси x и y карданова подвеса являются измерительными осями, и съем сигналов, пропорциональных углам крена и тангажа самолета, осуществляется при помощи потенциометрических датчиков 5 и 8.

Гироскопы 4 и 15 имеют одинаковые по величине и противоположные по знаку кинетические моменты. В исходном положении векторы этих моментов параллельны оси z . Гироскопы заключены в кожухи и вместе с ними имеют возможность поворачи-

ваться на небольшие углы относительно осей прецессии x_1 и y_1 . В горизонтальном рабочем положении прибор оси прецессии соответственно параллельны измерительным осям x и y карданова подвеса.

Для компенсации моментов трения в измерительных осях и других вредных моментов, действующих на платформу, в приборе имеются два разгрузочных двигателя 6 и 16.



Фиг. 67. Структурная схема гировертикали ЦГВ-4:

1—наружная рама; 2, 9—управляющие потенциометры; 3—платформа (внутренняя рама); 4, 15—гироскопы в кожухах (гироузлы); 5, 8—потенциметрические датчики углов крена и тангажа; 6, 16—разгрузочные двигатели; 7, 14—коррекционные моторы; 10, 13—маятники системы ускоренного восстановителя; 11—жидкостный маятниковый переключатель; 12—корпус прибора

На кожухах гироскопов 4 и 15 находятся потенциометры 2 и 9, выдающие сигнал на разгрузочные двигатели 6 и 16. Щетки потенциометров связаны с платформой.

Гироскоп 4 вместе с наружной рамой 1 карданова подвеса и разгрузочным двигателем 6 образуют систему стабилизации платформы 3 относительно оси x , а гироскоп 15 вместе с платформой 3 и разгрузочным двигателем 16—систему стабилизации этой платформы относительно оси y .

Система разгрузки в приборе работает следующим образом. При отсутствии возмущающих моментов относительно осей x и y оси собственного вращения гироскопов 4 и 15 устанавливаются вдоль оси z платформы. При возникновении возмущающего момента M гироскоп 4 начинает прецессировать относительно оси y_1 . Возникающий при этом гироско-

пический момент, направленный по оси x наружной рамы, уравнивается в первое мгновение моментом M . При отклонении гироскопа 4 со щеток, связанных с потенциометром 2, снимается сигнал, пропорциональный углу отклонения гироскопа. Сигнал поступает на разгрузочный двигатель 6, который развивает на оси рамы 1 момент, противоположный моменту M . Когда разгрузочный момент станет равным возмущающему, прецессия гироскопа 4 прекратится и гироскоп останется отклоненным на некоторый угол вокруг оси прецессии y_1 . При этом платформа 1 от действия момента M не изменит своего первоначального положения. После прекращения действия момента M гироскоп возвращается в нулевое положение под действием момента разгрузочного двигателя.

Аналогично работает система силовой разгрузки, состоящая из гироскопа 15 и разгрузочного двигателя 16, при воздействии на платформу возмущающих моментов вокруг оси y .

Таким образом платформа 3 при помощи агрегата силовой разгрузки сохраняет неизменным положение в пространстве при действии возмущающих моментов по измерительным осям.

Для удержания оси z платформы в вертикальном положении в приборе имеется система коррекции, состоящая из переключателя 11 и двух моторов 7 и 14. Коррекционный мотор 7 связан шарнирной передачей с осью кожуха гироскопа 4, мотор 14—с осью кожуха гироскопа 15. При отклонении платформы на некоторый угол от вертикали, например, вокруг оси x , жидкостный переключатель 11 выдает сигнал на мотор 7. Последний создает на оси кожуха гироскопа 4 момент, под действием которого платформа 3 прецессирует к вертикали вокруг оси x . Точно так же осуществляется коррекция платформы относительно оси y тем же жидкостным переключателем 11 и мотором 14.

В приборе предусмотрена возможность раздельного выключения поперечной и продольной коррекции с целью уменьшения погрешностей прибора при действии ускорений.

Быстрое восстановление вертикального положения платформы 3 (при запуске прибора) обеспечивают механические маятники 10 и 13.

Запуск гировертикали ЦГВ осуществляется включением на 30—40 сек кнопки «Арретир ЦГВ», установленной на средней панели приборной доски. При нажатии этой кнопки фаза I источника переменного тока поступает на штырек 7 штепсельного разъема ЦГВ и включается система ускоренного восстановления прибора.

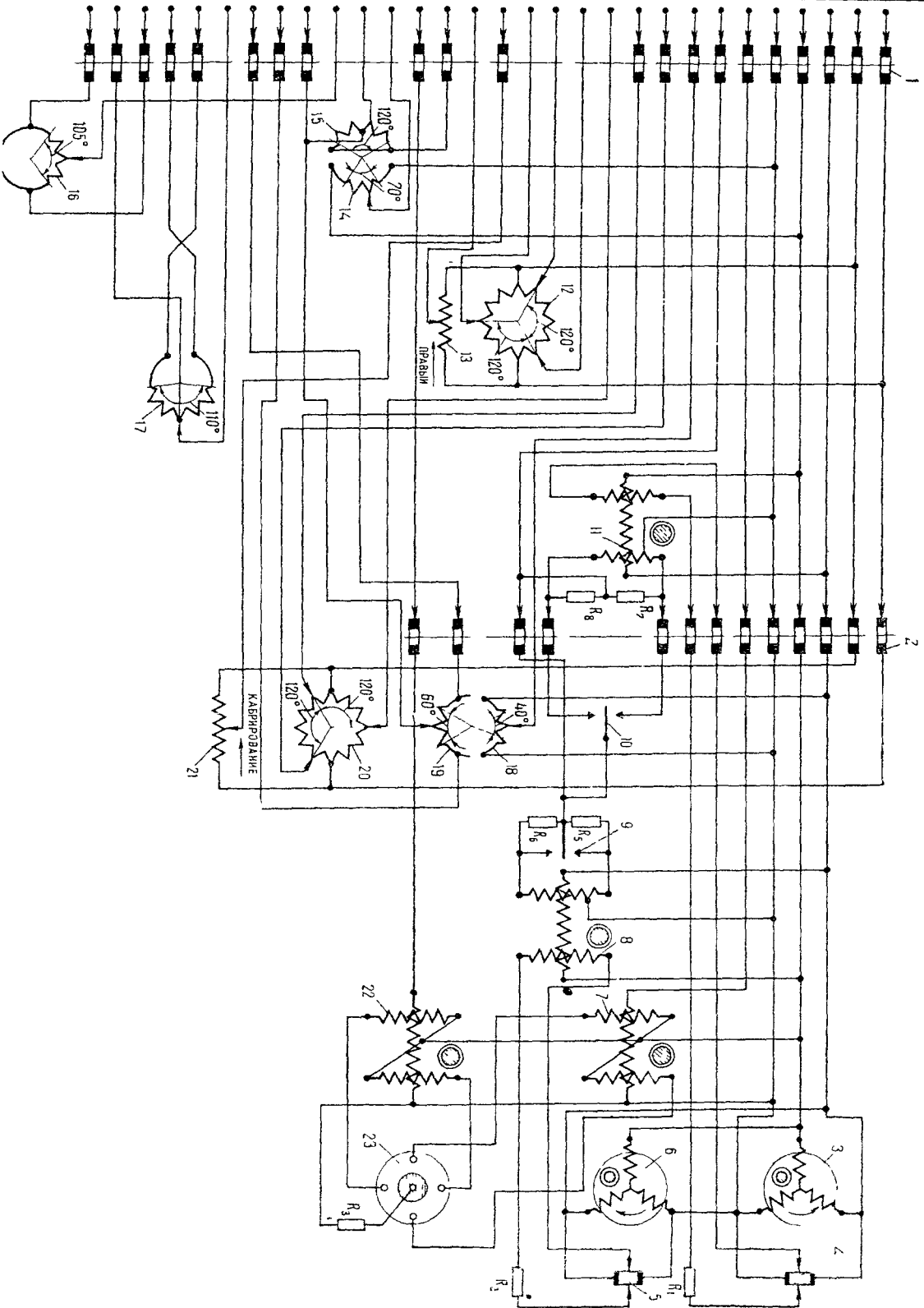
Электрическая схема гировертикали ЦГВ-4 показана на фиг. 68.

В конструкцию гировертикали входят гироскопические узлы, двухгироскопный узел, карданный узел, узел амортизации.

Основным элементом гироскопического узла является асинхронный гидромотор переменного тока ГМА-4П.

Двухгироскопный узел, являющийся внутренней рамой, делится на три части:

К.У.Д.А. ПОСТ.	НАЗНАЧЕНИЕ	№
БОРТ СЕТЬ	+27в	1
	~360 КОД/Ч	2
	ФАЗА I	3
	ФАЗА II	4
	ФАЗА III	5
ВХ	ПОДРЕЗЧИЙ ФАЗА III	6
КОДОВА АРРЕЛ	КОРРЕКЦИЯ	7
РДС	СЪЕМ РДС	8
	ТАН	9
	У1 ТАН	10
	У1 ТАН	11
	У1 ТАН	12
	У1 КРЕМ	13
	У1 КРЕМ	14
	ТОЧКА ТАЛАЗ	15
КОНТР КО-ТАК	ТОЧКА КРЕМ	16
	ПИТАНИЕ АП КРЕМ	17
	ПОВОДОМ КОРРЕКЦИЯ	18
РДС	СЪЕМ РДС	19
	СЪЕМ АП КРЕМ	20
	СЪЕМ АП КРЕМ	21
	СЪЕМ АП ТАН	22
	ПИТАНИЕ АП ТАН	23
	ПИТАНИЕ АП ТАН	24
	СЪЕМ АП КРЕМ	25
	ПИТАНИЕ АП КРЕМ	26
	ПИТАНИЕ АП КРЕМ	27
	ПИТАНИЕ АП КРЕМ	28
	СРЕД ТОЧКА АП КРЕМ	29
	ПИТАНИЕ АП КРЕМ	30



Фиг. 68. Электрическая схема гировертикали ЦГВ-4:

1, 2—коллекторы; 3, 6—гиромоторы; 4, 5—управляющие потенциометры; 7, 22—корректирующие моторы; 8, 11—разгрузочные двигатели; 9, 10—магнитки; 12, 13, 14, 15, 16, 17, 18, 19, 20, 21—потенциометрические датчики; 23—жикосный переключатель

- верхнюю часть (крышка рамы) с гиروزлом крена,
- нижнюю часть (крышка рамы) с гиروزлом тангажа и жидкостным переключателем,
- среднюю часть с осями и другими смонтированными на ней элементами.

Двухгироскопный узел, помещенный в наружную раму, образует карданный узел гировертикали ЦГВ. Карданный узел смонтирован на двух шарикоподшипниках в литом корпусе. Корпус герметически закрывается кожухом и крышкой. Вывод проводов из прибора герметический. Кожух изготовлен из латуни, стрелка на его наружной поверхности указывает направление полета.

Для амортизации ЦГВ применяют резиновые амортизаторы, смонтированные на отдельном узле, закрепленном на приборе.

Центральная гировертикаль питается от бортовой сети:

- переменного тока 36 в, 400 гц; потребляемая мощность не более 70 ватт;
- постоянного тока 27 в; потребляемая мощность не более 0,5 ватт.

Гировертикаль установлена над потолком пассажирской кабины, между шпангоутами 12—13 (см. фиг. 56).

Основные технические данные

Точность выдерживания вертикали на качающемся основании с углом качания 5° и периодом 13—15 сек не ниже 15 угловых минут

Погрешность прибора после выдержки и разворотов длительностью менее 10 мин с угловыми скоростями не более 0,3 град/сек (при отключенной поперечной коррекции) не более ±2°

Диапазон предельных углов работы:

- по крену ±180°
- по тангажу ±70°

Время готовности прибора к работе не более 4 мин

Температурный интервал работы от +50 до -60° С

Вес прибора с амортизацией не более 7,8 кг

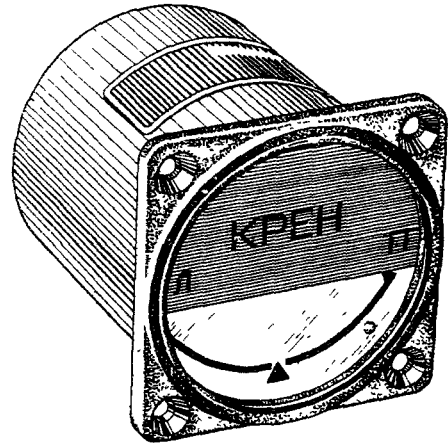
16. УКАЗАТЕЛЬ ВОССТАНОВЛЕНИЯ УВ-1

Указатель восстановления УВ-1 предназначен для контроля за работой ЦГВ-4.

Указатель восстановления (фиг. 69) представляет собой малогабаритный стрелочный прибор индикаторного типа. Шкала прибора имеет индексы нулевого крена и кренов ±45°.

Принцип действия прибора основан на взаимодействии магнитного поля постоянного магнита с электрическим полем рамок, которое возникает при протекании тока по обмоткам рамок, т. е. прибор работает по принципу магнитоэлектрического логометра. Прибор состоит из двух жестко связанных друг с другом рамок. Рамки вместе со стрелкой, укрепленной на оси, составляют подвижную систему прибора. Подвижная система отклоняется на угол, определяемый отношением токов в рамках. Указатель восстановления подключается к специальному потенциометрическому датчику гировертикали ЦГВ-4.

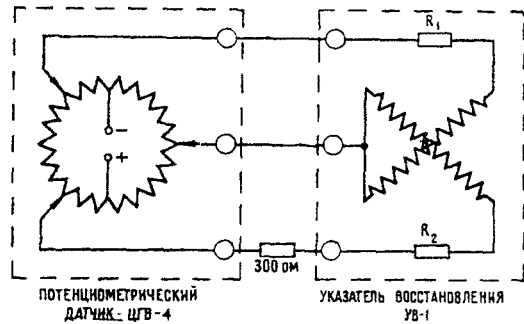
Электрическая схема указателя восстановления и его связь с потенциометрическими датчиками ЦГВ показана на фиг. 70.



Фиг. 69. Указатель восстановления УВ-1

Обычно указатель УВ-1 постоянно подключен на показания углов крена; для кратковременного переключения его на показания углов тангажа предусмотрена кнопка 5К с надписью «Тангаж».

Шкала указателя показывает положение гировертикали. Среднее (нулевое) положение стрелки ука-



Фиг. 70. Электрическая схема указателя восстановления и его связь с потенциометрическим датчиком ЦГВ

зателя соответствует горизонтальному положению гировертикали ЦГВ-4. Отклонение стрелки к индексу «П» соответствует правому крену, к индексу «Л» — левому крену самолета.

Указатель восстановления установлен на левой панели приборной доски летчиков.

Основные технические данные

- Питание постоянным током 27 в ±10%
- Диапазон углов работы ±45°
- Погрешность на нулевой отметке ±1°
- Вес прибора 0,2 кг

17. УКАЗАТЕЛЬ ПОВОРОТА ЭУП-53

Электрический указатель поворота ЭУП-53 (фиг. 71) является комбинированным прибором и состоит из гироскопического указателя поворота и указателя скольжения. Указатель поворота показывает направление разворота, а при разворотах без

скольжения — и угол крена до 45°. Отсутствие скольжения определяется по указателю скольжения.

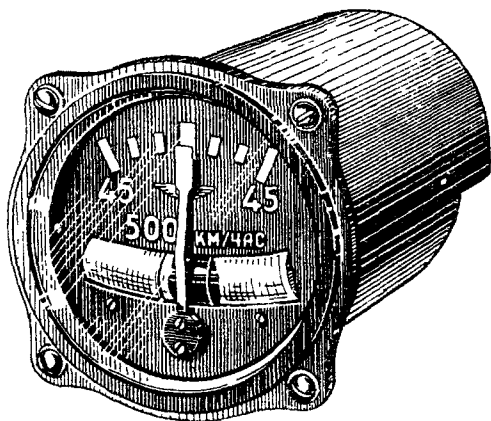
Наименьшую погрешность прибор имеет при скорости 500 км/час.

Действие указателя поворота основано на использовании свойства гироскопа с двумя степенями свободы смещать ось z собственного вращения с осью y вынужденного вращения.

Электрический указатель ЭУП-53 состоит из:

- гиromотора с центробежным регулятором;
- передаточного механизма со стрелкой;
- демпфирующего устройства;
- указателя скольжения;
- регулировочной пружины;
- фильтра радиопомех;
- корпуса с магнитным экраном, стеклом и кожухом.

Гироскоп, являющийся электромотором постоянного тока, имеет центробежный регулятор, поддерживающий постоянное число оборотов (6000 об/мин). Ротор 5 гироскопа (фиг. 72) с осью заключен в рамку 6, связанную с корпусом прибора регулировочными пружинами 7, устанавливающими ось ротора параллельно поперечной оси самолета. Стрелка 1 перемещается относительно шкалы 2 прибора в результате движения, передаваемого от рамки 6 через кривошипный механизм 8. Рамка 6, кроме того, соединена с демпфером 3 через рычаг 4. Ротор 5 приводится во вращение электромотором и вращается против часовой стрелки, если смотреть со стороны левого полукрыла. При таком направлении вращения ротора 5 направление отклонения стрелки 1 совпадает с направлением поворота самолета.



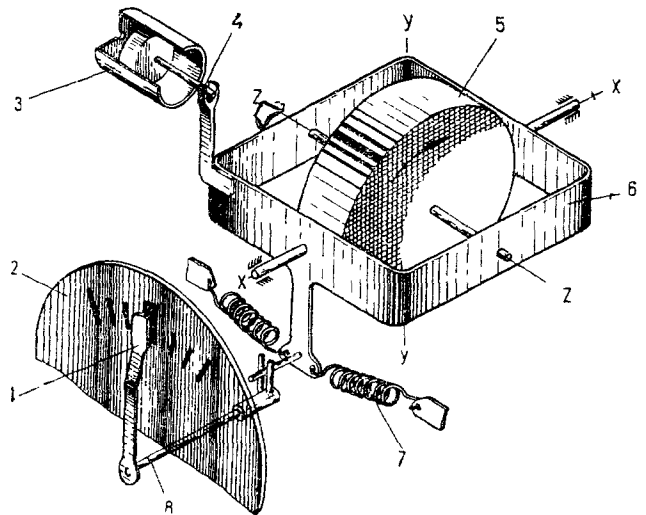
Фиг. 71. Электрический указатель поворота ЭУП-53

Гироскоп очень чувствителен к поворотам самолета относительно вертикальной оси. Даже при небольшом рыскании самолета по курсу возникают большие колебания стрелки, затрудняющие пилотирование. Для успокоения колебаний стрелки указатель поворота снабжен демпфером 3.

Указатель скольжения показывает наличие и направление скольжения в прямолинейном и криволинейном полетах самолета. Указатель скольжения представляет собой физический маятник. Внутри стеклянной трубки, изогнутой по определенному ра-

диусу, помещен шарик, свободно передвигающийся по трубке.

При правильных виражах и разворотах шарик находится в центре стеклянной трубки, что показывает отсутствие скольжения и правильность выполнения виражей. При виражах и разворотах со скольжением шарик всегда отклоняется в сторону



Фиг. 72. Принципиальная схема указателя поворота ЭУП-53:

- 1—стрелка; 2—шкала; 3—демпфер; 4—рычаг; 5—ротор; 6—рамка; 7—регулировочные пружины; 8—кривошипный механизм

скольжения самолета, одновременно показывая как его направление, так и неправильность выполнения виражей.

При горизонтальных прямолинейных полетах со скольжением и креном самолета шарик смещается до конца трубки также в сторону скольжения; при таких же полетах без скольжения шарик находится в центре трубки.

Корпус прибора фланцевого типа изготовлен из магниевого сплава, в нем размещен гиromотор. С лицевой стороны корпуса крепится стекло и циферблат, на котором вправо и влево от нулевой отметки шкалы имеются по три деления, соответствующих углам крена самолета 15, 30 и 45° при разворотах при скорости полета 500 км/час. Указатель скольжения закреплен на циферблате прибора. Корпус закрыт алюминиевым кожухом. В дне кожуха имеется отверстие для вывода штепсельного разъема.

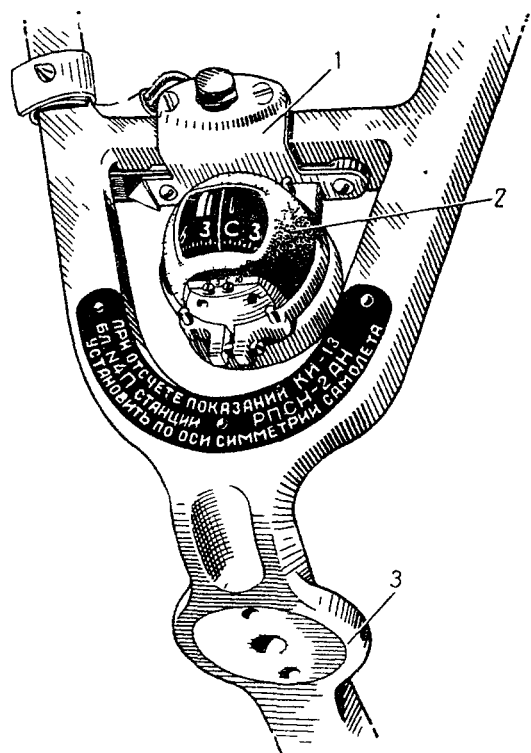
Основные технические данные

Диапазон рабочих высот	от 0 до 20 000 м
Температурный диапазон работы	от -60 до +50° С
Чувствительность при нормальных условиях при плоском развороте с угловыми скоростями:	
0,6 град/сек	4±2°
1,5 град/сек	12±2°
Время возвращения подвижного индекса из крайнего положения	не менее 3—3,5 сек
Погрешность при нормальных условиях с кренами 15, 30 и 45° и угловыми скоростями соответственно 1,1 град/сек, 2,3 град/сек и 4 град/сек	±1,5°
Вес	не более 1,1 кг

Указатель поворота ЭУП-53 установлен на левой панели приборной доски. Указатель питается от бортовой сети постоянного тока, потребляемая мощность составляет не более 3,5 вт

18. МАГНИТНЫЙ ЖИДКОСТНЫЙ КОМПАС КИ-13

Магнитный жидкостный компас КИ-13 является запасным и предназначен для определения магнитного курса самолета в прямолинейном горизонтальном полете. Принцип действия компаса КИ-13 основан на взаимодействии его постоянных магнитов с магнитным полем Земли.



Фиг. 73. Установка компаса КИ-13:

1—кронштейн крепления компаса, 2—компас КИ-13; 3—кронштейн крепления блока № 4

Шкала картушки компаса равномерная, с ценой деления 5° и оцифровкой через 30° . Два основных курса «Север» и «Юг» отмечены буквами соответственно «С» и «Ю». На передней части корпуса, на его продольной оси, с внутренней стороны окна компаса нанесена курсовая нить. В корпус залит лигроин ЛВ-9, служащий для демпфирования колебаний картушки и уменьшения трения крена картушки о подшипник. Для компенсации изменения объема жидкости при изменении температуры компас имеет компенсационную камеру.

С задней стороны корпус компаса закрыт крышкой, герметизированной резиновой прокладкой и зажимным кольцом. Заливочное отверстие закрыто пробкой с резиновой прокладкой.

Для устранения полукруговой девиации снизу к корпусу компаса крепится девиационное устройство.

Конструкция компаса обеспечивает его нормальную работу при кренах самолета до 17° .

Основные технические данные

Инструментально шкаловая погрешность компаса (без девиационного устройства)	$\pm 1^\circ$
Угол застоя картушки без постукивания	не более 1°
Собственная девиация компаса на курсах С, 90° , Ю, 270°	не более $\pm 2,5^\circ$
Время полного успокоения картушки компаса	не более 17 сек
Устранение угла девиации в пределах	от 20 до 55°
Угол увлечения картушки	
— при температуре $+20$ и $+50^\circ\text{C}$ и угловой скорости 18 град/сек	не более 16°
— при температуре -60°C и угловой скорости 18 град/сек	не более 35°
Вес компаса	не более 0,15 кг

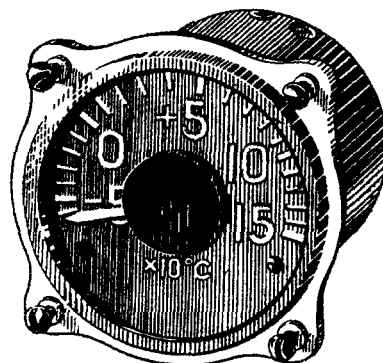
Компас КИ-13 установлен над индикатором станции РПСН-2АН (фиг. 73) и крепится с помощью универсального крепежного кольца специального поворотного кронштейна, обеспечивающего устранение установочной ошибки. Плоскость, проходящая через курсовую нить компаса, совпадает с плоскостью симметрии самолета

19. ТЕРМОМЕТР НАРУЖНОГО ВОЗДУХА ТНВ-15

Электрический однострелочный термометр ТНВ-15 (фиг. 74) предназначен для измерения температуры наружного воздуха

Термометр состоит из приемника (датчика) П-5 и измерителя ТНВ-1.

Принцип действия термометра основан на использовании свойства никелевой проволоки приемника изменять свое электрическое сопротивление в зависимости от изменения температуры.



Фиг. 74. Термометр наружного воздуха ТНВ-15

Измеритель ТНВ-1 представляет собой вибрационно-устойчивый магнитоэлектрический логометр с двумя вращающимися рамками. Сопротивление теплочувствительного элемента приемника (датчика) включено в мостовую схему измерителя. Изменение сопротивления, вызванное изменением температуры наружного воздуха, ведет к изменению от-

ношений токов в рамках логометра, что в свою очередь приводит к отклонению стрелки измерителя.

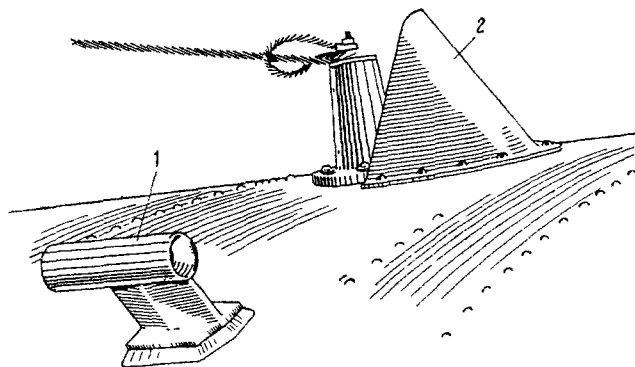
Прибор имеет шкалу с оцифровкой $-5, 0, +5, +10, +15^{\circ}$. Знак $\times 10^{\circ}\text{C}$ означает, что показания измерителя должны быть умножены на 10.

Измеритель ТНВ-1 установлен на правой панели приборной доски. Термометр питается от бортовой сети постоянного тока.

Основные технические данные

Потребляемый ток	не более 60 <i>ма</i>
Температурный диапазон работы	от $+150$ до -60°C
Погрешность измерителя	не более $\pm 1,5^{\circ}\text{C}$
Основная погрешность термометра в рабочем диапазоне	не более $\pm 4^{\circ}\text{C}$
Рабочий диапазон шкалы	от -40 до $+130^{\circ}\text{C}$
Цена деления шкалы	5°C
Вес комплекта	не более 0,65 <i>кг</i>

Приемник П-5 расположен с внешней стороны фюзеляжа, по правому борту, в районе шпангоутов 6—7 (фиг. 75). Приемник крепится к фюзеляжу



Фиг. 75. Установка приемника П-5 на правом борту фюзеляжа:

1—приемник П-5 термометра ТНВ-15; 2—обтекатель проходного изолятора ФИП-45

с помощью фланца и специальной накладке винта с потайными головками и подсоединяется к измерителю с помощью штепсельного разъема.

20. АВИАЦИОННЫЕ ЧАСЫ АЧС-1

Часы АЧС-1 (фиг. 76) показывают текущее время в часах, минутах и секундах и используются для измерения времени полета в часах и минутах, измерения коротких промежутков времени до одного часа в минутах и секундах.

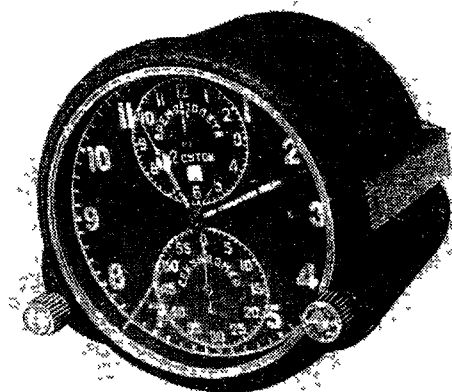
Часы состоят из:

- обычного механического часового механизма для отсчета текущего времени;
- механизма времени полета для показания времени пребывания самолета в пути;
- секундомера для замера и отсчета коротких промежутков времени.

Механический часовой механизм работает непрерывно, а механизмы времени полета и секундомера могут включаться и выключаться, т. е. работать порознь или одновременно. Часы снабжены электрообогревателем с терморегулятором, поддержива-

ющим нормальную внутреннюю температуру часов $+20 \pm 5^{\circ}\text{C}$.

Обогрев часов включается выключателем, который установлен на вертикальной панели правого пульта.



Фиг. 76. Часы АЧС-1

Завод часов производится вращением левой заводной головки красного цвета против часовой стрелки до отказа. Обратного вращения заводная головка не имеет. Полный завод обеспечивает работу механизма в течение трех суток. Для обеспечения точности хода часы должны заводиться один раз за двое суток.

Основные технические данные

Количество камней	25
Габаритные размеры	$\varnothing 85 \times 91$ <i>мм</i>
Суточный уход часов при температуре $+20 \pm 5^{\circ}\text{C}$	± 20 <i>сек</i>
Питание электрообогревателя постоянным током	27 <i>в</i> $\pm 10\%$
Омическое сопротивление электрообогревателя	50 <i>ом</i> ± 2
Начало работы часов	после 6 полных оборотов
Вес	0,63 <i>кг</i>

На самолете бортовые часы АЧС-1 установлены: одни — на средней панели приборной доски, вторые — на вертикальной панели правого пульта. Часы крепятся к панелям с помощью скобы с гайкой и шайбой.

21. ТРЕХКОМПОНЕНТНЫЙ САМОПИСЕЦ КЗ-63

Самописец КЗ-63 предназначен для регистрации в полете высоты, индикаторной скорости и вертикального компонента перегрузки.

Самописец установлен под полом пассажирской кабины, между шпангоутами 15—16, вблизи центра тяжести самолета. Для доступа к самописцу в полу имеется съемный лючок.

В основу регистрации высоты и скорости положен манометрический принцип, при котором давление воздуха уравнивается упругостью мембран, а измеряется — их деформацией.

В основу регистрации перегрузки положен принцип пружинных весов, при котором инерционная

сила груза уравнивается упругостью пружин, а измеряется — их деформацией.

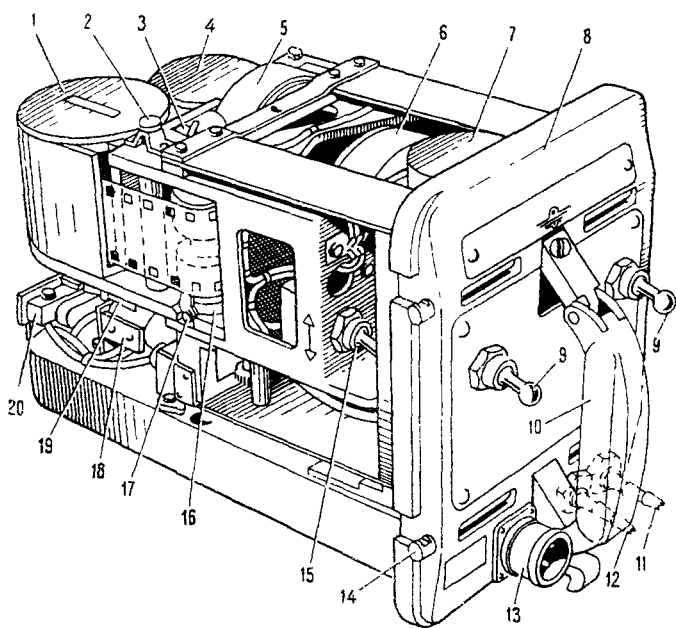
Прибор состоит из трех независимо действующих систем регистрации: высоты, скорости, перегрузки.

Чувствительным элементом системы регистрации высоты является anerоидная коробка, помещенная в герметизированную камеру *б* (фиг. 77).

Передающий механизм состоит из ведущего рычага, выполненного в виде сектора, укрепленного на оси, и стрелки, жестко связанной с осью.

Запись производится по эмульсии, зафиксированной без проявления пленки, корундовым резцом, укрепленным на конце стрелки. Прижим резца к пленке обеспечивается регулировочным винтом *2*.

При изменении атмосферного давления жесткий центр anerоидной коробки перемещается, цилиндрическая пружина поворачивает ось со стрелкой. Запись хода конца стрелки производится по определенной «дорожке», отведенной на пленке для каждой системы. Ширина «дорожек» для записи высоты и скорости лежит в пределах *7 мм* и перегрузки — *10 мм*. Выключателем *9* могут устанавливаться две скорости продвижения пленки: *4,2—5,2 мм/мин* и *4,2—5,2 мм/сек*.



Фиг. 77. Трехкомпонентный самописец КЗ-63 высоты, скорости и перегрузки (без корпуса):

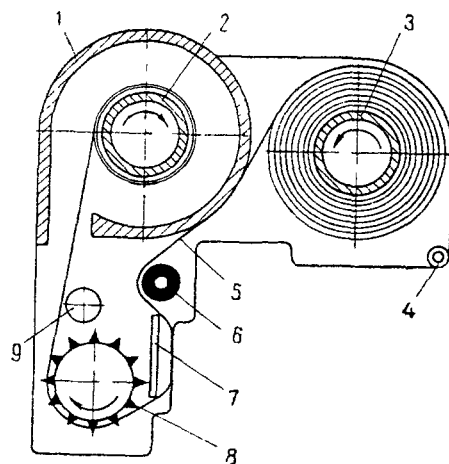
1—бронекассета приемной катушки; 2—регулирующий винт; 3—отметчик времени; 4—ведомая катушка; 5, 6—герметизированные камеры систем скорости и высоты; 7—электродвигатель; 8—стенка; 9—выключатели установки скорости перемещения ленты; 10—ручка; 11, 12—штуцера к приемникам полного и статического давлений; 13—штепсельный разъем; 14—замки; 15—переключатель отметчика времени; 16—зубчатый ведущий барабан; 17—собачка; 18—электромагнит арретира; 19—замок; 20—терморегулятор

Система регистрации скорости представляет собой полную копию системы регистрации высоты с той лишь разницей, что в герметизированной камере *б* вместо anerоидной коробки установлена манометрическая коробка.

Чувствительным элементом системы регистрации перегрузки является подвешенная на пружинах

инерционная масса, представляющая собой металлическую коробку с укрепленными в ней системами регистрации высоты и скорости и лентопротяжным механизмом.

Лентопротяжный механизм состоит из электродвигателя *7*, муфты автоматического переключения



Фиг. 78. Схема лентопротяжного механизма прибора:

1—бронекассета; 2, 3—приемная и ведомая катушки; 4—шарнир откидной панели; 5—эмульсионный слой ленты; 6—резиновый валик; 7—столик; 8—ведущий зубчатый барабан; 9—ограничительный валик

скоростей, ведущего зубчатого барабана *16*, столика, ведомой катушки *4* и приемной катушки, установленной в бронекассете *1*.

Схема лентопротяжного механизма прибора показана на фиг. 78.

Запись перегрузки производится стрелкой, укрепленной на стойке, жестко связанной с основанием. Регистрация происходит при перемещении чувствительного элемента с установленной на нем пленкой относительно неподвижной стрелки. Для синхронизации записи на приборе имеется отметчик времени *3* (см. фиг. 77), представляющий собой электромагнит, на якоре которого укреплен стрелка. Отметчик времени работает от внутреннего импульсного приспособления. Для предохранения от износа резца записи перегрузок при транспортировании прибора инерционная масса арретирована электромагнитом. Разарретирование происходит в момент включения лентопротяжного механизма.

Во время работы прибор устанавливается в корпусе, имеющем три лапки для крепления на самолете.

Крепление прибора в корпусе обеспечивается замками *14*, приводимыми в действие с помощью ручки *10*. На стенке *8* прибора установлены штепсельный разъем *13* и два штуцера *11*, *12* для подключения прибора к приемникам воздушного давления.

Прибор имеет электрообогрев, который включается с помощью терморегулятора при температуре не ниже *10° С*.

Самописец питается от бортовой сети постоянного тока, потребляемый ток не превышает *5 а*. Под-

ключение прибора к электросети самолета производится с помощью специального провода с фильтром для подавления радиопомех.

Температурный диапазон работы прибора от $+60$ до -60°C .

22. КУРСОВАЯ СИСТЕМА ГМК-1Г

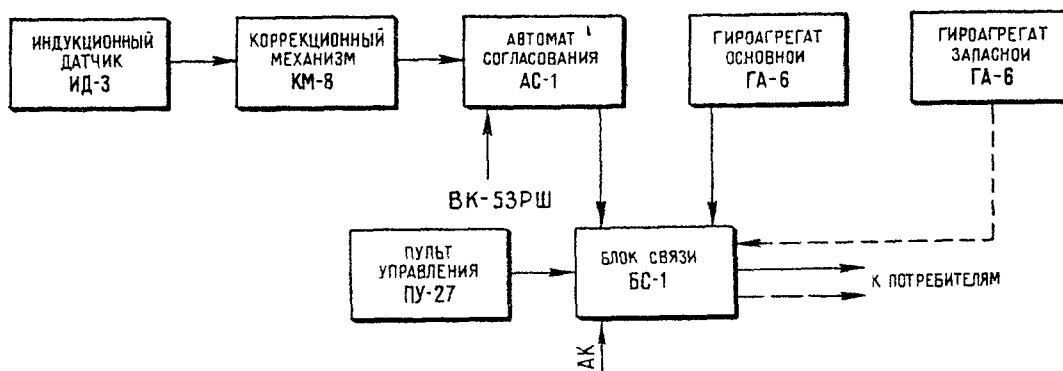
Курсовая система ГМК-1Г представляет собой централизованное устройство, объединяющее магнитные, гироскопические и радиотехнические средства измерения курса.

Курсовая система служит для определения и указания курса и углов разворота самолета, выдачи магнитных (или ортодромических) пеленгов и курсовых углов радиостанций в комплексе с указателями НПП системы директорного управления «Привод» и с индикаторами ИКУ-1 системы «Курс—

В основу работы системы ГМК-1Г положено свойство гироскопа с тремя степенями свободы с горизонтально расположенной осью ротора сохранять направление этой оси в азимуте. Гироскоп корректируется в азимуте магнитно-индукционным датчиком ИД-3.

Два гироагрегата (основной и запасной) работают одновременно, причем каждый из них может работать в любом из трех режимов: магнитной коррекции (МК), гирополукомпаса (ГПК) или астрономической коррекции при наличии астрокомпаса.

При переключении основного канала системы из режима ГПК в режим МК автоматически включается режим быстрого согласования основного канала системы по магнитному курсу. Система работает таким образом, что при работе основного гироагрегата в режиме гирополукомпаса запасной работает



Фиг. 79. Структурная схема курсовой системы ГМК-1Г

МП», а также обеспечивает выдачу электрических сигналов, пропорциональных отклонению от заданного курса, в автопилот АП-28Л1Э и выдачу сигналов курса потребителям.

Курсовая система имеет три режима работы, устанавливаемых переключателем на пульте управления ПУ-27:

- магнитной коррекции МК;
- гирополукомпаса ГПК;
- астрономической коррекции АК.

На самолете Ан-24 режим астрокоррекции не используется.

В курсовую систему ГМК-1Г, установленную на самолете, входят следующие блоки:

- индукционный датчик ИД-3;
- коррекционный механизм КМ-8;
- два гироагрегата ГА-6;
- автомат согласования АС-1;
- блок связи БС-1;
- пульт управления ПУ-27.

На структурной схеме (фиг. 79) показаны функциональные связи между блоками системы.

Для уменьшения ошибок, которые могут возникнуть и накапливаться при выполнении самолетом длительных виражей и разворотов, система ГМК-1Г подключена к выключателю коррекции ВК-53РШ, предназначенному для отключения азимутальной (магнитной) коррекции и коррекции горизонтального положения оси роторов гироскопов гироагрегатов ГА-6 при разворотах самолета с угловой скоростью свыше $0,3 \text{ град/сек}$.

в режиме магнитной коррекции, а при работе основного в режиме магнитной коррекции запасной работает в режиме ГПК. Необходимая коммутация при этом производится автоматом согласования АС-1 и блоком связи БС-1.

Потребители сигнала курса переключаются с основного гироагрегата на запасной с помощью переключателя на пульте управления ПУ-27. При установке этого переключателя в положение «Оси.» к основному гироагрегату ГА-6 подключаются автопилот АП-28Л1Э и два навигационно-пилотажных прибора НПП, а к запасному гироагрегату ГА-6 — задатчик курса ЗК-2 автопилота. При установке переключателя в положение «Зап.» автопилот и два прибора НПП подключаются к запасному гироагрегату, а задатчик курса ЗК-2 автопилота — к основному гироагрегату. Указатели ИКУ-1 подключены к коррекционному механизму КМ-8, откуда выдается магнитный курс.

Задатчик курса ЗК пульта управления ПУ-27 предназначен для установки вручную любого значения курса на указателе в режиме ГПК и для включения быстрой скорости согласования при работе системы в режиме МК.

При развороте самолета индукционный датчик может давать неправильные показания из-за увеличения чувствительности элемента под действием ускорений и стремления его установиться по направлению ложной вертикали. Кроме того, гироагрегат может давать дополнительную погрешность вследствие того, что маятниковый жидкостный переключатель

тель при разворотах самолета дает неправильную информацию о горизонтальном положении оси гироскопа. В связи с этим в системе ГМК-1Г предусмотрено отключение всех видов коррекции по сигналу выключателя коррекции ВК-53РШ.

В системе предусмотрен встроенный контроль на двух контрольных точках 0° и 300°, а также лампа сигнализации «Завал ГА» (основного или запасного). Эти приборы расположены на пульте управления.

Агрегаты системы ГМК-1Г на самолете размещены следующим образом:

— индукционный датчик ИД-3 — в левой консоли крыла, между нервюрами 21—22;

— гироскопы ГА-6 — под полом кабины экипажа;

— блок связи БС-1 и автомат согласования АС-1 — под креслом левого летчика;

— пульт управления ПУ-27 — на вертикальной панели правого пульта;

— коррекционный механизм КМ-8 — на горизонтальной панели правого пульта.

Курсовая система ГМК-1Г питается от бортовой сети:

— постоянного тока; потребляемая мощность не более 50 вт;

— трехфазного переменного тока 36 в, 400 гц; потребляемая мощность не более 130 ва.

Основные технические данные

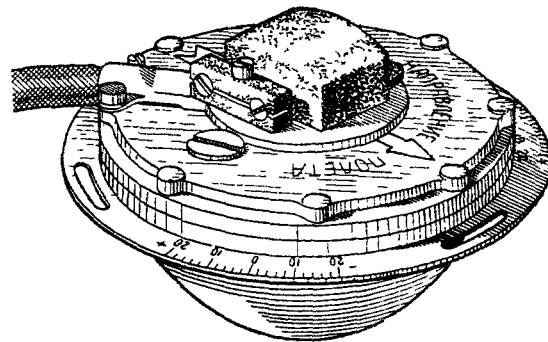
Погрешность системы:

— в определении магнитного курса	не более $\pm 2^\circ$
— от уходов в азимуте оси ротора гироскопа ГА-6 при его работе в режиме «ГПК» за 1 час работы:	
при нормальной температуре	не более 2,5°
при крайних значениях температурного диапазона	не более 3,5°
Выключение режима быстрого согласования происходит автоматически при остаточном рассогласовании	не более 2°
Скорости согласования следящих систем, определяемые скоростями движения шкал указателей:	
— нормальная скорость в режиме МК	не менее 2—5 град/мин
— скорость быстрого согласования	не менее 6 град/сек
— скорость отработки шкал указателей при отклонении рукоятки курсозадатчика	не менее 1—3 град/сек
Переменный ток, потребляемый системой в установившемся режиме работы в каждой фазе	не более 2 а
Время первоначального согласования основного канала системы по магнитному курсу с момента включения системы	1 мин ± 10 сек
Система безотказно работает в диапазоне температур внешней среды	от -60 до +50° С
Время готовности системы к работе с момента включения во всем диапазоне температур	не более 3 мин
Высотность	25 000 м
Вес комплекта	не более 13 кг

МАГНИТОИНДУКЦИОННЫЙ ДАТЧИК ИД-3

Магнитоиндукционный датчик (фиг. 80) служит для измерения направления горизонтальной составляющей магнитного поля Земли и, следовательно, определения магнитного курса самолета, необходимого для коррекции показаний гироскопов курсовой системы в азимуте.

Датчик включает в себя индукционный чувствительный элемент, карданов подвес, основание, корпус, крышку и девиационный прибор. Чувствительным элементом датчика служат три магнитных зонда, закрепленных на платформе под углом 60° отно-



Фиг. 80. Магнитоиндукционный датчик ИД-3

сительно друг друга. Карданов подвес состоит из двух стоек, карданного кольца и четырех осей. Корпус и крышка датчика соединены между собой герметически. Внутренняя полость прибора заполнена жидкостью ПМС-10, выполняющей роль демпфера колебаний подвижной системы.

Для крепления датчика на самолете в его корпусе имеются три продолговатых отверстия в основании. Эти отверстия позволяют осуществлять разворот датчика на самолете при устранении погрешности в пределах $\pm 20^\circ$. Отсчет при этом производится по одной из шкал, нанесенных против всех прорезей на основании.

Для устранения полукруговой девиации датчика служит девиационный прибор, расположенный на крышке датчика.

Основные технические данные

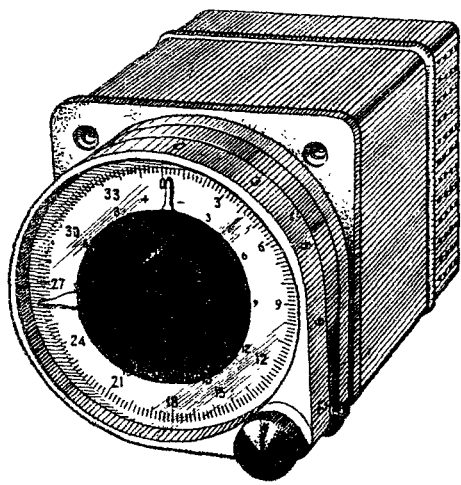
Температурный режим работы:	
— длительный	от +90 до -60° С
— кратковременный (10 мин)	при +150° С
Погрешность	не более $\pm 2^\circ$
Допустимый угол крена	до 20°
Дополнительная погрешность от крена до 15°	не более $\pm 1^\circ$
Девиационное устройство обеспечивает на основных магнитных курсах С, Ю, В, З устранение полукруговой девиации	не менее 6° и не более 12°
Высотность	25 000 м
Вес	не более 0,7 кг

КОРРЕКЦИОННЫЙ МЕХАНИЗМ КМ-8

Коррекционный механизм КМ-8 (фиг. 81) предназначен для:

— связи магнитоиндукционного датчика ИД-3 с гироскопом ГА-6;

- устранения с помощью лекального устройства четвертной девиации и инструментальных погрешностей;
- ввода магнитного склонения;
- приведения в полете магнитного курса к ортодромическому;
- осуществления контроля схемы магнитной коррекции;
- указания неисправленного магнитного курса.



Фиг. 81. Коррекционный механизм КМ-8

Коррекционный механизм состоит из сельсина-приемника 573К, сельсина-приемника 905Б, лекального устройства, редуктора с обрабатывающим двигателем, усилителя, кожухов и жгута со штепсельным разъемом.

Два сельсина-приемника в коррекционном механизме служат: один — для согласования ротора этого сельсина с положением чувствительного элемента датчика ИД-3, а второй — для передачи на гироагрегат ГА-6 сигналов курса, принятых с датчика ИД-3 и откорректированных в коррекционном механизме с помощью лекального устройства и кремальеры. Вводимый угол магнитного склонения отсчитывается с помощью отметчика относительно неподвижной шкалы.

Коррекционный механизм закрыт кожухом, в задней части прибора крепится усилитель.

Основные технические данные

Погрешность до регулировки лекальным устройством	не более 1°
Лекальное устройство обеспечивает выбор девиации и погрешностей	не менее ±6°
Скорость согласования	не менее 4 град/сек
Выдача контрольных углов	от 0° до 300° ± 7°
Ввод магнитного склонения с точностью	± 1°
Высотность	25 000 м
Вес	1,6 кг

ГИРОАГРЕГАТ ГА-6

Гироагрегат ГА-6 (фиг. 82) служит для осреднения и запоминания курса самолета, определяемого индукционным датчиком курса, для работы в качестве гиropolукомпаса, а также для дистанцион-

ной выдачи курса и углов отклонения от него на указатели и к потребителям курса.

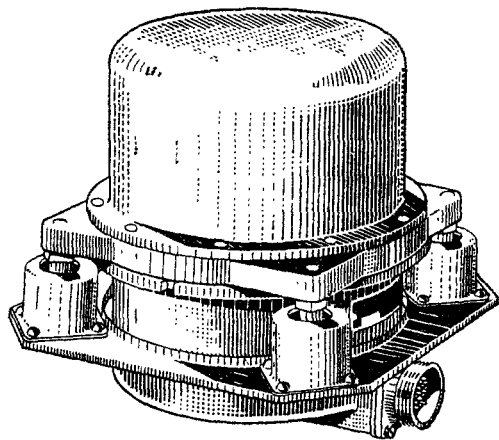
Агрегат ГА-6 состоит из следующих основных узлов:

- гироузла;
- карданного узла с редукторами;
- корректора горизонтальности оси гироскопа;
- узла быстрого согласования;
- корпуса прибора с амортизацией.

Гироузел состоит из гиromотора ГМВ-52, балансировочных кронштейнов, балансировочных грузов и жидкостного переключателя горизонтальной коррекции.

Карданный узел состоит из гироузла и наружной рамы карданова подвеса. Карданный узел в подшипниках укреплен в корпусе и крышке, которые вместе образуют корпус прибора.

Узел быстрого согласования состоит из сельсина-датчика, ротор которого укреплен на оси карданной рамы, а статор укреплен в корпусе. Узел быстрого согласования работает только при включении переключателя ЗК на пульте управления, в остальное время управляющий сигнал на двигатель не подается.



Фиг. 82. Гироагрегат ГА-6

Для предохранения гироагрегата ГА-6 от посадочных и вибрационных перегрузок служат амортизаторы АПН. Гироагрегат включается в схему системы ГМК-1Г посредством штепсельного разъема.

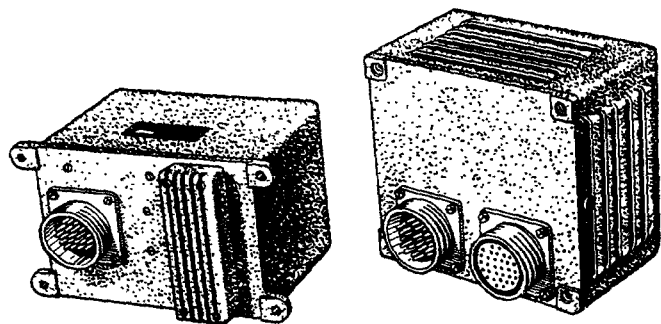
АВТОМАТ СОГЛАСОВАНИЯ АС-1

Автомат согласования (фиг. 83) служит для осуществления рабочих режимов системы, для отключения магнитной коррекции по сигналу выключателя коррекции. Автомат обеспечивает автоматическое включение и выключение скорости быстрого согласования при запуске системы и переключении режимов системы.

Автомат согласования состоит из усилителя, блока реле и кожуха прибора.

Усилитель автомата предназначен для усиления сигнала рассогласования системы (поступающего от коррекционного механизма КМ-8, или от моста широтной коррекции, или от задатчика курса) и по-

дачи усиленного сигнала на управляющую обмотку двигателя ДИД-0,5 гиросагрегата. Усилитель монтируется на гетинаксовой плате и корпусе. Блок реле монтируется на верхней гетинаксовой плате.



Фиг. 83. Автомат согласования АС (слева) и блок связи БС-1

БЛОК СВЯЗИ БС-1

Блок связи (фиг. 83) предназначен для:
— распределения электрических связей между основным и запасным каналами курсовой системы ГМК-1Г;

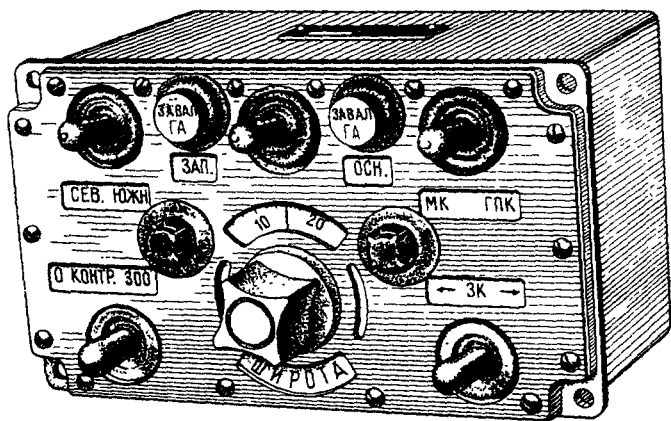
— выдачи питания постоянным током $+27$ в в автотопител на время быстрого согласования.

Блок связи состоит из корпуса, узла реле и кожуха. Узел реле монтируется на двух текстолитовых платах.

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ ПУ-27

Пульт управления служит для:

- выбора режима работы магнитной коррекции и гиросполукомаса;
- переключения с основного канала на запасной;
- ввода широтной коррекции на гироскоп как в северном, так и в южном полушариях;



Фиг. 84. Пульт управления ПУ-27

- компенсации ухода гироскопа в азимуте от его несбалансированности;
- установки шкалы указателя на заданный курс в режиме гиросполукомаса;
- обеспечения большой скорости согласования в режиме МК;

— контроля работы системы в полете и в наземных условиях;

— контроля завала гироскопа.

На лицевую панель пульта выведены (фиг. 84):

- переключатель режимов работы, который позволяет устанавливать необходимый режим работы;
- переключатель «Сев.—Южн.», предназначенный для перемены фазы питания в зависимости от того, в каком полушарии (южном или северном) совершается полет самолета;

— переключатель «Осн.—Зап.», с помощью которого происходит переключение установленных переключателем режимов с основного канала на запасной;

— переключатель «ЗК», предназначенный для установки указателей на заданный курс в режиме ГМК и для включения быстрого согласования в режиме МК;

— переключатель «0 контр. 300», предназначенный для контроля системы в режиме МК в полете или в наземных условиях;

- лампы подсвета красным светом;
- лампы сигнализации завала гироскопов;
- шкала широтного потенциометра;
- рукоятка широтного потенциометра.

Лицевая панель пульта состоит из корпуса, светопровода, изготовленного из оргстекла, и металлической накладке со светофильтрами, на которых с внутренней стороны выгравированы соответствующие надписи.

Для подключения пульта в схему курсовой системы служит блочная вилка штепсельного разъема.

23. СИСТЕМА ДИРЕКТОРНОГО УПРАВЛЕНИЯ „ПРИВОД“

Система директорного управления (СДУ) «Привод» упрощает пилотирование путем обобщения навигационно-пилотажной информации о положении самолета в пространстве и формирования управляющих сигналов, индицируемых на директорных приборах.

Система директорного управления «Привод» по сигналам автономных и радиотехнических средств навигации и посадки обеспечивает:

- полет по ЗК;
- полет на заданной высоте;
- маршрутный полет;
- привод одиночного самолета в район аэродрома и выполнение предпосадочного маневра;
- заход на посадку по курсу и глиссаде.

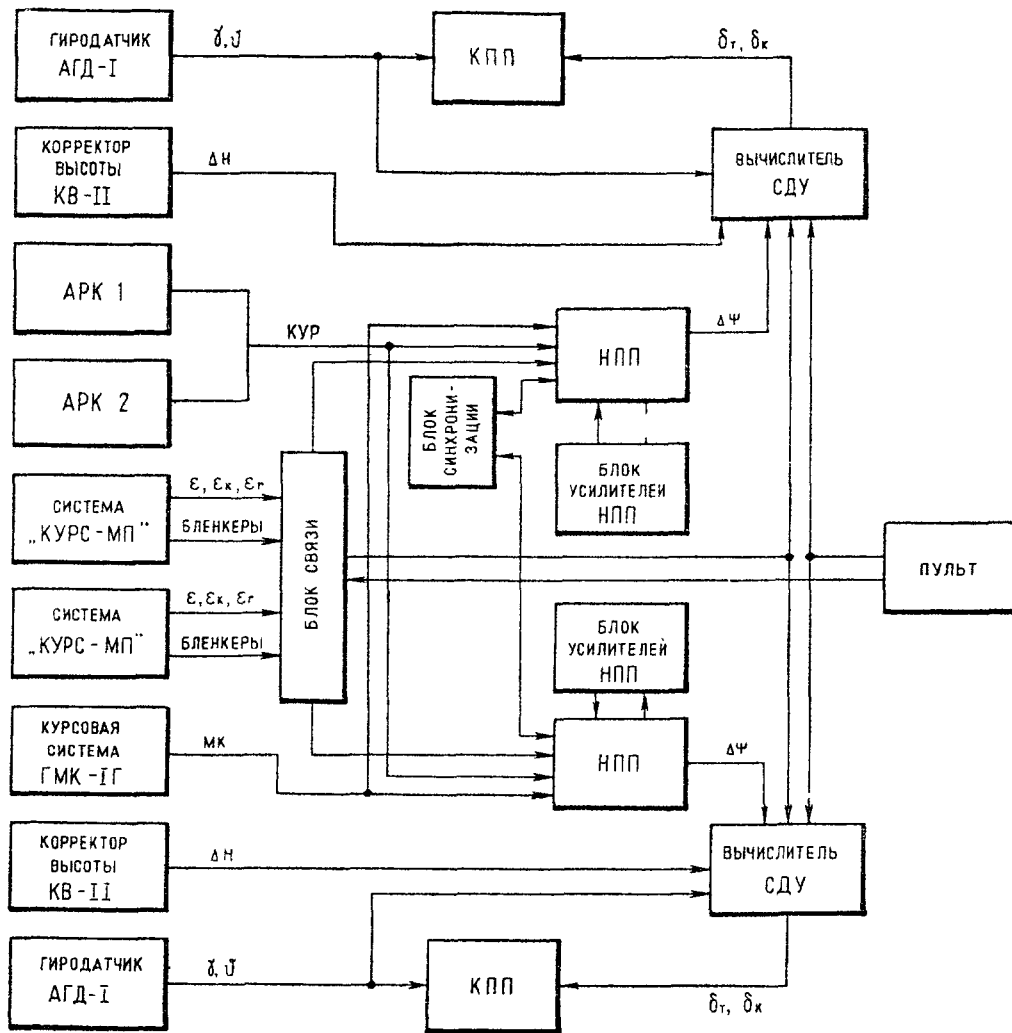
Кроме того, система «Привод» обеспечивает:
— инструментальную посадку по стрелкам положения на визуальных приборах СДУ;
— контроль СДУ;
— наглядную информацию на визуальных приборах о работоспособности СДУ и радиотехнических средств.

Блок-схема связи СДУ с самолетным оборудованием показана на фиг. 85.

При использовании СДУ летчик управляет самолетом по командам, выдаваемым командно-пилотажным прибором (КПП). Команды формируются вычислителем СДУ в зависимости от выбора режима работы ручкой на пульте управления. По сигналам

лам отдельных датчиков определяются величина и направление необходимого воздействия на самолет и летчику выдается информация в виде отклонения стрелки КПП. Летчик управляет силами, вынуждающими самолет не уходить с траектории, причем величина и направление этих сил определяются вычислителем. Задача летчика заключается в том, что-

- В комплект системы «Привод» входят:
- два командно-пилотажных прибора КПП;
 - два навигационно-пилотажных прибора НПП;
 - два усилителя;
 - два вычислителя;
 - два корректора высоты КВ-11;
 - блок связи;



Фиг. 85. Блок-схема связи СДУ с самолетным оборудованием

бы создать путем отклонения рулей требуемые значения моментов или сил, удерживая командные стрелки КПП на нуле.

На стрелку КПП подаются два сигнала:

- истинное значение требуемого момента или силы (Z), получаемое с датчика;
- заданное значение Z_3 , получаемое с вычислителя.

Отклонение стрелки КПП определяется как

$$\delta_{стр} = k(Z_3 - Z),$$

где k — коэффициент передачи.

Удерживая стрелку на нуле путем соответствующего отклонения рулей, летчик обеспечивает равенство $Z = Z_3$.

Этот принцип используется во всех режимах работы СДУ.

- пульт управления;
- блок синхронизации ЗК.

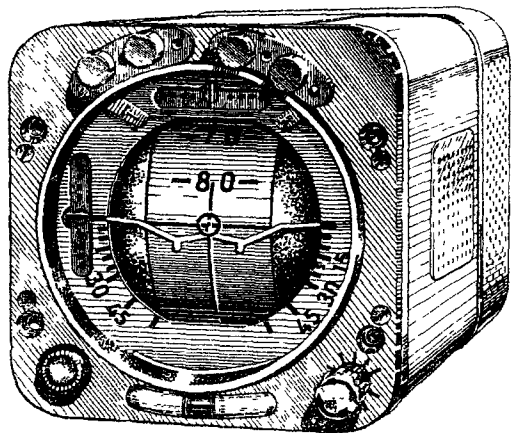
Агрегаты системы размещены на самолете следующим образом:

- командно-пилотажные приборы КПП — на левой и правой панелях приборной доски летчиков;
- навигационно-пилотажные приборы НПП — на правой и средней панелях приборной доски;
- усилители НПП и блок синхронизации — в кабине экипажа по левому борту под навигационным столом;

— вычислитель, корректор высоты КВ-11, блок связи — на этажерке радиооборудования в переднем багажном отсеке, между шпангоутами 7—11, или в кабине экипажа у левого борта, между шпангоутами 5—7.

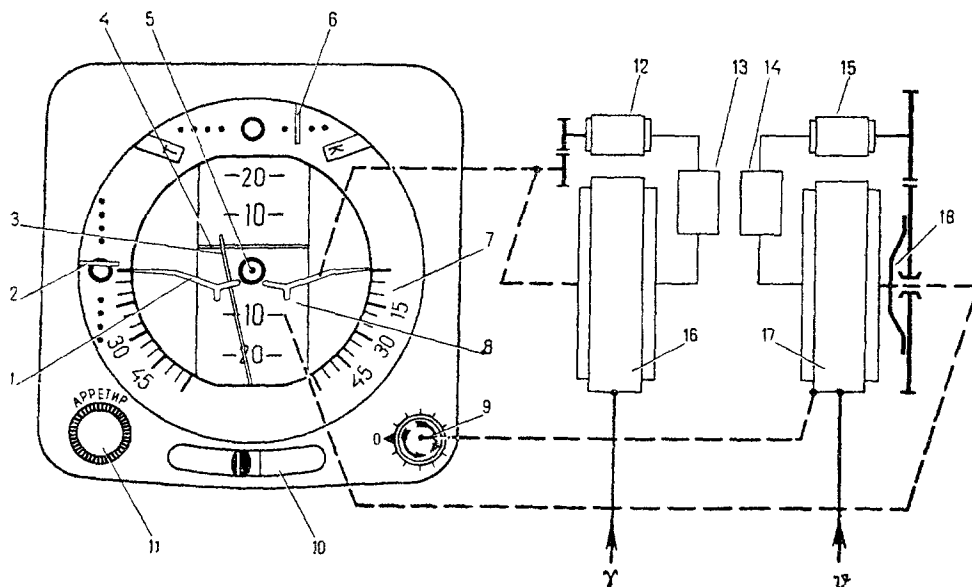
КОМАНДНО-ПИЛОТАЖНЫЙ ПРИБОР КПП

Командно-пилотажный прибор КПП (фиг. 86) является комбинированным указателем и предназначен для пилотирования по командам, формируемым вычислителем системы и индицируемым директорскими стрелками КПП, а также для индикации положения самолета относительно плоскости горизонта.



Фиг. 86. Командно-пилотажный прибор КПП

Прибор используется для полетов по маршруту по сигналам радиотехнических средств при выполнении предпосадочного маневра и посадки.



Фиг. 87. Кинематическая схема командно-пилотажного прибора КПП:

1—силуэт-самолет; 2—стрелка отклонения от заданной высоты полета; 3—стрелка крена; 4—планка тангажа; 5—нулевой индекс; 6—стрелка отклонения от заданной линии пути; 7—шкала кренов; 8—подвижная шкала тангажа; 9—рукоятка кремальеры; 10—указатель скольжения (креноскоп); 11—кнопка с сигнальной лампой; 12, 15—двигатели-генераторы следящих систем крена и тангажа; 13, 14—усилители следящих систем крена и тангажа; 16, 17—сельсины-приемники следящих систем крена и тангажа; 18—фрикционная муфта; γ —угол крена; ϕ —угол тангажа

- дистанционное арретирование гиродатчика АГД-1;
- сигнализацию исправности аппаратуры формирования командных сигналов;
- показание положения самолета относительно задаваемых траекторий в вертикальной и горизонтальной плоскостях;
- показание скольжения самолета.

Вычислитель системы формирует командные сигналы по крену и тангажу. Эти сигналы поступают на магнитоэлектрические системы командно-пилотажного прибора, которые отклоняют командные стрелки:

- по крену — стрелку 3 (фиг. 87);
- по тангажу — планку 4.

При пилотировании самолета по командным стрелкам КПП в режиме полуавтоматического управления задача летчика сводится к тому, чтобы с помощью органов управления возвращать стрелку 3 и планку 4 к нулевому индексу 5 и удерживать их на этом индексе. При работе с автопилотом эта задача выполняется автоматически.

Из вычислителя СДУ в КПП поступают сигналы:

- положения самолета относительно задаваемых траекторий в горизонтальной плоскости на магнитоэлектрическую систему со стрелкой 6, в вертикальной плоскости — на магнитоэлектрическую систему со стрелкой 2;
- на бленкеры: крена — «К» и тангажа — «Т».

Командно-пилотажный прибор заменяет указа-

Командно-пилотажный прибор обеспечивает:

- выдачу летчику команд по крену и тангажу для вывода самолета на траекторию и стабилизации на ней;
- показание углов крена и тангажа самолета, замеряемых гиродатчиком АГД-1;

тель горизонта АГД-1. Указатель горизонта КПП имеет две следящие системы: крена и тангажа. Следящая система крена состоит из сельсина-приемника 16, получающего сигналы угла крена от сельсина-датчика гиросредства АГД-1, усилителя 13 и двигателя-генератора 12, который обрабатывает до

положения согласования ротор сельсина 16 и поворачивает силуэт-самолет 1.

Отсчет углов крена производится по шкале 7, стрелкой для отсчета служат концы крыльев силуэта-самолета.

Следящая система тангажа состоит из сельсина-приемника 17, на который поступают сигналы тангажа от сельсина-датчика гироагрегата АГД-1, усилителя 14 и двигателя-генератора 15. С осью двигателя-генератора 15 связана подвижная ленточная шкала 8 тангажа. Отсчет угла тангажа по шкале производится относительно нулевого индекса 5.

В редукторе двигателя 15 имеется фрикционная муфта 18, которая ограничивает момент, передаваемый двигателем на ленту шкалы.

Положение нуля шкалы 8 тангажа регулируется кремальерой 9 центровки статора сельсина 17 тангажа. На лицевой стороне прибора имеется кнопка 11 «Арретир» со встроенной внутрь сигнальной лампой и шариковый указатель 10 скольжения.

Конструктивно прибор состоит из трех основных узлов. Один из этих узлов представляет собой каркас с установленными на нем магнитоэлектрическими системами командных стрелок и стрелок положения. На лицевой стороне узла сверху и снизу размещены барабаны перемотки ленточной шкалы тангажа, изготовленной из лавсана.

Второй основной узел размещен в средней части прибора. Узел содержит сельсины-приемники и двигатели-генераторы ДГ-0,5Т с редукторами следящих систем крена и тангажа.

В задней части прибора размещены два полупроводниковых усилителя следящих систем (третий узел), которые установлены на специальных блочных штепсельных разъемах.

Командно-пилотажный прибор КПП питается от бортовой сети постоянного тока $27 \text{ в} \pm 10\%$ и переменного тока $36 \text{ в}, 400 \text{ гц}$.

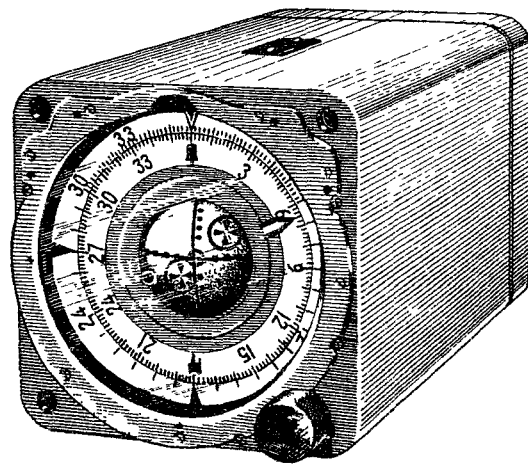
Основные технические данные

Ток полного отклонения командных стрелок крена и тангажа	250 мка
Ток срабатывания бленкеров	350—600 мка
Рабочие углы, в пределах которых выдаются правильные показания:	
— по крену	360°
— по тангажу (за исключением зоны углов 80—100° пикирования и кабрирования)	360°
Погрешность отработки следящих систем крена и тангажа в диапазоне углов 0—30°	±1°
Ток, при котором происходит полное отклонение директорных стрелок крена и тангажа:	
— крена	350 мка
— тангажа	250 мка
Скорость отработки углов рассогласования следящими системами:	
— крена	150 град/сек
— тангажа	45 град/сек
Поправка угла тангажа кремальерой центровки в пределах	±12°
Температурный режим	от —60 до +50° С
Высотность	30 000 м

НАВИГАЦИОННО-ПИЛОТАЖНЫЙ ПРИБОР НПП

Навигационно-пилотажный прибор НПП (фиг. 88) обеспечивает следующие визуальные показания:

- магнитного курса (МК);
- заданного магнитного курса (ЗМК);
- курсового угла радиостанции (КУР);
- положения самолета относительно равносигнальных зон курсового и глиссадного маяков;
- входа в зоны уверенного действия курсового и глиссадного маяков и исправной работы каналов курса и глиссады радиотехнических средств (сигнализация бленкерами).



Фиг. 88. Навигационно-пилотажный прибор НПП

Прибор НПП выдает в вычислитель системы сигналы отклонения от заданного курса.

С сельсина-датчика системы ГМК-1Г сигналы угла курса ψ подаются на статор сельсина-приемника 15 (фиг. 89). Сигнал рассогласования с ротора этого сельсина поступает на усилитель 23, усиливается и подается на двигатель 24, который обрабатывает до положения согласования ротор сельсина 15 и поворачивает механически связанную с ним шкалу 14 магнитного курса. Курс ψ отсчитывается на шкале 14 относительно индекса 3.

Одновременно с поворотом сельсина-приемника 15 магнитного курса вращение двигателя 24 передается на одну из входных осей дифференциала 6, выходная ось которого поворачивает стрелку 1 ЗМК. Таким образом, при изменении магнитного курса с помощью дифференциала 6 обеспечивается согласованное движение стрелки 1 и шкалы 14 магнитного курса.

На статор сельсина-приемника 17 поступают сигналы от навигационного счетно-решающего устройства, вырабатывающего сигналы ЗМК. В зависимости от величины этих сигналов следящая система, состоящая из сельсина-приемника 17, усилителя 12, двигателя 10 и муфты 9, будет обрабатывать ротор сельсина 17 до положения согласования и через дифференциал 6 повернет стрелку 1, показывающую ЗМК по шкале 14.

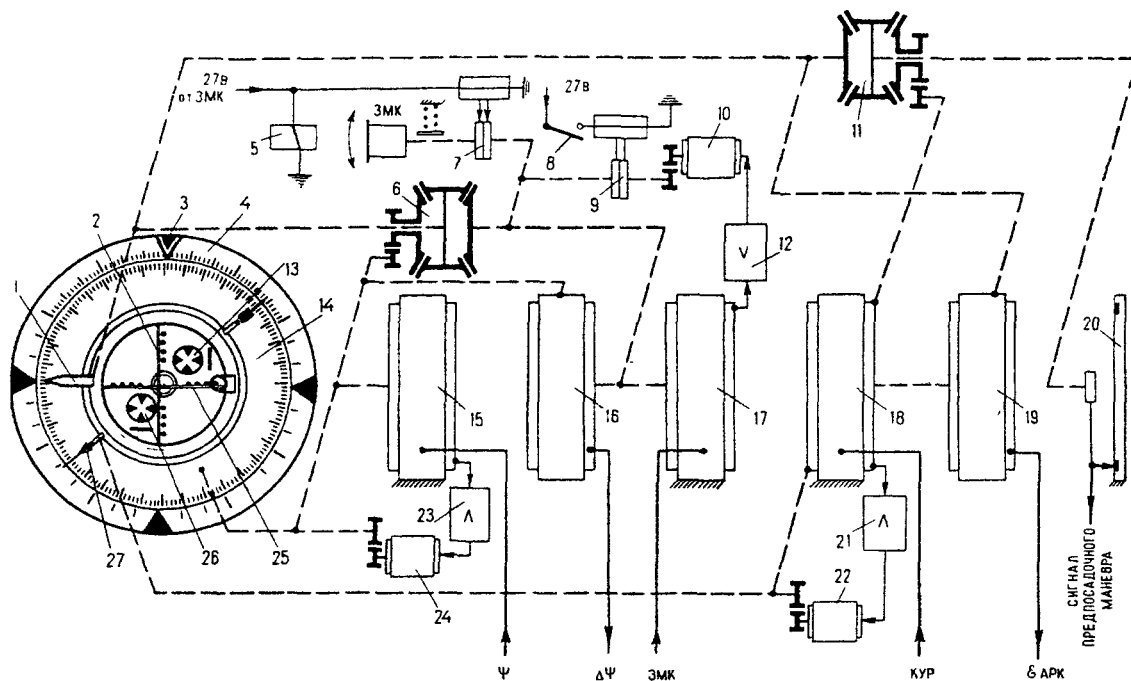
Примечание. На самолете Ан-24 эта следящая система не задействована. ЗМК задается только вручную с помощью кремальеры.

Индукционный потенциометр 16 прибора предназначен для формирования сигнала отклонения истинного курса самолета от заданного магнитного курса в виде переменного напряжения для вычислителя системы СДУ. Ротор этого датчика механически связан с ротором сельсина-приемника 17 ЗМК и, следовательно, поворачивается на угол ЗМК.

Показания курсового угла радиостанции в приборе обеспечиваются следующим образом: с сельсина-

которая перемещается от центра кружка вверх или вниз по вертикальным точкам перекрестия. Стрелки 2 и 25, перемещаясь, имитируют положения равносигнальных зон, а кружок в центре шкалы — самолет.

Конструктивно прибор состоит из двух основных узлов. Одним из этих узлов является передняя фланцевая часть прибора с магнитоэлектрическими системами и бленкерами. Второй узел является узлом



Фиг. 89. Кинематическая схема навигационно-пилотажного прибора НПП:

1—стрелка ЗМК; 2—стрелка курса; 3—индекс; 4—неподвижная шкала угла курса; 5—реле Р34; 6, 11—дифференциалы; 7, 9—муфты; 10, 22, 24—двигатели ЗМК, КУР, МК; 12, 21, 23—усилители ЗМК, КУР, МК; 13, 26—бленкеры глissады и курса; 14—шкала МК; 15, 17, 18, 19—сельсины-приемники МК, ЗМК, КУР, БАРК; 16—потенциометр; 20—ламельное устройство; 25—стрелка глissады; 27—стрелка КУР; БАРК—сигнал радиопеленга; Δψ—угол отклонения от ЗМК; ψ—угол курса

датчика радиоконюаса сигналы КУР поступают на статор сельсина-приемника 18. Следящая система, состоящая из сельсина-приемника 18, усилителя 21 и двигателя 22, обрабатывает ротор этого сельсина до положения согласования и поворачивает связанную с ним стрелку 27, которая показывает на неподвижной шкале 4 угол курса радиостанции.

На лицевой стороне прибора имеются бленкеры курса 26 и глissады 13. Бленкер представляет собой магнитоэлектрическую систему, на подвижной оси которой установлен черный диск с белыми (бленкер курса) или желтыми (бленкер глissады) секторами. При подаче тока в обмотку бленкера подвижная система его поворачивается, и секторы исчезают из поля зрения за шторкой. Бленкеры получают сигналы на срабатывание от бортовых радиоприемников, когда самолет входит в зону уверенного действия курсового (бленкер 26) и глissадного (бленкер 13) радиомаяков. Срабатывание бленкеров сигнализирует также и об исправной работе радиотехнических средств.

Сигналы отклонения по глissаде поступают на магнитоэлектрическую систему со стрелкой 25, ко-

редукторов со всеми элементами следящих систем отработки курса ЗМК и курсового угла радиостанции.

Прибор НПП питается от бортовой сети постоянного тока $27 \text{ в} \pm 10\%$ и переменного тока $36 \text{ в}, 400 \text{ гц}$.

Основные технические данные

Погрешность передачи угла следящими системами:

- в каналах курса и ЗМК $\pm 2^\circ$
- в канале КУР $\pm 2,5^\circ$

Чувствительность следящих систем в каналах курса ЗМК и КУР $0,2^\circ$

Скорость отработки следящих систем:

- шкалы курса и стрелки КУР 20 град/сек
- стрелки ЗМК 12 град/сек

Ток, при котором происходит полное отклонение стрелок курса и глissады магнитоэлектрических систем по сигналам радиотехнических средств 250 мка

Ток срабатывания бленкеров $350\text{--}600 \text{ мка}$

Температурный режим от $+50$ до -60° С

Высотность $30\ 000 \text{ м}$

УСИЛИТЕЛЬ НПП

Усилитель предназначен для усиления сигналов, снимаемых с сельсинов следящих систем, до величин и мощностей, достаточных для управления двигателем-генератором ДГ-0,5.

Усилитель состоит из трех отдельных усилителей АРК, ЗМК и МК, собранных на общем шасси. Подключение к схеме усилителя НПП обеспечивается с помощью штепсельного разъема.

ВЫЧИСЛИТЕЛЬ

Вычислитель СДУ «Привод» преобразует информационные сигналы, поступающие в него от радиотехнических средств навигации и посадки, корректора высоты, гиродатчика и прибора НПП, в командные сигналы по крену и по тангажу, выдаваемые на директорные стрелки визуальных приборов для полета по заданному режиму.

Конструктивно вычислитель состоит из отдельных узлов:

- девяти магнитных усилителей;
- релейного магнитного усилителя;
- фазочувствительного выпрямителя;
- блока реле.

Каждый из этих узлов, за исключением блока реле, имеет в своей нижней части колодку блочного штепсельного разъема для подсоединения к схеме вычислителя. Блок реле подсоединяется к схеме вычислителя подпайкой проводов к контактам.

На лицевой панели вычислителя помещаются регулировочные потенциометры и контрольные гнезда. Для подсоединения к самолетной схеме на задней стенке вычислителя размещены два блочных штепсельных разъема. Вычислитель закрыт кожухом, а для установки на самолет имеется специальное шасси с четырьмя амортизаторами.

КОРРЕКТОР ВЫСОТЫ КВ-11

Корректор высоты предназначен для выдачи в комплект системы «Привод» сигналов отклонения барометрической высоты полета от заданного значения.

Краткие сведения о корректоре высоты даны в разд. 14.

БЛОК СВЯЗИ

Блок связи предназначен для:

- связи системы «Привод» с навигационной системой «Курс-МП-1»,
- контроля за работой СДУ;
- усиления бленкерных сигналов;
- переключения системы СДУ с одного полукомплекта системы «Курс-МП-1» на другой.

Конструктивно блок связи состоит из двух релейных магнитных усилителей, трансформатора и набора реле.

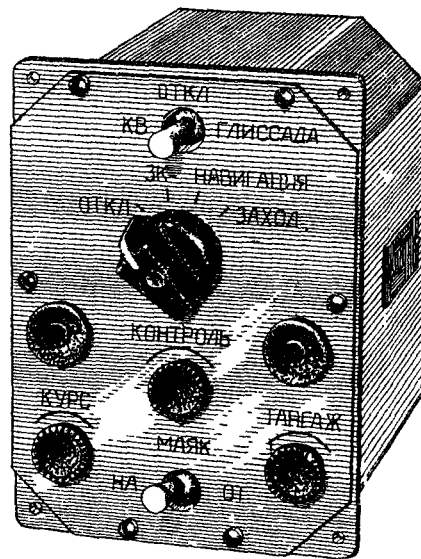
Релейные магнитные усилители выполнены в виде отдельных узлов и имеют колодку блочного штепсельного разъема для подсоединения к схеме блока связи. На лицевой стороне блока связи размещены потенциометры и контрольные гнезда.

Для подключения блока связи к самолетной схеме имеются три штепсельных разъема.

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ

Пульт (фиг. 90) предназначен для выбора режима полета, контроля СДУ и переключения полярности сигнала зоны курсового маяка при изменении направления полета «На маяк» или «От маяка».

Режим полета можно выбрать поворотом переключателя бокового канала («ЗМК», «Навигация», «Заход») и установкой переключателя продольного канала («КВ», «Глиссада»).



Фиг. 90. Пульт управления системой СДУ

Контроль за работой СДУ осуществляется нажатием кнопки-лампы «Контроль». Неисправность каналов курса или тангажа вычислителя СДУ индицируется загоранием соответствующей лампы на пульте.

Переключение полярности сигнала зоны курсового маяка осуществляется переключателем «Маяк».

Пульт управления представляет собой отдельный прибор, в котором сосредоточены малогабаритные реле, сопротивления и лампы-кнопки. На задней стороне пульта имеется штепсельный разъем для соединения с остальными приборами системы.

БЛОК СИНХРОНИЗАЦИИ ЗМК

Блок синхронизации ЗМК предназначен для осуществления точной синхронизации следящих систем углов ЗМК навигационно-пилотажных приборов (НПП) левого и правого летчиков.

Блок представляет собой отдельный прибор, в котором сосредоточены дифференциальный сельсин, реле и другие элементы, обеспечивающие синхронизацию показаний ЗМК на навигационных приборах. На задней стенке прибора имеется штепсельный разъем для соединения его с остальными приборами системы.

24. СИСТЕМА ПИТАНИЯ МЕМБРАННО-АНЕРОИДНЫХ ПРИБОРОВ

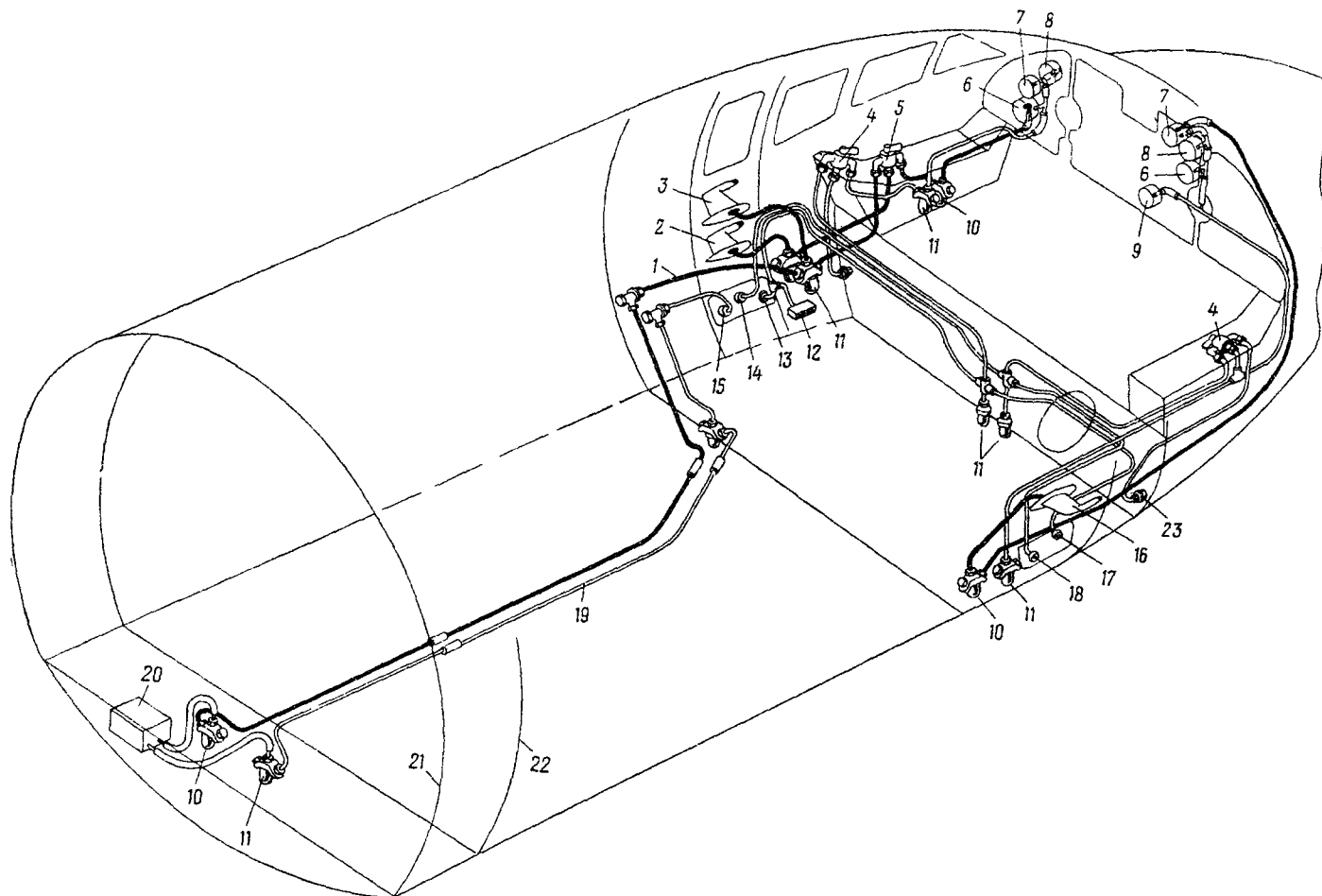
Система питания мембранно-анероидных приборов состоит из отдельных магистралей полного и статического давлений, питаемых от трех бортовых

приемников полного давления ППД-1 и пяти приемников статического давления. Система обеспечивает подачу статического и полного давлений к следующим приборам (фиг. 91, 92):

- указателям скорости КУС-1200,
- высотомерам ВД-10К;
- вариометрам ВАР-30-3;

бортах, ниже приемников полного давления. Около каждого приемника, на внешней стороне обшивки борта, имеются надписи, указывающие магистраль, которая питается от данного приемника.

Четыре статических приемника попарно объединены в одну линию и образуют две статические системы. Статическое давление для питания мембранно-



Фиг. 91. Монтажная схема питания мембранно-анероидных приборов:

1—проводка системы полного давления; 2, 16—приемники полного давления для приборов левого и правого летчиков; 3—приемник полного давления для самописца; 4—краны 623700М статического давления; 5—кран 623700М полного давления; 6—высотомер ВД-10К; 7—указатели скорости КУС-1200; 8—вариометры ВАР-30-3; 9—вариометр ВР-10; 10, 11—влагоотстойники систем полного и статического давлений; 12—кор-

ректор высоты KB-11; 13, 14, 15—приемники статического давления для приборов левого и правого летчиков и самописца КЗ-63; 17, 18—приемники статического давления для приборов левого и правого летчиков; 19—проводка системы статического давления; 20—самописец КЗ-63; 21, 22—шпангоуты 16, 15, 23—резервные приемники статического давления

- корректору высоты KB-11 (из комплекта автопилота);
- указателю высоты и перепада давлений УВПД-15;
- самописцу скорости, высоты и перегрузок КЗ-63.

ОСНОВНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ СИСТЕМЫ

Приемники полного давления ППД-1 установлены снаружи на обшивке фюзеляжа: два на левом (один над другим) и один на правом бортах самолета между шпангоутами 5—6 (фиг. 93, 94). Пять приемников статического давления установлены на обшивке фюзеляжа: три на левом и два на правом

анероидных приборов левого и правого летчиков поступает от средней точки магистрали трубопроводов, соединяющих соответствующие приемники статического давления, установленные на левом и правом бортах самолета. Такая система позволяет выравнивать истинное статическое давление, которое при полете с боковым сносом и эволюциях самолета может быть различным для левого и правого бортов.

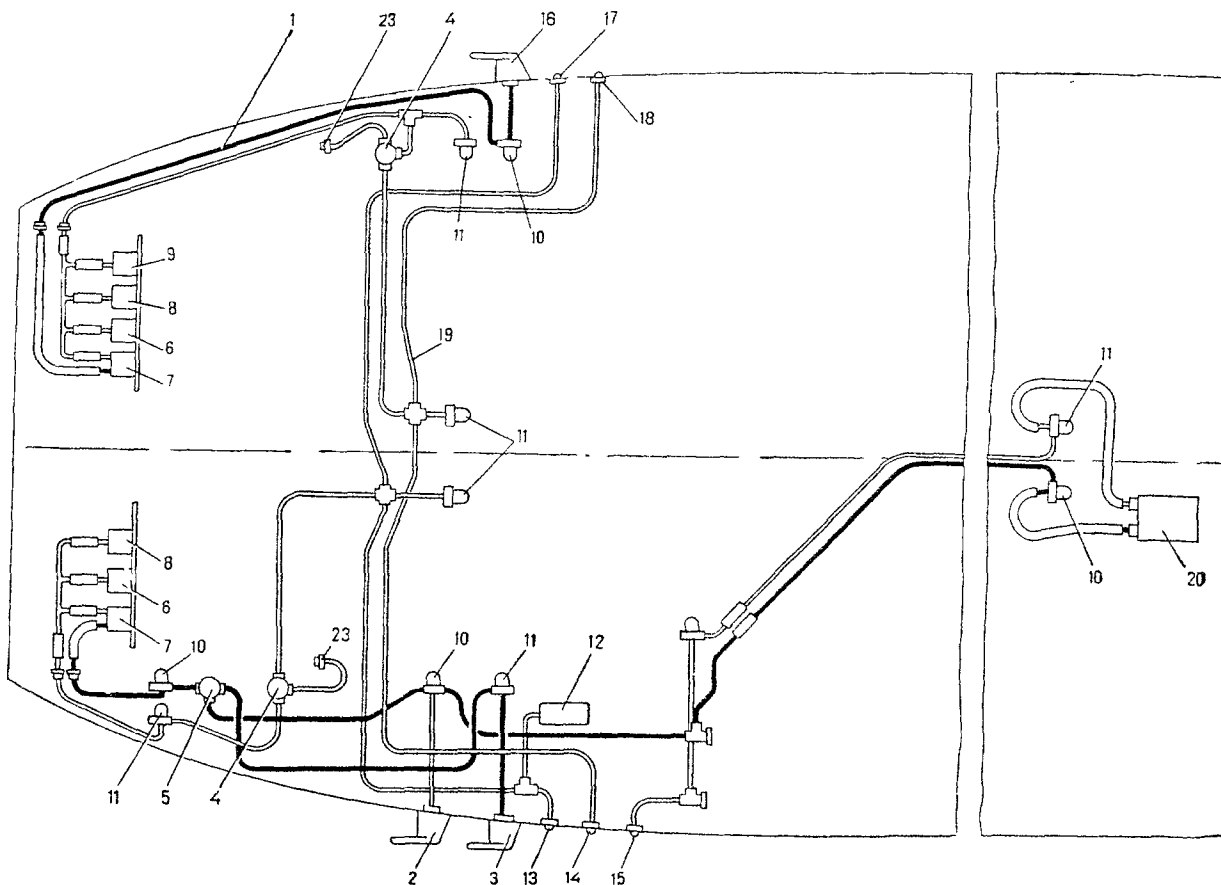
Два резервных приемника статического давления на случай отказа левого или правого основного приемника установлены на низинке гермостенки шпангоута 4, у правого и левого бортов, и имеют выход в отсеки оборудования.

Полное давление к приборам левого летчика подводится от нижнего приемника ППД-1, установлен-

ного на левом борту самолета, а статическое давление — от двух приемников статического давления, установленных на левом и правом бортах самолета. К этим приемникам, кроме приборов левого летчика, подключен с помощью системы трубопроводов и гибких шлангов корректор высоты КВ-11 автопилота АП-28Л1.

приборов может подключить к правому резервному приемнику статического давления.

Переключение питания приборов с основных линий на резервные производится при помощи трех кранов 623700М. Краны установлены: два (статического и полного давлений) — на наклонной задней панели левого пульта (фиг. 95) и один кран (стати-



Фиг. 92. Принципиальная схема питания мембранно-анероидных приборов.
(Обозначения соответствуют обозначениям на фиг. 91):

1—проводка системы полного давления; 2, 16—приемники полного давления для приборов левого и правого летчиков; 3—приемник полного давления для самописца; 4—краны 623700М статического давления; 5—кран 623700М полного давления; 6—высотомер ВД-10К; 7—указатели скорости КУС-1200; 8—вариометры ВАР-30-3; 9—вариометр ВР-10; 10, 11—влажностойники систем

полного и статического давлений; 12—корректор высоты КВ-11; 13, 14, 15—приемники статического давления для приборов левого и правого летчиков и самописца КЗ-63; 17, 18—приемники статического давления для приборов левого и правого летчиков; 19—проводка системы статического давления; 20—самописец КЗ-63; 21, 22—шпангоуты 16, 15; 23—резервные приемники статического давления.

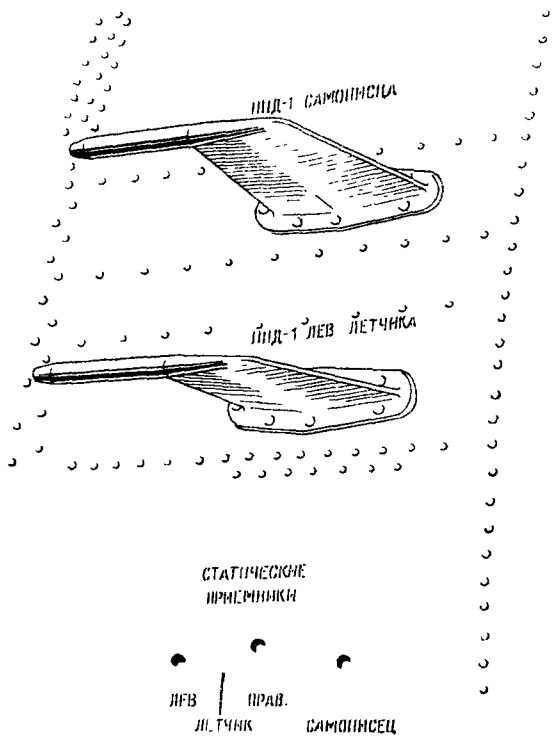
Полное давление к приборам правого летчика подводится от приемника ППД-1, установленного на правом борту, а статическое давление — от двух приемников статического давления, установленных на левом и правом бортах самолета.

Полное давление к самописцу КЗ-63 подводится от приемника ППД-1, а статическое давление — от индивидуального приемника, установленных на левом борту самолета.

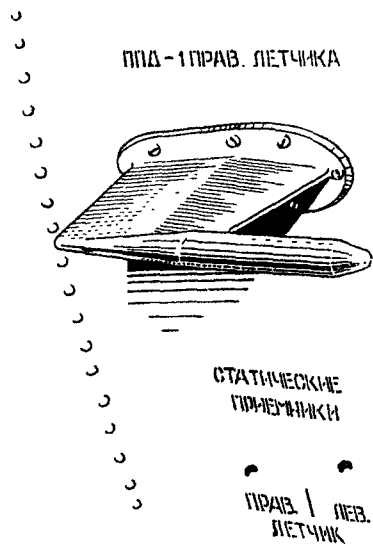
При необходимости левый летчик свою группу мембранно-анероидных приборов может подключить к приемнику полного давления ППД-1, предназначенному для самописца КЗ-63, а по статическому давлению — к левому резервному приемнику статического давления. Правый летчик свою группу

ческого давления) — на вертикальной панели правого пульта (фиг. 96). Конструкция и схема работы кранов показаны на фиг. 97 и 98. Для подключения питания приборов левого и правого летчиков к резервным линиям краны переводятся в положение «Резервное».

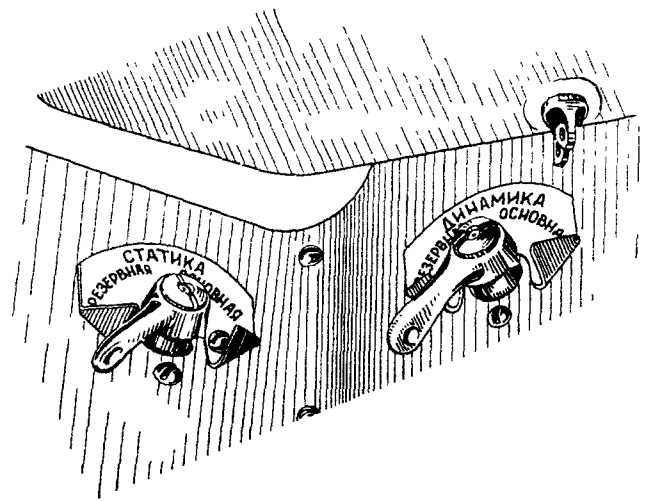
Для предохранения приборов от попадания влаги в линиях полного и статического давлений установлены влагоотстойники: четыре — в системе статического давления и семь — в системе полного давления. Влагоотстойники установлены попарно под левым пультом, под навигационным столиком, под этажеркой по правому борту, на гермостенке низинки шпангоута 4 и на низинке шпангоута 16 (фиг. 99).



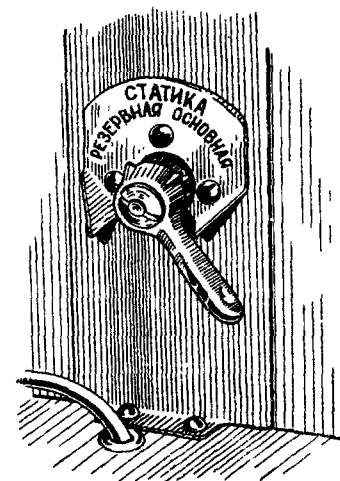
Фиг. 93. Установка приемников полного и статического давлений на левом борту самолета



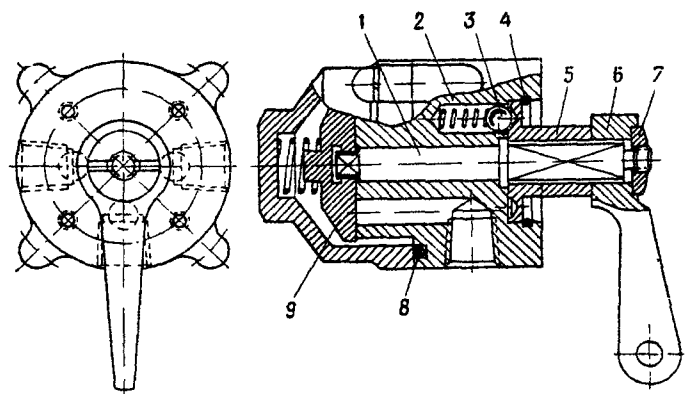
Фиг. 94. Установка приемников полного и статического давлений на правом борту самолета



Фиг. 95. Установка кранов 623700М полного и статического давлений на левом пульте



Фиг. 96. Установка крана 623700М статического давления на правом пульте

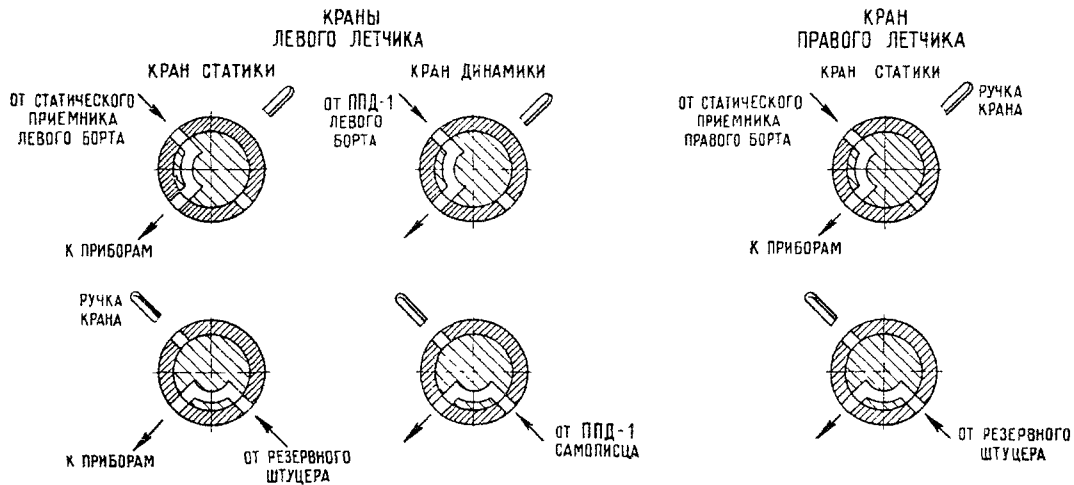


Фиг. 97. Конструкция крана 623700М:

1—валик; 2—корпус; 3—шариковый фиксатор; 4—стопорное кольцо; 5—втулка; 6—ручка; 7—гайка; 8—уплотнительное кольцо; 9—золотник.

На стоянке самолета, для предохранения трубопроводов и приборов от попадания в них пыли и грязи, статические приемники закрываются резьбовыми заглушками, а приемники полного давления — чехлами с заглушкой. Заглушки, установленные на ле-

ние. Штуцера повернуты в приливы дуралюминовых плит *б*, приклепанных по контуру к обшивке *5* фюзеляжа. В обшивке сделаны отверстия приемника *4* для сообщения внутренних отверстий штуцеров с атмосферой.

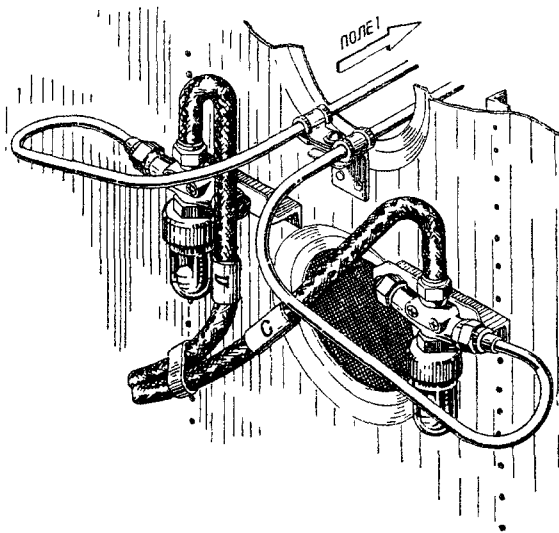


Фиг. 98. Схема работы крана 623700М

вом и правом бортах, соответственно связаны трусиками и снабжены красными флажками, указывающими, что приемники закрыты и перед полетом их необходимо открыть.

Магистраль системы полного и статического давления выполнены в виде трубопроводов из АМгМ сечением 6×4 мм. Трубопровод системы статического

В районе статических отверстий обшивка фюзеляжа для устранения неровностей покрыта грунтом и окрашена.

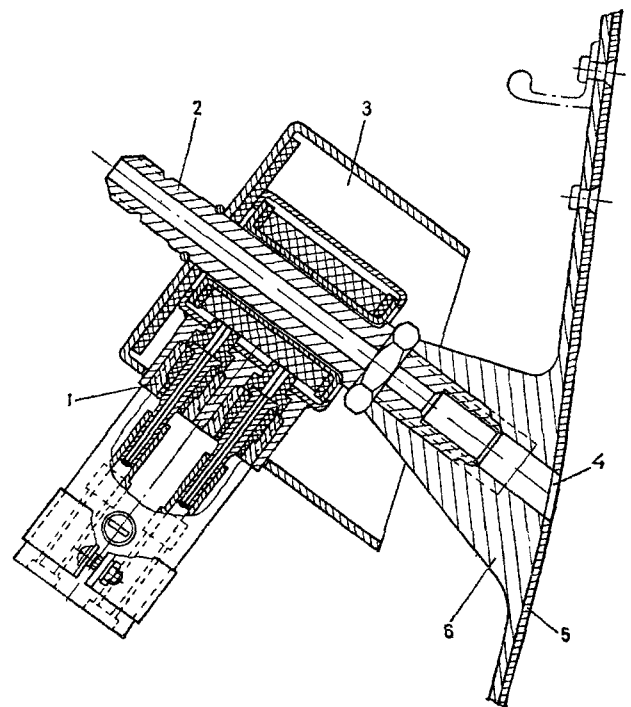


Фиг. 99. Установка влагоотстойников

давления на участке объединения статических приемников выполнен сечением 6×8 мм. Трубопровод статического давления окрашен в белый цвет, трубопровод полного давления — в черный цвет.

Приемники статического давления

Приемники статического давления представляют собой латунные штуцера *2* (фиг. 100) с отверстиями, в которые поступает атмосферное статическое давле-



Фиг. 100. Установка приемника статического давления: 1—обогревательный элемент; 2—штуцер со статическими отверстиями; 3—кожух; 4—статический приемник; 5—обшивка; 6—плита

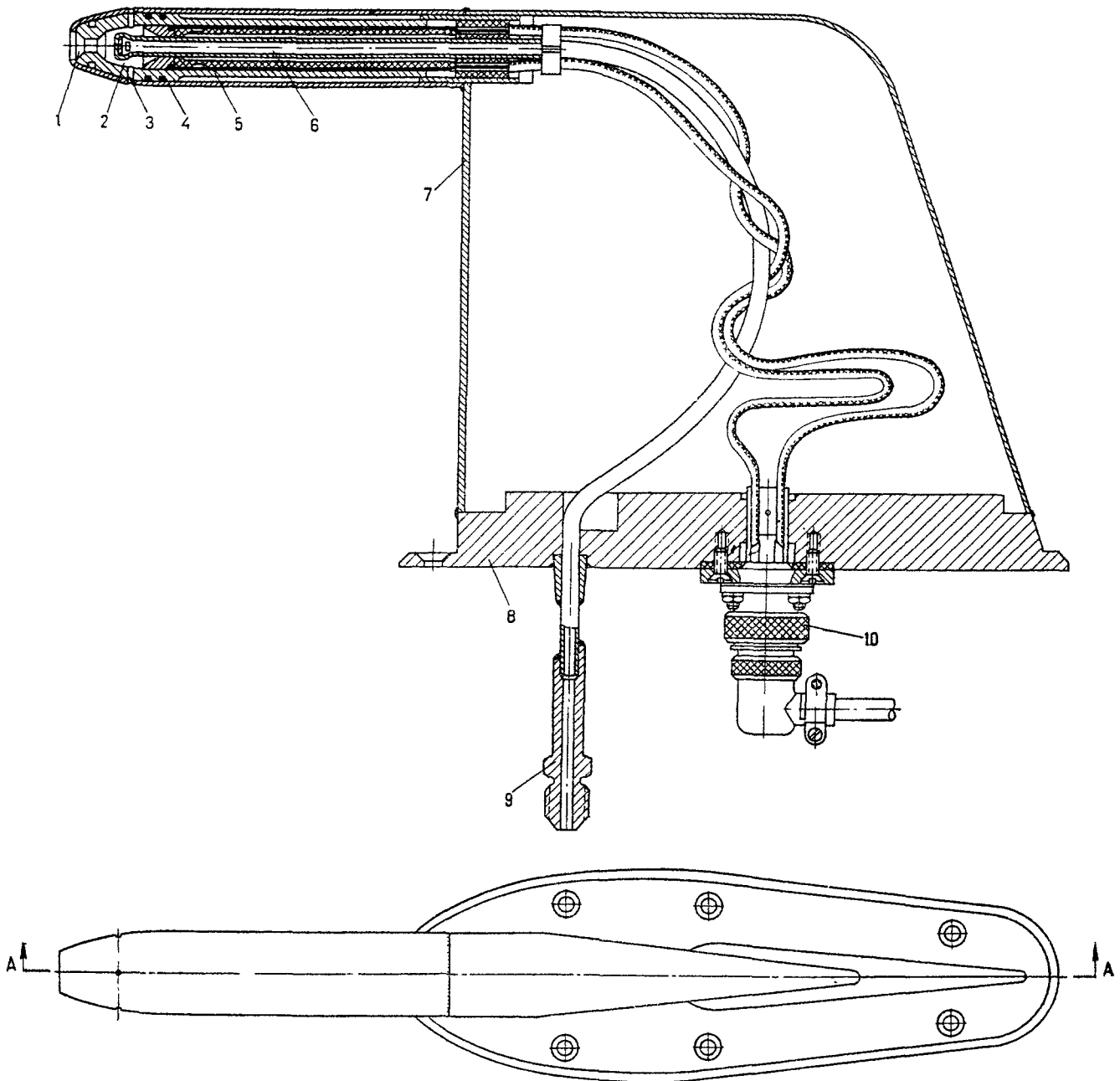
Для защиты статических приемников от обмерзания в случае слива конденсата в холодных условиях или при обледенении самолета на штуцера приемни-

ков установлены обогревательные элементы 1 с защитным кожухом 3.

Обогревательный элемент питается от бортовой сети постоянного тока, потребляемый ток — 0,98 а.

го давления к приборам. В приемнике используется полное торможение встречного потока воздуха у торца наконечника приемника. Вследствие этого энергия движения воздуха преобразуется в избыточ-

A-A



Фиг. 101. Конструкция приемника полного давления ППД-1:

1—приемное отверстие; 2—камера полного давления; 3—дренажные отверстия; 4—наконечник; 5—обогревательный элемент;

6—трубка; 7—кожух; 8—фланец; 9—штуцер; 10—штепсельный разъем

Элемент состоит из нихромовой проволоки диаметром 0,3 мм длиной 2600 мм и изоляционных прокладок.

Приемник полного давления ППД-1

Приемник полного давления ППД-1 предназначен для восприятия полного воздушного давления, создающегося при движении самолета, и передачи это-

ное давление — динамическое, характеризующее скорость встречного потока воздуха.

В камере приемника устанавливается полное давление, равное сумме динамического давления и статического давления воздуха, окружающего самолет.

В наконечнике 4 (фиг. 101) имеется приемное отверстие 1, сообщающееся с камерой полного давления 2. Из камеры 2 давление передается по труб-

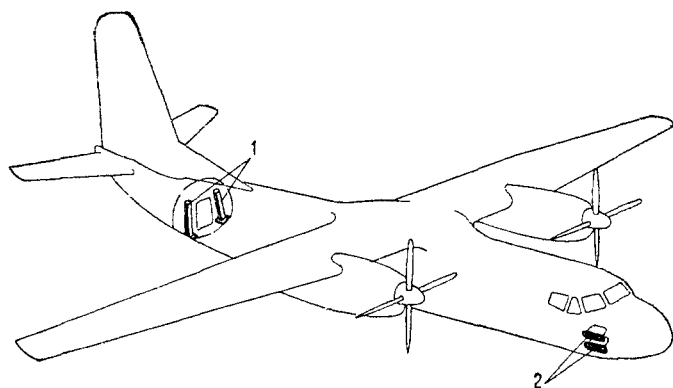
ке 6 со штуцером 9 в трубопровод, который соединяется с манометрическими коробками соответствующих приборов. Для предохранения от попадания в трубку 6 влаги конец ее выполнен в виде закрытого колпачка. В колпачке имеются отверстия, через которые давление из камеры 2 подается в трубку 6. Влага, попадающая в камеру 2 из атмосферы, стекает через четыре дренажных отверстия 3 в стенке наконечника 4.

Для предохранения камеры полного давления и поверхности наконечника от обледенения имеется обогревательный элемент 5. Элемент питается от бортовой сети постоянного тока; потребляемый ток 5—6,5 а, температурный диапазон работы — от +60 до —60° С. Электрообогревательный элемент включается за 5 мин до взлета, а выключается через 3 мин после посадки самолета. Повторное включение элемента на земле можно производить после полного охлаждения приемника.

Для крепления приемника к самолету на фланце 8 имеется семь отверстий диаметром 4,2 мм под винты с конической головкой. Присоединение приемника к системе полного давления производится посредством штепсельного разъема 10.

25. НАВИГАЦИОННЫЕ ПИРОТЕХНИЧЕСКИЕ СРЕДСТВА

К навигационным пиротехническим средствам относятся осветительные бомбы и ракеты, применяемые для освещения местности в ночное время при выборе посадочной площадки в аварийной ситуации,



Фиг. 102. Схема размещения на самолете держателей ДОС-24 и электроракетниц ЭКСР-46:

1—держатели ДОС-24; 2—кассеты ЭКСР-46

а также сигнальные ракеты. Осветительные бомбы и ракеты размещаются в двух держателях ДОС-24, установленных у бортов фюзеляжа между шпангоутами 40—41, сигнальные ракеты — в двух электрифицированных кассетах ЭКСР-46, установленных на правом борту между шпангоутами 1—2 (фиг. 102).

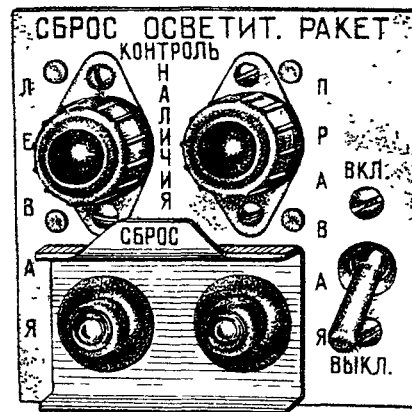
ДЕРЖАТЕЛИ ОСВЕТИТЕЛЬНЫХ СРЕДСТВ ДОС-24

Держатели ДОС-24 предназначены для размещения в них и сбрасывания осветительных бомб типа ПОСАБ-10 и ракет типа ПР-8, применяемых в гражданской авиации. Управление сбросом осветительных бомб и ракет электродистанционное и осуществ-

ляется с пульта управления, расположенного на вертикальной панели пульта правого летчика (фиг. 103).

Пульт управления обеспечивает:

— подключение электросистемы сброса к бортовой сети самолета;



Фиг. 103. Пульт управления держателями ДОС-24

— поочередный или одновременный сброс осветительных средств с обоих держателей;

— сигнализацию наличия в держателях и сброса осветительных средств.

Кроме того, возможен аварийный сброс осветительных средств с помощью выключателя на горизонтальной панели левого пульта.

Основные технические данные

Условия сброса осветительных средств:	
— диапазон рабочих температур	от +60 до —60° С
— высота полета	до 10 000 м
— скорость полета	от минимальной до максимальной
— относительная влажность воздуха	до 95—98%
Вид сброса бомб	только «На взрыв»
Время срабатывания механизма сброса от момента нажатия кнопки сброса до момента сброса	около 0,3—0,4 сек
Напряжение питания от бортовой сети постоянного тока	27 в ± 10%
Минимальное напряжение срабатывания механизма сброса при температуре воздуха +20 ± 5° С	не более 18 в
Потребляемый ток при напряжении 27 в	не более 6,25 а
Габаритные размеры:	
— высота	910 мм
— диаметр	130 мм
Вес незагруженного держателя	4,5 кг

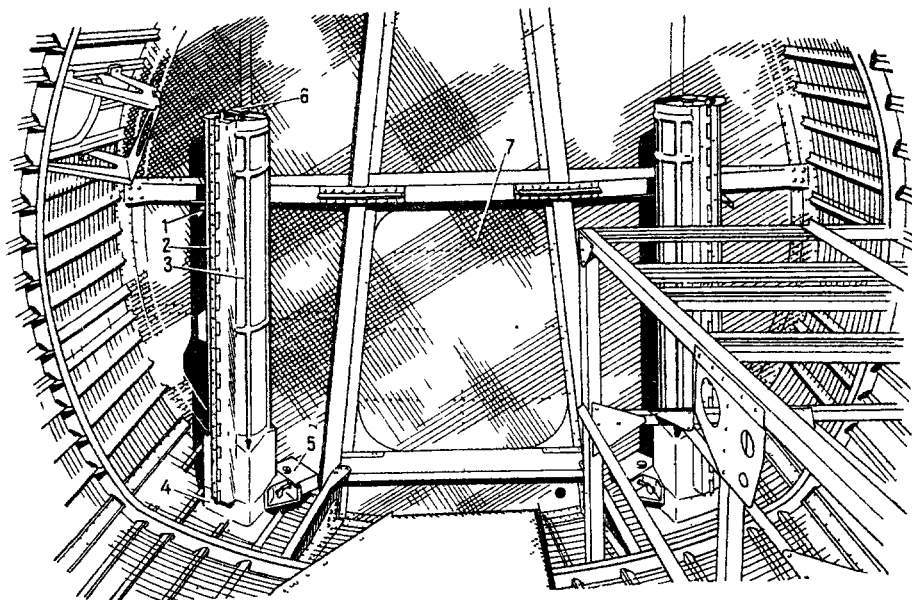
Конструкция и принцип действия держателя

Держатели ДОС-24 — несъемные и установлены на самолете в негерметической зоне фюзеляжа между шпангоутами 40—41 (фиг. 104).

Держатель состоит из корпуса 2 с крышкой 3 и механизмом «Взрыв — Невзрыв», выходного лючка со створкой, ручки упора 6 и механизма сброса 4 с электромеханическим приводом ПБД-59И.

Корпус держателя, предназначенный для размещения осветительной бомбы или ракеты, нижней частью приклепан к фланцу механизма сброса, а верхней при помощи кронштейна 1 — к стенке шпангоута 40 фюзеляжа. Механизм сброса вклепан в нижнюю панель фюзеляжа, а его створка крепится к ней на петле так, что контур створки вписывается в обводы фюзеляжа.

Корпус 2 держателя (фиг. 105) имеет цилиндрическую форму, переходящую в нижней части в квадратную для размещения в ней стабилизатора бомбы



Фиг. 104. Установка держателей ДОС-24 в фюзеляже:

1—кронштейн; 2—корпус держателя; 3—крышка; 4—механизм сброса, 5—привод ПБД-59И; 6—ручка упора; 7—люк гермошпангоута 40

Для загрузки в держатель бомбы на корпусе имеет крышка 15, подвешенная на шомпольной петле. В закрытом положении крышка запирается тремя замками 1.

Корпус и крышка выштампованы из дуралюминовых листов и на боковых поверхностях имеют продольные рифты для увеличения жесткости. Изнутри на поверхности корпуса и крышки наклепаны войлочные накладочки 5 для предохранения стенок держателя от повреждений металлическими частями бомбы.

Верхняя часть корпуса держателя оканчивается вклепанным в него дном 9, на котором расположен регулируемый упор 6 со штоком 10. На штоке имеются кольцевые проточки, в которые входит рычаг 8. Упор 6 предназначен для ограничения перемещения бомбы вдоль корпуса держателя. После загрузки бомбы в держатель упор опускается до соприкосновения с верхней частью бомбы и фиксируется рычагом 8. Рычаг вращается на оси 12, фланец которой приклепан ко дну. Второй конец рычага 8 поддерживается направляющей 7. Рычаг прижимается к проточкам штока пружиной.

Створка лючка клепаной конструкции и состоит из штампованного каркаса и дуралюминовой обшивки. К створке приклепан упор 19 для ее запираения крючком механизма сброса.

Механизм «Взрыв—Невзрыв» и выдергивания предохранительной чеки трубки ТМ-24Б представляет собой штангу 16, расположенную в специальной нише, образованной корпусом и крышкой держателя. Нижняя часть штанги шарнирно закреплена к корпусу, а верхняя часть штанги закреплена в лирке 13 и фиксируется упором 14. Вилка «Взрыв—Невзрыв» своей петлей надевается на штангу

Для сигнализации наличия бомбы и ее сброса на корпусе установлен механизм сигнализации, состоящий из пружинного рычага 3 и коробочки 4 с концевым выключателем А802.

Механизм сброса предназначен для удержания бомбы от выпадения из корпуса и сброса ее при нажатии на кнопку сброса. Механизм фланцем 17 окантовывает выходное отверстие держателя и крепится к панели фюзеляжа. Створка 20 лючка держателя, которая удерживает бомбу от выпадения, запирается замком механизма сброса за упор 19. Фрезерованный стальной крюк 4 (фиг. 106) штифтом закреплен на оси 1, которая вращается в подшипниках скольжения в литом магниевом кронштейне 5. Кронштейн приклепан к обечайке фланца механизма сброса. На свободном конце оси штифтом закреплен стальной поводок 2, который имеет овальный вырез для соединения со штоком электро-

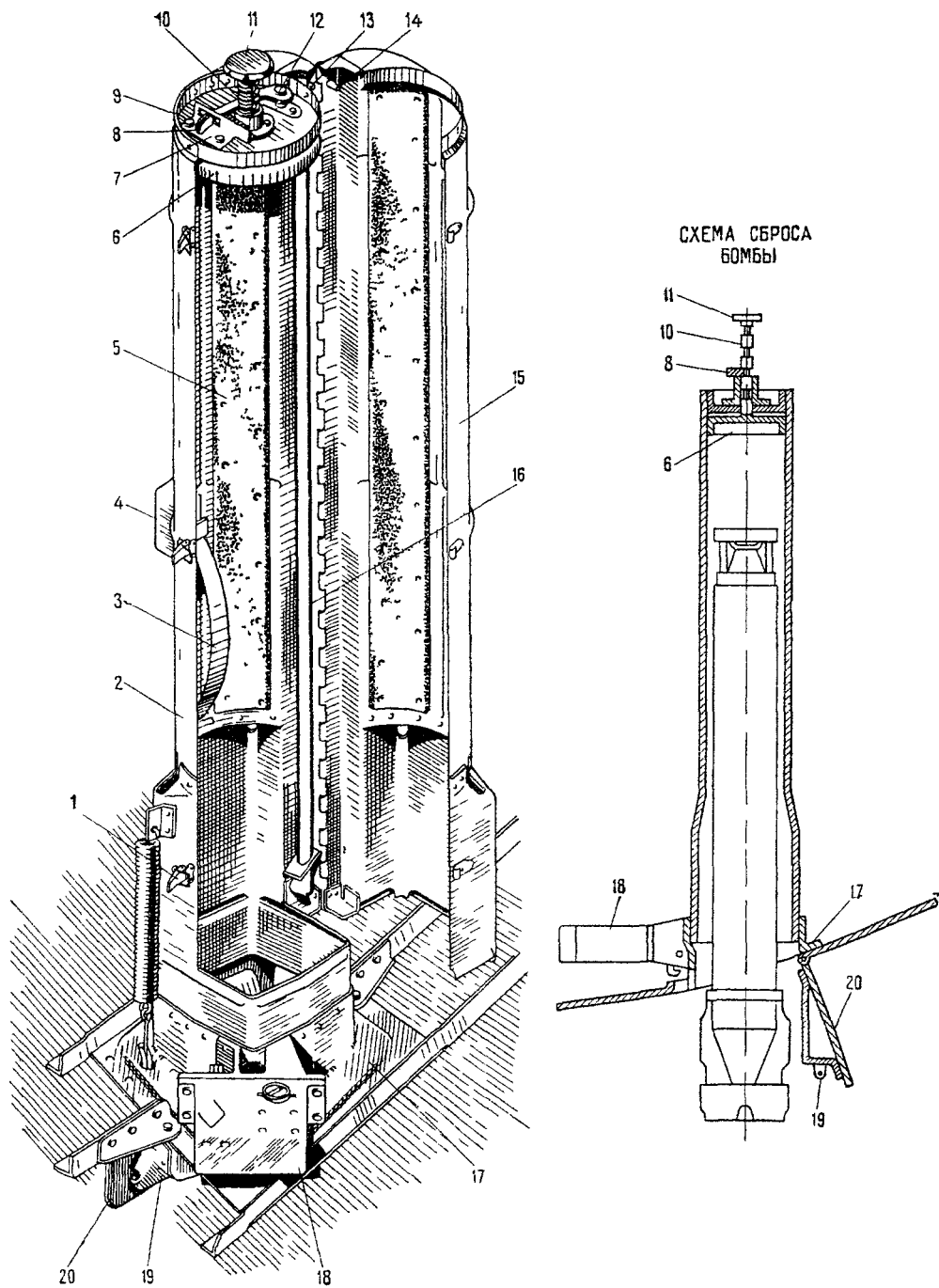
механического привода ПБД-59И. Привод крепится четырьмя болтами к кронштейну 5.

Привод ПБД-59И (фиг. 107) изготавливается правым и левым и состоит из корпуса, электромагнита, системы рычагов, контактной колодки и штепсельного разъема.

Корпус 1 привода представляет собой коробку, отливаемую под давлением из алюминиевого сплава АЛ2. Корпус закрывается крышкой, которая крепится пятью винтами. На стенке корпуса внутри установлен стакан 22 с кнопкой механического спуска привода. В стенке корпуса имеется отверстие, через которое можно, нажав на кнопку штырем ключа взвода, механически произвести срабатывание привода.

Со стороны корпуса, противоположной крышке, выступает ось ведущего рычага 14 с пазом на торце под ключ взведения. Когда привод взведен, паз совпадает с рисками и надписью «Взведен», отлитыми на стенке корпуса. Здесь же расположена стрелка, указывающая направление поворота оси для взведения привода.

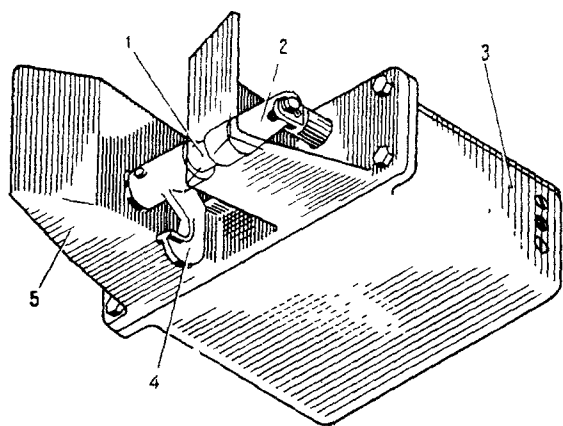
В прорези оси ведущего рычага закреплен внутренний конец спиральной боевой пружины. Наружный конец пружины упирается в специальное гнездо корпуса привода.



Фиг. 105. Держатель ДОС-24:

1—замок; 2—корпус; 3—пружинный рычаг; 4—коробочка с концевым выключателем; 5—войлочная накладка; 6—упор; 7—направляющая; 8—стопорный рычаг; 9—дно; 10—шток; 11—ручка; 12—ось; 13—лирка; 14—упор; 15—крышка; 16—штанга; 17—фланец механизма сброса; 18—привод ПБД-59И; 19—упор створки; 20—створка

Электромагнит состоит из корпуса 6, якоря 4, катушки 7, пружины 8 и упора 9. Катушка имеет две обмотки: основного и аварийного управления. Об-

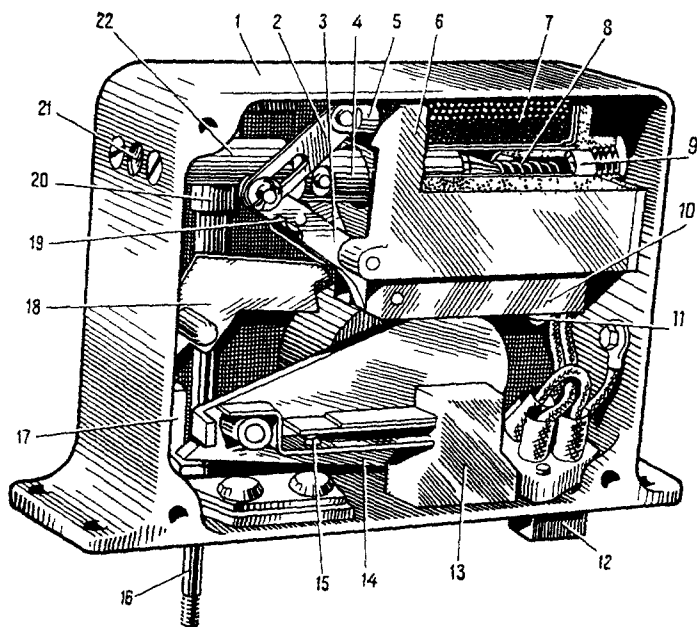


Фиг. 106. Замок механизма сброса:

1—ось; 2—поводок; 3—привод ПБД-59И; 4—крюк; 5—кронштейн

мотки намотаны на трубку, якорь 4 конической частью опирается на пружину 8 возврата, расположенную в корпусе упора 9.

В верхнюю часть корпуса электромагнита ввернута вилка 5, к которой крепится тяга 2, соединенная с одним плечом трехплечего спускового рычага 3 и



Фиг. 107. Электромеханический привод ПБД-59И:

1—корпус; 2—тяга; 3—трехплечий спусковой рычаг; 4—якорь; 5—вилка; 6—корпус электромагнита; 7—катушка; 8—пружина; 9—упор; 10—противовес; 11—винт; 12—штепсельный разъем; 13—контактная колодка; 14—ведущий рычаг; 15—контакты; 16—спусковой штырь; 17—буферное устройство; 18—переходный рычаг; 19—ролик; 20—направляющая втулка; 21—кнопка механического сброса; 22—стакан

служащая для его фиксации в исходном положении. Два других плеча спускового рычага присоединены к якорю 4 и противовесу 10, предназначенному для уравнивания якоря при инерционных перегрузках, направленных вдоль его оси. При втягивании

якоря противовес перемещается и своим пазом скользит по винту 11. Головка винта обеспечивает перемещение противовеса в плоскости, параллельной оси якоря.

На одном из плеч спускового рычага для уменьшения усилия, необходимого для его перемещения при срабатывании привода, установлен ролик 19

При взведении привода специальным ключом ведущий рычаг 14, поворачиваясь, взводит боевую пружину. зуб ведущего рычага входит в вырез переходного рычага 18 и, нажимая на его верхнюю грань, поворачивает его. Одновременно палец ведущего рычага, опрессованный пластмассой, замыкает контакты 15 цепи питания обмотки аварийного управления электромагнитом. Хвостовик переходного рычага отжимает спусковой рычаг 3, ролик которого фиксирует переходный рычаг во взведенном положении.

Переходный рычаг одним плечом опирается на ролик 19 спускового рычага. Другое плечо своим вырезом входит в зацепление с зубом ведущего рычага 14. Переходный рычаг вместе со спусковым рычагом 3 удерживает ведущий рычаг в исходном положении при взведенном механизме привода

Ведущий рычаг цилиндрическим выступом входит в зацепление со спусковым штырем 16. Один конец штыря находится в направляющей втулке 20, второй конец выходит наружу. Выход штыря ограничивается буферным устройством 17.

Срабатывание механизма привода может осуществляться двумя способами: электрическим, при котором подается импульс тока в обмотку электромагнита привода, или механическим способом, при котором кнопка механического сброса нажимает на якорь электромагнита. В обоих случаях якорь 4 электромагнита утапливается, а связанный с ним спусковой рычаг поворачивается и выводит ролик из зацепления с опорной площадкой переходного рычага. Лишившись опоры, переходный рычаг 18 поворачивается и освобождает зуб ведущего рычага 14, воспринимающего усилие боевой пружины. Ведущий рычаг под действием пружины резко выталкивает спусковой штырь 16 на полный ход до упора ведущего рычага в буферное устройство. При повороте ведущего рычага размыкаются контакты 15 цепи аварийного управления электромагнитом

Загрузка в держатели и сброс осветительных средств

Доступ к держателям ДОС-24 для загрузки их осветительными бомбами или ракетами осуществляется из пассажирской кабины через люк в шпангоуте 40. Осветительная бомба вставляется в держатель при открытой крышке корпуса. Бомба стабилизатором устанавливается на створку выходного лючка, которая в закрытом положении удерживается крючком замка механизма сброса. Загруженная в держатель бомба своим корпусом нажимает на пружинный рычаг сигнализатора, который в свою очередь нажимает на концевой выключатель сигнализации наличия и сброса бомбы.

При нажатии кнопки сброса на пульте управления срабатывает электромеханический привод ПБД-59И и открывается замок механизма сброса. Створ-

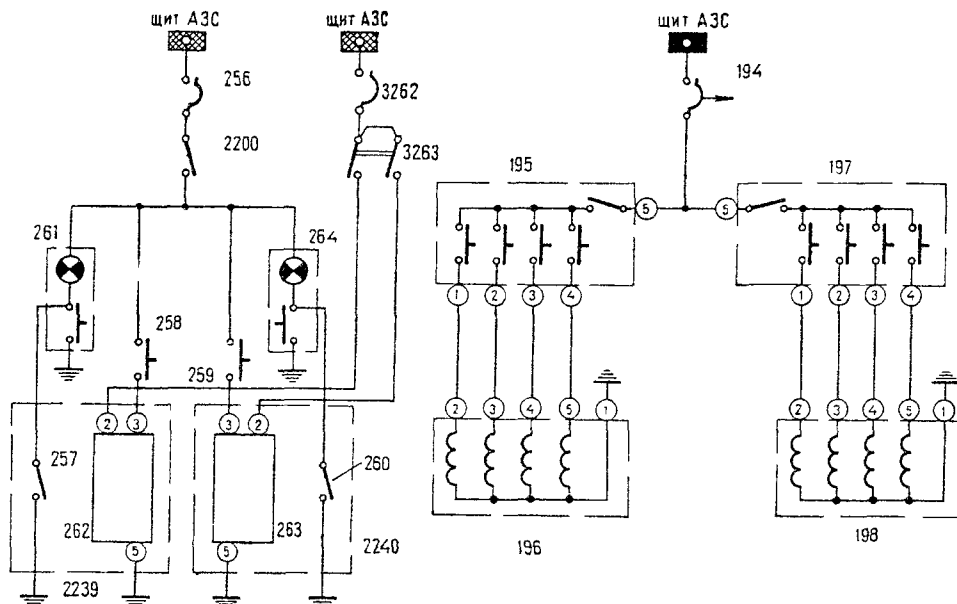
ка лючка под тяжестью бомбы открывается, и бомба выходит из держателя.

В момент выхода бомбы из корпуса держателя свободный конец пружинного рычага сигнализатора, удерживаемый корпусом бомбы в нажатом положении, освобождается; размыкаются контакты концевого выключателя, на пульте управления гаснет зеленая лампа наличия бомбы в держателе. Вилка «Взрыв — Невзрыв» скользит по штанге держателя и, дойдя до упора, удерживается им. При дальнейшем движении бомбы вилка выдергивается из ло-

на вертикальной панели пульта правого летчика (фиг. 110).

Электрифицированная кассета состоит из двух основных частей: кожуха и блока стволов с магазином. Кожух защищает блок стволов с магазином от пыли и механических повреждений. На фланце коробки выбиты цифры 1, 2, 3 и 4, соответствующие расположению стволов кассеты. Каждый патрон имеет свою кнопку на пульте.

Зарядка кассет производится в соответствии с цветом, обозначенным на пульте управления, при



Фиг. 108. Электросхема управления держателями ДОС-24 и кассетами ЭКСР-46 (обозначения даны в соответствии с принципиальной электросхемой самолета):

194—автомат защиты сети АЗР-6; 195, 197—пульта управления сигнальными ракетами; 196, 198—кассеты ЭКСР-46; 256—автомат защиты сети АЗС-5; 257, 260—концевые выключатели А802 сигнализации наличия осветительных средств; 258, 259—кнопки сброса осветительных средств; 261, 264—лампы—кнопки сигнализации наличия и сброса осветительных средств; 262, 263—приводы ПБД-59И; 2200—выключатель В-45 сброса осветительных средств; 2239, 2240—держатели ДОС-24; 3262—автомат защиты сети АЗС-5; 3263—выключатель 2ВГ-15КС аварийного сброса осветительных средств

пастей ветрянки бомбы, а предохранительная чека — из корпуса трубки ТМ-24Б. После выхода бомбы из держателя створка лючка под действием своей пружины закрывается.

Электросхема управления держателями ДОС-24 показана на фиг. 108.

ЭЛЕКТРИФИЦИРОВАННЫЕ КАССЕТЫ СИГНАЛЬНЫХ РАКЕТ ЭКСР-46

На самолете установлены две электрифицированные кассеты сигнальных ракет ЭКСР-46. Кассеты размещены между шпангоутами 1—2 (фиг. 109).

Каждая кассета предназначена для стрельбы четырьмя штатными сигнальными патронами белого, красного, зеленого и желтого цветов. Стрельбу можно производить одиночными выстрелами или серией по одному патрону.

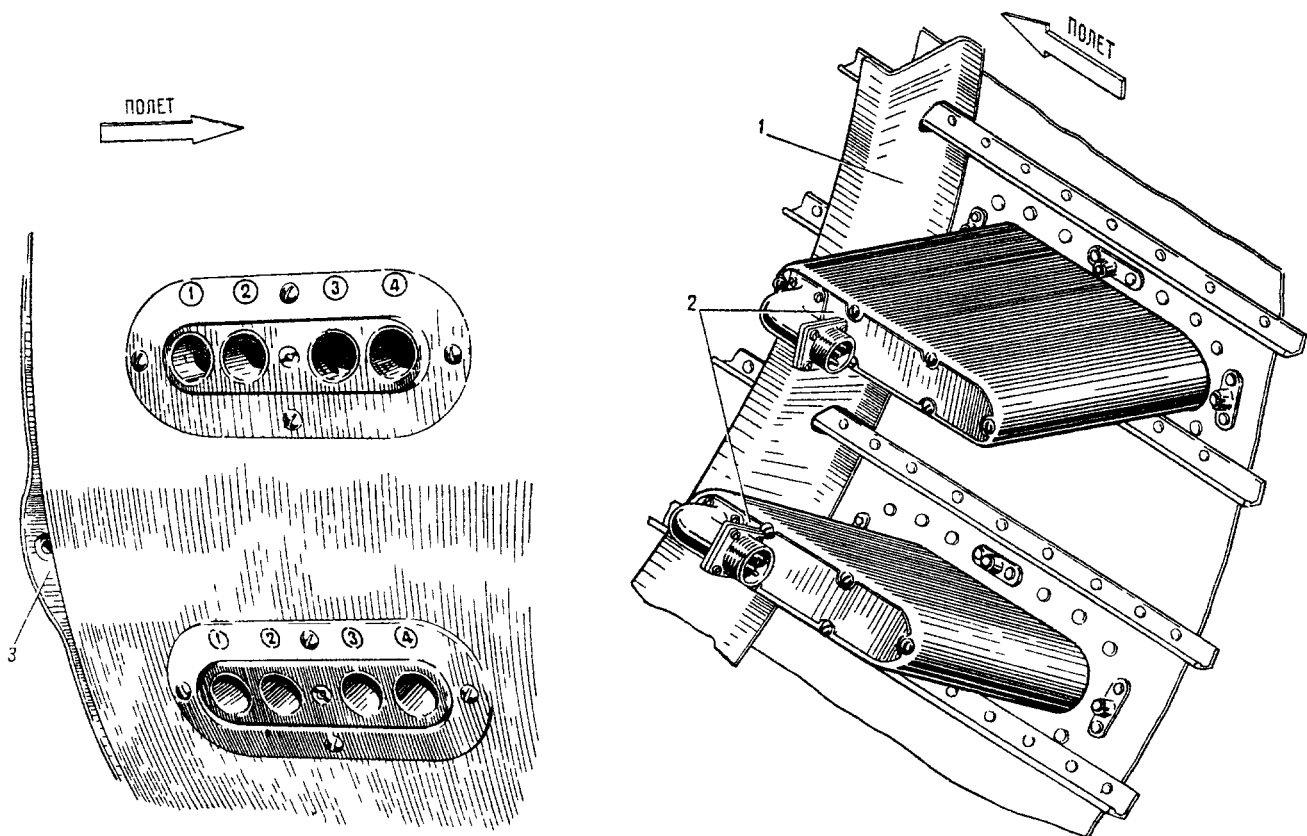
Управление стрельбой из кассет — дистанционное, электропиротехническое — производится с пультов управления (изделие ТП622), которые установлены

включенном АЗР-6, который установлен на щите АЗС. Каждая кассета имеет один выключатель, с помощью которого исключается ее разряд при случайном нажатии на кнопку.

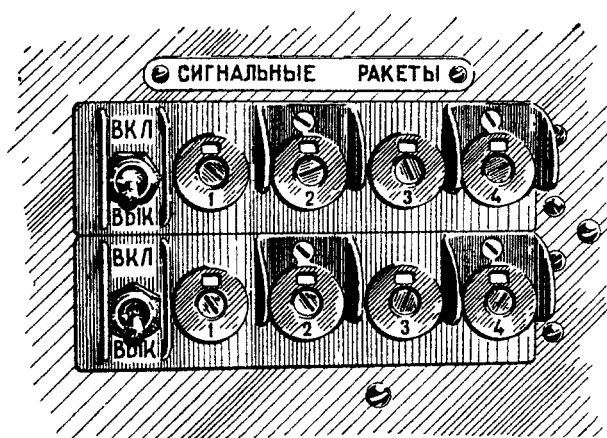
Электросхема управления кассетами сигнальных ракет представлена на фиг. 108.

Основные технические данные

Калибр стволов	26,6 мм
Напряжение питания	27 \pm 10%
Диапазон рабочих температур	от +60 до -60°С
Усилие отдачи на узлы крепления при залпе из четырех стволов	104 кг
Живучесть	не менее 1000 выстрелов (по 250 на ствол)
Вес кассеты, заряженной четырьмя патронами и электропиротехническими элементами	около 1,96 кг



Фиг. 109. Установка кассет ЭКСР-46 на правом борту фюзеляжа:
 1—шпангоут 2, 2—кассеты ЭКСР-46; 3—окантовка люка правого носового отсека



Фиг. 110. Пульт управления сигнальными ракетами

ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ РАБОТЫ САМОЛЕТНЫХ СИСТЕМ

26. ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ РАБОТЫ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

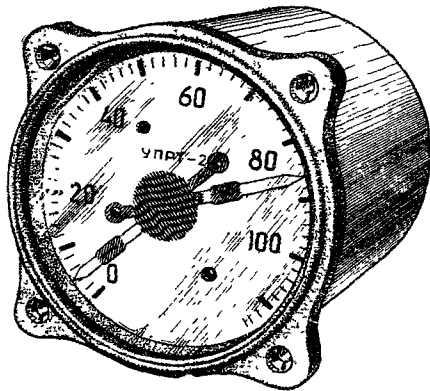
К этой группе приборов относятся:

- указатель положения рычагов топливных агрегатов (УПРТ-2);
- электрические моторные индикаторы ЭМИ-ЗРТИ двигателей и турбогенератора;
- манометры ДИМ-100Т системы ИКМ;
- тахометр ИТЭ-2 двигателей;
- тахометр ТЭ-40М турбогенератора ТГ-16;
- термометры газов за турбинами двигателей (ТГ-2А);
- термометр газов за турбиной ТГ-16 (ТСТ-29);
- масломер МЭС-1857В маслосистем двигателей;
- указатель положения заслонок маслорадиаторов (УЮЗ-4 или УЮЗ-Б);
- топливомер СПУТ1-5А или СПУТ1-5Б;
- расходомер топлива РТМС-0,85-Б1.

Ниже приведены основные сведения об этих приборах, за исключением топливомера, краткое описание которого дано в книге III.

УКАЗАТЕЛЬ ПОЛОЖЕНИЯ РЫЧАГОВ ТОПЛИВНЫХ АГРЕГАТОВ УПРТ-2

Электрический дистанционный указатель УПРТ-2 предназначен для указания положения рычагов управления автоматов дозирования топлива АДТ-24М. Комплект указателя состоит из двух датчиков и одного двухстрелочного показывающего прибора. Датчики крепятся на автоматах дозирования топлива, а показывающий прибор устанавливается на средней панели приборной доски.



Фиг. 111. Указатель УПРТ-2

Работа УПРТ-2 основана на применении трехпроводной потенциометрической системы, состоящей из кольцевого потенциометра в датчике и трехкатушечного магнитоэлектрического логометра с подвижным магнитом в показывающем приборе. Ось датчика соединена с валом автомата дозирования топлива, при повороте которого изменяется положение щеток потенциометра и перераспределяются токи в катушках логометра показывающего прибо-

ра. Стрелка этого прибора устанавливается в направлении результирующего потока, соответствующем положению рычага АДТ-24М.

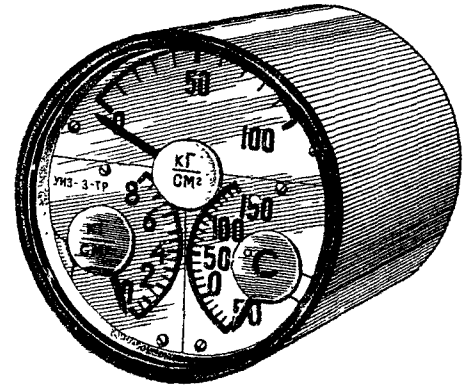
Шкала показывающего прибора проградуирована в градусах угла поворота рычага АДТ-24М в пределах от 0 до 115°. Оцифровка шкалы — через 20° от 0 до 100°, цена одного деления 2° (фиг. 111).

Основные технические данные

Напряжение питания по постоянно-му току	27±2,7 в
Потребляемый ток	не более 0,6 а
Температурный диапазон работы	от +50 до -60° С
Погрешность показаний:	
— в рабочей части (в диапазоне от 60 до 105°)	не более +1°
— в остальной части	±1,5°

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ МОТОРНЫЙ ИНДИКАТОР ЭМИ-ЗРТИ

Электрический моторный индикатор предназначен для измерения на каждом двигателе избыточного давления топлива перед форсунками двигателя, давления и температуры масла на входе в двигатель



Фиг. 112. Указатель УИЗ-3 из комплекта ЭМИ-ЗРТИ

В комплект индикатора ЭМИ-ЗРТИ входят: трехстрелочный указатель УИЗ-3 (фиг. 112), установленный на приборной доске летчиков, датчик-манометр ИДТ-100 давления топлива, установленный на кронштейне крепления нижней крышки капота, датчик-манометр ИДТ-8 давления масла, установленный на заднем шпангоуте воздухозаборника двигателя, и датчик-термометр П-1, установленный на лобовом картере двигателя с правой стороны. Датчики манометров соединены со штуцерами на двигателе шлангами 1681А-5М4-120-400.

Основные технические данные

Пределы измерения:	
— манометра топлива	0—100 кг/см ²
— манометра масла	0—8 кг/см ²
— термометра масла	от -50 до +150° С

Погрешности показаний манометров масла и топлива в рабочем диапазоне шкалы при нормальной температуре не превышают

$\pm 4\%$ от предела измерения

Погрешности показаний термометра масла в рабочем диапазоне не превышают

$\pm 6^\circ \text{C}$

Питание комплекта индикатора осуществляется:

для манометров от сети переменного тока напряжением 36 в $\pm 6\%$, частотой 400 гц $\pm 2\%$

для термометров от сети постоянного тока напряжением 27 в $\pm 10\%$

Мощность, потребляемая:

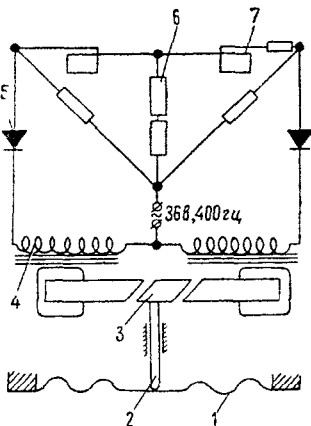
от сети переменного тока не превышает 10 вa

от сети постоянного тока не превышает 3 вт

Указатели и датчики в своих комплектах моторных индикаторов взаимозаменяемы.

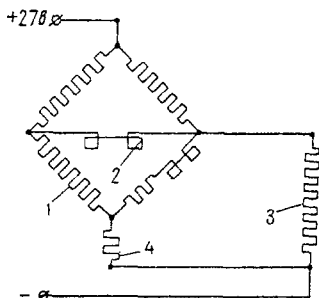
Датчики индикатора

Датчики типа ИДТ работают следующим образом. В датчике имеется мембрана 1 (фиг. 113), которая под действием избыточного давления прогибается и вместе со штоком 2 перемещает якорь 3, изменяя воздушные зазоры магнитных цепей катушек 4. При этом в одной цепи зазор увеличивается, а в другой — уменьшается.



Фиг. 113. Принципиальная схема манометра типа ДИМ:

1—мембрана датчика; 2—шток; 3—якорь; 4—катушка индуктивности; 5—диод; 6—сопротивление; 7—рамка логометра



Фиг. 114. Принципиальная схема термометра сопротивления:

1—сопротивление в указателе; 2—рамка логометра; 3—сопротивление датчика П-1; 4—дополнительное сопротивление

Это вызывает изменение индуктивности катушек, которое ведет к изменению токов в рамках 7 магнитоэлектрического логометра. Поэтому каждому положению якоря соответствует одно определенное положение стрелки. Для выпрямления переменного тока в схеме используются два германиевых диода 5.

Термометр собран по несимметричной схеме неравновешенного моста с двумя диагоналями (фиг. 114). Датчик П-1 включен в одно из плеч моста. Диагоналями в схеме моста являются рамки 2

магнитоэлектрического логометра. Изменение температуры вызывает изменение величины сопротивления 3, намотанного из никелевого провода и установленного в месте измерения температуры. Изменение сопротивления 3 ведет к перераспределению токов в схеме моста и изменению положения стрелки логометра.

ДИСТАНЦИОННЫЙ ИНДУКТИВНЫЙ МАНОМЕТР ДИМ-100Т

Манометры ДИМ-100Т используются на самолете Ан-24 для указания давления масла в системе ИКМ двигателей. В комплект манометра входит однострелочный указатель УИИ-100 и мембранный датчик типа ИДТ. По конструкции и принципу действия манометр ДИМ-100Т аналогичен манометру из комплекта ЭМИ-ЗРТИ. Указатели и датчики из различных комплектов ДИМ-100Т соответственно взаимозаменяемы.

Основные технические данные

Пределы измерения 0—100 кг/см²

Погрешность показаний при нормальной температуре не более ± 4 кг/см²

Диапазон рабочих температур:

— указателя от -60 до $+60^\circ \text{C}$

— датчика от -60 до $+75^\circ \text{C}$

Напряжение питания от сети переменного тока с частотой 400 гц 36 в $\pm 6\%$

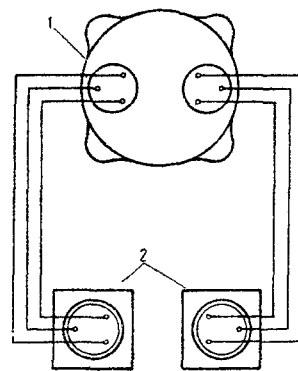
Потребляемый ток не более 0,15 а

Высотность до 35 000 м

Вес комплекта без монтажных деталей не более 650 г

ДИСТАНЦИОННЫЙ МАГНИТОИНДУКЦИОННЫЙ ТАХОМЕТР ИТЭ-2

Магнитоиндукционный тахометр ИТЭ-2 измеряет угловую скорость вращения (обороты в минуту) вала двигателя, выраженную в процентах от макси-



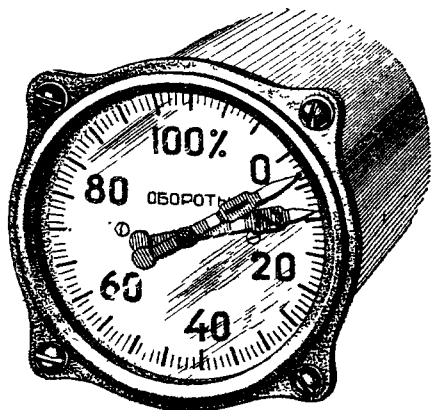
Фиг. 115. Схема соединения измерителя ИТЭ-2 с датчиками ДТЭ-1:

1—измеритель; 2—датчики

мальных оборотов. Комплект тахометра на самолете состоит из двух датчиков ДТЭ-1 и двухстрелочного измерителя ИТЭ-2 (фиг. 115).

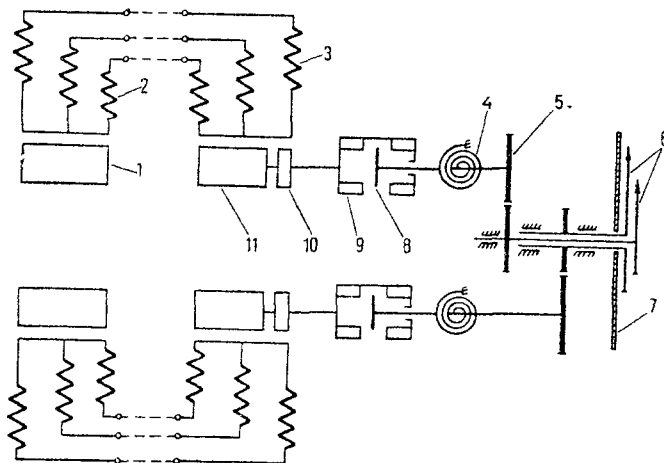
Датчик тахометра представляет собой трехфазный генератор переменного тока с четырехполюсным постоянным магнитом в качестве ротора. Двухстре-

лочный измеритель (фиг. 116) состоит из двух одинаковых узлов, смонтированных в одном корпусе. Каждый из этих узлов состоит из синхронного электродвигателя и механизма измерителя. Тахометр работает следующим образом.



Фиг. 116. Измеритель тахометра ИТЭ-2

При вращении ротора 1 датчика (фиг. 117) в обмотке 2 статора возбуждается трехфазный ток с частотой, пропорциональной скорости вращения вала двигателя. Ток по проводам подводится к обмотке 3 измерителя.



Фиг. 117. Схема тахометра ИТЭ-2:

1—ротор датчика ДТЭ-1; 2—обмотка статора датчика, 3—обмотка измерителя; 4—пружина; 5—шестерня; 6—стрелка измерителя; 7—шкала; 8—металлический диск; 9—магнитный узел; 10—гистерезисные диски; 11—ротор измерителя

кам 3 измерителя. Скорость вращения магнитного поля статора измерителя пропорциональна частоте токов в фазовых обмотках статора и, следовательно, скорости вращения вала двигателя. Ротор измерителя вращается со скоростью, синхронной скорости вращения магнитного поля статора.

На конце вала ротора измерителя находится магнитный узел 9 с шестью парами постоянных магнитов, между полюсами которых расположен металлический диск 8 (чувствительный элемент), укрепленный на одной оси с ведущей шестерней 5 передачи на стрелку.

При вращении магнитного узла в диске индуцируются вихревые токи. В результате взаимодействия вихревых токов с магнитным полем узла создается вращающий момент диска, пропорциональный скорости вращения магнитного узла. Этот вращающий момент поворачивает шестерню 5 измерителя, ось которой от проворачивания удерживается спиральной пружиной 4, на угол, пропорциональный величине вращающего момента.

Ротор двигателя измерителя состоит из двух постоянных магнитов и трех гистерезисных дисков 10, соединенных вместе. Гистерезисные диски изготовлены из ферромагнитного сплава и во вращающемся магнитном поле статора измерителя в начальный момент работы двигателя, когда индукция вращающегося магнитного поля мала, помогают ротору войти в синхронный режим с вращающимся магнитным полем. По достижении ими синхронного режима диски взаимодействуют с полем обмотки как постоянный магнит.

Шкала прибора проградуирована от 0 до 110% оборотов, цена деления 1%. Рабочий диапазон шкалы от 60 до 110%.

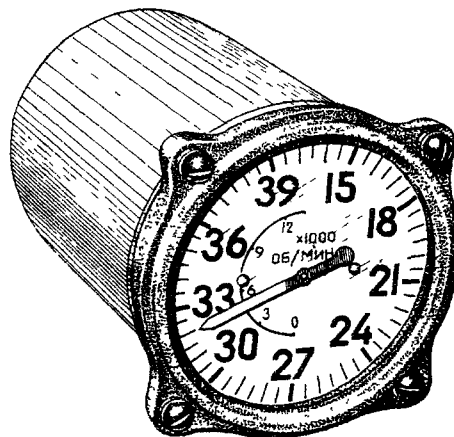
Измерители и датчики из разных комплектов ИТЭ-2 соответственно взаимозаменяемы.

Основные технические данные

Измеритель надежно работает при вибрационной перегрузке 1,1g в диапазоне частот 10—80 гц
 Датчик выдерживает перегрузки от вибрации 10g в диапазоне частот 10—200 гц
 Температурный интервал работы датчиков от —60 до +270° С

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ТАХОМЕТР ТЭ-40М

Электрический тахометр предназначен для непрерывного дистанционного измерения числа оборотов в минуту вала турбогенератора ТГ-16. В комплект прибора входят датчик ДТ-1М и измеритель ТЭ-40М (фиг. 118).



Фиг. 118. Измеритель тахометра ТЭ-40М

Датчиком служит электрический генератор, преобразующий механическую энергию вращающегося ротора в э.д.с. с частотой, пропорциональной скорости вращения. Эта э.д.с. питает синхронный электро-

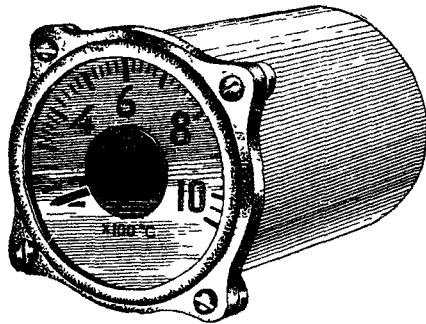
двигатель измерителя. Ротор двигателя вращает магнитный узел, увлекающий чувствительный элемент, соединенный со стрелкой. Шкала измерителя градуирована в об/мин.

Основные технические данные

Рабочий диапазон измерения . . .	3000—38 000 об/мин
Передаточное число от вала ТГ приво- ду датчика	1:0,164
Погрешность при +20° С	±200 об/мин
Температурный режим	от +50 до -60° С

ТЕРМОМЕТР ГАЗОВ ТГ-2А

Дистанционный термометр газов ТГ-2А измеряет среднюю температуру заторможенного потока газов за турбиной двигателя. Комплект термометра ТГ-2А состоит из измерителя ИТГ-2 и шести сдвоенных термопар Т-80, соединительной колодки и компенсационных проводов.



Фиг. 119. Измеритель ИТГ-2

Измеритель ИТГ-2 (фиг. 119) термометра представляет собой вибрационно устойчивый магнито-электрический милливольтметр, смонтированный в корпусе диаметром 60 мм.

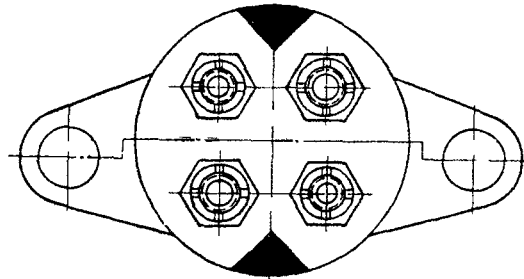
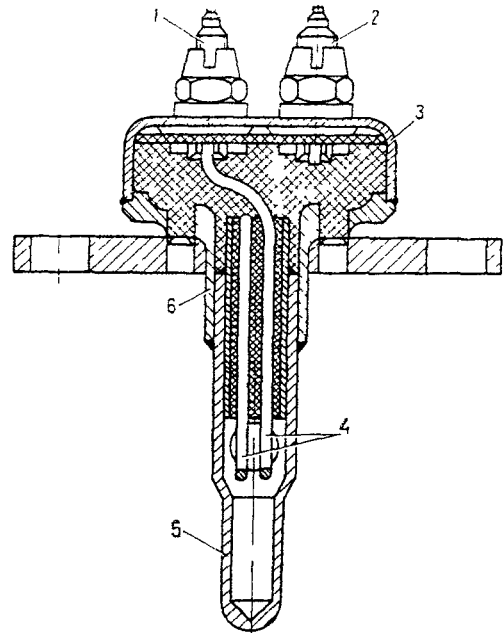
Датчиком термометра является комплект термопар Т-80. Термопара Т-80 — неразъемная, сдвоенного типа, т. е. в одном корпусе размещены две одинаковые хромель-алюминиевые термопары. Конструкция термопары показана на фиг. 120.

В основу работы термометра положен термоэлектрический принцип. Принципиальная электрическая схема термометра показана на фиг. 121.

При изменении температуры газового потока изменяется термоэлектродвижущая сила, развиваемая термопарами, величина которой отсчитывается по милливольтметру-измерителю. Шкала милливольтметра градуирована в °С.

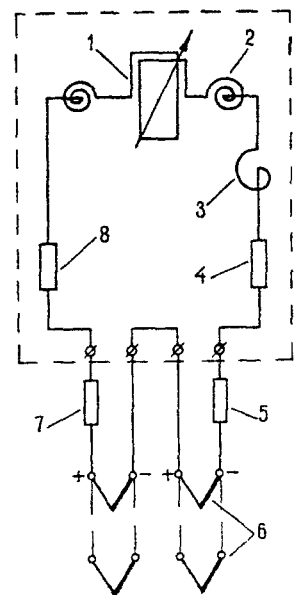
Основные технические данные

Пределы измерений	200—1100° С
Цена деления шкалы:	
— в диапазоне 300—1000° С	20° С
— в остальном диапазоне	50° С
Рабочий диапазон	450—1000° С
Диапазон рабочих температур измерителя	от -60 до +50° С
Диапазон рабочих температур соединительной колодки и компенсационных проводов	до 250° С



Фиг. 120. Термопара Т-80:

1—хромелевый контактный винт; 2—алюмелевый контактный винт; 3—крышка; 4—термо-электроды; 5—камера торможения; 6—корпус

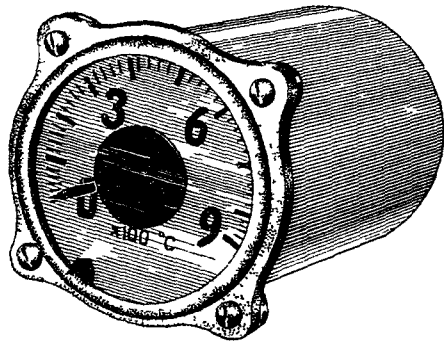


Фиг. 121. Принципиальная электрическая схема термометра ТГ-2А:

1—рамка измерителя ИТГ-2; 2—пружина; 3—биметаллический корректор; 4—компенсационное сопротивление; 5—сопротивление компенсационных проводов; 6—термопары Т-80; 7—подгоночное сопротивление компенсационных проводов; 8—добавочное сопротивление измерителя

ТЕРМОЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ТЕРМОМЕТР ТСТ-29

Термоэлектрический термометр ТСТ-29 предназначен для дистанционного измерения температуры газов за турбиной турбогенератора ТГ-16. В комплект термометра входят термопара Т-9, измеритель ТСТ-2 (фиг. 122) и компенсационный провод.



Фиг. 122. Измеритель ТСТ-2

Термопара установлена на турбогенераторе. Термоэлектродвижущая сила термопары, зависящая от температуры газов, замеряется милливольтметром со шкалой, градуированной в °С.

Основные технические данные

Рабочий диапазон измерения	600—800° С
Погрешность при +20° С	±20° С
Температурный режим	от +50 до —60° С
Сопротивление внешней цепи (включая термопару и соединительный провод)	9±0,06 ом
Сопротивление термопары	1,7±0,02 ом

МАСЛОМЕР МЭС-1857В

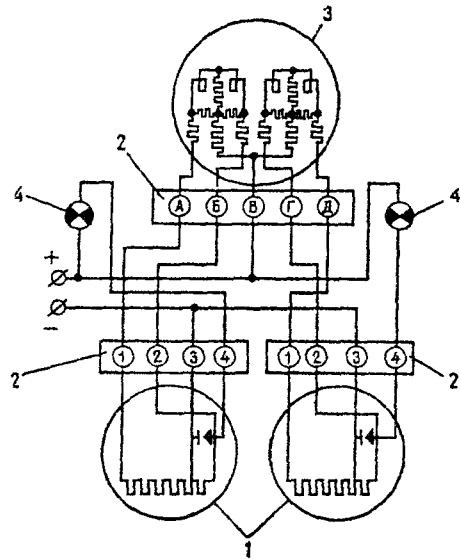
Электрический рычажно-поплачковый масломер МЭС-1857В служит для дистанционного измерения количества масла в маслобаке каждого двигателя и для сигнализации минимального остатка масла.

Измерение количества масла в баках основано на принципе преобразования неэлектрической величины — переменного уровня масла в баке — с помощью датчика (рычажно-поплачкового механизма и реостата) в электрическую величину — переменное омическое сопротивление, меняющееся в соответствии с изменением уровня масла. Это сопротивление измеряется прибором-указателем.

Комплект масломера (фиг. 123) состоит из двух реостатных рычажно-поплачковых датчиков 1, установленных по одному в каждом маслобаке, и одного указателя 3 — магнитоэлектрического логометра типа ЛД-49 (фиг. 124), установленного на пульте левого летчика в кабине экипажа.

Масломер измеряет объем масла от 15 до 40 л. Точность измерения на отметке 20 л составляет ±2,5%, а на всех остальных отметках — ±5% от номинального значения шкалы. Номинальным значением шкалы считается разница между 40 и 15 л, т. е. 25 л.

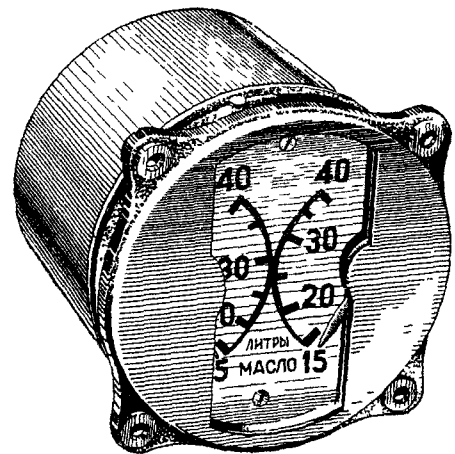
При остатке в маслобаке 20 л масла в датчике срабатывает сигнальное устройство и на приборной



Фиг. 123. Принципиальная схема масломера МЭС-1857В:

1—датчики; 2—разъемные соединения; 3—указатель (магнитоэлектрический логометр); 4—сигнальные лампы минимального остатка масла

доске летчиков загорается красная сигнальная лампа минимального остатка масла



Фиг. 124. Указатель масломера

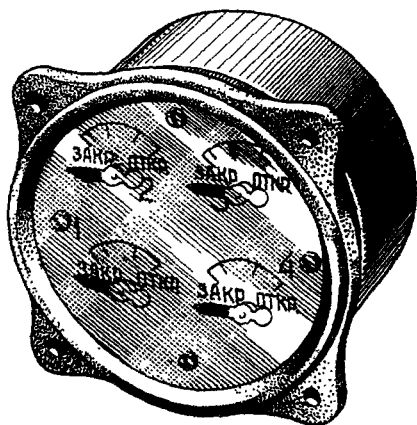
УКАЗАТЕЛЬ СТВОРОК МАСЛОРАДИАТОРА УЮЗ-4

Дистанционный указатель УЮЗ-4 представляет собой магнитоэлектрический логометр и предназначен для контроля положения створок туннелей маслорадиаторов.

Прибор состоит из четырех логометрических систем параллельного питания, работающих независимо одна от другой. На самолете Ан-24 используются две из них. Комплект прибора на самолете состоит из указателя УЮЗ-4 (фиг. 125) и двух потенциометров-датчиков.

Принцип действия прибора основан на том, что при перемещении движка потенциометра-датчика,

встроенного в электромеханизм МВР-2, соответственно изменяется соотношение токов в обмотках логометра указателя, стрелка которого поворачивается на угол, соответствующий положению стрелки.



Фиг. 125. Указатель положения за- крылков УОЗ-4

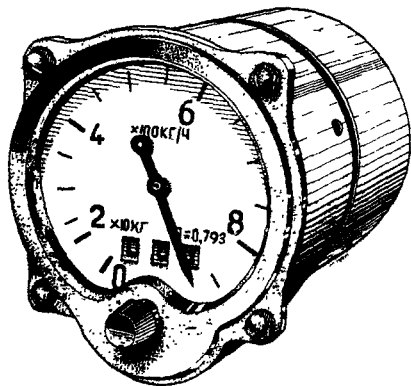
На циферблате указателя имеются шкалы с делениями, но без оцифровки. Под крайними отметками нанесены подписи «Закр.» и «Откр.»

Основные технические данные

Напряжение питания $27 \pm 2,7$ в
 Погрешность указателя в пре-
 делах температур окружающей среды
 от $+50$ до -35°C не более $\pm 1,5$ мм по
 дуге шкалы

РАСХОДОМЕР ТОПЛИВА РТМС-0,85-Б1

Расходомер топлива РТМС-0,85-Б1, установленный в топливной системе самолета, предназначен для измерения часового расхода топлива двигателем (в кг/час), замеряемого в каждый данный момент времени, и оставшегося запаса топлива (в кг), приходящегося на один двигатель.



Фиг. 126. Показывающий прибор рас- ходомера РТМС-0,85-Б1

На самолет установлены два комплекта расходо- мера. В каждый комплект входят:

- датчик суммарного и часового расходов топ- лива,
- показывающий прибор (фиг. 126),

- тиратронный прерыватель ПТ-56,
- трансформатор ТРП-52,
- запасной тиратрон ТГ1-0,1/1,3.

Принцип действия датчика прибора основан на том, что обороты чувствительного элемента датчика пропорциональны скорости потока топлива и, следо- вательно, пропорциональны как часовому расходу, так и количеству протекающего через датчик топ- лива.

Чувствительным элементом датчика расходомера являются две спиральные крыльчатки, одна из кото- рых измеряет суммарный расход, а другая — часо- вой расход. Каждая крыльчатка помещена в отдель- ный корпус так, что датчик расходомера состоит из датчика суммарного расхода и датчика часового расхода. Оба датчика соединены гайкой.

ДАТЧИК СУММАРНОГО РАСХОДА

Крыльчатка 8 (фиг. 127) через редуктор вращает сердечник 4 индуктивно-импульсного устройства, которое представляет собой мост переменного тока.

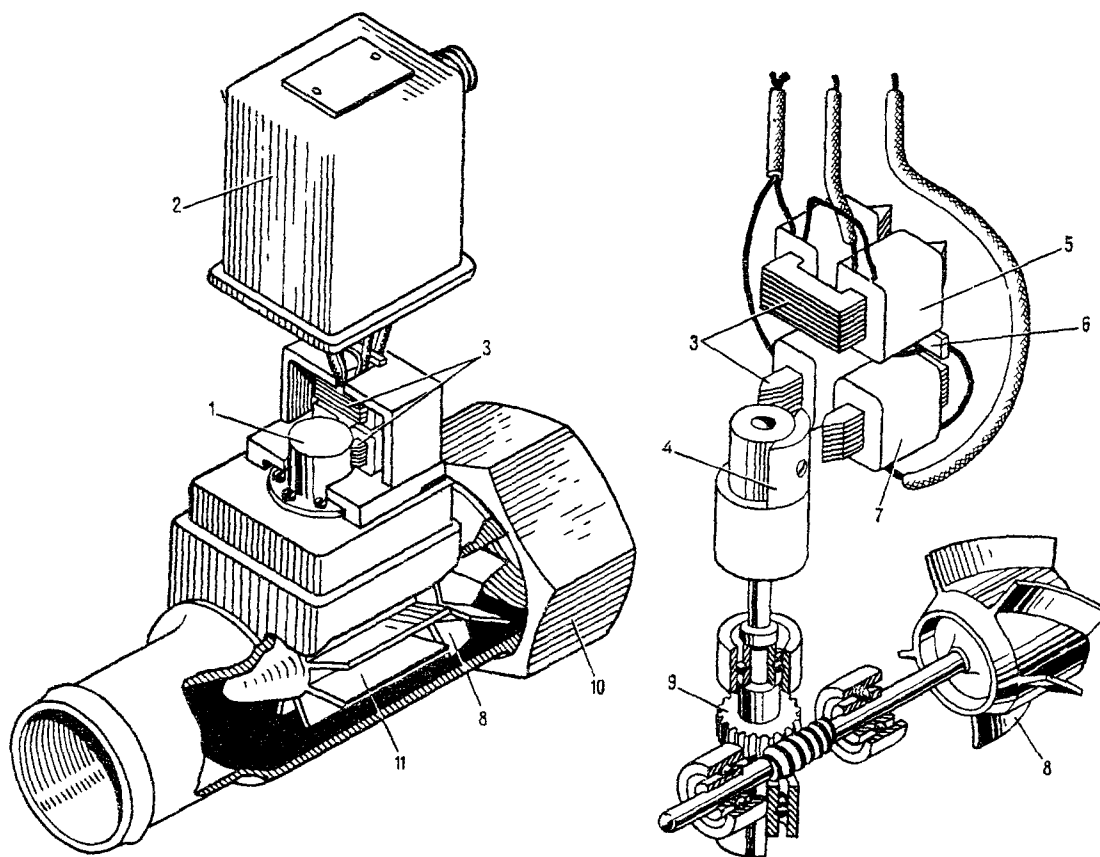
Два плеча моста, образованных обмоткой транс- форматора с выводом от средней точки, находятся в тиратронном прерывателе и имеют постоянную ин- дуктивность. Два других плеча в виде катушек ин- дуктивности 5 и 7 находятся в датчике. Катушка 5 имеет постоянную индуктивность, катушка 7 — пе- ременную. Переменная индуктивность возникает в результате вращения в магнитном поле катушки стального сердечника 4, связанного с крыльчаткой суммарного расхода.

При вращении этот сердечник, приближаясь к сердечнику индуктивной катушки 7, изменяет ее магнитный поток, а следовательно, и ее индуктив- ность, благодаря чему нарушается равновесие моста. При этом на диагоналях моста появляется на- пряжение с частотой, равной частоте питающего на- пряжения. Это напряжение через выпрямитель и фильтр подается в блок тиратронного прерывателя ПТ-56, где оно преобразовывается и усиливается, а затем подается на электромагнит показывающего прибора.

За каждые 30 оборотов крыльчатки индуктивно- импульсное устройство посылает один импульс на- пряжения на сетку тиратрона ТГ1-0,1/1,3. Тиратрон усиливает мощность сигнала и, зажигаясь, замыка- ет цепь обмотки электромагнита показывающего прибора. Электромагнит, срабатывая, поворачивает храповое колесо, которое через редуктор соединено с цифровым барабанчиковым счетчиком. Счетчик показывает запас топлива как разность между зали- тым количеством и количеством топлива, прошед- шим через датчик расходомера.

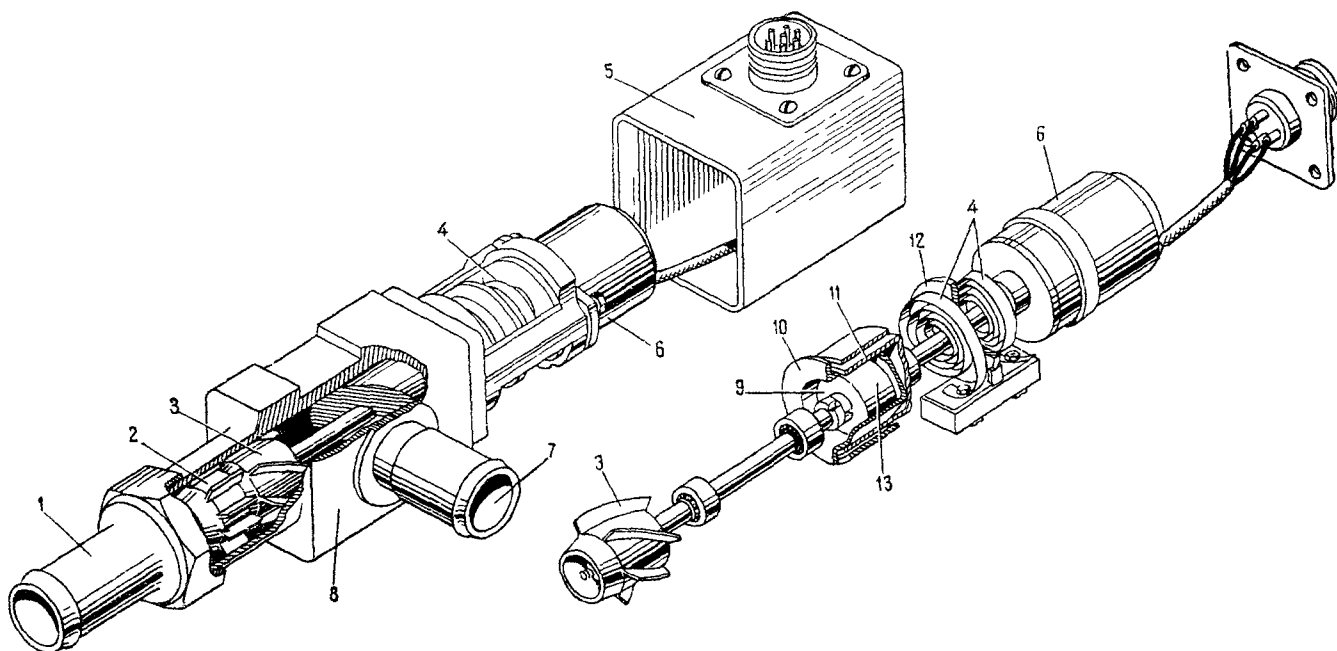
ДАТЧИК ЧАСОВОГО РАСХОДА

Крыльчатка 3 (фиг. 128) приводит во вращение постоянный магнит 13, закрепленный на ее оси. Во вращающемся магнитном поле магнита расположе- на чашка 11 из сплава АМц, укрепленная на оси ротора сельсина-датчика 6. Магнит и чашка пред- ставляют собой индукционный механизм датчика. При вращении магнита в стенках чашки появляются вихревые токи. Взаимодействуя с магнитным по- лем, эти токи создают вращающий момент, пропор-



Фиг. 127. Датчик суммарного расхода топлива:

1—колпачок; 2—кожух; 3—сердечники катушек; 4—стальной сердечник; 5—катушка постоянной индуктивности; 6—магнитный шунт; 7—катушка переменной индуктивности; 8—крыльчатка; 9—червячная передача; 10—соединительная планка; 11—направляющий аппарат



Фиг. 128. Датчик часового расхода топлива:

1—съемный патрубок; 2—направляющий аппарат; 3—крыльчатка; 4—пружины; 5—кожух; 6—селин-датчик; 7—патрубок; 8—корпус; 9—термомагнитный шунт; 10—манганиновый колпачок; 11—чашка; 12—диск; 13—постоянный магнит

циональный скорости вращения магнита. Под действием вращающего момента чашка поворачивается на определенный угол. Две спиральные пружины 4 создают противодействующий момент на оси чашки. Чашка, отклоняясь, поворачивает ротор сельсин-датчика; синхронно с ним поворачивается ротор сельсина-приемника, на оси которого укреплена стрелка, показывающая на шкале указателя часовой расход топлива.

Датчик часового расхода градуируется при температуре топлива $+20 \pm 5^\circ \text{C}$. Если температура среды изменится, это приведет к погрешности в показаниях расходомера. Чтобы уменьшить эту погрешность, в датчиках применяют температурную компенсацию, представляющую собой термомагнитный шунт 9 из материала с отрицательным коэффициентом магнитной проницаемости, включенный параллельно постоянному магниту.

Основные технические данные

Пределы измерения.	
— запаса топлива	9990 кг
— расхода топлива	850 кг
Гидравлическое сопротивление на датчиках при максимальном расходе:	
— при вращающейся крыльчатке .	0,3 кг/см ²
— при заторможенной крыльчатке .	0,5 кг/см ²
Мощность, потребляемая комплектом по переменному току не превышает 80 вв	
Вес комплекта (на самолет) не превышает 9,5 кг	

27. ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ РАБОТЫ ВЫСОТНОЙ И ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМ

К группе приборов, контролирующих работу высотной системы, относятся:

- указатель высоты и перепада давлений УВПД-15;
- расходомер воздуха УРВК-18;
- кабинный вариометр ВР-10;
- внутрикабинный термометр ТВ-19;
- внутрикабинный термометр ТВ-45;
- двойной универсальный электрический термометр 2ТУЭ-111.

К приборам контроля работы гидросистемы самолета относятся:

- электрический масломер МЭ1866;
- дистанционные унифицированные манометры 2ДИМ-240, ДИМ-240 и 2ДИМ-150.

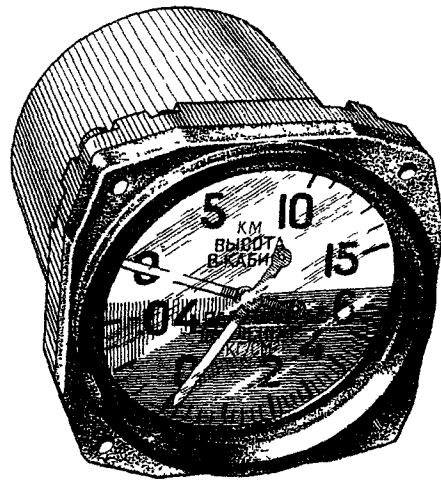
ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ РАБОТЫ ВЫСОТНОЙ СИСТЕМЫ

Указатель „высоты“ и перепада давлений

Двухстрелочный указатель «высоты» и перепада давлений УВПД-15 (фиг. 129) предназначен для одновременного измерения условной высоты в герметической кабине самолета и перепада давлений (разность между давлением воздуха в кабине и атмосферным) в пределах высот от 0 до 15 км и перепада давлений от $-0,04$ до $+0,6$ кг/см².

Указатель «высоты» в кабине и перепада давлений представляет собой комбинированный прибор, состоящий из указателя кабиной «высоты» и указателя перепада давлений, которые размещены в

одном корпусе и работают независимо друг от друга. Для определения в полете кабиной «высоты» необходимо измерять барометрическое давление в кабине самолета. Для определения перепада между давлениями в кабине и окружающей самолет атмосфере необходимо измерять разность между барометрическим давлением в кабине и в статической системе приемника воздушного давления.



Фиг. 129. Указатель УВПД-15

Барометрическое давление измеряется при помощи aneroidной коробки 13 (фиг. 130), а разность между давлениями в кабине и статической системе — при помощи манометрической коробки 16. Обе коробки и механизм находятся в корпусе, полость которого соединяется с кабиной через штуцер «Д». Полость манометрической коробки соединяется со статической системой приемника воздушного давления при помощи штуцера 14 «С» и трубопровода 15.

Прибор имеет две шкалы — шкалу высоты и шкалу перепада давлений. На шкале высоты с пределами измерения от 0 до 15 км оцифрованы отметки 0; 5; 10; 15. Цена деления 1 км. На шкале перепада давлений с пределами от $-0,04$ до $+0,6$ кг/см² оцифрованы отметки $-0,04$; 0; $+0,2$; $+0,4$; $+0,6$. Цена деления на участке отрицательных значений перепада давлений 0,01 кг/см², на участке положительных значений — 0,02 кг/см².

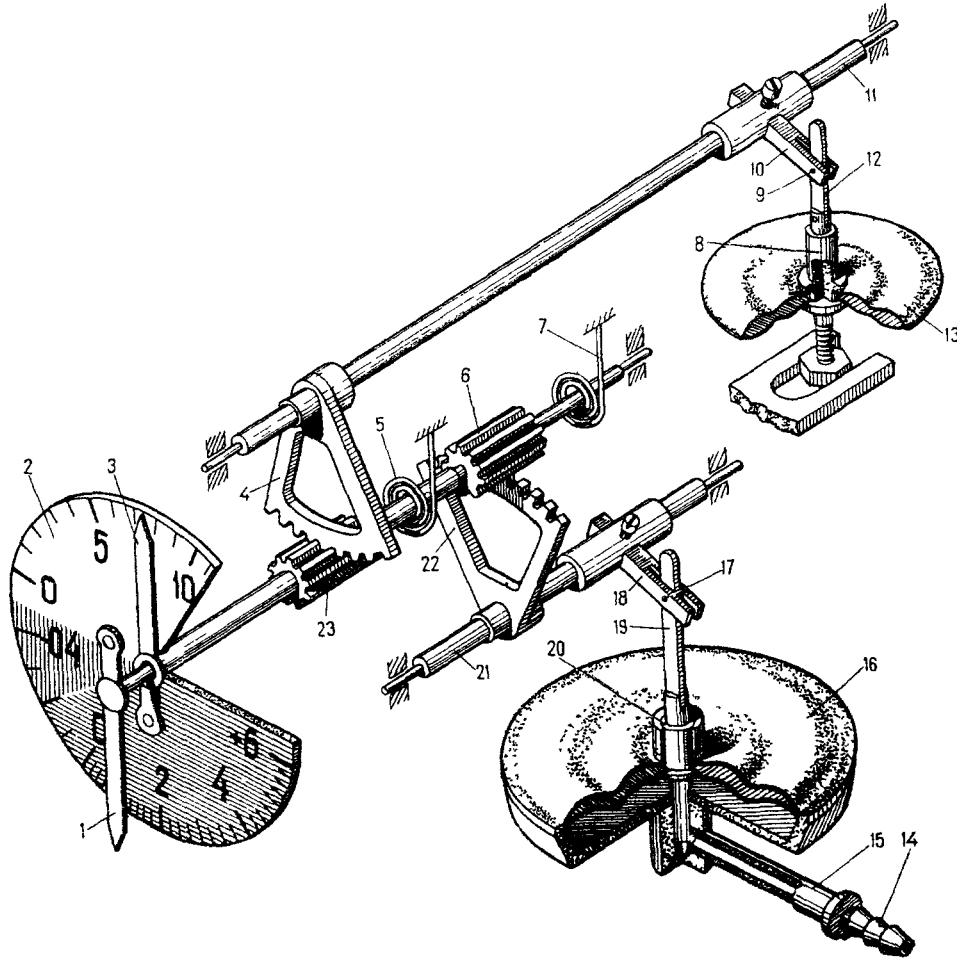
Указатель „высоты“ в кабине

Принцип действия указателя «высоты» прибора УВПД-15 основан на использовании упругих свойств чувствительного элемента — aneroidной коробки 13. Давление (разрежение), действующее на aneroidную коробку, деформирует ее мембраны. Это давление уравнивается силами упругости мембран.

При изменении высоты полета мембраны aneroidной коробки прогибаются. Подвижный центр 8 совершает возвратно-поступательное движение, которое посредством кривошипно-шатунного механизма (тяги 12 и вилки 10) преобразуется во вращательное движение оси 11. На оси смонтирован сектор 4, находящийся в зацеплении с трибкой 23. На ось трибки насажена стрелка 3, указывающая «высоту» в кабине (в км).

Если «высота» в кабине превысит максимальное значение, то сектор 4 ляжет на упор и будет удерживаться в этом положении волоском 5, а подвижный центр 8 анероидной коробки с тягой 12 будет продолжать перемещаться, так как штифт 9 будет скользить при этом в прорези тяги 12.

Если давление в кабине больше атмосферного, то мембраны прогнутся в сторону неподвижного центра коробки 16, а стрелка 1 переместится по шкале в сторону положительных значений перепада давлений. Если давление в кабине меньше атмосферного, то мембраны прогнутся в противоположную сторо-



Фиг. 130. Кинематическая схема УВПД-15:

1—стрелка указателя перепада давлений; 2—шкала; 3—стрелка указателя «высоты», 4—сектор, 5—волосок; 6—трибка; 7—волосок; 8—подвижный центр; 9—штифт; 10—вилка; 11—ось; 12—тяга; 13—анероидная коробка; 14, 15—штуцер и трубопровод для соединения прибора со статической системой; 16—манометрическая коробка; 17—штифт; 18—вилка; 19—тяга; 20—подвижный центр; 21—ось; 22—сектор; 23—трибка.

Указатель перепада давлений

Принцип действия указателя перепада давлений основан на использовании упругих свойств чувствительного элемента — манометрической коробки 16.

При изменении перепада давлений в кабине и окружающей самолет атмосфере мембраны манометрической коробки прогибаются. Подвижный центр 20 совершает при этом возвратно-поступательное движение, которое посредством кривошипно-шатунного механизма (тяги 19 и вилки 18) преобразуется во вращательное движение оси 21. На оси смонтирован сектор 22, находящийся в зацеплении с трибкой 6. На ось трибки насажена стрелка 1, указывающая по шкале 2 величину перепада давлений в кг/см^2 . В случае отсутствия перепада стрелка 1 будет стоять на нуле.

ну, а стрелка переместится в сторону отрицательных перепадов. Если перепад давлений превысит $+0,6 \text{ кг/см}^2$, сектор 22 ляжет на упор и будет удерживаться в этом положении волоском 7.

При положительных перепадах давлений воздуха работают две мембраны, а при отрицательных — одна. Поэтому масштаб шкалы положительных перепадов давлений меньше, чем масштаб шкалы отрицательных давлений.

Основные технические данные

Диапазон измеряемых «высот» в кабине	от 0 до 15 км
Диапазон измеряемых перепадов	от $-0,04$ до $+0,6 \text{ кг/см}^2$
Диапазон рабочих температур	от $+50$ до -60°C

Смещение стрелки с нулевой отметки шкалы «высоты» при давлении 760 мм рт ст не более ± 300 м

Смещение стрелки от нулевой отметки шкалы перепада давлений не более ± 1 деления по шкале

Вес прибора без монтажных деталей 450 г

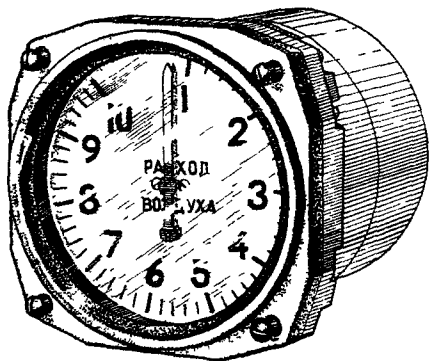
Погрешности показаний прибора не превышают величин, указанных в табл 11

Таблица 11

Шкала	Проверяемые отметки шкалы	Допустимые погрешности при температурах в °С	
		+20	+50, -45 и -60
„Высоты“	5	± 300 м	+500 м
	10		
	15		
Перепада давлений в кг/см ²	-0,04	$\pm 0,01$	
	-0,02		
	+0,2	$\pm 0,02$	
	+0,4		
+0,6			

Расходомер воздуха

Расходомер, состоящий из трубки Вентури и компенсированного указателя расхода воздуха УРВК-18 (фиг. 131), служит для измерения количества воздуха, поступающего в герметическую кабину.

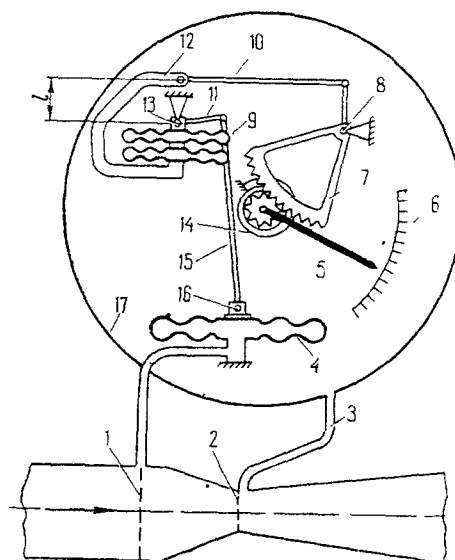


Фиг. 131. Указатель расхода воздуха УРВК-18

Принцип действия расходомера основан на изменении перепада давлений в широкой и узкой частях трубки Вентури. Принципиальная схема прибора с трубкой Вентури показана на фиг. 132.

Внутренняя полость прибора соединена трубопроводом с узкой частью 2 трубки Вентури, а внутренняя полость манометрической коробки 4 — с ее широкой частью 1. При прохождении воздуха через трубку давление в ее широкой части всегда будет

больше, чем в узкой. Для определения весового расхода воздуха, поступающего в герметическую кабину самолета, необходимо измерить разность между давлениями в потоке воздуха в широкой и узкой частях трубки и давление в ее узкой части



Фиг. 132. Принципиальная схема УРВК-18:

1—широкая часть трубки Вентури; 2—узкая часть трубки Вентури; 3—трубопровод; 4—манометрическая коробка; 5—стрелка; 6—циферблат; 7—сектор; 8—ось; 9—анероидный блок; 10—тяга; 11, 12—поводки; 13—ось; 14—волосок; 15—тяга; 16—подвижный центр; 17—корпус

Разность давлений измеряется манометрической коробкой 4, а давление в узкой части — анероидным блоком 9. В зависимости от изменения разности давлений в широкой и узкой частях трубки изменяется величина прогиба манометрической коробки 4, а следовательно, ее подвижный центр 16 совершает возвратно-поступательное движение, которое при помощи тяги 15 и поводка 11 преобразуется во вращательное движение оси 13, а при помощи изогнутого поводка 12, анероидного блока 9 и тяги 10 — во вращательное движение оси 8.

При изменении давления в узкой части трубки Вентури изменяется величина прогиба анероидного блока 9, а следовательно, и величина плеча l изогнутого поводка. Таким образом, угол поворота оси 8 зависит от двух величин — разности между давлениями в широкой и узкой частях трубки и давления в ее узкой части.

На оси 8 укреплен сектор 7, находящийся в зацеплении с трибкой, на которую насажена стрелка 5, указывающая весовой расход воздуха по циферблату 6 прибора, градуированному от 0 до 10 в условных единицах расхода воздуха. Оцифровка произведена через одну условную единицу. Волосок 14 служит для выбирания люфтов в механизме прибора.

С лицевой стороны корпус закрыт стеклом. Для обеспечения герметичности между корпусом и стек-

лом проложена резиновая прокладка. Стекло закреплено фланцем. Между фланцем и стеклом проложена картонная электроизоляционная прокладка

Основные технические данные

Прибор работает в интервале температур от +50 до -60° С
 Вес прибора 400 г
 Диапазон измерения расхода воздуха от 1 до 10 условных единиц, что соответствует значениям избыточных давлений в динамической системе, приведенным в табл. 12

Внутренняя полость герметического корпуса вариометра через капиллярную трубку сообщается кабиной самолета.

Внутри герметического корпуса 4 (фиг. 134) установлена манометрическая коробка 5, внешняя поверхность которой воспринимает кабинное давление. Внутренняя полость манометрической коробки находится под действием кабинного давления, подаваемого внутрь коробки через трубопровод. Перемещение центра коробки 5 передается на стрелку через передаточно-множительный механизм.

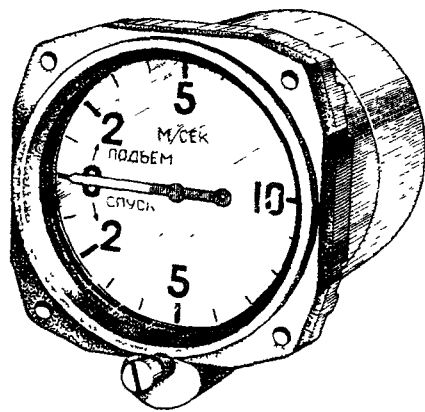
Вариометр работает следующим образом. Когда давление в герметической кабине постоянное (постоянный режим работы двигателей при включен-

Таблица 12

Абсолютное давление в статической системе мм рт. ст.	Отметки шкалы прибора										Допустимые погрешности в делениях шкалы
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	
1000	2,96	11,8	26,5	47,0	72,8	106	144	188,5	238,5	294,5	±2,0
760	3,9	15,5	34,9	62	96,1	139,5	189,9	248	314	387,5	
590,6	5,0	20,0	45,1	80,1	125	180,2	245,3	320,4	405,5	500,5	±1,5
443,0	6,7	26,7	60,1	107	167	240,5	330,5	427,5	—	—	
295,3	10,0	40,2	90,4	160	251	—	—	—	—	—	

Кабинный вариометр ВР-10

Кабинный вариометр ВР-10 (фиг. 133) предназначен для контроля «вертикальной скорости» в герметической кабине самолета, т. е. скорости изменения давления в кабине в мм рт. ст./сек.

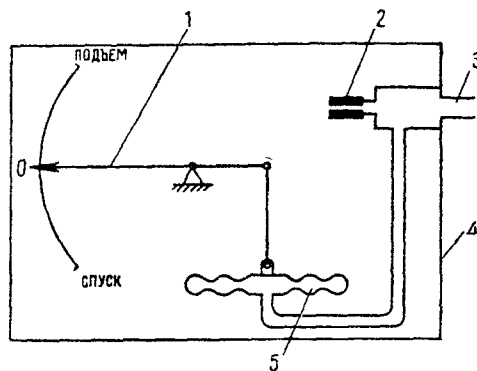


Фиг. 133. Вариометр ВР-10

Принцип действия вариометра, установленного в системе высотного оборудования, основан на задержке изменения давления в корпусе прибора, соединенного с герметической кабиной капилляром, по сравнению с изменением давления в этой кабине. Разность между давлениями внутри и вне корпуса прибора тем больше, чем больше скорость изменения давления в герметической кабине.

Шкала вариометра проградуирована в м/сек.

ной системе наддува и неизменная высота полета самолета), разность давлений внутри и вне коробки равна нулю и стрелка стоит на нуле. При уменьшении давления в герметической кабине (набор высоты или уменьшение подачи воздуха двигателями) воздух из герметического корпуса 4 вытекает через капиллярную трубку 2 в кабину. В результате этого давление внутри герметического корпуса также будет уменьшаться, но капиллярная трубка не даст



Фиг. 134. Принципиальная схема вариометра ВР-10:

1—стрелка; 2—капиллярная трубка; 3—штуцер; 4—корпус; 5—манометрическая коробка

давлению быстро выравниваться с давлением в герметической кабине. Поэтому внутри корпуса образуется избыточное давление, величина которого бу-

дет больше или меньше, в зависимости от скорости изменения давления в кабине.

Под влиянием образовавшейся разности давлений манометрическая коробка сжимается и через передаточно-множительный механизм передвигает стрелку по шкале вверх от нулевой отметки.

После прекращения снижения самолета (изменение давления) давление в герметической кабине в корпусе прибора и внутри манометрической коробки уравнивается с кабинным давлением и стрелка возвращается на нулевую отметку шкалы прибора.

При повышении давления в герметической кабине (снижение самолета) давление внутри коробки непрерывно увеличивается. Давление внутри корпуса все время стремится выравняться через капиллярное отверстие с давлением в герметической кабине, но из-за сопротивления капилляра изменение давления в корпусе несколько запаздывает и внутри корпуса образуется разрежение, величина которого тем больше, чем больше скорость изменения давления в герметической кабине. Под влиянием разности давлений манометрическая коробка расширяется и стрелка перемещается вниз от нулевой отметки.

После прекращения повышения давления, давление в корпусе и внутри коробки выравняется с кабинным и стрелка возвращается на нулевую отметку шкалы.

Основные технические данные

Пределы измерения	от 0 до 10 м/сек
Диапазон рабочих температур	от +50 до -60° С
Погрешности показаний прибора при температурах:	
+20° С	±1,0 м/сек
+50 и -45° С	±1,5 м/сек
-60° С	±1,5 м/сек
Вес прибора	не более 0,5 кг

Внутрикабинный термометр ТВ-19

На самолетах Ан-24, начиная с 22-й серии, для измерения осредненной температуры воздуха в кабине пассажиров устанавливается дистанционный электрический однострелочный термометр сопротивления ТВ-19.

Комплект термометра ТВ-19 состоит из указателя ТВ-1 (фиг. 135), установленного на приборной доске правого летчика, и трех датчиков температуры П-9, соединенных между собой последовательно и смонтированных на шпангоутах 11 (два) и 31.

Принцип действия термометра основан на том, что при изменении температуры воздуха окружающей среды изменяется сопротивление чувствительных элементов датчиков, включенных в плечо моста измерителя, которое вызывает перераспределение токов в рамках логометра и приводит в новое положение подвижную систему. Таким образом, положение стрелки указателя зависит от величины температуры, воспринимаемой теплочувствительными элементами.

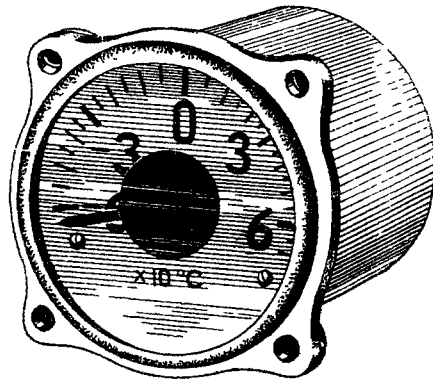
Указатели и датчики из разных комплектов ТВ-19 соответственно взаимозаменяемы.

Указатель ТВ-1 представляет собой вибрационно-устойчивый магнитоэлектрический логометр с двумя

вращающимися рамками. Указатель состоит из катушки сопротивления мостовой схемы, магнитной и подвижной систем, установленных на общем основании и размещенных в корпусе прибора.

На циферблате нанесена шкала с углом размаха 210° и оцифровкой -6; -3; 0; 3; 6. Цена деления шкалы 5° С.

Датчик П-9 — неразъемный, он состоит из теплочувствительного элемента, каркаса и основания.



Фиг. 135. Указатель ТВ-1 внутрикабинного термометра ТВ-19

Теплочувствительный элемент состоит из четырех секций, соединенных параллельно-последовательно. Секция выполнена из никелевой проволоки, намотанной на серебряную пластинку, изолированную слюдяными пластинками. Последовательно с никелевой обмоткой присоединена обмотка из манганиновой проволоки, предназначенная для подгонки температурного коэффициента электрического сопротивления датчика. Теплочувствительный элемент помещен под каркас, изготовленный из латуни. Каркас крепится к основанию, изготовленному из электроизоляционного материала.

Датчики соединяются с указателем и между собой при помощи штепсельных разъемов.

Основные технические данные

Диапазон измерения температур	от +70 до -60° С
Рабочий диапазон	от 0 до +35° С
Погрешность при температуре окружающего воздуха +20±5° С	±2,5° С
Напряжение питания по постоянному току	27±2,7 в
Потребляемый ток	не более 50 ма
Вес комплекта	не более 0,7 кг

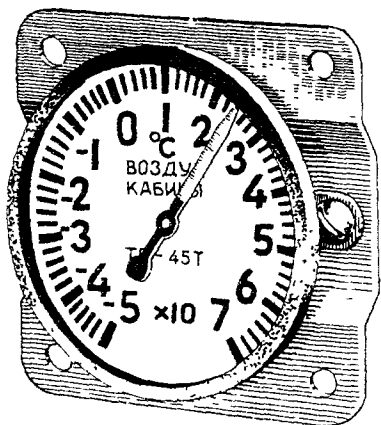
Внутрикабинный термометр ТВ-45

Термометр ТВ-45 (фиг. 136) предназначен для измерения температуры воздуха в кабине экипажа. Шкала прибора отградуирована от -50 до +70° С.

Принцип действия внутрикабинного термометра основан на свойстве биметалла — деформироваться при изменении температуры. Чувствительным элементом термометра является биметаллическая коническая спиральная пружина.

При изменении температуры воздуха, окружающего прибор, биметаллическая спираль закручи-

вается или раскручивается; угол закручивания спирали пропорционален изменению температуры, следовательно, шкала прибора равномерная. Движение спирали передается стрелке, движущейся по шкале, градуированной в °С. Цена деления 2°С, оцифровка — через 10°С.



Фиг. 136. Внутрикабинный термометр ТВ-45

Основные технические данные

Диапазон рабочих температур . . .	от +70 до —50° С
Погрешность измерения	не более ±3° С
Инерционность термометра	7 мин
Вес прибора	не более 0,65 кг

Сдвоенный универсальный электрический термометр сопротивления 2ТУЭ-111

Сдвоенный (двухстрелочный) универсальный электрический термометр сопротивления 2ТУЭ-111 представляет собой комплект, состоящий из указателя 2ТУЭ-1 и двух датчиков П-1. Термометр предназначен для дистанционного измерения температуры воздуха в системе кондиционирования.

Изменение температуры воспринимается теплочувствительным элементом приемника и воспроизводится магнитоэлектрическим логометром. Логометр состоит из двух пар катушек (рамок) 9 и 11 (фиг. 137), расположенных под углом 120° друг к другу, внутри которых помещен постоянный магнит, имеющий возможность свободно поворачиваться под действием магнитного поля, создаваемого катушками.

Принцип действия электрического термометра сопротивления основан на том, что при изменении температуры воздуха, поступающего в герметическую кабину, изменяется сопротивление 1 теплочувствительного элемента приемника П-1, в результате чего изменяется величина и отношение токов в катушках 9 и 11, включенных в мостовую схему, причем с повышением температуры измеряемой среды ток в катушке 9 увеличивается, а в катушке 11 уменьшается. При наличии тока в обеих катушках положение магнита будет определяться направлением вектора результирующего магнитного поля.

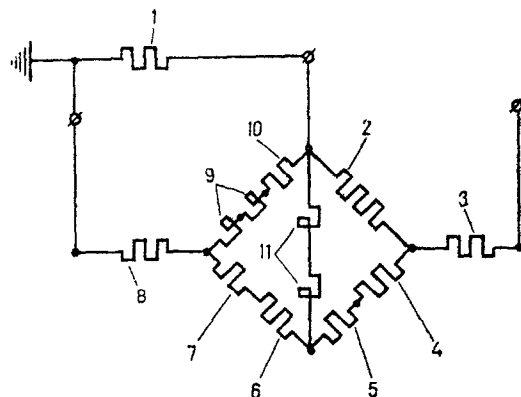
Катушки логометра смонтированы и включены в схему таким образом, что при увеличении тока в катушке 11 (наружной) подвижный магнит будет отклоняться к началу шкалы, а при увеличении

тока в катушке 9 (внутренней) подвижный магнит будет отклоняться к концу шкалы.

Подвижный магнит, на оси которого укреплена указательная стрелка, поворачивается под действием результирующего магнитного поля катушек, увлекает за собой и стрелку прибора; таким образом, положение стрелки зависит от отношения токов в катушках, а следовательно, и от величины измеряемой температуры. Стрелка перемещается над циферблатом прибора, шкала которого отградуирована в °С.

Температурная компенсация в схеме моста достигается путем подбора в плечах моста сопротивлений из медной и манганиновой проволок таким образом, чтобы максимальная величина температурной погрешности логометра при самом неблагоприятном сложении всех допусков не превышала допустимой величины.

Примененная в термометре 2ТУЭ-111 мостовая схема имеет следующие преимущества по сравнению с другими логометрическими схемами: улучшена температурная компенсация, исключено влияние напряжения питания на показания прибора и влияние длины соединительных проводов. Кроме того, при обрыве в цепи приемника стрелка прибора не находится на середине шкалы, а занимает крайнее положение, указывающее на неправильную работу прибора.



Фиг. 137. Принципиальная электрическая схема одной половины термометра 2ТУЭ-111:

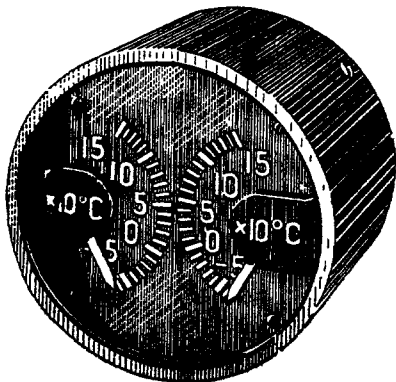
1—сопротивление приемника; 2, 3, 4, 7, 8—сопротивления манганиновых катушек; 5, 6, 10—сопротивления медных катушек; 9—сопротивление двух внутренних рамок; 11—сопротивление двух наружных рамок

Указатель типа 2ТУЭ-1 (фиг. 138) состоит из двух унифицированных самостоятельных логометрических систем, имеющих отдельные штепсельные соединения с раздельным питанием и включенных в мостовую схему, и сопротивлений, которые размещены в корпусе. Шкалы имеют градуировку от —70 до +150°С

Провода от указателя к приемникам присоединяются штепсельными разъемами, причем к левой системе (если смотреть на указатель со стороны стекла) присоединяется штепсельный разъем с гайкой зеленого цвета.

Датчик П-1 термометра сопротивления состоит из теплочувствительного элемента, корпуса (арматуры) и штепсельного соединения.

Теплочувствительный элемент выполнен из никелевой неизолированной проволоки, намотанной на пластины из слюды. Собранный теплочувствительный элемент вставляется в корпус (арматуру) из



Фиг. 138. Указатель 2ТУЭ-1 из комплекта 2ТУЭ-111

нержавеющей стали и закрепляется гайкой. Штепсельный разъем служит для присоединения приемника к указателю.

Основные технические данные

Напряжение питания постоянным током	27 ± 2,7 в
Температурный интервал внешней среды:	
— указателя	от -60 до +50° С
— приемника	от -70 до +150° С
Диапазон измерения термометра	от -70 до +150° С
Рабочий диапазон	от -40 до +130° С
Цена деления шкалы	10° С
Погрешность указателя при указанном интервале температур	от ±3 до ±12° С
Погрешность комплекта при указанном интервале температур	от ±5 до ±8° С
Сопротивление изоляции указателя при нормальной температуре ±20° С и относительной влажности от 30 до 80%	не менее 20 Мом
Вес указателя	не более 500 г
Вес датчика	не более 100 г

ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ РАБОТЫ ГИДРОСИСТЕМЫ

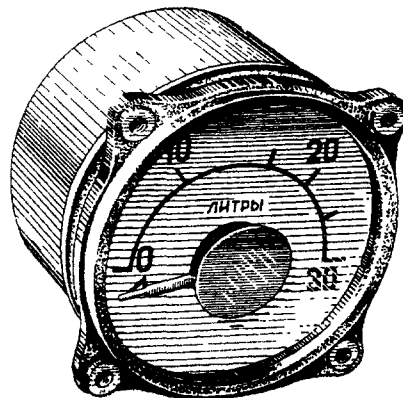
Электрический масломер МЭ-1866

Масломер МЭ-1866 предназначен для дистанционного измерения количества рабочей жидкости в баке гидросистемы при положении самолета в линии горизонтального полета.

Масломер МЭ-1866 разработан и оттарирован специально для бака гидросистемы самолета Ан-24.

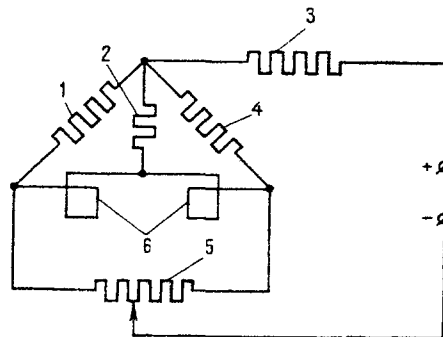
Масломер состоит из реостатного датчика с поплавком, смонтированного на баке гидросистемы, и показывающего прибора (фиг. 139), установленного в кабине. Масломер питается от самолетной электросети постоянного тока напряжением 27 в. Электрическая схема масломера показана на фиг. 140.

Принцип работы масломера следующий. При изменении уровня жидкости в баке поплавков, находящийся на поверхности жидкости, следует за из-



Фиг. 139. Указатель масломера МЭ-1866

менением уровня и через систему рычагов перемещает ползунки реостата, находящегося в корпусе датчика. Изменение сопротивлений участков реостата до ползунка и после ползунка вызывает изменение величины токов, протекающих в рамках показывающего прибора (логометра). Это вызывает отклонение рамки и связанной с ней стрелки прибора. Шкала показывающего прибора отградуирована в литрах гидросмеси.



Фиг. 140. Электросхема масломера МЭ-1866:

1, 4—сопротивления шунтовых катушек указателя; 2—сопротивление компенсационной катушки; 3—сопротивление балластной катушки; 5—переменное сопротивление датчика; 6—рамки логометра

Указатели и датчики из разных комплектов МЭ-1866 соответственно взаимозаменяемы. Это позволяет производить в случае необходимости замену только одного элемента комплекта масломера.

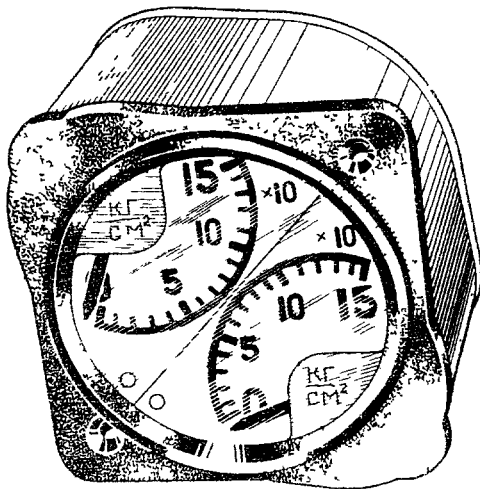
Градуировочная погрешность комплекта масломера ±4% при температуре 20° С и напряжении 27 в. При изменении напряжения тока 27 в на 10% дополнительная погрешность не более ±1%.

Манометры гидросистемы 2ДИМ-240, ДИМ-240 и 2ДИМ-150

Контроль за давлением в отдельных участках гидросистемы осуществляется при помощи дистан-

ционных унифицированных индуктивных манометров типа 2ДИМ и ДИМ. Манометр 2ДИМ состоит из двух датчиков ИД и указателя УИ2 (фиг. 141). Манометр ДИМ состоит из одного датчика ИД и указателя УИ (фиг. 142).

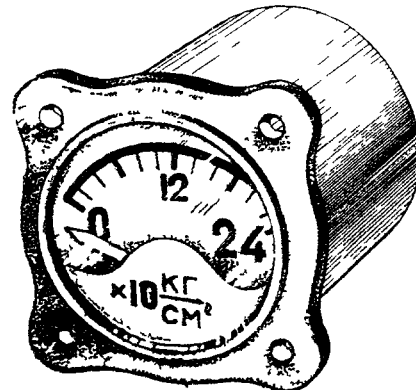
Питание каждого комплекта манометра осуществляется от бортовой сети переменного тока напряжением 36 в, частотой 400 гц.



Фиг. 141. Указатель УИ2 манометра 2ДИМ-150

Верхний предел измерения манометра в кг/см^2 включен в шифр манометра (240 и 150 кг/см^2) и в шифр датчика. Нижний предел измерения этих манометров 0 кг/см^2 .

Указатели и датчики из разных комплектов одного предела измерения соответственно взаимозаменяемы.



Фиг. 142. Указатель УИ1 манометра ДИМ-240

Принцип действия манометра типа ДИМ следующий. Под воздействием избыточного давления мембрана датчика (см. фиг. 113) прогибается и, перемещая якорь, изменяет воздушные зазоры магнитных щелей двух катушек. Это вызывает изменение индуктивности катушек и, следовательно, перераспределение токов в рамке логометра (указателя). Рамка и связанная с ней стрелка указателя отклоняются. Каждому положению якоря соответствует определенное положение стрелки. В приборе используется магнитоэлектрический логометр. Для выпрямления тока в схему введены два германиевых выпрямителя.

Часть вторая
РАДИООБОРУДОВАНИЕ

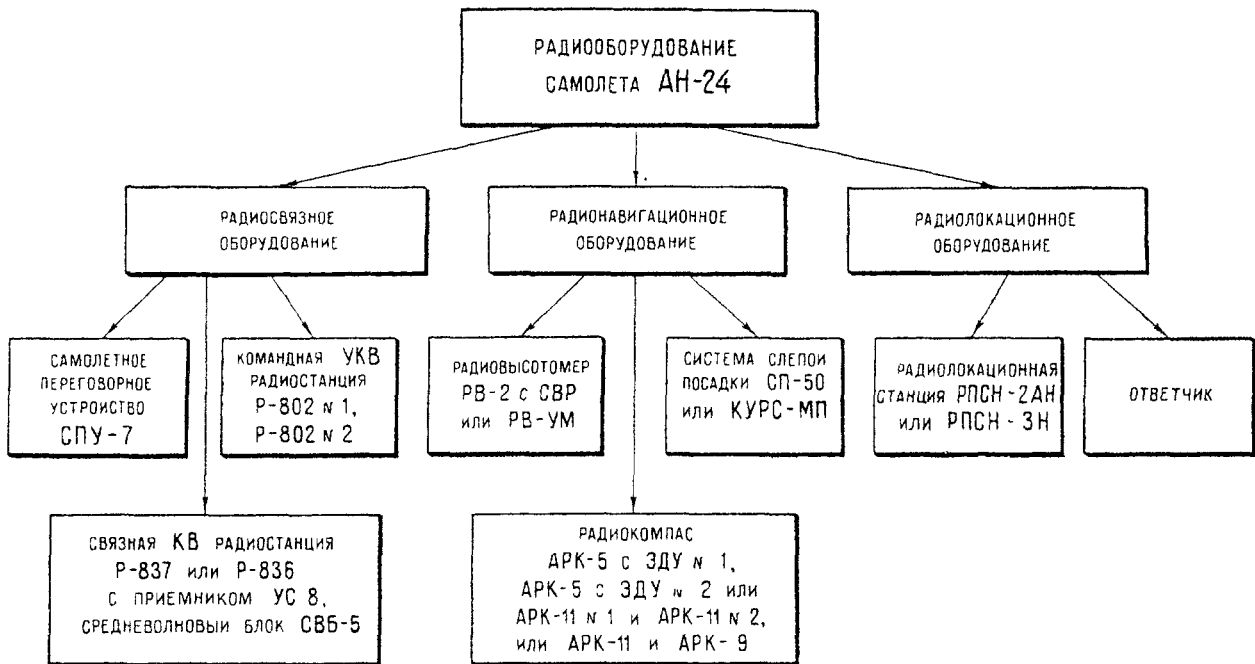
Глава IV

ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О РАДИООБОРУДОВАНИИ

28. НАЗНАЧЕНИЕ РАДИОАППАРАТУРЫ

Весь комплекс установленного на самолете радиооборудования, гарантирующего безопасность полета, предназначен для решения следующих задач:

— выдачи сигналов опознавания.
Установленное на самолете радиооборудование по назначению, принципу действия и по специализации обслуживания условно делится на три группы: радиосвязное, радионавигационное и радиолокационное оборудование. Варианты комплектации



Фиг. 143. Состав радиооборудования и варианты его комплектации

- обеспечения экипажа внутрисамолетной связью, непрерывной радиосвязью с самолетами в воздухе и наземными командными пунктами;
- определения навигационных элементов полета и ведения ориентировки в сложных метеоусловиях днем и ночью, вне видимости земли;
- обеспечения расчета и захода на посадку;
- обеспечения экипажа самолета информацией о грозовой деятельности, встречных самолетах и препятствиях по маршруту полета;

АН-24 радиооборудованием показаны на фиг. 143, а возможности использования его членами экипажа (в варианте без радиста) перечислены в табл. 13.
Для повышения эксплуатационной надежности на самолете применена система дублирования жизненно важных объектов радиооборудования. С этой целью установлено по два комплекта командных УКВ радиостанций, два радиокompаса и два усилителя (в спецварианте) самолетного переговорного устройства.

Наименование радиоаппаратуры	Левый летчик	Правый летчик
Переговорное устройство СПУ-7	Внутренняя связь, выход на внешнюю связь	
Радиостанции: Р-802 № 1 и № 2	Включение, выбор канала, двусторонняя связь	
Р-836 (Р-837), УС-8	Двусторонняя связь	Включение, выбор канала, двусторонняя связь
Радиокомпасы: АРК-5 № 1 (АРК-11 № 1)	Включение, настройка, отсчет КУР, прослушивание позывных	
АРК-5 № 2 (АРК-11 № 2 или АРК-9)	Отсчет КУР, прослушивание позывных	Включение, настройка, отсчет КУР, прослушивание позывных
Система СП-50: ГРП-2, КРП-Ф МРП-56П	Включение, выбор канала, пользование стрелочным указателем Звуковая и световая сигнализации	
Радиовысотомер РВ-2 (РВ-УМ)	Включение, измерение высоты, пользование переключателем сигнализируемой высоты	Пользоваться не может
Радиолокационная станция РПСН-2АН	Включение, выбор режима, пользование индикатором пилота	Включение, выбор режима, пользование индикаторами пилота, штурмана и угла сноса
Ответчик	Включение и установка данных	Пользоваться не может

29. РАЗМЕЩЕНИЕ И МОНТАЖ РАДИОАППАРАТУРЫ

Агрегаты радиооборудования размещаются в местах, удобных для эксплуатации (фиг. 144):

— блоки радиолокационной станции, ответчика и СП-50 — под радиопрозрачным носовым обтекателем* и в отсеке оборудования (слева по полету, между шпангоутами 2—4);

— блоки радиокомпасов — под полом пассажирской кабины, между шпангоутами 12—17;

— блоки УКВ радиостанций и радиовысотомера — на специальной этажерке в хвостовом отсеке, за шпангоутом 40;

— пульты управления, указатели, связная КВ станция и индикаторы радиолокационной станции — в кабине экипажа.

На фиг. 145 показано расположение индикаторных приборов, элементов управления, блоков, пультов и ламп сигнализации на рабочих местах членов экипажа.

Размещение антенных устройств обеспечивает необходимый «обзор» пространства и значительно

* С 21-й серии блоки СП-50 устанавливаются в кабине экипажа под креслом правого летчика.

снижает взаимовлияние станций; оно приведено на фиг. 146:

— жесткая антенна связной КВ станции натянута между мачтой (шпангоут 6) и килем;

— поверхностные антенны командных УКВ радиостанций встроены в верхнюю часть киля;

— шлейфовые антенны радиокомпасов, рамочная антенна радиокомпаса № 2 и внутрифюзеляжная антенна МРП-56П установлены на нижней части фюзеляжа, между шпангоутами 13—24;

— рамочная антенна радиокомпаса № 1 установлена на фюзеляже, между шпангоутами 13—14;

— антенны радиовысотомера крепятся на нижней поверхности стабилизатора;

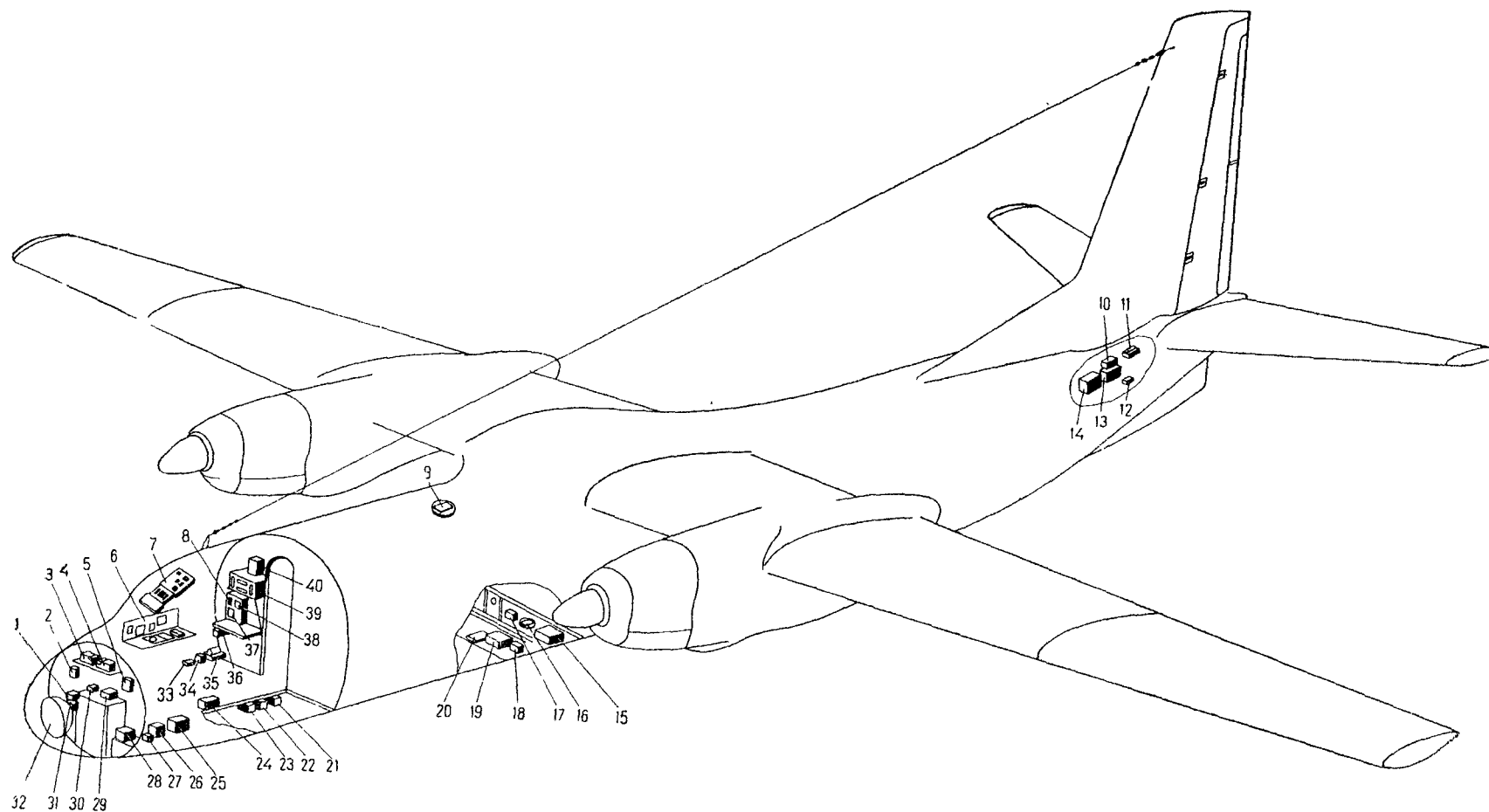
— антенна глицерного приемника наклеена на внутренней поверхности лобового стекла фонаря летчиков;

— антенна курсового приемника наклеена на внутренней стороне обтекателя антенны радиолокационной станции;

— антенна радиолокационной станции крепится на шпангоуте 1а;

— антенны ответчика установлены на хвостовой и носовой частях фюзеляжа.

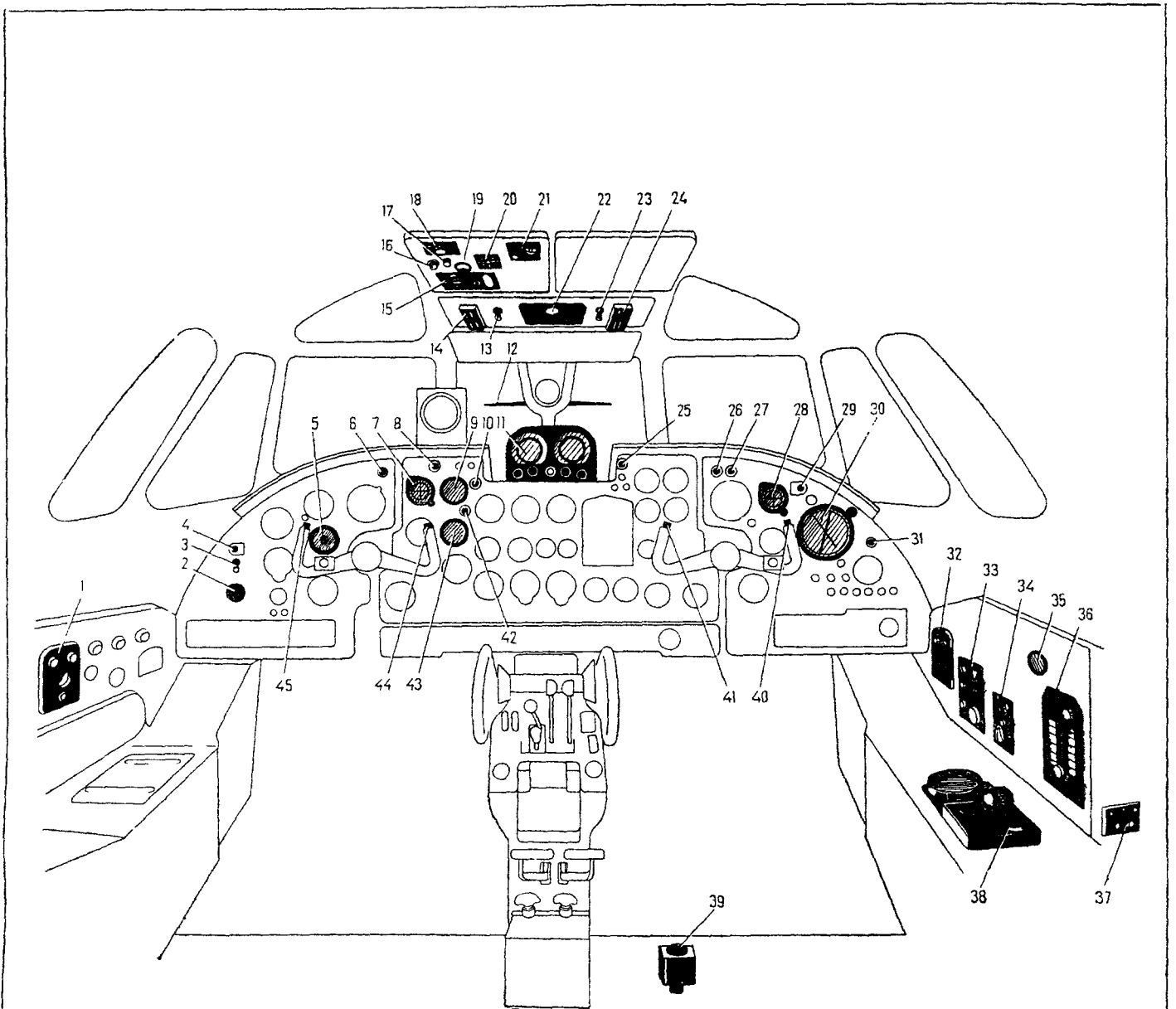
Краткие характеристики антенных устройств, их вводов и место установки сведены в таблицу 14.



Фиг. 144. Размещение основных блоков радиооборудования (для варианта с АРК-5 и РВ-2):

1—блок № 5 станции РПСН-2АН; 2—РК системы СП-50; 3—приемник ГРП-2; 4—приемник КРП-Ф; 5—РК-1 станции РПСН-2АН; 6—правый пульт; 7—верхний щиток летчиков; 8—абонентский аппарат СПУ-7 радиста; 9, 16—рамочные антенны радиоконпасов АРК-5 № 1 и 2; 10—приемопередатчик радиовысотомера РВ-2; 11—умформер РУ-11АМ; 12—антенная коробка ответчика; 13, 14—блоки АБВ радиостанций Р-802 № 2 и 1; 15, 19—приемники радиоконпасов АРК-5 № 2 и 1; 17, 18—исполнительные механизмы ЭДУ АРК-5 № 2 и 1; 20—антенна маркерного приемника

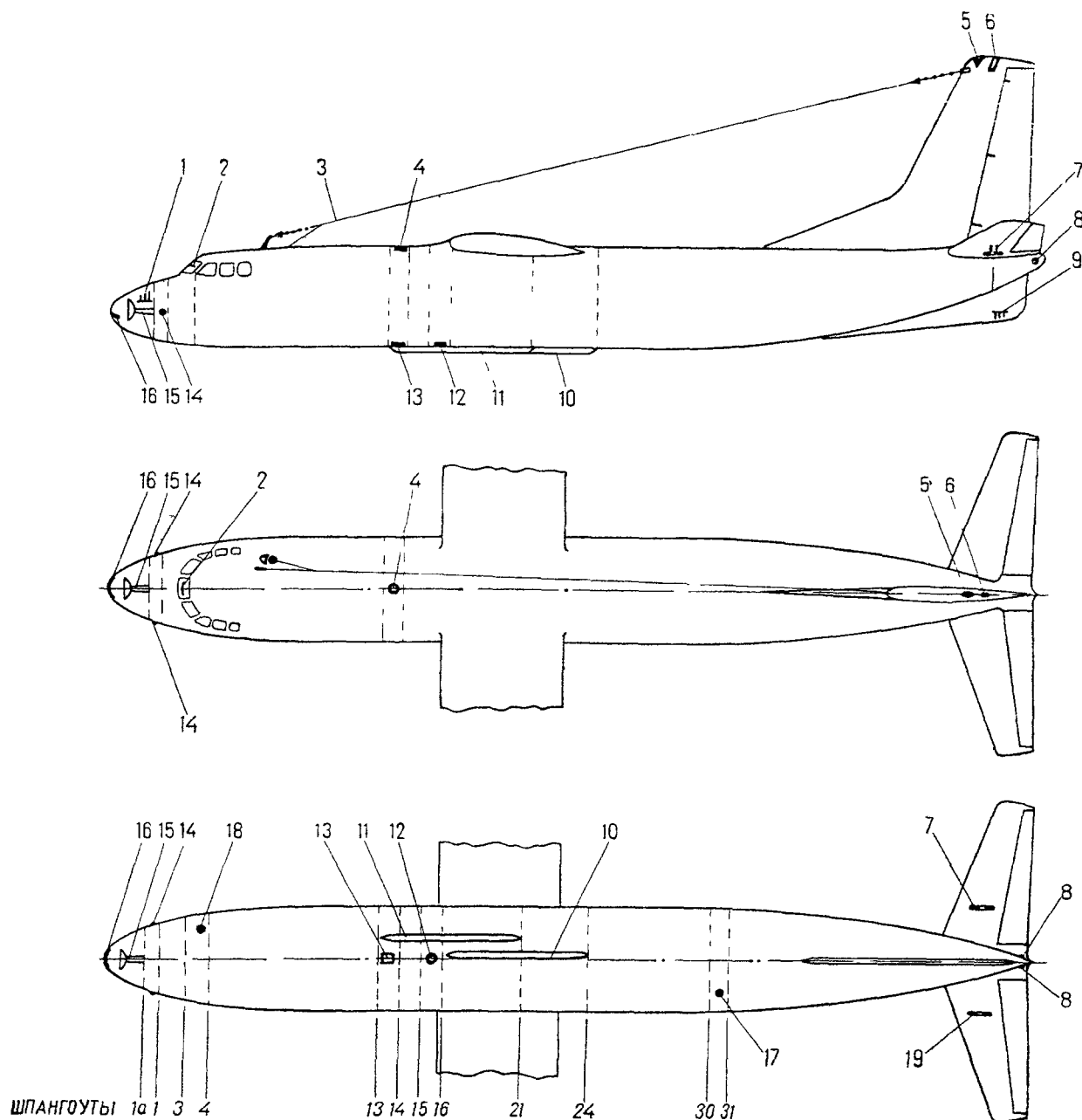
МРП-56П; 21—маркерный радиоприемник МРП-56П; 22, 23—усилители ЭДУ АРК-5 № 1 и 2; 24, 25, 27, 28—блоки № 6, 2, 12Д, 3 станции РПСН-2АН; 26—приемо-передатчик ответчика; 29—дешифратор ответчика; 30—блок № 2 приставки ответчика; 31, 32—блоки № 8, 1 станции РПСН-2АН; 33—переключатель пультов приемника УС-8; 34—блок питания приемника УС-8; 35—силовой элемент передатчика СВБ-5; 36—приемник УС-8; 37—пульт управления радиста УС-8; 38—блок Б-6 радиопередатчика Р-836; 39—радиопередатчик Р-836; 40—радиопередатчик СВБ-5



Фиг. 145. Расположение индикаторных приборов, блоков и элементов управления радиооборудованием на рабочих местах членов экипажа (для варианта с АРК-11 и РВ-УМ):

1, 32—абонентские аппараты СПУ-7; 2—переключатель сигнализируемой высоты РВ-УМ; 3—выключатель питания РВ-УМ; 4, 29—сигнальные лампы «Высота» радиовысотомера; 5—указатель РВ-УМ; 6, 27—сигнальные лампы «Внимание, локатор»; 7, 28—указатели КППМ системы СП-50; 8, 26—сигнальные лампы «Маркер»; 9, 43—указатели курса БСУП-2; 10, 25—реостаты подсвета шкал I и II каналов индикатора пилота РПСН-2АН; 11—индикатор пилота РПСН-2АН; 12—антенна ГРП-2; 13, 23—выключатели питания Р-802 № 1 и 2; 14—пульт управления Р-802 № 1 с запоминающим устройством; 15, 36—щитки управления АРК-11 № 1 и 2; 16—кнопка «Взрыв» ответчика; 17—сигнальная лампа «Код ДШ»; 18—

пульт управления ответчиком; 19, 35—миллиамперметры М2-5 АРК-11 № 1 и 2; 20—щиток с выключателями питания «СПУ-7», «ПРД КВ» и переключателями «Запрос», «Узел 2» приставки ответчика; 21—щиток управления СП-50; 22—пульт управления и контроля РПСН-2АН; 24—пульт управления Р-802 с наборным устройством; 30—указатель курса УШДБ-2; 31, 42—сигнальные лампы «Работает передатчик КВ»; 33—пульт управления УС-8; 34—пульт пилота Р-836; 37—коробка предохранителей и регулировок РПСН-2АН; 38—индикатор штурмана РПСН-2АН; 39—инерционный замыкатель ответчика; 40, 45—кнопки запуска «Радио»; 41, 44—кнопки запуска «СПУ»



Фиг. 146. Размещение антенных устройств:

1, 8, 9, 14, 17, 18—антенны ответчика; 2—антенна ГРП-2; 3—лучевая антенна; 4, 12—рамочные антенны радиоконпасов № 1 и 2; 5, 6—антенны радиостанции Р-802 № 1 и 2; 7—передающая антенна радиовысотомера; 10, 11—

шлейфовые антенны радиоконпасов № 2 и 1; 13—антенна МРП-56П; 15—антенна РПСН-2АН; 16—антенна КРП-Ф; 19—приемная антенна радиовысотомера

Таблица 14

Тип радиоустройства	Тип и характеристика антенны	Количество	Тип ввода	Место установки антенны
Командная УКВ радиостанция Р-802	Поверхностная	2	Высокочастотный кабель РКТФ-47	Верхняя часть киля
Связная радиостанция: Р-836 (Р-837), СВБ-5, УС-8	Жесткая лучевая Г-образная длиной 16,1 м, из провода ПАБ-4	1	Высокочастотный кабель РК-6 без экрана	Между мачтой на шпангоуте 6 и килем
Радиокомпас АРК-5	Ненаправленная: шлейфовая, из кабеля РК-48 длиной 4,1 м	2	Высокочастотный кабель РК-48	Для радиокомпаса № 1: —рамочная, между шпангоутами 13—14, сверху фюзеляжа
или АРК-11	Направленная: рамочная	2	Четырехжильный кабель в экране	
	Ненаправленная: шлейфовая из кабеля РКТФ-50-7-21 длиной 4,1 м	2	Высокочастотный кабель РКТФ-50-7-21	—шлейфовая, между шпангоутами 13—21 под фюзеляжем, слева по полету
	Направленная: две взаимно перпендикулярные рамочные антенны	2	Высокочастотный кабель РК-150	Для радиокомпаса № 2: —рамочная, между шпангоутами 15—16 —шлейфовая, между шпангоутами 16—24 под фюзеляжем
Радиовысотомер РВ-УМ (или РВ-2)	Полуволновой диполь со стеатитовым кольцевым изолятором	2	Высокочастотный кабель РК-47	На нижней поверхности консолей стабилизатора
Радиоприемники: ГРП-2	Диполь из двух металлических полосок	1	Высокочастотный кабель РДБ-82	Наклеена изнутри на лобовое стекло кабины экипажа
КРП-Ф	Диполь из двух металлических полосок	1	Высокочастотный кабель РДБ-82	Наклеена изнутри на обтекатель радиолокационной станции
МРП-56П	Несимметричный укороченный вибратор	1	Высокочастотный кабель РК-4	Между шпангоутами 13—14 под фюзеляжем
РПСН-2АН	Параболическая	1	Волновод	На шпангоуте 1а
Ответчик	III диапазона	2	Высокочастотный кабель РК-50	В носовой части под обтекателем и в хвостовом гребне
	II диапазона	2		На нижней части фюзеляжа, между шпангоутами 3—4 и 30—31
	I диапазона	4		Две—в носовой части между шпангоутами 1а—1 и две—в хвостовой части за шпангоутом 46

Большинство блоков радиооборудования для предохранения от ударных и вибрационных перегрузок устанавливается на амортизационные рамы. Ввиду того что эти блоки крепятся аналогично, на фиг. 147 приведена типовая установка одного из таких блоков.

Амортизационная рама крепится четырьмя болтами к уголковым профилям, которые приклепаны к силовому набору фюзеляжа. Блок устанавливается на раму и фиксируется защелками, которые для надежности контрятся. Если установка блока отличается от типовой, то в соответствующих разделах технического описания приводятся особенности конструкции его крепления.

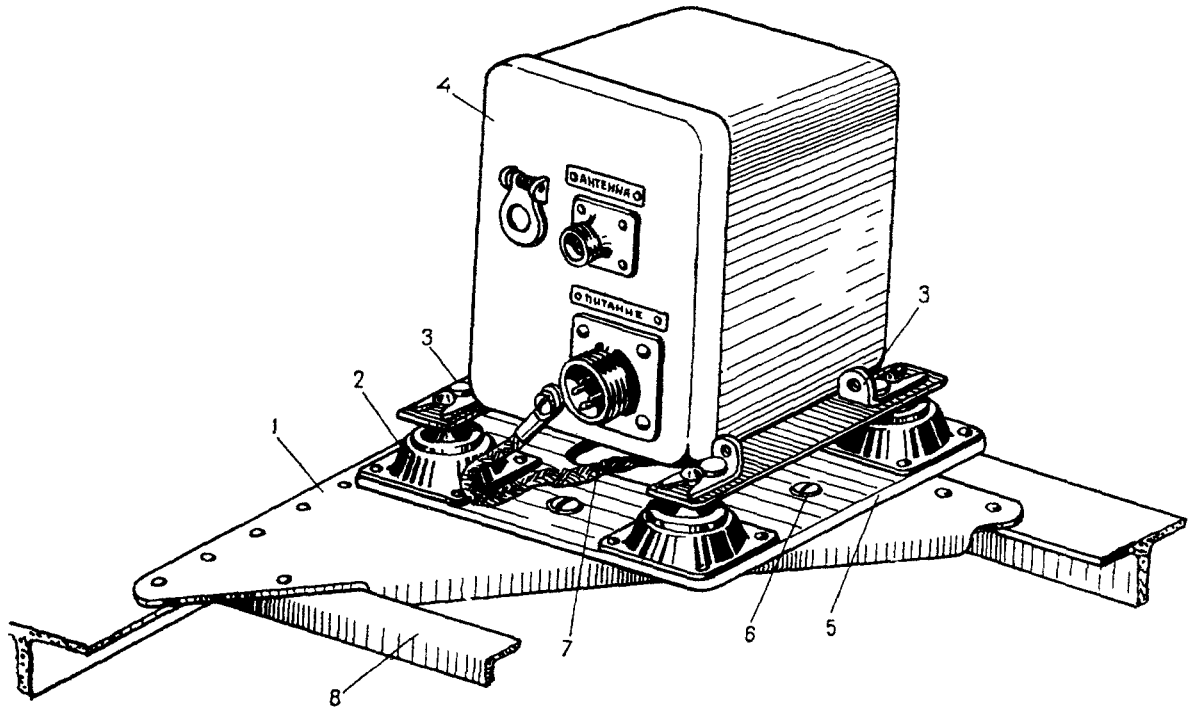
Блоки, не имеющие амортизационных рам, устанавливаются на панелях, щитках или конструкции самолета и крепятся болтами под анкерные гайки.

Для электрического соединения блоков и подключения питания используются электропровода БПВЛ (БПВЛТ). Все ларингофонные, телефонные цепи и провода питания переменным током для уменьшения радиопомех выполнены экранированным проводом БПВЛЭ (БПВЛЭТ), проводка в штурвалах — гибким проводом МГШВ в резиновом шланге. В высокочастотных цепях используются высокочастотные кабели РК-50, РК-47, РК-6, РК-150, РКГ-5, РКТФ-47, РДБ-82. Для облегчения эксплуатации электросети провода маркируются. Буквенные обозначения служат для определения принадлежности провода к конкретному виду радиоаппаратуры, а цифровые обозначения служат для обозначения порядкового номера в жгуте, соответствующего номеру проводника по фидерной схеме.

На самолете принята следующая маркировка проводов:

связная КВ радиостанция РСК;
самолетное переговорное устройство РА;
УКВ радиостанция РС;

Микрофон ДЭМШ-1А представляет собой электромагнитный преобразователь звуковых колебаний в электрические. Чувствительным элементом микрофона является упругая мембрана, помещенная в магнитное поле постоянных магнитов между



Фиг. 147. Типовая установка блока на амортизационной раме:

1—косынка; 2—амортизатор; 3—защелка; 4—приемник МРП-56П; 5—амортизационная рама; 6—винт

крепления амортизационной рамы; 7—перемычка металлизации; 8—угловой профиль

система слепой посадки РМ;
радиоконпасы РК;
радиовысотомер РВ;
радиолокационная станция РЛ;
ответчик РХ.

Провода объединяются в жгуты, которые имеют маркировку соответствующей станции с добавлением буквы «Ж» и цифры (номер жгута). Бирки с маркировкой подвешиваются к жгутам. Для отличия от других систем изоляция на проводах, относящихся к радиооборудованию, имеет голубой цвет. Кабели, соединяющие аппаратуру в кабине экипажа с блоками, находящимися под полом пассажирской кабины, а также в носовой и хвостовой частях фюзеляжа, прокладываются по левому борту, раздельно от жгутов электропроводки. На герметических перегородках для переходов используются герметические разъемы типа ШРГ.

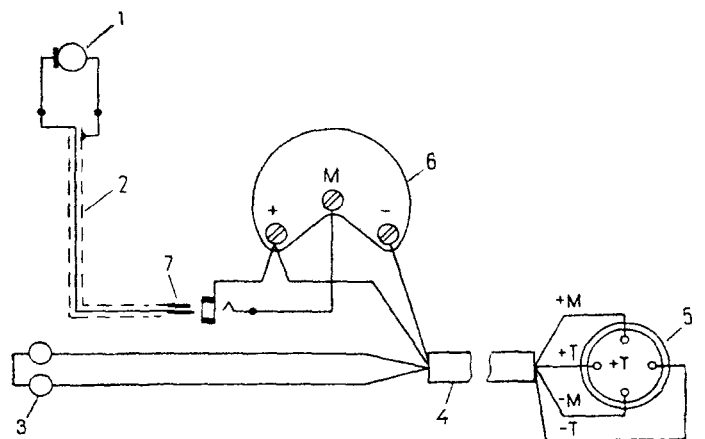
30. АБОНЕНТСКАЯ ГАРНИТУРА

Для обеспечения внутрисамолетной и внешней радиосвязи через СПУ и радиостанции на самолете применяется абонентская гарнитура АГ-2.

Электрическая схема гарнитуры (фиг. 148) состоит из трех основных частей: микрофона ДЭМШ-1А, микрофонного усилителя и комплекта из двух телефонов типа ТА-56М.

полюсными наконечниками с обмоткой. За счет звукового давления и колебаний мембраны между полюсными наконечниками в обмотке индуцируется э.д.с. звуковой частоты.

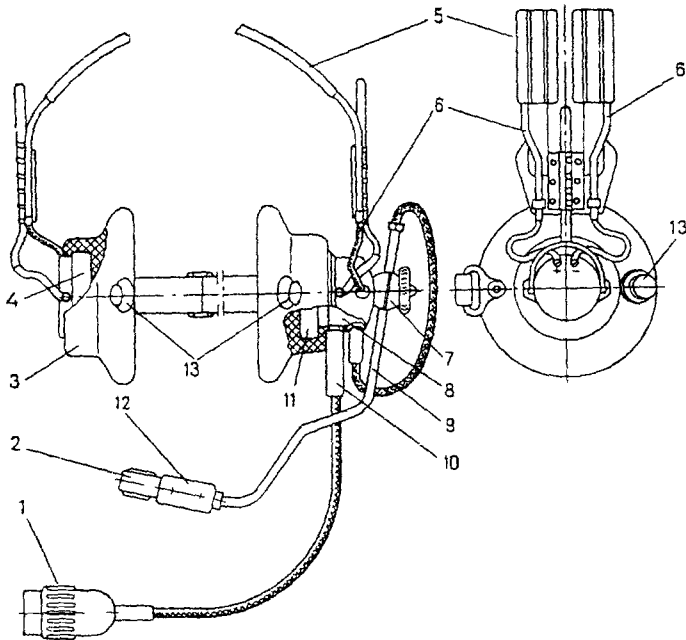
Из-за наличия в микрофоне двух взаимно противоположных акустических входов посторонние зву-



Фиг. 148. Электрическая схема гарнитуры АГ-2:

1—микрофон ДЭМШ-1А; 2—трубка-держатель микрофона; 3—телефоны ТА-56М; 4—соединительный шнур; 5—четырёхштырьковый полуразъём для подсоединения к сети СПУ; 6—микрофонный усилитель; 7—микрофонный штекер

ковые колебания взаимодействуют в противофазе, что значительно снижает чувствительность микрофона к посторонним шумам. (Полезный сигнал поступает только с одной стороны.) Напряжение звуковой частоты с выхода микрофона усиливается микрофонным усилителем, который состоит из двух ступеней усиления, выполненных на полупроводниковых триодах типа П15. Вход усилителя обозначен индексами «М» и «+», выход усилителя — знаками «-» и «+»



Фиг. 149. Абонентская гарнитура АГ-2:

1—четырёхштырьковый полуразъём со шнуром; 2—микрофон ДЭМШ-1А; 3—резиновая заглушка; 4—телефон ТА-56М, 5—оголовье; 6—провод, соединяющий телефоны; 7—шаровой механизм ориентации и фиксирования микрофона, 8—корпус микрофонного усилителя; 9—трубка-держатель микрофона, 10—штекер подсоединения микрофона к усилителю; 11—корпус телефона; 12—пластмассовый держатель микрофона; 13—приспособление для крепления кислородной маски

Микрофонный усилитель получает питание от той же радиоаппаратуры, к которой подключена гарнитура (при нажатии на кнопку запуска).

Все составные части гарнитуры (фиг. 149) смонтированы на оголовье. Один из телефонов и микрофонный усилитель размещены в пластмассовом корпусе, на котором смонтированы шаровой поворотный механизм ориентации и фиксирования микрофона и гнездо для включения штекера микрофона.

Из корпуса выходит шнур с четырёхштырьковым полуразъёмом для подсоединения гарнитуры к абонентскому аппарату СПУ.

Микрофон ДЭМШ-1А закреплен в пластмассовом держателе, жестко связанном с одним концом металлической трубки, внутри которой проходит провод, оканчивающийся штекером. Шаровой поворотный механизм в сочетании с трубкой-держателем микрофона дает возможность правильно установить микрофон относительно рта оператора.

На обоих телефонах гарнитуры имеются резиновые заглушки, на которых смонтированы элементы крепления кислородной маски.

Основные технические данные

Напряжение питания микрофонного усилителя	3—7,5 в
Коэффициент усиления	20—35
Напряжение на входе радиоустройства	0,5 в
Потребляемый ток	15 ма
Сопротивление постоянному току обмотки одного телефона	1600 ом
Вес	0,5 кг

Количество комплектов АГ-2 устанавливается на самолет в зависимости от варианта заказа.

31. ЭЛЕКТРОПИТАНИЕ РАДИОАППАРАТУРЫ

Электропитание радиоустройств осуществляется: на земле — от аэродромных источников питания АПА-2М, АПА-35 или централизованных колонок через специальные разъемы, а в воздухе — от бортовых источников питания.

Бортовая сеть постоянного тока 27 в питается от двух генераторов СТГ-18ТМ и аккумуляторной батареи из двух 12САМ-28 (или 12АСАМ-23). Сеть однофазного переменного тока 115 в, 400 гц запитывается от генераторов ГО-16ПЧ8, сеть переменного трехфазного тока 36 в, 400 гц — от преобразователя ПТ-1000ЦС (основного или резервного).

Для повышения живучести самолета на нем предусмотрена аварийная сеть, от которой обеспечивается питание самых необходимых радиоустройств: командной УКВ радиостанции, самолетного переговорного устройства, автоматического радиоконуса, радиовысотомера и ответчика. В качестве аварийных источников питания по постоянному току используются генератор ГС-24А и две аккумуляторные батареи 12САМ-28, а по переменному току 115 в, 400 гц — преобразователь ПО-750 2-й серии.

Таким образом, при отказах в основных сетях или источниках питания имеется возможность кратковременно использовать необходимую часть оборудования с питанием от аварийной сети. Все приборы контроля и органы управления энергетикой постоянного и переменного тока сосредоточены или на правой панели верхнего щитка летчиков (в варианте без радиста, см. фиг. 13), или на панели энергетик у стенки шпангоута 7, над столом радиста (при наличии в экипаже бортрадиста).

Для защиты от коротких замыканий и перегрузок в радиоаппаратуре блоки питания радиоустановок подключаются к шинам электросетей через защитные устройства, которые размещаются на щите АЗС, на пульте радиста и панели радиста, установленных у правого борта на рабочем месте радиста (см. фиг. 2). В табл. 15 приведены тип защиты, маркировка проводов питания и место установки ее на самолете.

Таблица 15

Наименование потребителя радиооборудования	Тип защиты	Маркировка проводов	Место установки защиты
Самолетное переговорное устройство СПУ-7:			
усилитель № 1	АЗС-2	Пр39	Пульт радиста*
усилитель № 2	АЗС-2	Пр40	То же
Командная УКВ радиостанция:			
Р-802 № 1	АЗС-2	Пр14	Верхний щиток летчиков
	СП-5	Пр13	Панель радиста
	СП-5	Пр43	То же
Р-802 № 2	АЗС-2	Пр35	Верхний щиток летчиков
	СП-5	Пр36	Панель радиста
	СП-5	Пр46	То же
Связная радиостанция:			
передатчик Р-836 (Р-837)	АЗР-15	Пр25	Пульт радиста*
	СП-20	Пр26	Панель радиста
передатчик СВБ-5	АЗР-30	Пр8	Пульт радиста
приемник УС-8	АЗС-2	Пр37	Щит АЗС
	СП-5	Пр38	Панель радиста
Радиокомпасы:			
АРК-5 № 1	АЗР-6	Пр9	Щит АЗС

* В варианте без бортового радиста выключатели „СПУ-7 № 1“, „СПУ-7 № 2“ и „ПРД КВ“ (включение связной станции) устанавливаются на левой панели верхнего щитка (см. фиг. 12).

Продолжение

Наименование потребителя радиооборудования	Тип защиты	Маркировка проводов	Место установки защиты
АРК-5 № 2	СП-2	Пр10	Панель радиста
	АЗР-6	Пр12	Щит АЗС
	СП-2	Пр31	Панель радиста
или			
АРК-11 № 1	АЗС-10	Пр9	Щит АЗС
	АЗС-10	Пр69	То же
	СП-1	Пр10	Панель радиста
АРК-11 № 2	АЗС-10	Пр12	Щит АЗС
	АЗС-10	Пр160	То же
	СП-1	Пр32	Панель радиста
Система посадки СП-50	АЗР-6	Пр7	Щит АЗС
КРП-Ф	СП-1	Пр62	Панель радиста
ГРП-2	СП-1	Пр64	То же
МРП-56	АЗС-2	Пр56	Щит АЗС
	СП-1	Пр52	Панель радиста
Радиовысотомер РВ-УМ	СП-2	Пр60	То же
или РВ-2	АЗР-6	Пр50	Щит АЗС
	СП-1	Пр60	Панель радиста
Радиолокационная станция			
РПСН-2АН	АЗР-15	Пл13	Щит АЗС
	АЗС-5	Пл7	То же
	АЗС-2	Пл8	"
	СП-5	Пл4	Панель радиста
	СП-5	Пл5	То же
	СП-5	Пл6	"
Ответчик	АЗС-2	Пр1	Щит АЗС
	СП-5	Пр2	Панель радиста

Глава V

РАДИОСВЯЗНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Для обеспечения экипажа непрерывной внутрисамолетной связью, радиосвязью с самолетами в воздухе и наземными командными пунктами на самолет устанавливается радиосвязное оборудование, в состав которого входит:

- самолетное переговорное устройство СПУ-7;
- два комплекта командных УКВ радиостанций Р-802.

Кроме того, на самолете заложен монтаж и подготовлены места для установки связной радиостанции, состоящей из КВ передатчика Р-836 и приемника УС-8, обеспечивающих телефонную и телеграфную радиосвязь на дальние расстояния.

Для обеспечения связи при полетах в условиях высоких широт на самолетах предусмотрены места установки средневолнового передатчика СВБ-5.

32. САМОЛЕТНОЕ ПЕРЕГОВОРНОЕ УСТРОЙСТВО СПУ-7

СПУ-7 предназначено для внутрисамолетной связи между членами экипажа, выхода на внешнюю связь через радиостанции, установленные на самолете, прослушивания позывных сигналов приводных радиостанций и звуковой сигнализации радиовысотомера «Опасная высота».

С помощью СПУ-7 члены экипажа могут осуществлять:

- двустороннюю телефонную связь;
- циркулярный вызов голосом любого абонента;
- прослушивание внешней связи при работе на внутреннюю связь;
- прослушивание внутренней связи при работе на внешнюю связь;

- запуск радиостанций и ведение передачи;
- быстрый переход с внешней связи на внутреннюю при нажатии выносной кнопки «СПУ»;
- плавное регулирование громкости по внутренней и внешней сетям;
- ведение связи с использованием выносного кабеля при обслуживании самолета на земле с абонентом, находящимся вне самолета;
- прослушивание звукового сигнала «Опасная высота» в любых положениях переключателей управления.

ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ И ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

В режиме внутренней связи, когда переключатель «СПУ—Радио» установлен в положение «СПУ», слабые сигналы с микрофонного выхода гарнитуры АГ-2 усиливаются усилителем низкой частоты СПУ-7 до величины, необходимой для прослушивания всеми членами экипажа. Питание на микрофон поступает при нажатии на кнопку «СПУ» или «Радио». Усиленное напряжение с выхода усилителя СПУ-7 подается на все абонентские аппараты, где каждый абонент подбирает себе требуемую громкость. В абонентском аппарате предусмотрено устройство трансформаторного типа, позволяющее раздельно регулировать уровни двух сигналов: один — с выхода усилителя, второй — с выхода радиоприемного устройства, которым пользуется в данное время абонент, в зависимости от положения переключателя радиостанций. Регулировка громкости сигнала с выхода усилителя производится ручкой «Общая», а сигнала радиостанции — регулятором «Прослушивание».

В режиме внешней связи, когда переключатель «СПУ—Радио» установлен в положение «Радио», усилитель СПУ-7 используется только при нажатии на кнопку «СПУ» для передачи команд по внутренней сети. Для ведения передачи через соответствующую радиостанцию необходимо нажать кнопку «Радио». При этом радиостанция, которая выбрана абонентом для связи, переводится в режим «Передача», а микрофон абонента получает питание от цепей этой радиостанции и подключается на ее микрофонный вход. Телефоны АГ-2 остаются подключенными, как и в режиме внутренней связи, к выходу усилителя СПУ-7 и выходу радиоприемного устройства, только уровень громкости с выхода усилителя (внутренняя связь) регулируется ручкой «Прослушивание», а громкость сигналов с выхода радиоприемника подбирается регулятором «Общая».

Циркулярный вызов применяется для вызова голосом абонента, который работает на внешнюю связь и не слышит вызова по внутренней сети из-за малой громкости, установленной регулятором «Прослушивание», или при необходимости подачи циркулярной команды для всех членов экипажа одновременно. В этом режиме при нажатии на кнопку «ЦВ» микрофон абонента, нажавшего кнопку, подключается на вход усилителя, а телефоны всех абонентов окажутся подсоединенными на выход усилителя таким образом, что команды, передаваемые по внутренней сети, будут слышны с большей гром-

костью, а по внешней — будут прослушиваться слабее.

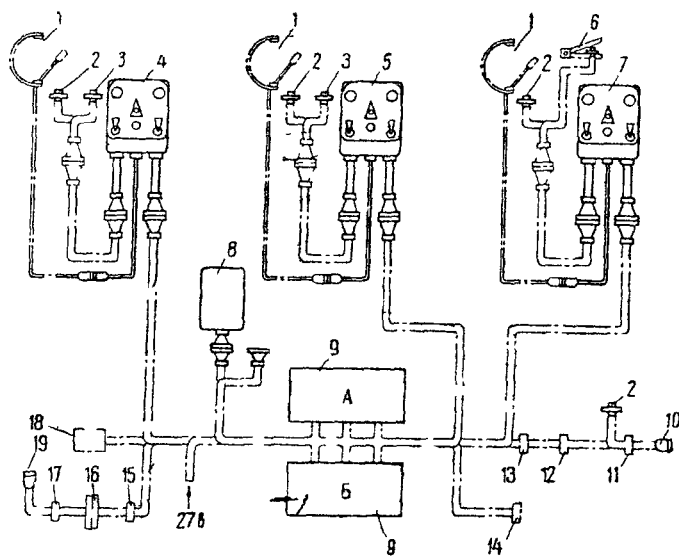
Такое положение останется до тех пор, пока будет нажата кнопка «ЦВ». При отпускании кнопки циркулярного вызова каждый абонент окажется на том виде связи, на котором он находился до получения циркулярного вызова.

Основные технические данные

Коэффициент усиления усилителя (по напряжению)	100
Потребляемая мощность от бортовой сети +27 в	15 вт
Напряжение питания микрофонного усилителя	3—7,5 в
Вес комплекта (три абонентских аппарата и один усилитель)	6,1 кг

СОСТАВ, НАЗНАЧЕНИЕ И РАЗМЕЩЕНИЕ БЛОКОВ

Комплектация самолетного переговорного устройства определяется вариантом заказа и зависит от количества членов экипажа.



Фиг. 150. Комплектовочная схема СПУ-7:

1—абонентская гарнитура АГ-2; 2—кнопка «СПУ»; 3—кнопка «Радио»; 4, 5, 7—абонентские аппараты левого, правого летчиков и радиста; 6—ножная тангента; 8—усилитель; 9—соединительные колодки «А» и «Б»; 10—четырёхштырьковый полуразъем (в хвостовом отсеке); 11—колодка 75К; 12—ШР радиовысотомера; 13, 14—клеммные колодки для подключения абонентских аппаратов в спецварианте; 15—клеммная панель АРК-11 на стенке шпангоута 7; 16—ШР ответчика; 17—колодка 73К; 18—реле ТКЕ21ПД; 19—четырёхштырьковый гнездовой полуразъем (в лючке «СПУ»)

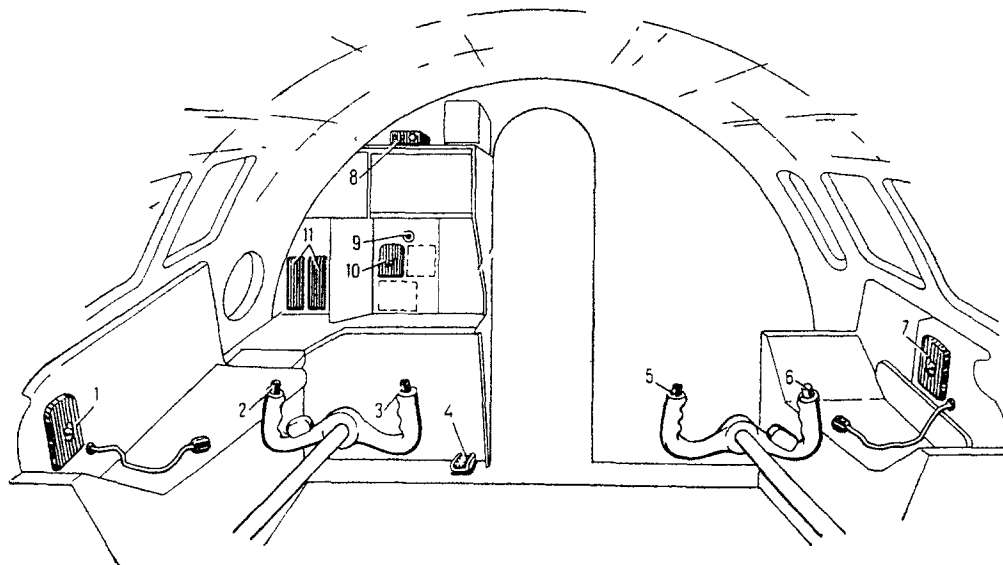
Комплектовочная схема СПУ-7 для пассажирского варианта с тремя членами экипажа приведена на фиг. 150*. Состав и размещение элементов и блоков СПУ-7 даны в табл. 16 и показаны на фиг. 151.

* На всех комплектовочных схемах блоки и кабели, не входящие в комплект, показаны штрих-пунктирной линией.

Наименование блока	Шифр блока (тип)	Количество на самолет	Место установки
Абонентский аппарат левого летчика	СПУ-7	1	На вертикальной панели пульта левого летчика
Абонентский аппарат правого летчика	СПУ-7	1	На вертикальной панели пульта правого летчика
Абонентский аппарат радиста	СПУ-7	1	На стенке шпангоута 7 над столиком радиста
Усилитель № 1	СПУ-7	1	На этажерке радиооборудования у шпангоута 7
Усилитель № 2	СПУ-7	1	Устанавливается рядом с усилителем № 1 (только в спецварианте)
Четырехштырьковый гнездовой полуразъем		1	В лючке между шпангоутами 1—2, левый борт (перед радиоотсеком)
Четырехштырьковый гнездовой полуразъем		1	Между шпангоутами 41—42, у правого борта, на этажерке радиооборудования
Соединительная колодка	СПУ-7	2	На стенке шпангоута 7, у левого борта
Реле	ТКЕ21ПД	1	На стенке шпангоута 7, над столиком радиста
Кнопка	К-4М	2	На штурвале левого летчика («СПУ» и «Радио»)
		2	На штурвале правого летчика («СПУ» и «Радио»)
Ножная тангента «Радио»	204К	1	На панели радиста («СПУ»)
		1	На этажерке радиооборудования у шпангоута 42, рядом с полуразъемом «СПУ»
		1	На полу у шпангоута 7, под столиком радиста

Абонентский аппарат (фиг. 152) каждого члена экипажа предназначен для коммутации гарнитуры АГ-2 на различные виды связи и подключения к

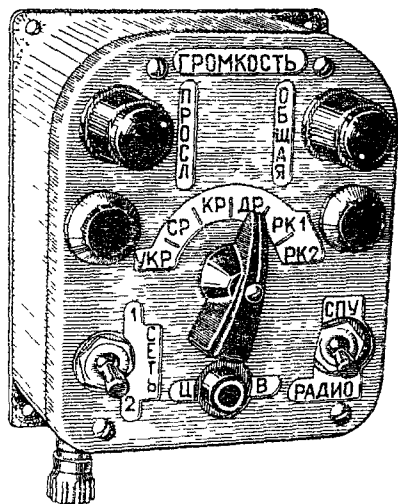
СПУ-7 нужной радиоустановки. Все органы управления выведены на переднюю панель абонентского аппарата. Переключатель «СПУ—Радио» служит



Фиг. 151. Размещение СПУ-7 в кабине экипажа:

1, 7, 10—абонентские аппараты правого, левого летчиков и радиста; 2, 6—кнопки «Радио»; 3, 5—кнопки «СПУ»; 4—ножная тангента «Радио» радиста; 8—усилитель СПУ-7; 9—кнопка «СПУ» радиста; 11—соединительные колодки «А» и «Б»

для изменения режимов работы. В положении «СПУ» осуществляется внутренняя связь и прослушивается выход радиостанции. Для передачи используются кнопки «СПУ» или «Радио», которые установлены на штурвалах. Положение «Радио» применяется для ведения внешней радиосвязи и прослушивания внутрисамолетной связи. В этом режиме для передачи используются соответствующие кнопки. Регуляторы громкости «Общая» и



Фиг. 152. Абонентский аппарат СПУ-7

«Прослушивание» служат для изменения уровней сигналов внешней и внутренней связи. Регуляторы действуют в зависимости от положения переключателя рода работ. В положении «СПУ» регулятором «Общая» подбирают уровень внутренней связи, а громкость внешней связи — регулятором «Прослушивание». В режиме «Радио» регулятором «Общая» подбирают уровень внешней радиосвязи, а громкость внутренней связи — регулятором «Прослушивание».

Переключатель радиостанций на шесть положений служит для выбора членом экипажа необходимой радиоустановки.

- «УКР» — УКВ радиостанция Р-802 № 1;
- «СР» — связная радиостанция средневолнового диапазона (приемник УС-8 и передатчик СВБ-5);
- «КР» — связная радиостанция коротковолнового диапазона (приемник УС-8 и передатчик Р-836);
- «ДР» — УКВ радиостанция Р-802 № 2;
- «РК₁» — радиокompас АРК-5 № 1 (АРК-11 № 1);
- «РК₂» — радиокompас АРК-5 № 2 (АРК-11 № 2 или АРК-9).

Переключатель «Сеть 1—2» служит для переключения сетей СПУ. На самолете Ан-24 этот переключатель используется только в варианте с двумя усилителями.

Кнопка «ЦВ» предназначена для циркулярного усиления голосом всех или любого члена экипажа.

Усилитель СПУ-7 предназначен для усиления слабых сигналов с микрофонного выхода гарнитур АГ-2. Собран усилитель на германиевых трио-

дах по двухтактной схеме. Применение такой схемы обеспечивает защиту усилителя от помех по цепям питания и уменьшает нелинейные искажения при колебаниях питающего напряжения, а также при изменениях входной и выходной нагрузок, возникающих при разном количестве одновременно подключаемых телефонов и микрофонов. Для регулировки коэффициента усиления на шасси блока вынесена ось потенциометра «Усиление». Реле ТКЕ21ПД используется для блокировки питания цепей циркулярного вызова в случае установки двух усилителей СПУ и выхода из строя одного из них.

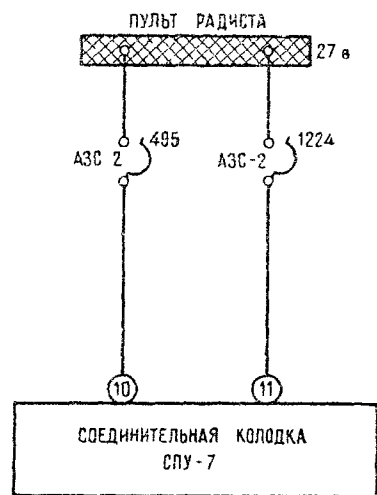
Четырехконтактная кнопка К-4М используется для одновременного включения двух цепей. Кнопка «Радио» замыкает цепи микрофона и запуска соответствующей станции, кнопка «СПУ» включает цепи микрофона и реле своего абонентского аппарата, коммутирующего телефонные и микрофонные цепи.

Ножная тангента радиста представляет собой литую магниевую педаль, которая при нажатии замыкает контакты кнопки, аналогичной кнопке «Радио».

Соединительная колодка представляет собой текстолитовую панель с пятнадцатью клеммами для подключения маркированных проводов, разделанных под наконечники. Контактные клеммы закрыты общей легкоъемной крышкой.

СХЕМА ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

Электрическое соединение блоков и элементов СПУ-7 выполнено проводами БПВЛТ и БПВЛЭТ сечением 0,35; 0,5 и 1,00 мм², которые имеют маркировку «РА», а провода питания — «ПР».



Фиг. 153. Схема электропитания СПУ-7:

495 — выключатель питания СПУ-7 № 1; 1224 — выключатель питания СПУ-7 № 2

Соединительные проводники группируются в жгуты, которые маркируются от ЖСПУ-1 до ЖСПУ-22. Для удобства эксплуатации и обеспечения необходимой коммутации все жгуты заводятся на клеммные панели двух соединительных колодок «А» и

«Б». Клеммные колодки 13, 14 (см. фиг. 150) используются для подключения абонентских аппаратов в спецварианте. Два гнездовых четырехштырьковых полуразъема 10 и 19 установлены в лючке «СПУ» у шпангоута 2, к которому подсоединяется выносная кабель аэродромного переговорного устройства, и на кронштейне этажерки радиооборудования за шпангоутом 40. Полуразъемы используются для обеспечения связи между кабиной экипажа и хвостовым отсеком или с членом экипажа, находящимся вне самолета, при техническом обслуживании, осмотрах и регламентах.

Электропитание СПУ-7 (фиг. 153) * осуществляется от аварийной сети постоянного тока через автомат защиты АЗС-2, установленный на пульте радиста. В варианте без радиста питание СПУ-7 включается с левой панели верхнего щитка летчиков (см. фиг. 12). Кабель питания второго усилителя приборотрывается по месту установки усилителя № 2.

33. КОМАНДНАЯ УКВ РАДИОСТАНЦИЯ Р-802

Радиостанция ультракоротковолнового диапазона Р-802 предназначена для ведения двусторонней радиотелефонной связи экипажа с наземными командными (диспетчерскими) пунктами и самолетами в воздухе.

Для обеспечения высокой эксплуатационной надежности, в целях безопасности полета, на самолет устанавливается два комплекта Р-802. Кроме того, наличие второй радиостанции позволяет осуществлять ведение симплексной радиосвязи в двух сетях или ведение связи в одной сети и дежурный прием во второй. Для подключения гарнитуры АГ-2 и кнопки запуска «Радио» к станции Р-802 № 1 необходимо переключатель радиостанции СПУ-7 установить в положение «УКР», а для Р-802 № 2 — в положение «ДР».

ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ И ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Радиостанция Р-802 является дальнейшей модификацией УКВ радиостанции Р-800 и Р-801, но схема ее значительно отличается от предыдущих в связи с новыми требованиями, которые предъявляются по дистанционному выбору любой волны связи в пределах диапазона.

В зависимости от варианта станции Р-802 могут иметь различное количество каналов связи:

- вариант «Г» — 501,
- вариант «В» — 601,
- вариант «ГМ» — 1001.

Упрощенная блок-схема радиостанции (фиг. 154) состоит из следующих частей:

- приемника,
- передатчика,
- датчика опорных частот,
- элементов автоматики,
- выпрямительного устройства,
- пульта управления.

Приемник радиостанции выполнен по супергетеродинной схеме с двойным преобразованием частоты.

* На всех схемах электропитания радиоустановок позиции даны в соответствии с принципиальной схемой самолета.

Кроме того, в приемнике расположены элементы схемы автоподстройки. Выходное напряжение с приемника после детектирования и усиления поступает на пульт управления и затем через СПУ — на телефоны абонента.

Передатчик радиостанции является самостоятельным блоком, частота которого подстраивается системой АПЧ по своему приемнику.

Датчик опорных частот (ДОЧ), построенный на тринадцати кварцах и управляемый с пульта, предназначен для образования сетки частот, соответствующей определенному варианту радиостанции. Он обеспечивает получение любой опорной кварцовой точки из всей сетки частот связи. Возможность декадного набора волн с пульта управления определяется наличием в схеме ДОЧ трех каналов образования опорных частот: сотен, десятков и единиц волн, переключаемых с помощью пульс-моторов. Кроме указанного выше, датчик опорных частот используется в системе автоматической подстройки приемника.

Дистанционное управление радиостанцией с пульта управления обеспечивается системой автоматики, которая решает три основные задачи:

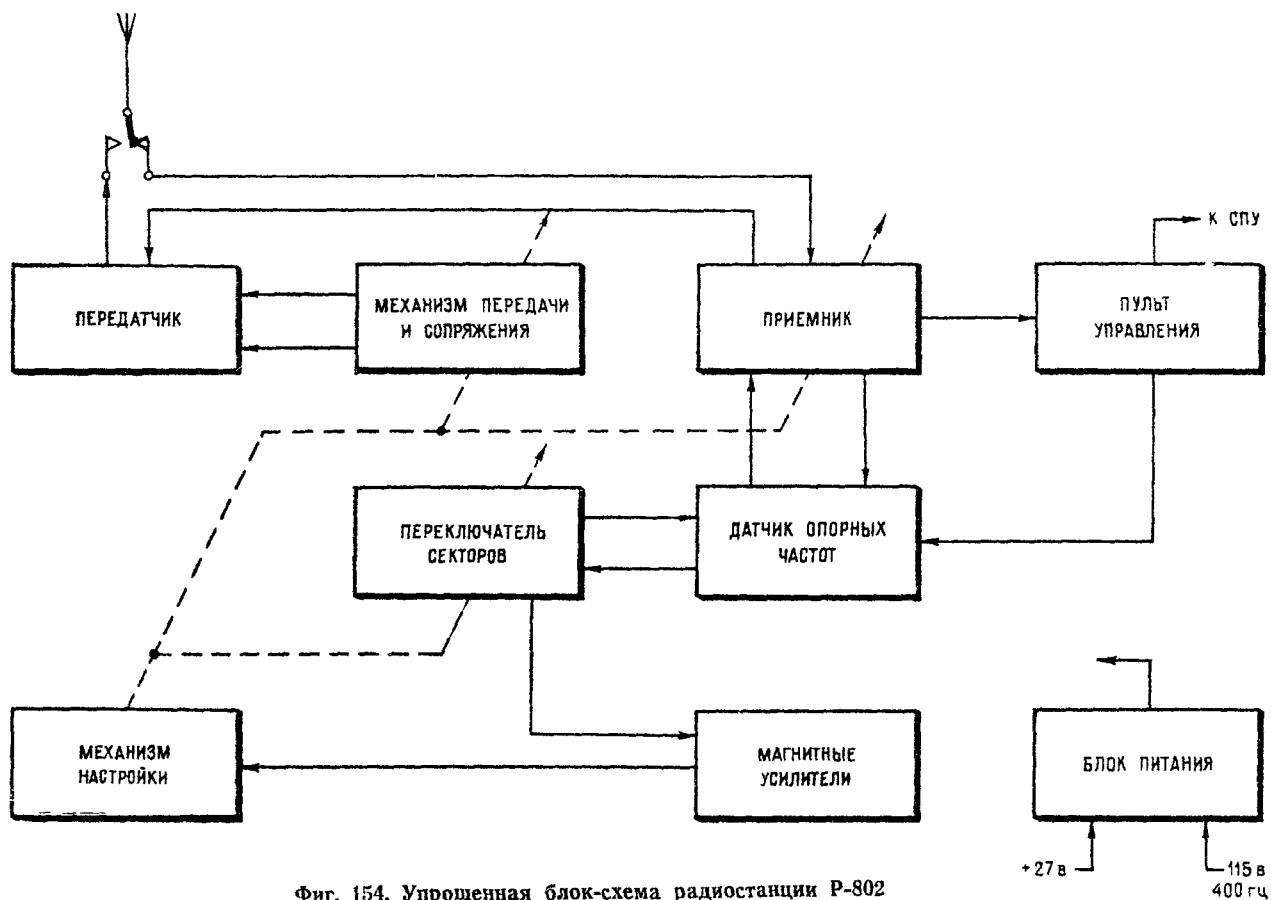
- установку опорной частоты;
- автоматическую настройку первого гетеродина приемника по выбранной опорной частоте;
- настройку сопряженных контуров приемника и передатчика.

Волна выбирается системой управления в следующей последовательности: сначала с помощью переключателя секторов грубо выбирается сектор в рабочем угле поворота настраиваемых элементов. Далее в этом секторе с помощью механизма настройки производится поиск частоты в рабочем секторе, а при значении ее, близком к номинальному, поиск прекращается, и начинает работать система автоматической электронной подстройки частоты приемника и передатчика.

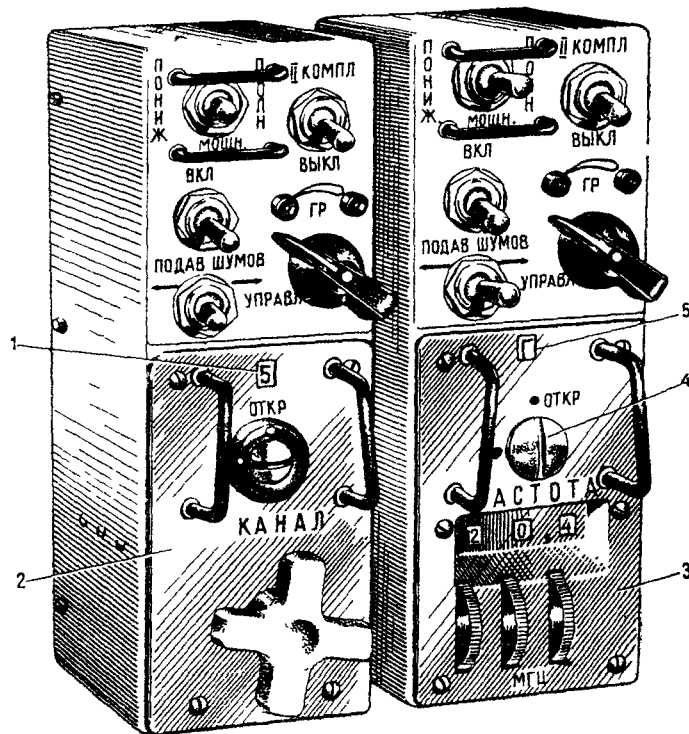
Высокая точность выбора любого канала связи, стабилизированного кварцами, гарантирует возможность установления связи без поиска и без подстройки. Управление станцией Р-802 № 1 производится с пульта (фиг. 155), который имеет запоминающее устройство 2, настроенное предварительно на 20 каналов связи; с этого пульта летчик имеет возможность простым переключением ручки выбрать сразу необходимый из 20 канал связи. В пульте управления радиостанцией Р-802 № 2 установлено наборное устройство 3, с помощью которого в полете можно выбрать любой из всех имеющихся каналов связи. Волна связи устанавливается путем набора численного значения частоты в пределах 100—150 Мгц с помощью трех вращающихся дисков (для станции варианта «В» набирается номер канала связи).

В приемнике станции предусмотрена усиленная автоматическая регулировка чувствительности, которая поддерживает одинаковый уровень громкости сигнала на выходе приемника при удалении или приближении корреспондентов, что освобождает оператора от многократной регулировки громкости при ведении связи.

В радиостанции имеется канал подавителя шумов, который запирает предварительный усилитель низ-



Фиг. 154. Упрощенная блок-схема радиостанции Р-802



Фиг. 155. Пульты управления радиостанциями Р-802 № 1 (слева) и Р-802 № 2:
 1—номер канала; 2—запоминающее устройство; 3—наборное устройство; 4—фиксатор крепления наборного устройства в пульте; 5—вариант радиостанции

кой частоты, исключая тем самым прослушивание собственных шумов приемника. Выход приемника открывается только при наличии сигнала на входе приемника, превышающего уровень отпирания подавителя. Так как при включенном подавителе шумов дальность приема уменьшается, то по желанию оператора он может быть выключен с пульта управления выключателем «Подав. шумов» (фиг. 155).

Основные технические данные

Дальность действия на высотах:	
1000 м	120 км
5000 м	230 км
Диапазон частот	100—150 Мгц
Количество жестко фиксированных волн связи	501 (601 или 1001)
Количество предварительно настраиваемых каналов (для Р-802 № 1)	20
Время выбора любой волны в полете:	
— для пульта с запоминающим устройством	4 сек
— для пульта с наборным устройством	6 сек
Время перехода с приема на передачу	0,5 сек
Полная мощность в антенне	14—15 вт
Стабильность частоты	$100 \cdot 10^{-6}$
Чувствительность приемника	7 мкв
Потребляемая мощность по сети 115 в, 400 гц в режимах:	
— «Прием»	230 ва
— «Передача»	400 ва
— «Передача» пониженной мощности	270 ва
Кратковременное потребление по сети 27 в при переключении волн	10,5 а
Вес одного комплекта (без кабелей и ЗИП)	28 кг

СОСТАВ, НАЗНАЧЕНИЕ И РАЗМЕЩЕНИЕ БЛОКОВ

На самолет устанавливается два комплекта радиостанций Р-802 в однощитковом варианте. Комплекточная схема станции приведена на фиг. 156, состав и размещение даны в табл. 17 и показаны на фиг. 157 и 158.

Блок АБВ (фиг. 157) состоит из приемо-передатчика (блок АБ) и блока питания (блок В). В свою очередь приемо-передатчик состоит из нескольких функциональных блоков, которые в процессе эксплуатации легко могут сниматься и при необходимости заменяться, чем создается удобство при отыскании неисправностей и ремонте радиостанции.

Состав и назначение функциональных блоков приемо-передатчика следующее:

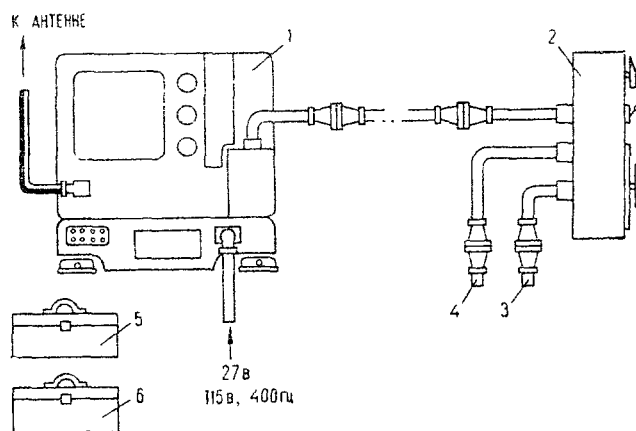
— блок АВЧ (№ 6 и 1) — для генерирования высокочастотных синусоидальных колебаний в диапазоне 100—150 Мгц, усиления и преобразования принятых сигналов;

— блок ПЧ (№ 2) — для усиления сигналов промежуточной частоты;

— блок ДОЧ (№ 3) — для обеспечения настройки радиостанции на 501 фиксированную волну, обеспечения стабильности и выбора фиксированной волны настройки;

— блок НЧ (№ 4) — для усиления выходного напряжения низкой частоты;

— блок МУ (№ 5) — два магнитных усилителя для усиления сигналов рассогласования в системе дистанционной настройки;



Фиг. 156. Комплекточная схема радиостанции Р-802:

1—блок АБВ радиостанции; 2—пульт управления; 3—кабель питания светильников красного света и переключателя мощности; 4—кабель подключения радиостанции к СПУ; 5—блок ИН (измерения и настройки); 6—запасной комплект

Таблица 17

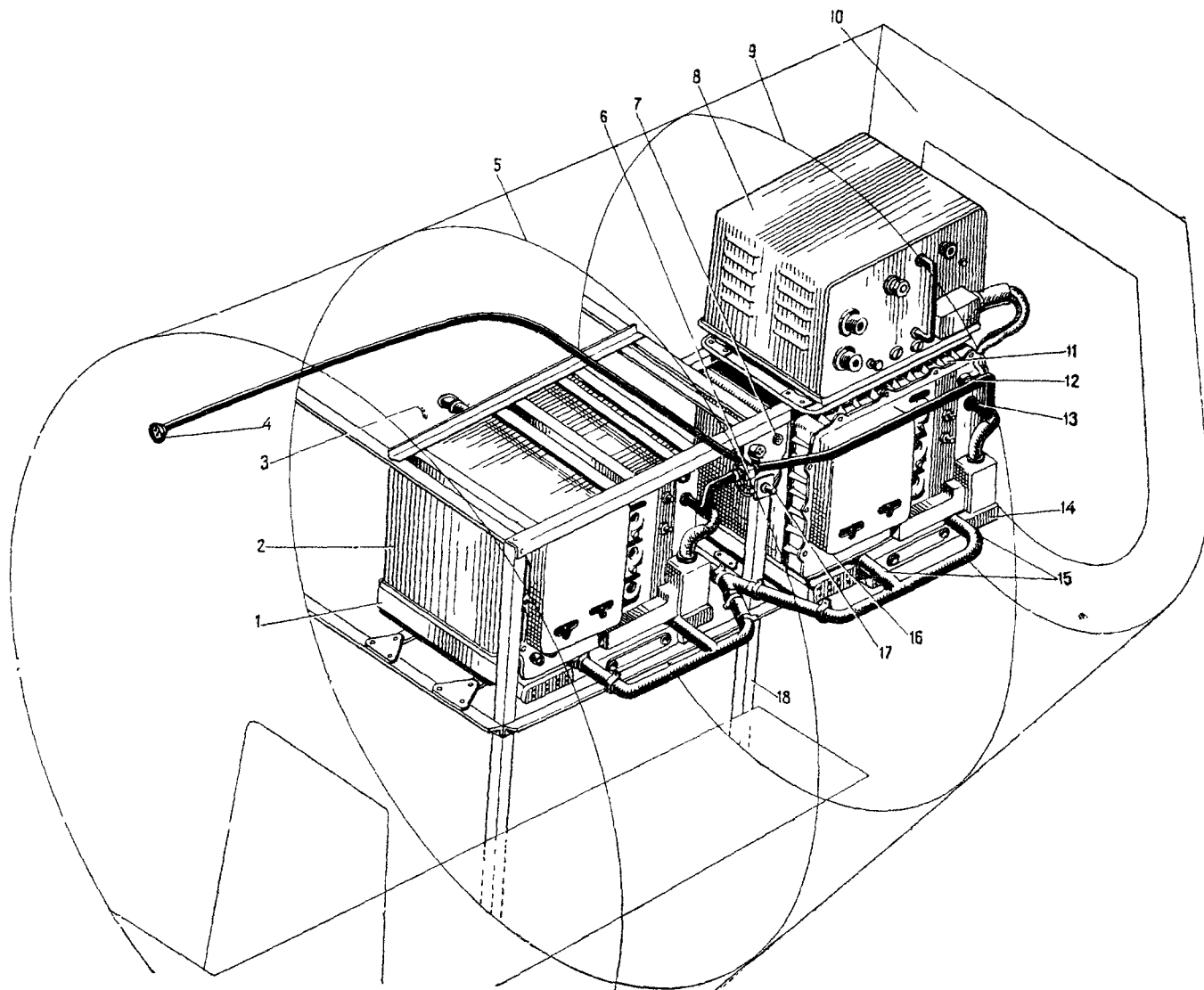
Наименование блоков	Шифр блока (тип)	Количество на самолет	Место установки
Приемопередатчик с выпрямителем	АБВ	2	В хвостовом негерметичном отсеке, между шпангоутами 41—43 на этажерке
Пульты управления:	П-2К	1	На средней панели верхнего щитка летчиков
		1	
Антенна		2	На законцовке киля: для Р-802 № 1—передняя для Р-802 № 2—задняя
Переключатель полной и пониженной мощности	ВГ-15К	2	На средней панели верхнего щитка летчиков, рядом с пультом*
Выключатель питания радиостанции	ВГ-15К	2	На средней панели верхнего щитка летчиков, рядом с пультом

* На самолетах, где устанавливается пульт управления без встроенного красного света, переключатель мощности размещается непосредственно на лицевой панели пульта (см. фиг. 11).

— блок Д (№ 11) — широкополосный дискриминатор для подстройки передатчика (блок А) по приемнику;

— блок М (№ 7) — для усиления сигналов с микрофона и модуляции по амплитуде высокочастотных колебаний передатчика.

через входные патрубки кожуха воздух попадает на радиально направленные звенья, расположенные на задней стенке кожуха, а затем в звенья верхней и боковых стенок, обтекая корпус со всех сторон. Выходит воздух через щели 11 у передней панели. Внутри герметизированного кожуха прямо-пере-



Фиг. 157. Размещение радиооборудования в хвостовом отсеке:

1, 2—блоки В и АБ радиостанции Р-802 № 1; 3—воздухозаборник обдува радиостанций; 4—штуцер подключения наддува из гермокабины; 5—шпангоут 41; 6—тройник с осушителем; 7—четырёхштырьковый полуразъём для подключения гарнитуры АГ-2; 8—приемопередатчик РВ-УМ (до 1965 г.—приемопе-

редатчик РВ-2); 9, 10—шпангоуты 42, 43, 11—щели для выхода воздуха после обдува; 12—выпускной клапан; 13—выходной клапан системы наддува и входные патрубки; 14, 16—блоки В и АБ радиостанции Р-802 № 2; 15—входные патрубки системы обдува; 17—кнопка «СПУ», 18—этажерка

Блок В предназначен для обеспечения всей станции необходимым электропитанием. Блок находится в негерметичном кожухе и с помощью винтов своим основанием крепится ко дну кожуха блока АБ.

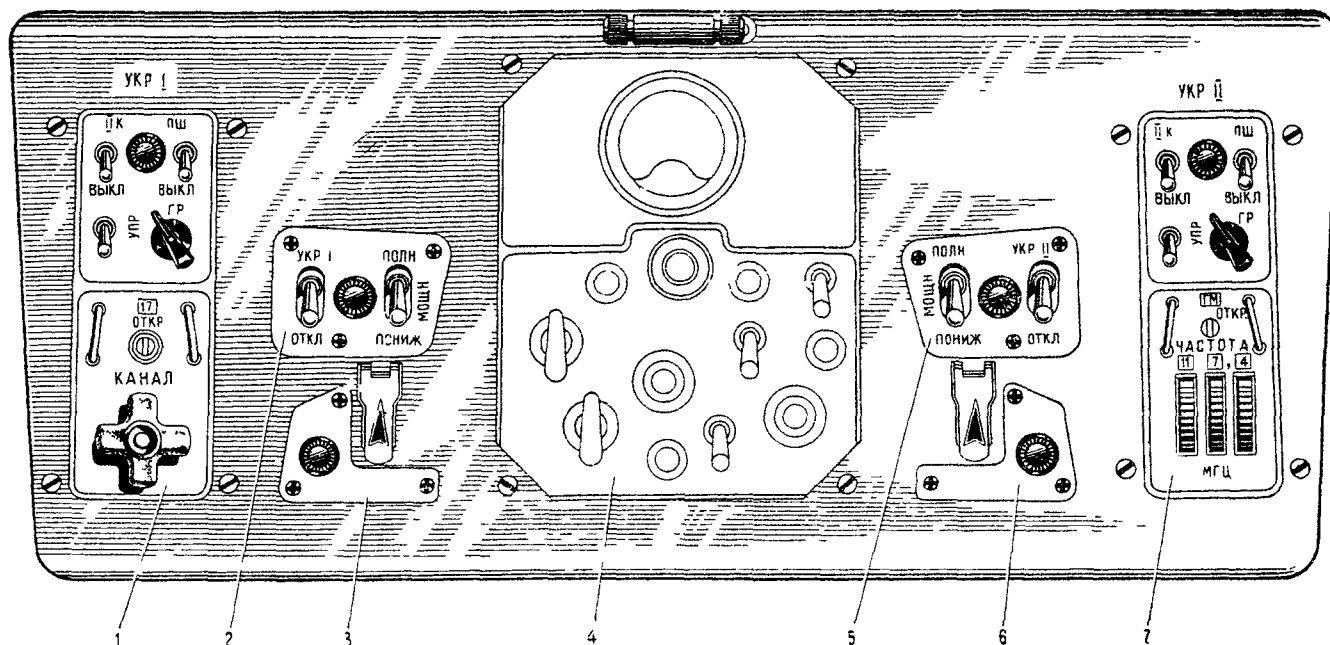
Для поддержания необходимого температурного режима блока АБВ применяются принудительный обдув поверхности кожуха забортным воздухом и циркуляция воздуха внутри блока АБ. Путь подачи забортного воздуха следующий: от воздухозаборника 3 (фиг. 157), установленного справа по борту между шпангоутами 41—42, по дюритовому шлангу

датчика установлен вентилятор, который отводит теплый воздух от выходной лампы.

Так как оба блока АБВ радиостанций Р-802 № 1 и Р-802 № 2 устанавливаются на этажерке 18 в негерметичном хвостовом отсеке самолета, между шпангоутами 41—43, то для обеспечения условий, исключающих случаи электрических пробоев в схеме с подъемом на высоту, производится наддув блоков АБ воздухом, поступающим из герметической кабины через специальный штуцер 4. Воздух под давлением 0,6—0,7 ата по трубке через тройник

6 поступает к входному клапану 13, который открывается при избыточном давлении в сети более 0,1 ати. Для исключения случаев чрезмерного повышения избыточного давления имеется выпускной клапан 12, отрегулированный на 0,7—1 ати. Для

Для снижения мощности передатчика (при полетах в районе аэродрома) в станции предусмотрен переключатель «Мощн.» на два положения «Полн.—пониж.», который устанавливается или на передней панели пульта (см. фиг. 155) или (при



Фиг. 158. Средняя панель верхнего щитка летчиков (пульта Р-802 с встроенным красным светом):

1, 7—пульта управления Р-802 № 1 и 2 с встроенным красным светом; 2, 5—щитки с выключателями питания

и переключателями мощности Р-802 № 1 и 2; 3, 6—щитки запуска двигателей в воздухе; 4—блок № 10 станции РПСН-2АН

устранения попадания влаги из герметической кабины в блок в месте подключения трубки к тройнику устанавливается осушитель.

Амортизация радиостанции осуществляется постановкой блока АБВ на четыре демпфированных амортизатора типа АД-7 и АД-8. Амортизаторы крепятся непосредственно к основанию блока В. Каждый из блоков АБВ устанавливается на двух рамах и при помощи двух подрамников крепится винтами к полке этажерки.

Пульты управления устанавливаются на средней панели верхнего щитка летчиков (см. фиг. 11). На передней панели пульта радиостанции Р-802 № 1 установлено запоминающее устройство, а у Р-802 № 2 — наборное устройство (см. фиг. 155). Кроме того, на пульте имеются следующие органы управления:

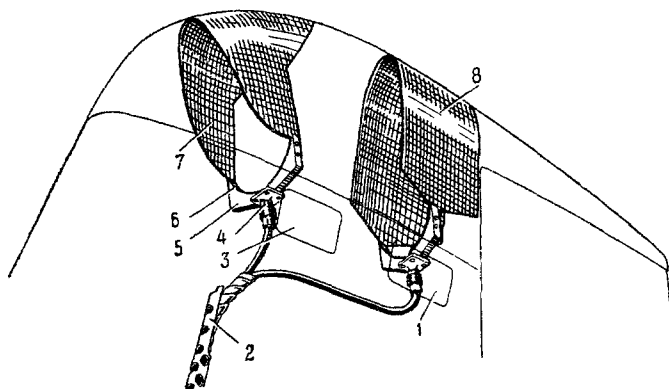
— регулятор «Гр.» — для ручной регулировки громкости;

— выключатель «II компл.» — для подключения выхода второй радиостанции к телефонам абонента (для осуществления дежурного приема во второй сети) при работе с первым комплектом (или наоборот);

— выключатель «Подав. шумов» — для включения схемы подавителя шумов;

— выключатель «Управл.» используется при двухщитковом варианте для взятия управления на себя (на самолете Ан-24 не задействован).

комплектации станции пультами с встроенным красным светом) на средней панели верхнего щитка летчиков, рядом с пультом (фиг. 158).



Фиг. 159. Установка антенн радиостанций Р-802 № 1 и 2:

1, 3—лючки для подхода к высокочастотным разъемам антенн Р-802 № 2 и 1; 2—труба для монтажа кабелей; 4—высокочастотный разъем; 5—бобышка; 6—лента ввода; 7, 8—поверхностные антенны Р-802 № 1 и 2

Антенны радиостанции (фиг. 159), предназначенные для приема и излучения электромагнитных колебаний, изготавливаются на самолетостроительном заводе. Место их установки выбрано из расчета

наилучшего «обзора» пространства и исключения случаев затенения. Поверхностная антенна выполнена из сетки, наклеенной на диэлектрическую законцовку киля. Высокочастотные фидеры, соединяющие антенны с приемо-передатчиками, проложены в специальной трубе, проходящей по вертикальному оперению. Для доступа к высокочастотным разъемам подключения кабеля к антеннам на киле слева имеются два лючка 1, 3. Блок ИН используется для обслуживания радиостанции при ремонте и регламентных работах, а также для проверки правильности работы запоминающего и наборного устройств.

СХЕМА ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

Электрическое соединение блоков выполнено проводами БПВЛ (БПВЛТ) и БПВЛЭ (БПВЛЭТ) сечением 0,5 и 1,5 мм²; эти провода маркируются индексами «РС», провода питания — «ПР». Жгуты маркируются индексами «ЖРС-1», «ЖРС-3» — для радиостанции Р-802 № 1 и «ЖРС-2», «ЖРС-4» — для радиостанции Р-802 № 2. В качестве высокочастотных фидеров применяется высокочастотный кабель марки РКТФ-47.

Электропитание радиостанций осуществляется от сети переменного тока 115 в, 400 гц и постоянного тока 27 в.

Схема электропитания радиостанций приведена на фиг. 160. Командная УКВ радиостанция Р-802 № 1 подключена к аварийным шинам питания по постоянному и переменному току, что обеспечивает работоспособность станции при обесточивании или отказах в основных сетях. Радиостанция Р-802 № 2 подключена к основной шине. Питание включается переключателями ВГ-15К, расположенными около пультов управления, на средней панели верхнего щитка летчиков, после включения автоматов защиты АЗС-2 на щите АЗС. Защита самолетных сетей от коротких замыканий и перегрузок в станциях осуществляется: по цепи постоянного тока — АЗС-2, переменного тока 115 в, 400 гц — предохранителями типа СП-5.

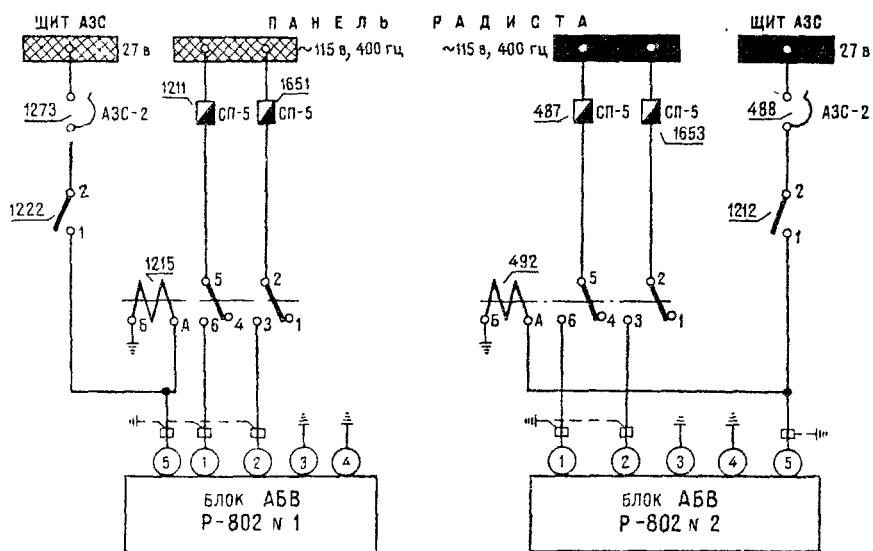
Для защиты цепей радиостанции на передней панели блока В имеется планка с плавкими предохранителями типа СП.

34. СВЯЗНАЯ РАДИОСТАНЦИЯ

Связной коротковолновый радиопередатчик Р-836 («Неон») вместе с приемником УС-8 является приемо-передающей радиостанцией для дальней связи экипажа с наземными командными пунктами, а при необходимости — с другими самолетами в воздухе. Для обеспечения экипажа устойчивой радиосвязью при полетах в условиях высоких широт, где прохождение радиоволн коротковолнового диапазона неустойчивое, предусмотрена установка дополнительно-

го радиопередатчика СВБ-5, имеющего средневолновый диапазон.

Для подключения гарнитуры АГ-2 и кнопки запуска «Радио» к связной станции средневолнового диапазона необходимо переключатель радиостанций СПУ-7 установить в положение «СР» (передатчик СВБ-5 с приемником УС-8). Коротковолновый передатчик Р-836 с приемником УС-8 подключается к сети СПУ в положении «КР».



Фиг. 160. Схема электропитания Р-802 № 1 и 2:

487, 1211, 1651, 1653 — плавкие предохранители на 5 а в цепях питания по переменному току; 488, 1273 — автоматы защиты сети АЗС-2 на щите АЗС; 492, 1215 — реле ТКЕ52ПД 2-й серии, включения питания по переменному току; 1212, 1222 — выключатели питания ВГ-15К на средней панели верхнего щитка летчиков

РАДИОПЕРЕДАТЧИК Р-836 («НЕОН»)

Передатчик Р-836 устанавливается на самолеты более поздних выпусков взамен передатчика Р-837, так как обладает рядом преимуществ и улучшенными тактико-техническими данными.

Основными преимуществами радиопередатчика Р-836 по сравнению с Р-837 и Р-835 являются:

- расширенный диапазон частот, охватывающий оба диапазона радиопередатчиков;
- обеспечение работы на все типы антенн;
- сокращение цикла автоматической перестройки с одного канала на другой до 20 сек вместо 40;
- возможность уменьшения величины наддува антенного контура при установке передатчика в негерметической кабине. Передатчики Р-836 и Р-837 выполнены таким образом, что полностью допускается их взаимозаменяемость без переделки монтажа.

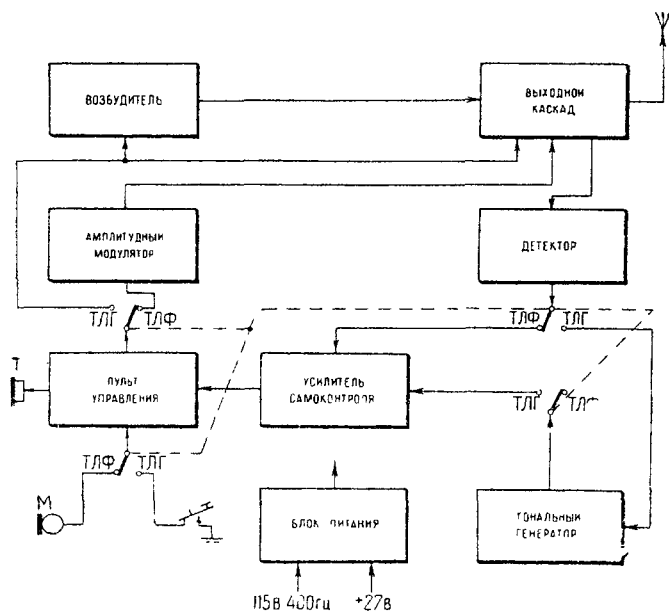
Принцип действия и основные характеристики

Блок-схема радиопередатчика Р-836 (фиг. 161) состоит из следующих элементов:

- возбудителя;
- амплитудного модулятора;
- выходного каскада;
- пульта управления;

- детектора;
- тонального генератора;
- усилителя;
- блока питания.

Задающий генератор возбуждателя вырабатывает синусоидальные колебания, которые преобразуются (в зависимости от положения органов установки и коррекции частоты возбуждателя) в колебания определенной частоты в пределах диапазона 1,5—24 Мгц и усиливаются выходным каскадом.



Фиг. 161. Упрощенная блок-схема передатчика Р-836

В радиопередатчике в телефонном режиме применяется амплитудная модуляция: колебания звуковой частоты с микрофона усиливаются в модуляторе и поступают на выходной каскад для модуляции напряжения несущей частоты.

В телеграфном режиме управление работой возбуждателя и выходного каскада производится от телеграфного ключа. Когда ключ нажат — передатчик излучает электромагнитную энергию, при отжатом ключе — возбуждатель и усилитель запираются. Для самоконтроля при передаче в станции предусмотрен специальный детекторный каскад. Часть высокочастотного сигнала с выхода передатчика детектируется, усиливается и подается на телефоны (телефонный режим) или на тональный генератор, который генерирует звуковые колебания в моменты нажатого ключа с частотой 800—1200 гц (телеграфный режим). Громкость самопрослушивания в телефонном и в телеграфном режимах регулируется с пульта управления.

Настройка станции производится по специальным таблицам с передней панели передатчика в режиме «Настройка» (режим пониженной мощности). Система автоматической настройки представляет собой электромеханическое устройство, которое позволяет производить ручную настройку и автоматическую перестройку радиопередатчика. Принцип работы автоперестройки заключается в воспроизведении углового положения всех осей настраиваемых элементов в положения, соответствующие зафиксированным

ранее, при ручной настройке станции. Для вращения настраиваемых осей используется двигатель постоянного тока.

Благодаря применению термостатирования, герметизации и экранизации задающего генератора возбуждателя достигается высокая стабильность генерируемой частоты во всем диапазоне без применения кварцев.

Применение системы точной настройки в сочетании с высокой стабильностью частоты дает возможность производить предварительную настройку на 18 любых частот в пределах всего диапазона и автоматическую перестройку в полете на нужную частоту. Тем самым входение в связь (настройка передатчика) сводится к простому выбору необходимого канала без поиска и подстройки, что значительно облегчает работу оператора в воздухе.

Для предохранения элементов радиопередатчика от перегрева, возникающего при длительной работе или отказе мотор-вентиляторов, обеспечивающих допустимый температурный режим, внутри герметизированного блока устанавливаются два биметаллических тепловых реле.

При увеличении температуры блока более расчетной (+90°С) тепловые реле обесточивают цепь пускового реле, снимая тем самым все высокие напряжения.

Ввиду установки всех блоков в кабине экипажа наддув герметизированной части передатчика не производится и его работоспособность от высоты не зависит. Однако в случае нарушения герметичности кабины и снижения давления в блоках ниже 0,5 ата срабатывают барореле, которые автоматически переводят радиопередатчик в режим пониженной мощности (~25% Р) за счет одновременного снижения напряжения на электродах выходных радиоламп. На пульте управления Б-6 и блоке Б-3 имеются индикаторные лампы, сигнализирующие о снижении мощности из-за нарушения герметичности блока Б-2.

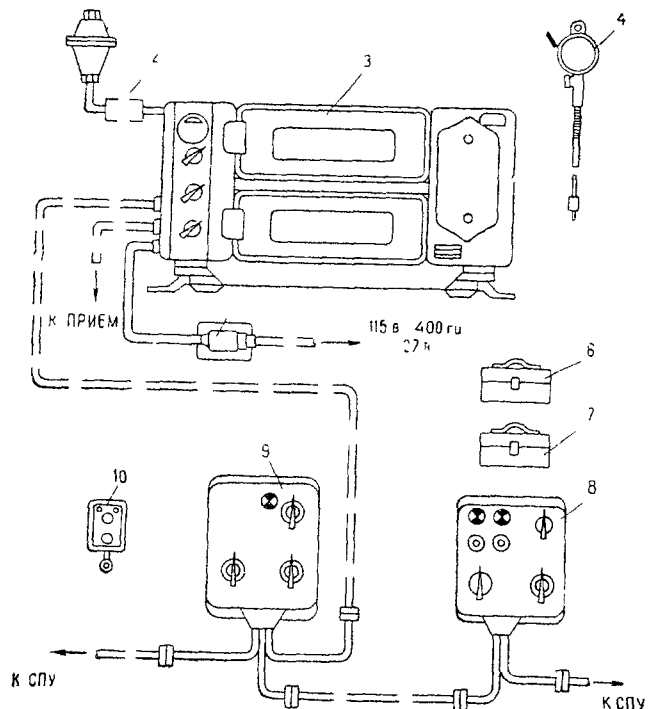
Основные технические данные

Диапазон частот	1,5—24 Мгц
Мощность в режимах:	
— телефонном	50—60 вт
— телеграфном в диапазонах	
3—24 Мгц	250 вт
1,5—3 Мгц	80 вт
Высотность в режимах:	
— телеграфном	15 км
— телефонном	18 км
Стабильность частоты	70 · 10 ⁻⁶
Время перестройки с одной зафиксированной частоты на другую	20 сек
Количество предварительно настраиваемых каналов	18
Продолжительность работы в течение 24 час по циклу:	
— передача	5 мин
— прием	10 мин
Непрерывная работа	не более 30 мин
Потребляемая мощность:	
— по сети 115 в, 400 гц	1500 ва
— по сети +27 в	400 вт
Вес комплекта (без кабелей)	48 кг

Состав, назначение и размещение блоков

Комплектовочная схема радиопередатчика Р-836 приведена на фиг. 162

Конструктивно передатчик выполнен по блочной схеме. Назначение составных его частей следующее



Фиг. 162. Комплектовочная схема Р-836:

1—антенный изолятор ФИП-45, 2—антенное реле РС 1, 3—передатчик Р-836; 4—микрофон, 5—фильтр Б-11, 6—запасной комплект, 7—кварцевый калибратор Б-8, 8—пульт радиста Б-6, 9—пульт летчика Б-7, 10—телеграфный ключ Б-12

— блок Б-1—возбудитель, где в зависимости от положения органов настройки на его передней панели (ручки А, Б, В) вырабатываются высокочастотные колебания в диапазоне 1,5—24 Мгц;

— блок Б-2—антенный контур выходного каскада, где в зависимости от положения органов настройки (ручки Г, Д, Е) усиливаются колебания, поступающие от возбудителя;

— блок Б-3—служит для коммутации цепей радиопередатчика из режима настройки в режим дистанционного управления с пультов, для переключения каналов в режиме настройки, а также для контроля за токами и напряжениями в основных цепях передатчика по прибору на передней панели блока, в этом же блоке установлены модуляционное устройство и планка с предохранителями,

— блок Б-4—ламповый отсек, где размещаются радиолампы выходного контура и его некоторые детали. Вынесение мощных радиоламп из герметизированного объема значительно облегчает обеспечение их температурного режима;

— блок Б-5—выпрямительный блок, который предназначен для выпрямления переменного напряжения 115 в, 400 гц в постоянное для питания анодно-экранных цепей передатчика;

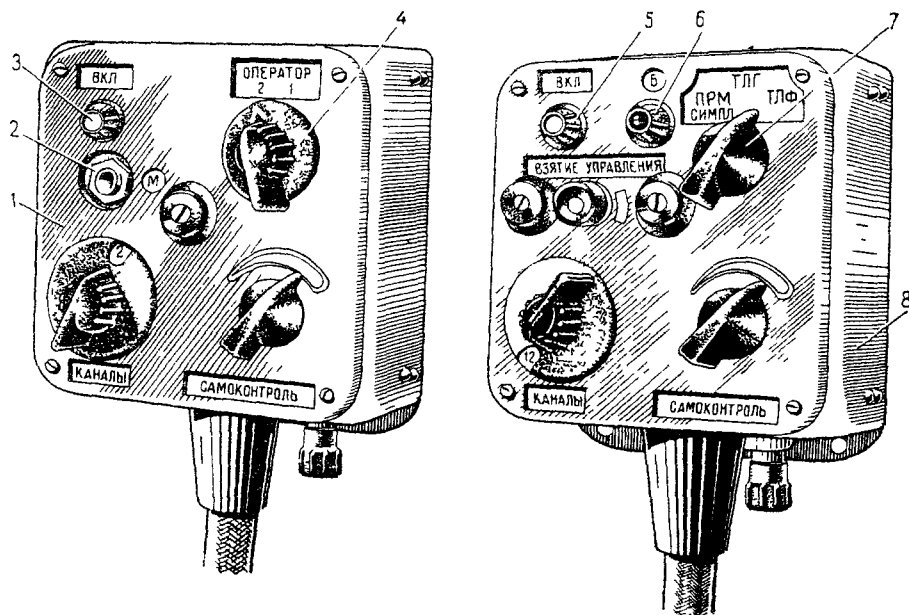
— блок Б-6—пульт для дистанционного управления режимами работы передатчика (телефон, телеграф), выбора каналов связи, сигнализации включения пульта и мощности станции, регулировки громкости самопрослушивания и подключения микрофона (фиг. 163),

— блок Б-7—пульт для дистанционного управления передатчиком с рабочего места летчика (фиг. 163);

— блок Б-8—кварцевый калибратор, служит для калибровки частоты передатчика;

— блок Б-11—коробка фильтров,

— блок Б-12—телеграфный ключ.

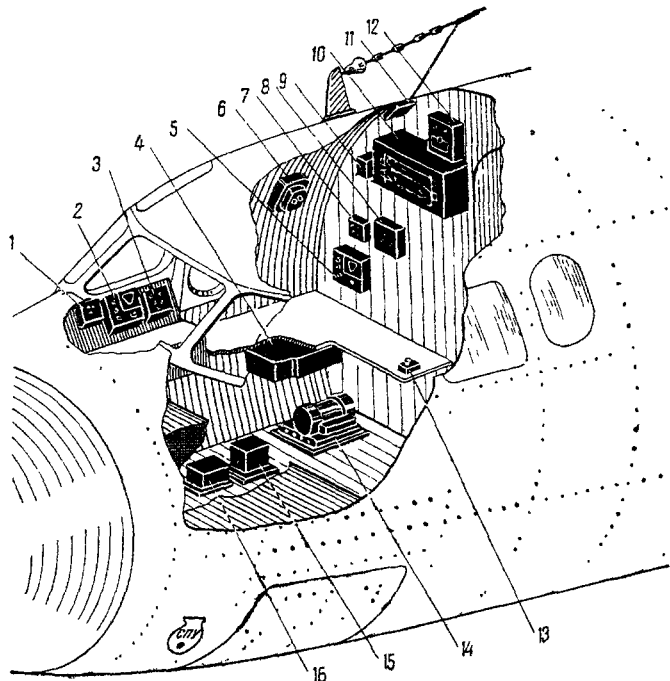


Фиг. 163. Пульты дистанционного управления передатчиком Р-836:

1—пульт управления летчика, 2—гнездо для включения микрофона, 3, 5—лампы сигнализации включения пультов, 4—переключатель управления пультов, 6—лампа сигнализация включения барореле, 7—переключатель режимов, 8—пульт управления радиста

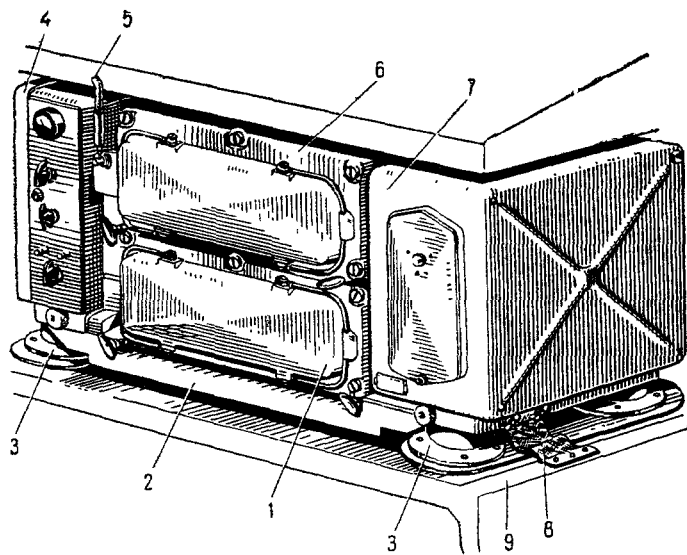
Размещение блоков передатчика дано в табл. 18 и показано на фиг. 164.

Блоки Б-1, Б-2, Б-3, Б-4 и Б-5 составляют собственно передатчик и закрепляются на одной стальной раме (фиг. 165). Рама с блоками устанавливается



Фиг. 164. Размещение блоков радиосвязного оборудования:

1, 7—абонентские аппараты СПУ-7 правого летчика и радиста; 2, 5—пульта управления УС-8 правого летчика и радиста; 3—пульт управления Р-836; 4—приемник УС-8; 6—антенный элемент передатчика СВБ-5; 8—пульт управления Р-836 радиста; 9—распределительная коробка СВБ-5; 10—передатчик Р-836; 11—коробка антенных реле; 12—средневолновый передатчик СВБ-5; 13—телеграфный ключ; 14—силовой элемент СВБ-5; 15—блок питания УС-8; 16—переключатель пультов УС-8



Фиг. 165. Установка передатчика Р-836 на этажерке у шпангоута 7:

1—блок Б-1; 2—стальная рама; 3—амортизационная подставка; 4—блок Б-3; 5—кабель, соединяющий антенный вход приемника с передатчиком; 6—блок Б-2; 7—блок Б-4; 8—металлизация; 9—этажерка

на амортизационные подставки, которые жестко прикреплены к силовому набору этажерки, приклепанной к стенке шпангоута 7. Остальные блоки не имеют амортизации и крепятся по месту установки винтами с анкерными гайками.

В варианте, когда бортовой радист не входит в состав экипажа, на самолет устанавливается радиопередатчик Р-836 в комплектации с одним пультом управления и без телеграфного ключа (станция может быть использована только в телефонном режиме).

Таблица 18

Наименование блока	Шифр (тип)	Количество на самолет	Место установки
Передатчик	Р-836 (Б-1, Б-2, Б-3, Б-4, Б-5)	1	На стенке шпангоута 7, у правого борта, в кабине экипажа
Пульт радиста	Б-6	1	На стенке шпангоута 7, у правого борта
Пульт летчика	Б-7	1	На вертикальной панели правого пульта летчика
Микрофон	МРУ-60	1	На рабочем месте радиста
Кварцевый калибратор	Б-8	1	На самолет не устанавливается
Телеграфный ключ	Б-12	1	На столе радиста (устанавливается в варианте без передатчика СВБ-5)
Коробка фильтров	Б-11	1	На стенке шпангоута 7, рядом с передатчиком
Антенный изолятор	ФИП-45	1	Между шпангоутами 6—7, в верхней части фюзеляжа
Запасной комплект	ЗИП	1	На самолет не устанавливается

РАДИОПРИЕМНИК УС-8

Радиоприемное устройство УС-8* с плавной настройкой частоты предназначается для приема на слух телеграфных и телефонных сигналов.

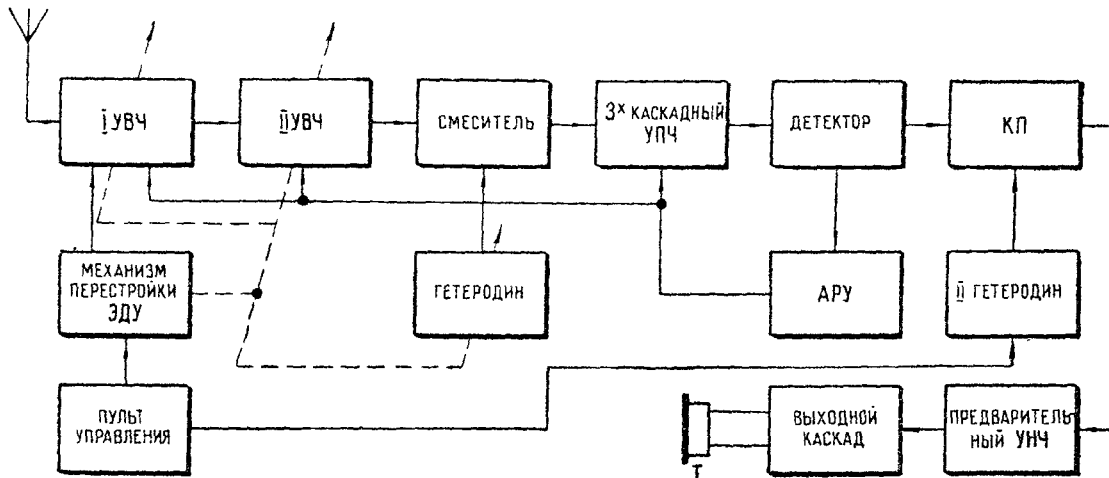
Принцип действия и основные характеристики

Приемник выполнен по супергетеродинной схеме (фиг. 166). Принятый антенной сигнал после усиления двухкаскадным усилителем высокой частоты поступает на смеситель, где смешиваются принятый сигнал и сигнал местного гетеродина. Сигнал разностной частоты усиливается трехкаскадным усилителем промежуточной частоты и детектируется в теле-

* Приемное устройство с пультом, имеющим встроенный красный подсвет и надписи, выполненные несветящейся краской, имеет название УС-8К.

фонном режиме (или смешивается с частотой второго гетеродина в телеграфном), а затем усиливается выходным усилителем. Таким образом, на выходе приемника получается полезный сигнал, соответствующий огибающей принятого высокочастотного сигнала, который и прослушивается в телефонах гарнитуры АГ-2 оператора в положениях «СР» и «КР» переключателя радиостанций на абонентском аппарате СПУ-7.

- средневолновый 230—500 кГц
- Реальная чувствительность
- а) телефонный режим:
 - средневолновый диапазон . . . 15,0 мкв
 - коротковолновый диапазон . . . 6,0 мкв
- б) телеграфный режим:
 - средневолновый диапазон . . . 5,0 мкв
 - коротковолновый диапазон . . . 2,5 мкв

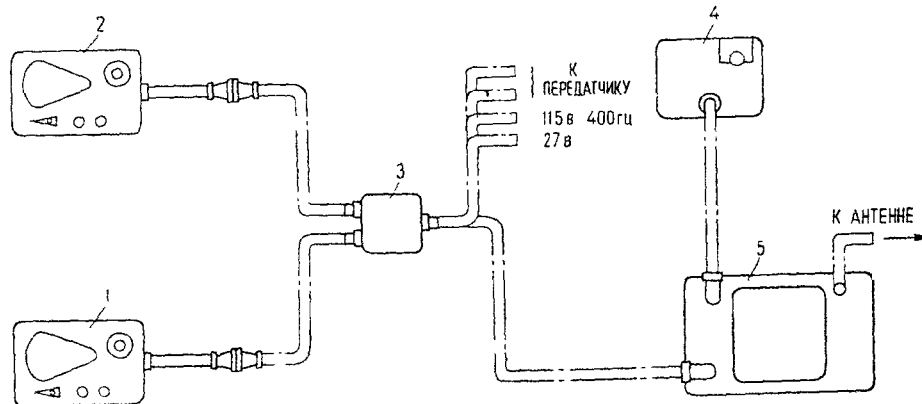


Фиг. 166. Блок-схема радиоприемника УС-8

Для обеспечения помехоустойчивости и селективности по зеркальному каналу во входном устройстве приемника применяется система резонансных контуров. Для исключения проникновения на выход приемника сигнала, соответствующего промежуточной частоте (1035 кГц), на входе усилителя высокой частоты имеется фильтр-пробка.

В состав приемника входит система электродистанционного управления, которая обеспечивает полное управление приемником с пульта.

- Время перестройки радиоприемного устройства с одной крайней частоты поддиапазона на другую 20 сек
- Потребляемая мощность:
 - по сети 115 в, 400 гц 140 вт
 - по сети 27 в 10 вт
- Вес (без соединительных кабелей):
 - с одним пультом управления . . . 27,1 кг
 - с двумя пультами 32,5 кг



Фиг. 167. Комплектовочная схема УС-8:

1—пульт управления радиста; 2—пульт управления летчика; 3—переключатель пультов; 4—блок питания; 5—приемник

Электропитание осуществляется от специального блока питания, входящего в комплект радиоприемника.

Основные технические данные

- Диапазон частот:
 - коротковолновый 2,1—20 МГц

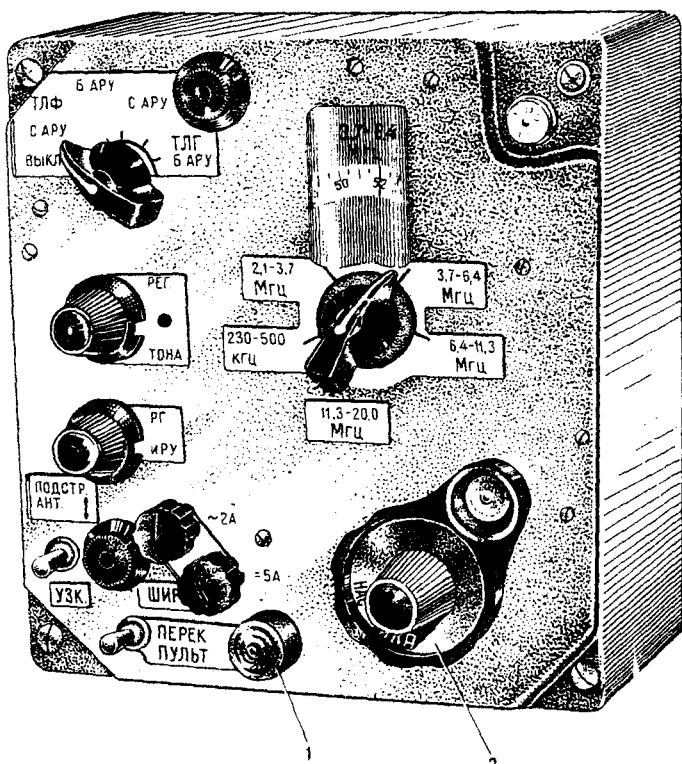
Состав, назначение и размещение блоков

Комплектовочная схема радиоприемного устройства приведена на фиг. 167.

Приемник УС-8 предназначен для усиления и преобразования принятых высокочастотных колебаний с последующим выделением звуковых сигналов.

Кроме каскадов собственно приемника, в блоке размещаются каскады усилителя ЭДУ и исполнительный механизм системы дистанционной настройки.

Пульт управления (фиг. 168) служит для дистанционного управления приемником: выбора режима, настройки и переключения поддиапазонов. На передней панели блока установлены все органы управления.



Фиг. 168. Пульт управления приемником УС-8К:

1—кнопка переключения пультов управления; 2—ручка плавной настройки частоты

Переключатель режимов имеет пять положений:

- «Выкл.» — для выключения питания;
- «ТЛФ с АРУ» и «ТЛФ без АРУ» — для работы в телефонном режиме с автоматической регулировкой усиления или без нее;
- «ТЛГ с АРУ» и «ТЛГ без АРУ» — для работы приемника в телеграфном режиме с автоматической регулировкой усиления или без нее.

Ручка регулировки тона «Рег. тона» служит для изменения тона модуляции принятых телеграфных сигналов (частота второго гетеродина).

Ручка «РГ и РУ» используется как регулятор громкости в телефонном и телеграфном режимах с автоматической регулировкой усиления или регулятор усиления в положениях переключателя режимов без АРУ.

Нажимной переключатель «АНТ» служит для подстройки входного антенного контура.

Переключатель «Узк. — Шир.» используется для изменения ширины полосы пропускания приемника. В телеграфном режиме применяется узкая полоса, в телефонном — широкая.

Переключатель поддиапазонов имеет пять положений:

- I поддиапазон (средневолновый) 230—500 кгц
- II поддиапазон 2,1—3,7 Мгц
- III поддиапазон 3,7—6,4 Мгц
- IV поддиапазон 6,4—11,3 Мгц
- V поддиапазон 11,3—20,0 Мгц

Ручка «Настройка» предназначена для плавной настройки частоты.

Кнопка «Перекл. пульт.» (переключатель пультов) используется при наличии двух пультов и служит для взятия управления на соответствующий пульт.

Блок питания предназначен для обеспечения цепей приемника необходимым электропитанием по постоянному и переменному току.

Переключатель пультов представляет собой коробку реле, обеспечивающую коммутацию пультов управления.

В варианте, когда бортовой радист не входит в состав экипажа, переключатель пультов и пульт управления радиста на самолет не устанавливаются.

Размещение блоков на самолете показано на фиг. 164 и дано в табл. 19.

Таблица 19

Наименование блока	Шифр блока (тип)	Количество на самолет	Место установки
Приемник	УС-8К	1	В кабине экипажа справа по полету, между шпангоутами 6—7
Пульт управления радиста	УС-8К	1	На стенке шпангоута 7, у правого борта, на рабочем месте бортового радиста
Пульт управления летчика	УС-8К	1	На вертикальной панели правого пульта летчика
Переключатель пультов		1	На полу кабины экипажа у правого борта, между шпангоутами 4—5
Блок питания		1	На полу кабины экипажа у правого борта, между шпангоутами 5—6
Запасной комплект	ЗИП	1	На самолет не устанавливается

РАДИОПЕРЕДАТЧИК СВБ-5

Средневолновый радиопередатчик СВБ-5 вместе с приемником УС-8 используется для телефонно-телеграфной связи при полетах в условиях высоких широт, когда в коротковолновом диапазоне наблюдаются большие помехи, или как приводная станция.

Принцип действия и основные характеристики

Радиопередатчик состоит из задающего генератора, буферного каскада, усилителя мощности и модулятора. В телефонном режиме колебания звуковой частоты с микрофона усиливаются двухкаскадным усилителем (модулятором) и подаются на выходной каскад для модуляции. Телеграфная манипуляция осуществляется путем «запираания» ламп задающего генератора и буферного каскада в моменты отжатого ключа.

Передатчик имеет плавный диапазон в пределах 350—500 кгц. Анодно-экранное питание осуществляется от умформера РУК-300Б, который обеспечивает преобразование постоянного напряжения 27 в в постоянные напряжения 350 и 650 в.

Для подключения абонентской гарнитуры АГ-2 и кнопки запуска «Радио» к передатчику СВБ-5 необходимо переключатель радиостанций на абонентском аппарате СПУ-7 установить в положение «СР».

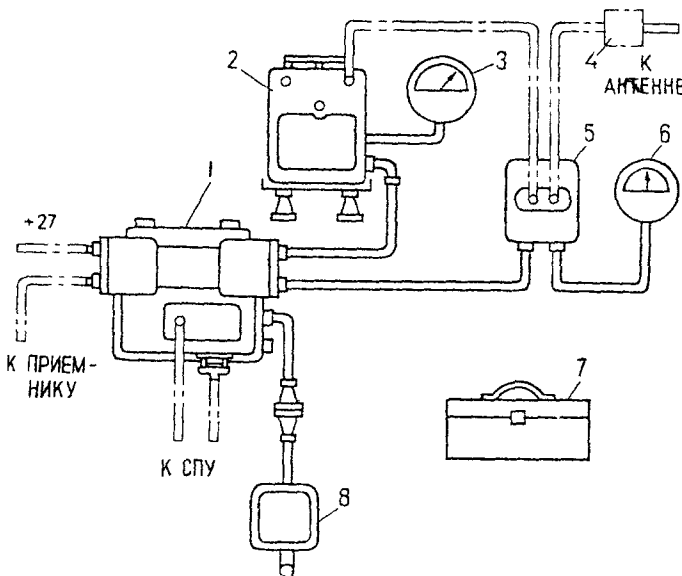
Основные технические данные

Диапазон частот	350—500 кгц
Мощность на выходе:	
— в телеграфном режиме . . .	50—80 вт
— в телефонном режиме	10—20 вт
Потребляемая мощность по сети +27 в	300 вт
Продолжительность работы в течение 10 час по циклу:	
— передача	5 мин
— прием	10 мин
Непрерывная работа при первом включении	30 мин
Вес (без кабелей)	28,3 кг

Состав, назначение и размещение блоков

Комплектовочная схема передатчика представлена на фиг. 169.

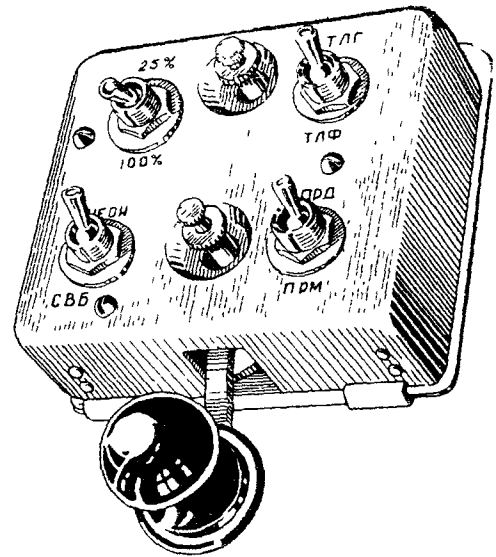
Блок высокой частоты СВБ-5 представляет собой собственно средневолновый передатчик.



Фиг. 169. Комплектовочная схема СВБ-5;

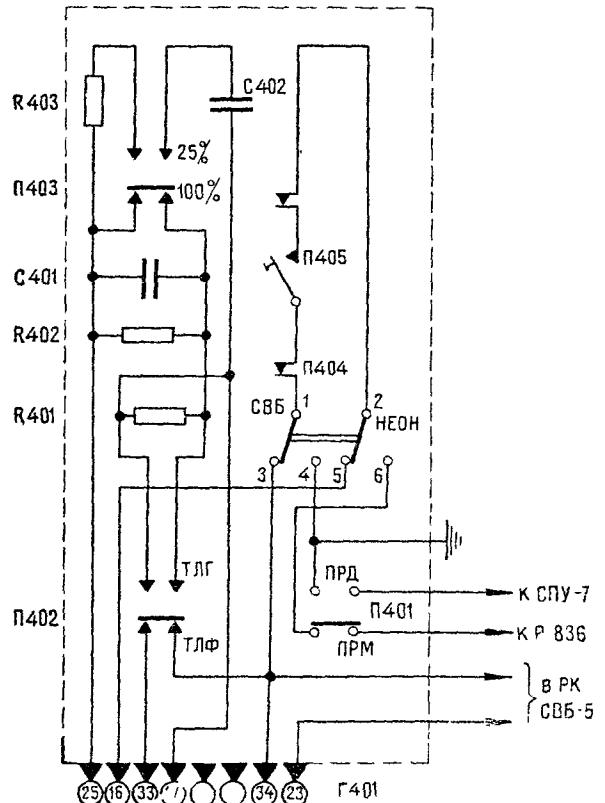
1—силовой элемент; 2—блок средних волн; 3—термоамперметр; 4—антенное реле; 5—антенный элемент; 6—гальванометр; 7—запасной комплект; 8—пульт управления

Антенный элемент предназначен для коммутации выхода передатчика на антенну, индикации настройки, самоконтроля и калибровки передатчика. Си-



Фиг. 170. Доработанный пульт управления СВБ-5

вой элемент представляет собой умформер РУК-300Б с коробкой фильтров и системой ступенчатого пуска, который служит для питания анодно-экранных цепей передатчика. Индикатор настройки пред-



Фиг. 171. Принципиальная схема доработанного пульта управления СВБ-5

назначен для ведения контроля при настройке блока высокой частоты.

Термоамперметр служит для ведения контроля за настройкой выходного контура.

Пульт управления (фиг. 170) предназначен для управления передатчиком. На панели блока имеются следующие органы управления

— переключатель «ПРМ—ПРД» — для переключения цепей передатчика из режима «Прием» в режим «Передача»,

— переключатель «ТЛФ—ТЛГ» — для переключения передатчика из телефонного режима в телеграфный;

— переключатель «25%—100%» — для изменения мощности излучения передатчика.

Пульт управления СВБ-5 дорабатывается на самолетостроительном заводе установкой дополнительного переключателя «СВБ—Неон» для возможности использования одного телеграфного ключа на два передатчика. Принципиальная схема доработанного пульта показана на фиг. 171.

Размещение блоков показано на фиг. 164 и сведено в табл. 20.

Таблица 20

Наименование блоков	Шифр блока (тип)	Количество на самолет	Место установки
Блок высокой частоты (блок средних волн) с подставкой П-1	БП-1	1	На верхней полке этажерки, у стенки шпангоута 7
Силовой элемент с умформером	РУК-300Б	1	У правого борта на полу кабины, под столиком радиста
Антенный элемент		1	На правом борту между шпангоутами 6—7
Термоамперметр	Т5-1	1) Рядом с блоком средних волн, на верхней полке этажерки
Индикатор настройки (гальванометр) со шнуром	М-20	1	
Пульт управления (доработан для совместной работы с Р-836)		1	На столе бортового радиста
Запасной комплект	ЗИП	1	На самолет не устанавливается

АНТЕННО-ФИДЕРНАЯ СИСТЕМА И ЕЕ КОММУТАЦИЯ

Конструкция антенны и ее крепление

Работа передатчиков Р-836, СВБ-5 и приемника УС-8 производится на общую тросовую антенну (фиг. 172).

Антенная система состоит из луча длиной 16,1 м, снижения длиной 1,12 м, изготовленных из провода ПАВ-4, и оттяжек из авиационного троса.

Для изоляции антенного луча от корпуса самолета используются восемь орешковых фарфоровых изоляторов типа БАРС-600 (по четыре с каждой стороны); передние закрываются обтекателями из

материала АГ-4В для предохранения от обледенения и механических повреждений.

Антенная система подвешивается между литой стойкой из магниевого сплава, установленной в верхней части фюзеляжа (шпангоуты 6—7), и килем

Для создания необходимого натяга и амортизации антенного луча применяется пружина, которая помещается в стойке (фиг. 173), и тандер, закрепленный между стойкой и изоляторами.

Конструкция крепления антенной системы на киле показана на фиг. 174. Коуш надевается на валик, установленный между оцинкованными скобами из хромансиля, которые крепятся к килю. Натяг антенны составляет 45—70 кг, снижение подсоединяется к проходному изолятору без натяга.

Антенный луч соединяется с выходом связанной радиостанции через проходной изолятор типа ФИП-45, который устанавливается между шпангоутами 6—7 справа от плоскости симметрии (стрингеры 30—31). Проходной изолятор (фиг. 175) состоит из двух фарфоровых чашек, оцинкованной шпильки с гайками, фторопластового вкладыша и луженой серьги из меди. Для обеспечения герметичности под основание внутренней и внешней чашек подкладывается уплотнительная лента. Обе чашки стягиваются шестью винтами с гайками, под которыми с обеих сторон проложены герметизирующие шайбы из резины 56.

Надежность подсоединения антенного ввода обеспечивается за счет крепления снижения с помощью коуша и серьги (надетой на шпильку), которые гарантируют механическую прочность соединения, и наконечника со шпилькой под гайку с контргайкой, создающих надежный электрический контакт с малым переходным сопротивлением. Для защиты проходного изолятора от обледенения и механических повреждений перед ним на фюзеляж устанавливается козырек из стеклоткани Т.

Коммутация антенны

Схема коммутации антенны между передатчиками Р-836 и СВБ-5 выполнена таким образом, что исключается возможность произвольного запуска передатчика без предварительно подключения антенны, что могло бы вывести из строя выходную радиолампу, если два члена экипажа одновременно будут работать на передачу, используя различные передатчики.

Упрощенная схема коммутации антенны и запуска передатчиков приведена на фиг. 176.

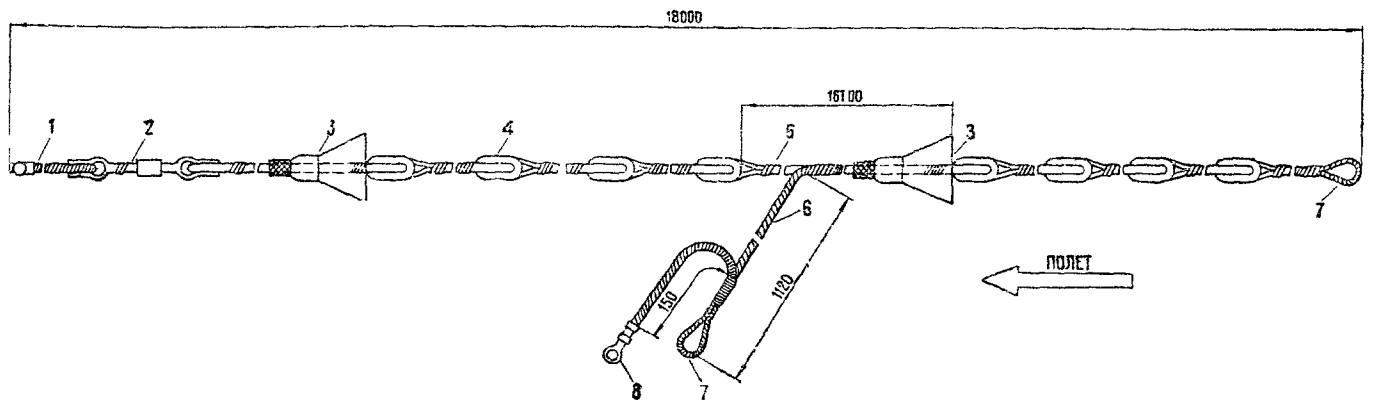
Для обеспечения необходимых переключений используются следующие элементы:

— два реле РС-1 (Р₁, Р₂), установленные в коробке антенных реле;

— два реле ТКЕ52ПД (Р₃, Р₄) и одно ТКЕ53ПД (Р₅), установленные в распределительной коробке СВБ-5.

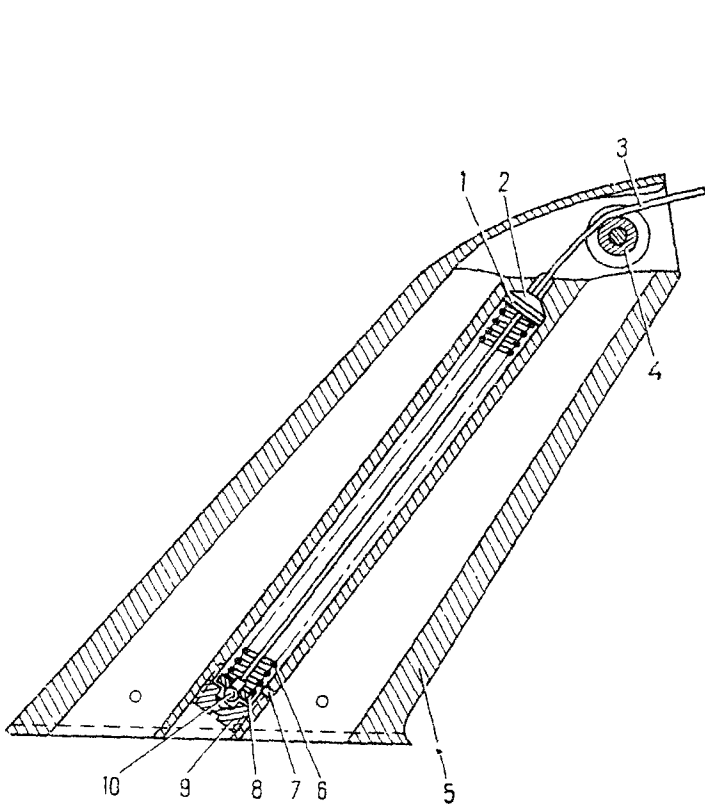
Кроме того, в этой схеме используются реле Р₆, Р₇, Р₈ и манипуляционные реле, установленные в радиопередатчиках Р-836 и СВБ-5.

В режиме «Прием». если питание на передатчики не подается, самолетная антенна подключается к антенной клемме приемника одновременно с включением УС-8 через контакты реле Р₁ и клем-



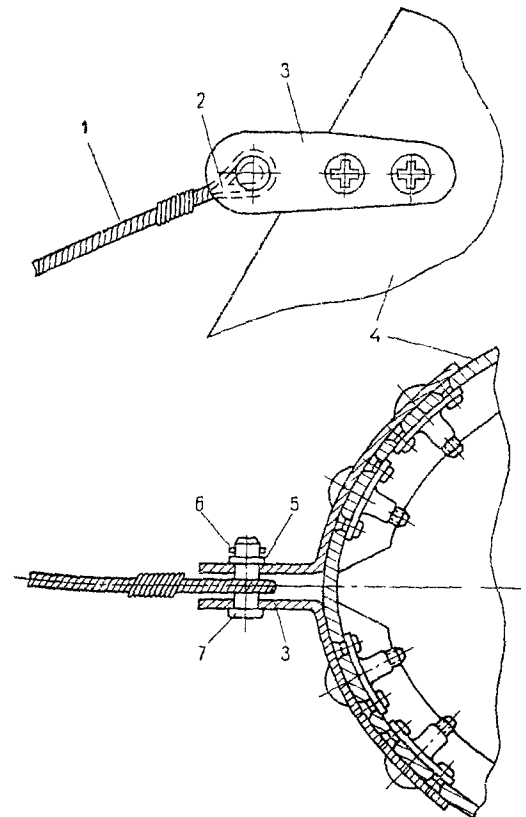
Фиг. 172. Антенна связной станции:

1—шариковая заделка; 2—тандер; 3—обтекатель; 4—орешковый изолятор; 5—антенный луч; 6—снижение; 7—коуш; 8—наконечник



Фиг. 173. Конструкция антенной стойки:

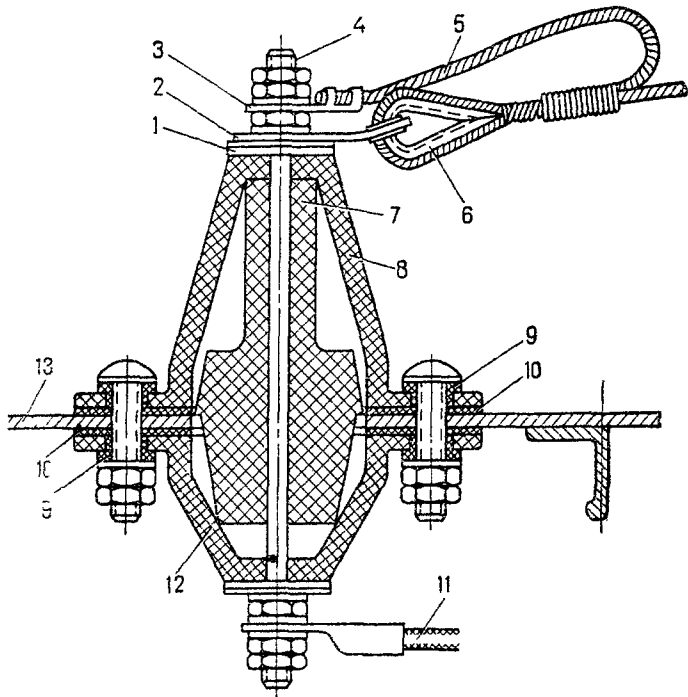
1—шайба; 2—вкладыш; 3—авиационный трос; 4—ролик; 5—стойка; 6—пружина; 7—отверстие для выхода влаги; 8—шайба; 9—заглушка; 10—шариковая заделка



Фиг. 174. Узел крепления антенны связной станции на киле:

1—авиационный трос; 2—коуш; 3—скоба из хромансиля; 4—носок киле; 5—шайба; 6—шплиц; 7—валик

у А передатчика Р-836, замкнутую на «Ап» его манипуляционным реле. Цепь питания реле Р₁ обеспечивается нормально-замкнутыми контактами обесточенных реле Р₃, Р₄ и Р₈. Антенный ввод приемника подсоединяется ко входу УС-8 через нормально-замкнутые контакты 1—2 обесточенного реле Р₄. Если включить питание на передатчик Р-836, изменится только цепь питания реле Р₁; в этом случае питание на реле Р₁ подается через контакты 3—2 и 5—5 реле Р₃. Включение питания на передатчик СВБ-5 не изменит схему подключения антенны к приемнику.



Фиг. 175. Проходной изолятор ФИП-45:

1—резиновая шайба; 2—серьга; 3—наконечник; 4—шпилька; 5—отвод снижения; 6—коуш; 7—фторопластовый вкладыш; 8—внешняя чашка изолятора; 9—герметизирующие шайбы; 10—уплотнительная лента; 11—антенный ввод с наконечником; 12—внутренняя чашка изолятора; 13—обшивка фюзеляжа

В режиме «Передача» предусматривается:

- подключение антенны именно к тому передатчику, где обеспечивается схема запуска;
- подсоединение к корпусу антенного входа и отключение питания экранных сеток радиоламп приемника;
- световая сигнализация о работе любого из передатчиков на рабочих местах штурмана, правого и левого летчиков, для предупреждения о возможных помехах в работе радиоконписа при работе на передачу одного из передатчиков.

При включении переключателя «ПРМ—ПРД» на пульте управления СВБ-5 в положение «ПРД» или нажатии кнопки «Радио» на рабочем месте одного из членов экипажа (переключатель СПУ в положении «СР») обеспечивается цепь питания реле Р₅, проходящая через нормально-замкнутые контакты обесточенных реле Р₇ и Р₆ в пультах управления Р-836. Если реле Р₅ сработает, то своими контактами 8—9 обеспечит питание реле Р₃, которое в свою очередь через контакты 2—3 подаст питание на реле

Р₄ и Р₂. Контактными 2—3 реле Р₄ подсоединяется вход приемника к корпусу, а контактами реле Р₂ антенна подключается к антенному элементу СВБ-5.

Одновременно через контакты 6—5 реле Р₅ подается питание на сигнальные лампы «Работает передатчик КВ».

При включении Р-836 на передачу подается питание на соответствующий пульт управления (Б-6 или Б-7), срабатывает реле Р₇ или Р₆ от кнопки запуска «Радио» (переключатель СПУ в положении «КР») и разрывается цепь запуска передатчика СВБ-5 (реле Р₅ обесточится). При этом реле Р₄, Р₃ и антенное реле Р₂ обесточатся, а реле Р₁ окажется под током через нормально-замкнутые контакты 4—5 и 1—2 реле Р₄ и Р₈.

Таким образом, антенна подключится к передатчику Р-836. Питание сигнальных ламп в этом случае обеспечивается от сети +27 в передатчика Р-836 через контакты 4—5 и 1—2 реле Р₅ и контакты манипуляционного реле этого передатчика.

В варианте, когда устанавливается на самолет один передатчик (Р-836), схема коммутации упрощается; антенный ввод от проходного изолятора подсоединяется непосредственно к клемме А передатчика. Коммутация антенны к приемнику и сигнализация осуществляются манипуляционным реле передатчика.

СХЕМА ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ СВЯЗНОЙ СТАНЦИИ

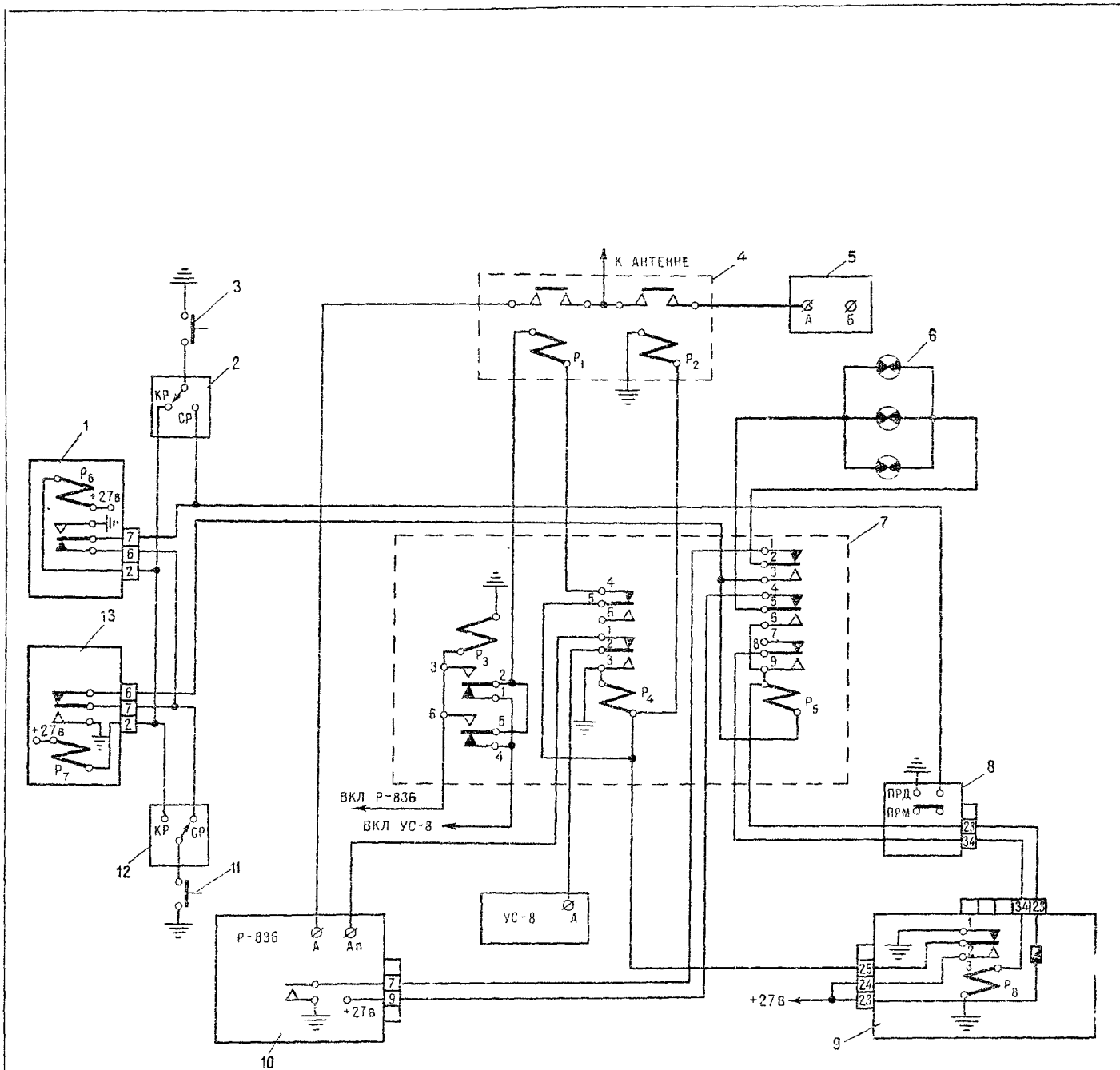
Электрическое соединение блоков связной станции выполнено проводами БПВЛТ и БПВЛЭТ сечением 0,35; 0,5; 0,75 и 1,25 мм², которые маркируются индексом «РСК».

Для монтажа антенных вводов от проходного изолятора ФИП-45 до антенного реле и от реле к передатчикам Р-836 и СВБ-5 применяются высокочастотные кабели типа РК-6 без экранированной оплетки, от клеммы АП передатчика до приемника УС-8 используется кабель типа РК-50.

Соединительные проводники группируются в жгуты, которые маркируются индексами «ЖРС». Для передатчика Р-836: ЖРС-7, ЖРС-8; для приемника УС-8: ЖРС-9, ЖРС-10, ЖРС-11, ЖРС-12 и ЖРС-13. Передатчик СВБ-5 комплектуется готовыми жгутами, изготовленными заводом-поставщиком, кроме одного ЖРС-20 — от доработанного пульта управления до распределительной коробки СВБ-5.

В распределительной коробке СВБ-5 устанавливаются три реле (два реле ТКЕ52ПД и одно — ТКЕ53ПД) и клеммная панель, которые используются для коммутации антенны, запуска СВБ-5 и сигнализации. Коробка антенных реле представляет собой текстолитовую планку, на которой устанавливаются два реле РС-1. Крышка коробки выполнена из органического стекла. По наклеенному фототрафарету оператор имеет возможность проверить правильность подсоединения антенных вводов.

Для исключения случаев пробоя высокочастотной энергии на корпус, при работе на передачу, монтаж антенного кабеля РК-6 на участках от передатчиков СВБ-5 и Р-836 до коробки антенных реле производится на опорных изоляторах. Изоляторы представляют собой конусообразную стойку из органического стекла высотой 70 мм, которая крепится торцом.



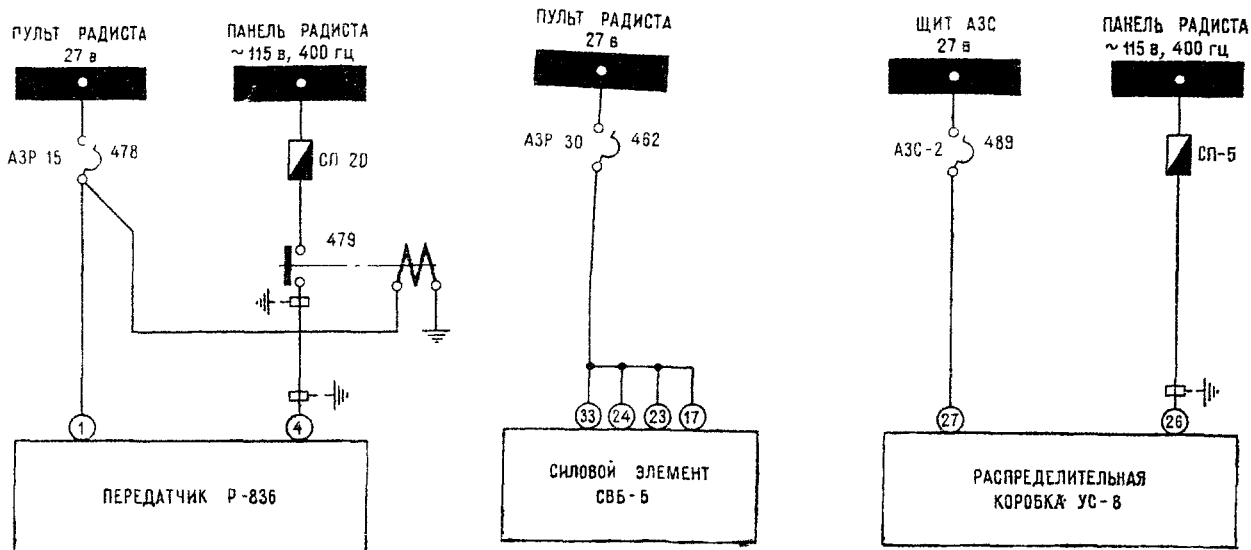
Фиг. 176. Схема коммутации антенны:

1—блок Б-7 радиостанции Р-836; 2, 3—абонентский аппарат и кнопка «Радио» летчика; 4—коробка антенных реле; 5—антенный элемент СВБ-5; 6—лампы сигнализации работы передатчиков связной станции; 7—распределительная коробка СВБ-5;

8—пульт управления СВБ-5; 9—силовой элемент СВБ-5; 10—контакты манипуляционного реле Р-836; 11, 12—кнопка «Радио» и абонентский аппарат радиста; 13—блок Б-6 радиостанции Р-836

В варианте, когда на самолет устанавливаются два радиопередатчика, пульт управления СВБ-5 дорабатывается установкой двухполюсного переключателя (вместо переключателя волны) для возможности использования одного телеграфного ключа на

Защита сетей от коротких замыканий и перегрузок осуществляется по постоянному току путем установки выключателя питания типа АЗР-15, по переменному — постановкой плавкового предохранителя типа СП-20, установленного на панели радиста.



Фиг. 177. Схема электропитания связной радиостанции:

462—выключатель питания СВБ-5; 478—выключатель питания Р-836; 479—контактор КМ-25Д включения пи-

тания Р-836 по переменному току; 489—выключатель питания УС-8

оба передатчика, а телеграфный ключ из комплекта Р-836 в этом случае не устанавливается.

Электропитание радиопередатчика Р-836 осуществляется по сети постоянного тока +27 в и переменного тока 115 в, 400 гц (фиг. 177). Питание по постоянному току включается выключателем «Неон», установленным на пульте радиста, а по переменному — через контакты контактора КМ-25Д, который устанавливается на панели радиста и срабатывает одновременно с включением постоянного напряжения.

Электропитание передатчика СВБ-5 производится только от сети постоянного тока 27 в через АЗР-30, установленный на пульте радиста.

Электропитание приемника УС-8 осуществляется от сети постоянного тока +27 в и переменного тока 115 в, 400 гц. Питание включается АЗС-2 с маркировкой «УС-8», установленным на щите АЗС, и переключателем режимов на пульте управления летчика или радиста. Переменное напряжение поступает через предохранитель СП-5, который установлен на панели радиста.

Глава VI

РАДИОНАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

К радионавигационному оборудованию самолета относятся:

- автоматический радиокompас АРК-5 (два комплекта),
- система слепой посадки СП-50,
- радиовысотомер РВ-2 с приставкой СВ-Р.

В зависимости от серии на самолет могут устанавливаться вместо двух комплектов АРК-5 — два комплекта АРК-11 или АРК-11 и АРК-9; вместо РВ-2 — радиовысотомер РВ-УМ; на самолеты, предназначенные для полетов за рубежом, вместо СП-50 может устанавливаться аппаратура «ВОР—ИЛС» или «Курс—МП».

35. АВТОМАТИЧЕСКИЙ РАДИОКОМПАС АРК-5 С ДИСТАНЦИОННЫМ УПРАВЛЕНИЕМ

Радиокompас АРК-5 предназначен для самолето-вождения по приводным, широкоэшелонным ра-

диостанциям и маякам. С помощью радиокompаса экипаж может решать следующие задачи:

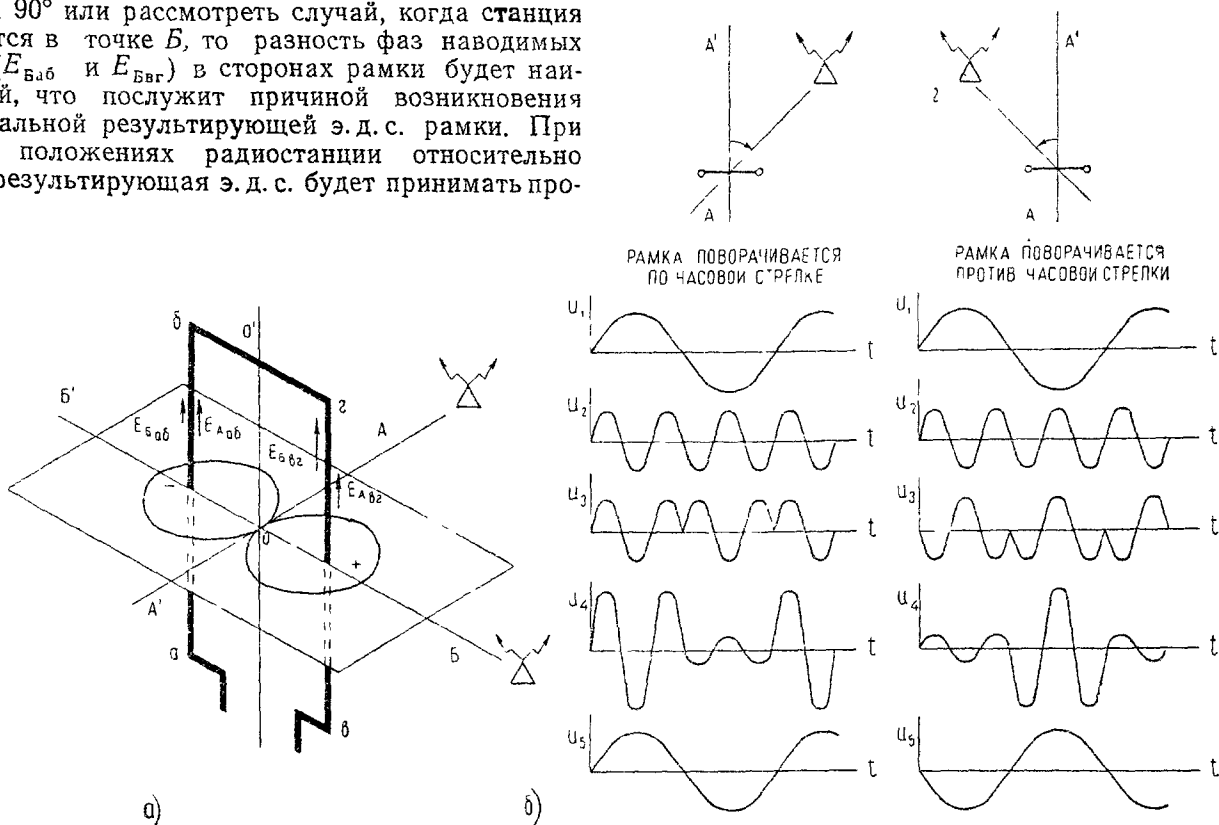
- совершать полет на радиостанцию и от нее с визуальной индикацией курса;
- определять пеленг радиостанции;
- определять расчетное место по двум пеленгам;
- совершать заходы на посадку по приборам системы ОСП-48;
- определять навигационные элементы полета (угол сноса, путевую скорость).

ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ И ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Принцип действия радиокompаса основан на использовании комбинированного приема сигнала приводной радиостанции на открытую (ненаправленную) и рамочную антенны.

Величина и направление э. д. с., наводимой в рамке (фиг. 178, а), находящейся в электромагнитном поле, зависят от угла ее поворота вокруг оси OO' относительно источника излучения. Если стороны «а—б» и «в—г» рамки равноудалены от станции А, то результирующая э. д. с. (E_p) равна нулю, так как составляющие $E_{Aa\delta}$ и $E_{Av\gamma}$, наводимые в сторонах, направлены навстречу друг другу. Если рамку развернуть на 90° или рассмотреть случай, когда станция находится в точке В, то разность фаз наводимых э. д. с. ($E_{Ba\delta}$ и $E_{Bv\gamma}$) в сторонах рамки будет наибольшей, что послужит причиной возникновения максимальной результирующей э. д. с. рамки. При других положениях радиостанции относительно рамки результирующая э. д. с. будет принимать про-

рис. 178, б). После прохождения каскадов приемника (смесителя, усилителя промежуточной частоты, детектора и усилителя низкой частоты) в усилителе компасного выхода выделяется сигнал с частотой 60 гц. Его фаза сравнивается с фазой опорного напряжения звукового генератора в схеме управления, где вырабатывается управляющее напряжение,



Фиг. 178. Принцип работы автоматического радиоконпаса:

а—принцип формирования диаграммы направленности рамочной антенны; б—графики напряжений в различных точках схемы; u_1 —на выходе звукового генератора (опорное напряже-

ние); u_2 —на входе УВЧ с ненаправленной антенны; u_3 —на входе УВЧ с рамочной антенны; u_4 —на выходе УВЧ (результатирующее); u_5 —управляющее (на выходе УНЧ)

межуточные значения, причем при переходе через нулевое положение фаза э. д. с. меняет свой знак. Таким образом, диаграмма направленности рамочной антенны в горизонтальной плоскости получается в виде восьмерки. С помощью только одной рамочной антенны направление на радиостанцию не может быть определено однозначно, так как диаграмма направленности имеет два минимума приема — в направлениях OA и OA' .

Блок-схема радиоконпаса приведена на фиг. 179.

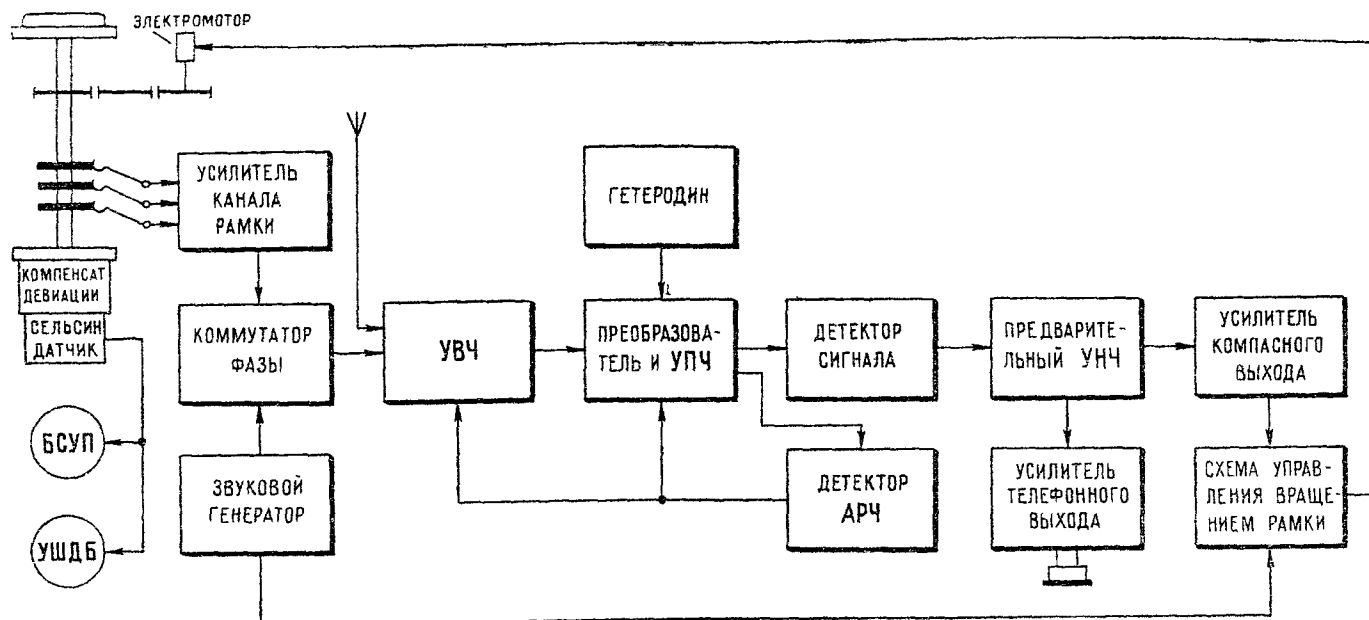
Сигнал пеленгуемой радиостанции поступает на вход усилителя высокой частоты (УВЧ) приемника по двум каналам: с рамочной и ненаправленной антенны. Сигнал рамочной антенны коммутируется коммутатором фазы с частотой 60 гц. Результирующий высокочастотный сигнал будет иметь амплитудную модуляцию также с частотой 60 гц, причем фаза модулирующего сигнала изменяется на 180° , в зависимости от направления прихода сигнала слева или справа от линии «нулевого» приема AA' (см.

фаза и величина которого зависят от положения рамки относительно направления на радиостанцию.

Управляющее напряжение подается на двигатель вращения рамки, который через редуктор поворачивает ее ось таким образом, чтобы рамка установилась минимумом приема в направлении на радиостанцию. Одновременно вращается и ось сельсиндатчика следящей системы передачи угла на указатели курса с учетом девиации (за счет механизма компенсации радиодевиации). Стрелки БСУП-2 и УШДБ-2, находящиеся на оси сельсинов-приемников, устанавливаются в положение, соответствующее курсовому углу радиостанции. Таким образом, применение на входе приемника специальной схемы коммутатора фаз в сочетании с управляющей схемой на выходе позволяет преобразовать сигналы станции, принимаемые рамочной и ненаправленной антеннами так, что стрелка указателя курса однозначно показывает курсовой угол этой радиостанции.

Настройка приемника радиокompаса осуществляется с помощью системы электродистанционного управления (ЭДУ).

Телефонный выход радиокompасов во всех режимах работы заводится в СПУ-7. Прослушать позывные радиостанции можно при установке переключателя



Фиг. 179. Упрощенная блок-схема радиокompаса АРК-5

Передача угла положения рамки на указатели производится с помощью сельсинной системы.

Принцип работы ЭДУ заключается в получении сигнала ошибки, пропорционального углу рассогласования между положением оси настраиваемого элемента схемы и задающего органа настройки на пульте, усиления этого сигнала до нужной величины и подачи его на исполнительный механизм (асинхронный двигатель), который вращает оси настраиваемых элементов схемы до тех пор, пока сигнал ошибки не станет равным нулю.

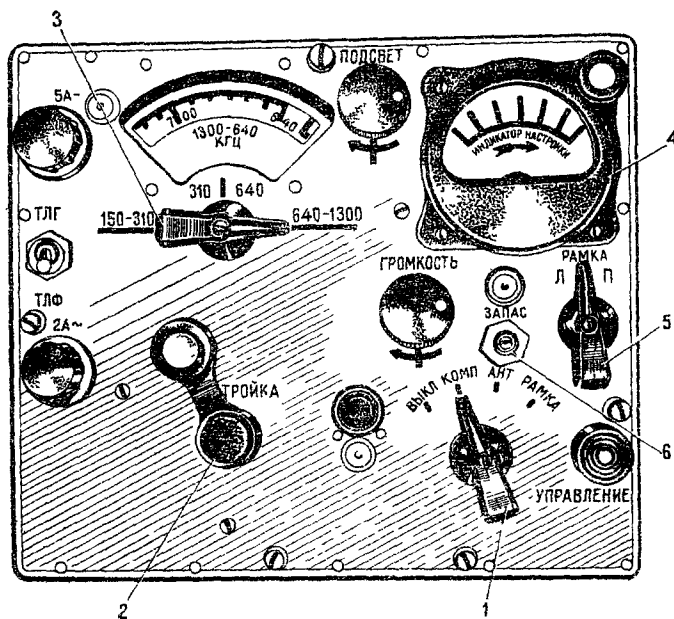
Радиокompас может использоваться в следующих режимах:

— режим автоматического пеленгования «Компас» — основной рабочий режим, когда при настройке приемника на частоту пеленгуемой радиостанции стрелка указателя курса автоматически устанавливается в положение, соответствующее курсовому углу;

— режим «Антенна» — предназначен для точной настройки приемника на приводную радиостанцию по индикатору настройки;

— режим «Рамка» — используется для настройки радиокompаса в условиях больших электростатических помех, а также для ручного (не автоматического) пеленгования приводных радиостанций. В этом случае, вращая рамку нажимным переключателем «Л—П», добиваются минимума громкости на телефонном выходе или минимальных показаний по индикатору настройки. Такое положение рамки (и стрелки курсоуказателя) будет соответствовать направлению на радиостанцию (или от нее). Двухзначность появилась из-за наличия двух минимумов у диаграммы направленности рамочной антенны. Точность получения курсового угла радиостанции в этом случае ухудшается.

теля радиостанций СПУ-7 в положение «РК₁» — для АРК-5 № 1 или «РК₂» — для АРК-5 № 2. Настрой-



Фиг. 180. Щиток управления АРК-5:

1—переключатель режимов; 2—ручка настройки частоты; 3—переключатель поддиапазонов; 4—индикатор настройки; 5—нажимной переключатель вращения рамки влево—вправо (Л—левое, П—правое); 6—винт регулировки чувствительности индикатора настройки

ка, переключение диапазонов и выбор режима работы производится со щитка управления, который показан на фиг. 180.

Основные технические данные

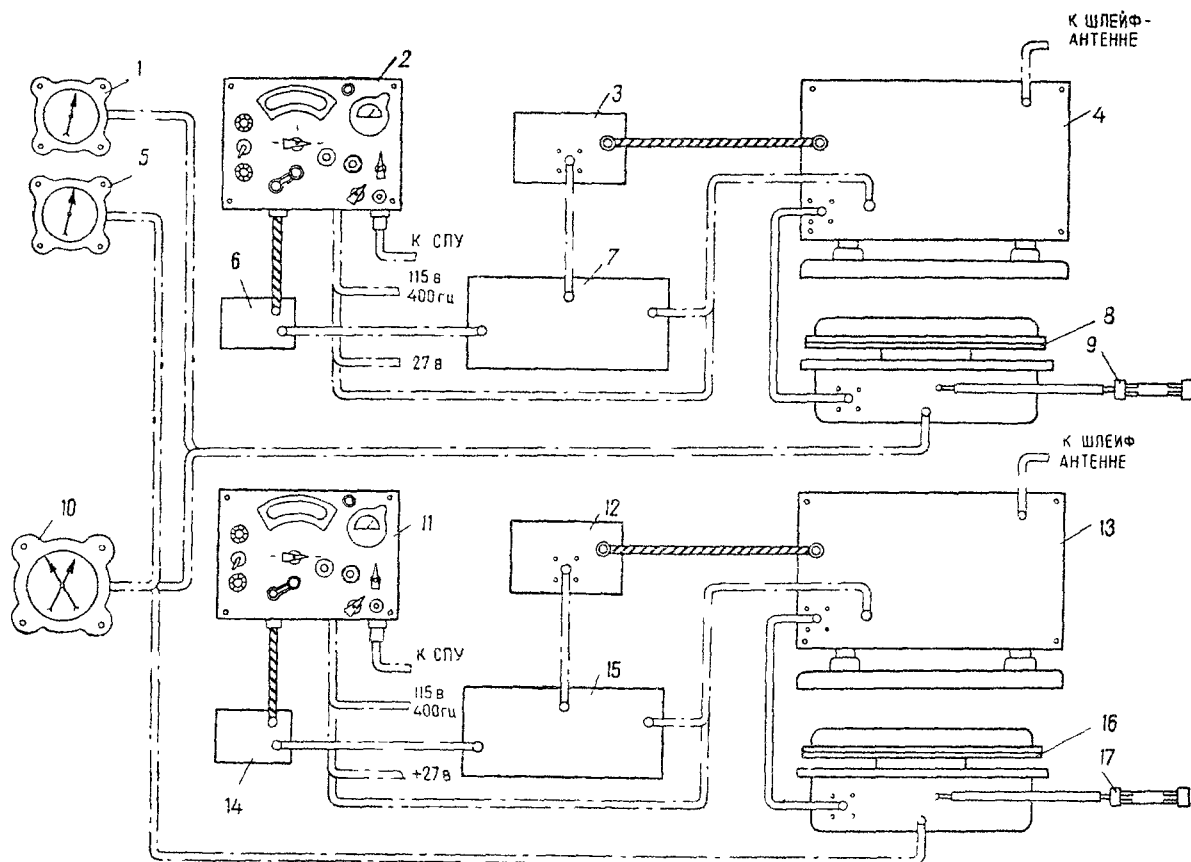
Дальность действия по ПАР-3Б на высоте 5000 м	220 км
Диапазон частот:	
I поддиапазон	150—310 кгц
II поддиапазон	310—640 кгц
III поддиапазон	640—1300 кгц
Чувствительность:	
— приемника	10—12 мкв
— радиокompаса	
по приводу	50 мкв
по пеленгу	180 мкв
Точность установки частоты (погрешность градуировки)	2—2,5%
Потребляемая мощность:	
— по сети постоянного тока 27 в	30 вт
— по сети переменного тока 115 в, 400 гц	150 вв
Вес	40,6 кг

ния их в управляющее напряжение, пропорциональное углу поворота рамки относительно станции, которое подается на двигатель вращения рамки.

На передней панели щитка управления (см. рис. 180) находятся все органы управления радиокompасом: переключатель поддиапазонов, ручка настройки, переключатели режимов и рода работ, нажимной переключатель ручного вращения антенны и индикатор настройки.

Блок рамочной антенны состоит из двигателя вращения рамки, сельсина-датчика, обеспечивающего передачу угла положения рамки на указатели, механизма для компенсации радиодeviации, рамочной антенны для приема сигналов пеленгуемой радиостанции и формирования диаграммы направленности типа «восьмерка».

Шлейфовая антенна (фиг. 182) предназначена для приема сигналов пеленгуемой радиостанции и



Фиг. 181. Комплекточная схема радиокompаса АРК-5 № 1 и 2 с ЭДУ:

1, 5—указатели курса БСУП-2 АРК-5 № 1 и 2 левого летчика; 2, 11—щитки управления АРК-5 № 1 и 2; 3, 12—исполнительные механизмы ЭДУ «Ока» № 1 и 2; 4, 13—приемники АРК-5 № 1 и 2; 6, 14—датчики ЭДУ «Ока» № 1 и 2; 7, 15—

усилители ЭДУ «Ока» № 1 и 2; 8, 16—рамки АРК-5 № 1 и 2; 9, 17—дегидраторы рамок АРК-5 № 1 и 2; 10—указатель курса УЩДБ-2 правого летчика

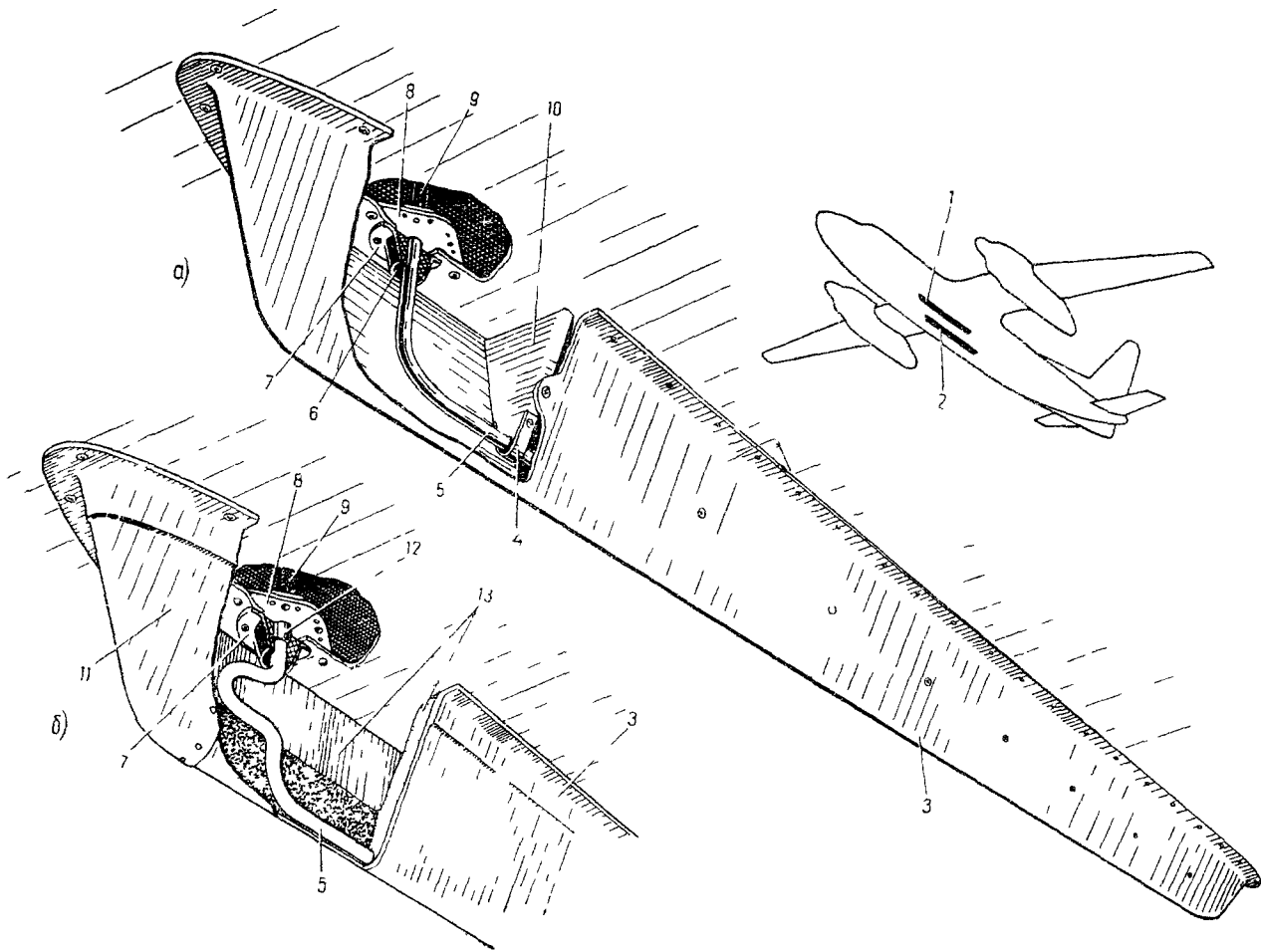
СОСТАВ, НАЗНАЧЕНИЕ И РАЗМЕЩЕНИЕ БЛОКОВ

Комплектовочные схемы радиокompасов АРК-5 № 1 и 2 с ЭДУ «Ока» приведены на фиг. 181.

Приемник супергетеродинного типа предназначен для усиления принятых сигналов и преобразова-

формирования круговой диаграммы направленности. Антенна размещается в защитном кожухе из стеклоткани.

В связи с имеющимися в эксплуатации случаями разрушения кожуха из-за эрозии и недостаточной



Фиг. 182. Шлейфовая антенна радиокompаса:

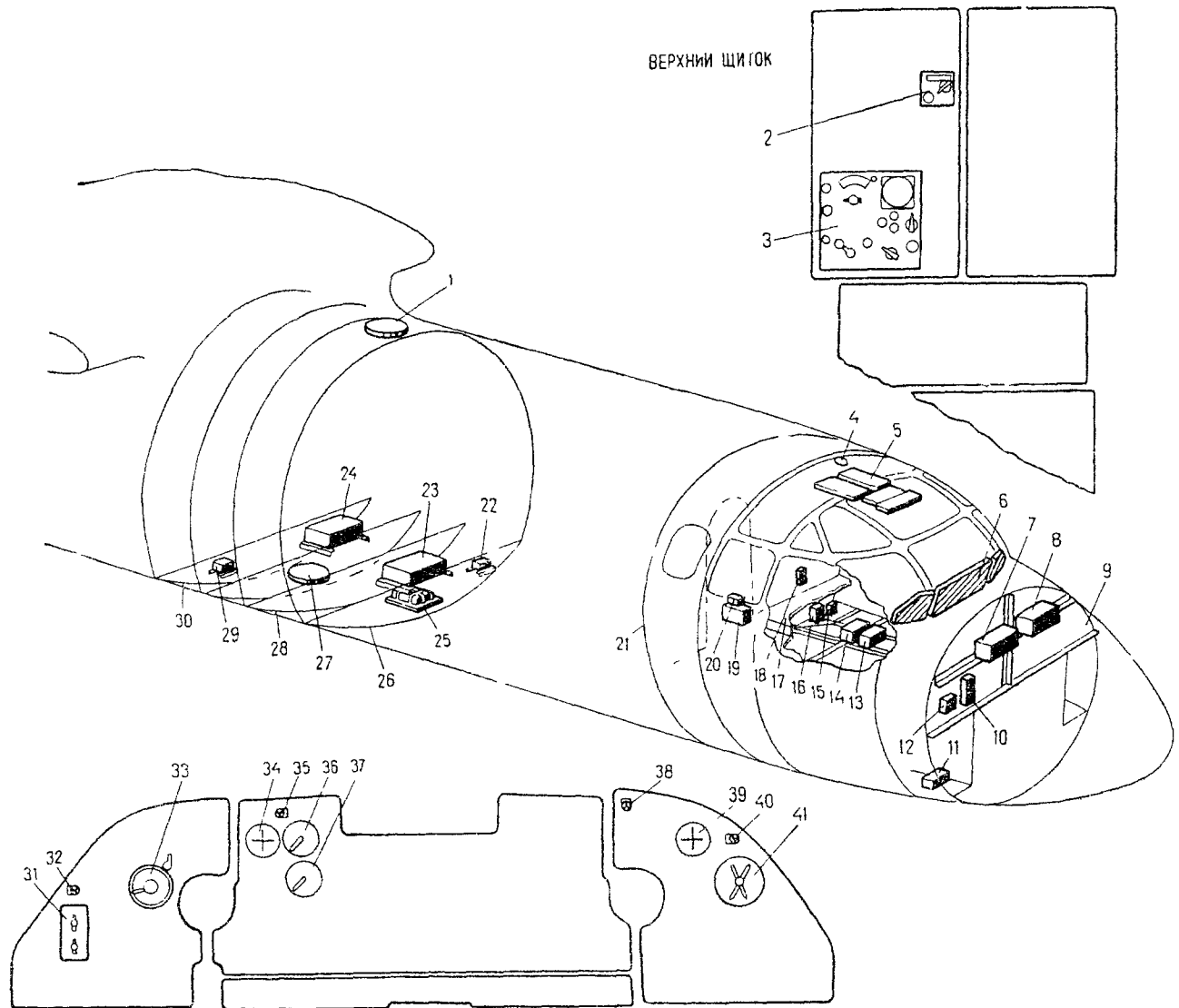
а—вариант антенны, устанавливаемой до 1966 г.,
 б—вариант антенны, устанавливаемой после 1966 г.
 1—место установки антенны первого комплекта; 2—
 место установки антенны второго комплекта; 3—ко-
 жух антенны; 4—хомут, 5—антенный фидер со сня-

тым экраном; 6—вкладыш; 7—фланец; 8—шайба;
 9—антенный ввод в экране; 10—стойка; 11—защит-
 ный носок; 12—композит К-153; 13—заливочный пе-
 нопласт

жесткости с 1966 г. предусматривается установка кожуха с антенной в новом варианте (по посадочным местам взаимозаменяем со старым). В новом кожухе (фиг. 182, б) антенный фидер закрыт заливочным

станционного электромеханического управления органами настройки радиоконюаса.

Сельсины-приемники указателей курса БСУП-2 и УШДБ-2 вместе с сельсином-датчиком, находящимся



Фиг. 183. Размещение блоков радионавигационного оборудования (в варианте с радиоконюасами АРК-5, радиовысотомером РВ-2 и радиоприемниками ГРП-2 и КРП-Ф, установленными на шпангоуте 1):

1—рамочная антенна АРК-5 № 1; 2—щиток М-50 системы посадки СП-50; 3—щиток управления радиоконюасом АРК-5 № 1; 4—электрозвонок СЭЗ-2 маркерного приемника; 5—верхний щиток летчиков; 6—приборная доска летчиков; 7—приемник ГРП-2; 8—приемник КРП-Ф; 9—шпангоут 1; 10—распределительная коробка СП-50; 11—амплитудная приставка АП-1; 12—блок конденсаторов АПК; 13, 14—усилители ЭДУ радиоконюасов АРК-5 № 1 и 2; 15—блок питания приемника МРП-56П; 16—приемник МРП-56П; 17—участок пола у левого борта; 18—сигнализатор высоты СВ-Р радиовысотомера РВ-2; 19, 20—щиток управления и датчик ЭДУ «Ока» радиоконюаса АРК-5 № 2; 21—шпангоут 6; 22,

23—исполнительный механизм ЭДУ «Ока» и приемник радиоконюаса АРК-5 № 1; 24, 29—приемник и исполнительный механизм ЭДУ «Ока» радиоконюаса АРК-5 № 2; 25—антенна маркерного приемника МРП-56П; 26—шпангоут 13; 27—рамочная антенна АРК-5 № 2; 28—шпангоут 14; 30—шпангоут 16; 31—задатчик высоты радиовысотомера РВ-2; 32, 40—сигнальные лампы «Высота» радиовысотомера РВ-2; 33—указатель ПРВ-46 радиовысотомера РВ-2; 34, 39—указатели КППМ системы посадки СП-50; 35, 38—сигнальные лампы «Маркер» приемника МРП-56П; 36, 37—указатели БСУП-2 радиоконюасов АРК-5 № 1 и 2; 41—указатель УШДБ-2

вочным пенопластом, место ввода антенны герметизируется компаундом К-153, передняя часть кожуха закрыта защитным носком из АМцАП.

Система ЭДУ, состоящая из датчика, усилителя и исполнительного механизма, предназначена для ди-

ся на оси вращения рамочной антенны, образуют сельсинно-следящую систему, которая обеспечивает передачу угла положения рамки на стрелки курсоуказателей.

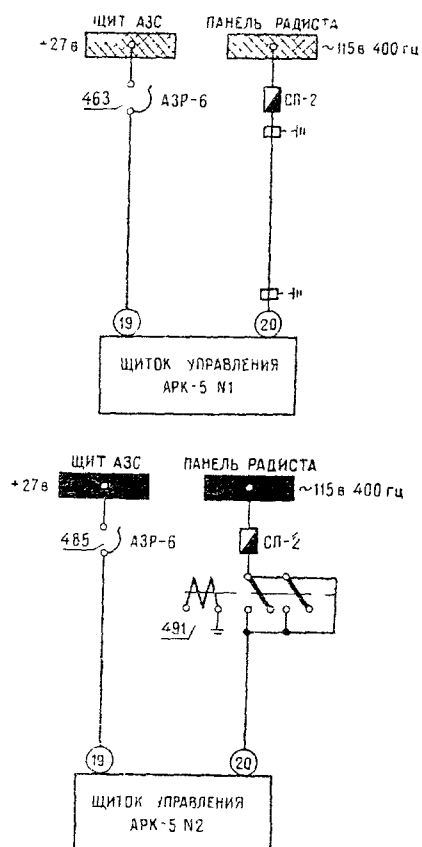
Состав и размещение блока АРК-5 № 1 и АРК-5 № 2 указаны в табл. 21 и на фиг. 183.

Наименование блока	Шифр блока (тип)	Количество на самолет	Место установки
Радиокомпас АРК-5 № 1			
Приемник	АРК-5	1	Под полом пассажирской кабины, слева, между шпангоутами 13—14
Щиток управления	—	1	На верхнем щитке летчиков (в транспортном варианте второй щиток управления устанавливается на рабочем месте штурмана)
Рамочная антенна с дегидратором	—	1	На фюзеляже между шпангоутами 13—14, в плоскости симметрии самолета, в специальной ванночке, закрытой сверху радиопрозрачным материалом
Шлейфовая антенна (ненаправленного действия)	—	1	Под фюзеляжем, слева, между шпангоутами 13—21
Датчик системы электродистанционного управления	ЭДУ „Ока“	1	Под щитком управления, за лицевой панелью верхнего щитка летчиков
Исполнительный механизм	ЭДУ „Ока“	1	Под полом пассажирской кабины между шпангоутами 13—14, возле приемника АРК-5 № 1
Индикатор летчика	БСУП-2	1	На средней панели приборной доски летчиков
Индикатор штурмана (стрелка № 1)	УШДБ-2	1	На правой панели приборной доски
Усилитель	ЭДУ „Ока“	1	В кабине экипажа под полом, слева, между шпангоутами 6—7
Радиокомпас АРК-5 № 2			
Приемник	АРК-5	1	Под полом пассажирской кабины, слева, между шпангоутами 15—16
Щиток управления	—	1	На вертикальной панели правого пульта
Рамочная антенна с дегидратором	—	1	Под полом пассажирской кабины между шпангоутами 15—16, в плоскости симметрии самолета, в специальной ванночке, закрытой радиопрозрачным материалом
Шлейфовая антенна (ненаправленного действия)	—	1	Под фюзеляжем между шпангоутами 16—24, в плоскости симметрии самолета
Датчик системы электродистанционного управления	ЭДУ „Ока“	1	Около щитка управления, за лицевой панелью правого пульта (у шпангоута 6, стрингер 26)

Наименование блока	Шифр блока (тип)	Количество на самолет	Место установки
Исполнительный механизм	ЭДУ „Ока“	1	Под полом пассажирской кабины, справа, между шпангоутами 15—16 (стрингеры 2—3)
Индикатор летчика	БСУП-2	1	На средней панели приборной доски (под индикатором БСУП-2 АРК-5 № 1)
Индикатор штурмана (стрелка № 2)	УШДБ-2	—	На правой панели приборной доски
Усилитель	ЭДУ „Ока“	1	Под полом кабины экипажа, слева, между шпангоутами 6—7

СХЕМА ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

Электрическое соединение блоков выполнено проводами БПВЛТ и БПВЛЭТ сечением 0,5; 1,0;



Фиг. 184. Схема электропитания радиокompасов АРК-5 № 1 и 2:

463—выключатель питания АРК-5 с ЭДУ № 1; 485—выключатель питания АРК-5 с ЭДУ № 2; 491—реле ТКЕ52ПД 2-й серии

1,25 мм² (на самолетах до заводского номера 10—05 использовались провода БПВЛ и БПВЛЭ). Провода маркируются индексами «РК» и объединяются

в жгуты: ЖРК-1, ЖРК-2, ЖРК-3, ЖРК-4, ЖРК-5, ЖРК-6 — для АРК-5 № 1 и ЖРК-21, ЖРК-22, ЖРК-23, ЖРК-25, ЖРК-26, ЖРК-27, ЖРК-28 — для АРК-5 № 2. Шлейфовые антенны выполнены из высокочастотного кабеля РК-48 со снятым экраном на горизонтальной части провода.

Кабельная система радиокompасов и функциональные связи между блоками показаны на фиг. 181.

Электропитание радиокompасов осуществляется от сети переменного тока 115 в, 400 гц и постоянного тока напряжением 27 в. Радиокompас АРК-5 № 1 с ЭДУ подключен к шинам аварийного питания (фиг. 184), что обеспечивает работоспособность компаса при отказах в основной сети. В качестве защиты элетросетей от перегрузок и коротких замыканий используются плавкие предохранители СП-2 по цепям переменного тока, установленные на панели радиста, и автоматы защиты АЗР-6 по постоянному току, которые установлены на щите АЭС.

Реле ТКЕ52ПД 2-й серии (поз. 491) используется для подачи питания в систему РСБН-2, если она устанавливается взамен второго комплекта радиокompаса; при этом переключки снимаются, а обмотка реле включается на АЗР включения РСБН-2.

36. АВТОМАТИЧЕСКИЙ РАДИОКОМПАС АРК-11

С 21-й серии на самолет вместо двух комплектов АРК-5 с ЭДУ «Ока» устанавливаются два комплекта АРК-11. По принципу действия, назначению и решаемым задачам эти радиокompасы аналогичны, однако тактические и технические характеристики АРК-11 выгодно отличают его от АРК-5.

Основными отличительными особенностями АРК-11 являются:

— полностью электродистанционное управление и настройка (без механических связей), что обеспечивает высокую точность установки частоты;

— кроме режима обычной настройки на любую частоту (в пределах диапазона), предусмотрена возможность автоматической (беспоисковой) перестройки на одну из девяти заранее настроенных и зафиксированных частот, что значительно облегчает работу по использованию компаса в полете;

— наличие режима «Комп. II», который используется при значительном уровне электростатических помех, когда работа в режиме «Комп. I» невозможна;

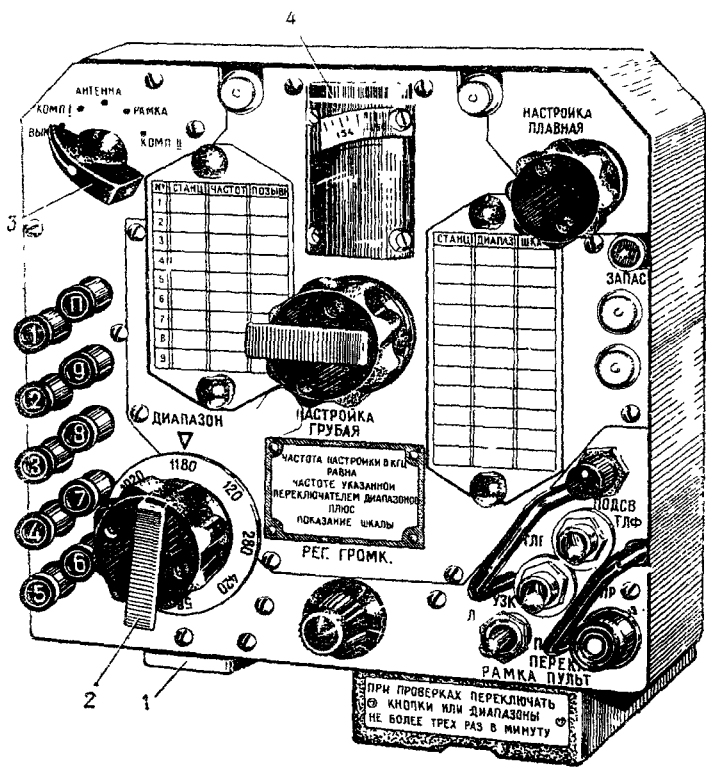
— наличие узкой полосы пропускания, повышающей помехоустойчивость;

— возможность работы от ненаправленной антенны с малой действующей высотой за счет более высокой чувствительности приемника;

— схема радиокompаса выполнена на малогабаритных радиодеталях и полупроводниковых приборах, что обеспечивает более высокую надежность и повышает гарантийный срок службы.

РЕЖИМ РАБОТЫ И ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Выбор режима работы радиокompаса, настройка на пеленгуемую радиостанцию производятся дистанционно с пульта управления (фиг. 185), на лицевой панели которого расположены следующие органы управления:



Фиг. 185. Пульт управления АРК-11:

1—гнездо телефонного выхода; 2—фиксатор переключателя диапазонов; 3—переключатель режимов; 4—подвижная шкала частот

— переключатель «Диапазон» с рычажком (фиксатором) предназначен для переключения рабочих поддиапазонов при перестройке частот. Рычажок служит для расфиксирования деталей запоминающего устройства при перестройке частот фиксированных каналов. При включенной кнопке «П» (плавная настройка) рычажок-фиксатор не используется;

— ручка «Настройка грубая» с рычажком (фиксатором) используется для ориентировочной установки шкалы частот (в пределах выбранного поддиапазона) в нужное положение;

— ручка «Настройка плавная» служит для точной подстройки на заданную частоту. Ручка включает механизм настройки только при ее нажатии от себя до отказа. При настройке фиксированных каналов ручка «Настройка плавная» действует только при расфиксированной ручке «Настройка грубая». Внутри ручки имеется электромагнит, который удерживает ее и препятствует самопроизвольному вращению механизма в режиме плавной настройки (кнопка «П» нажата);

— девять кнопок для фиксированной настройки на девять частот и кнопка «П» для включения режима плавной настройки;

— ручка потенциометра «Рег. громк.» для регулировки усиления приемника в режимах «Антенна», «Рамка» и громкости в телефонах на выходе в режимах «Комп. I» и «Комп. II»;

— переключатель «Шир.—Узк.», изменяющий полосу пропускания приемника;

— переключатель «ТЛФ—ТЛГ» для выбора режима принимаемых телефонных или телеграфных сигналов;

— нажимной переключатель «Рамка Л—П» для вращения рамочной антенны влево или вправо. В режимах «Комп. I» и «Комп. II» — быстрое вращение, а в режимах «Антенна» и «Рамка» — медленное;

— регулятор «Подсв.» для регулировки яркости подсвета шкалы пульта;

— переключатель рода работ, переключающий режимы «Комп. I», «Антенна», «Рамка» и «Комп. II»;

— кнопка «Перекл. пульт.» для переключения пульта (используется только в двухщитковом варианте).

В нижней части пульта под ручкой «Диапазон» имеются гнезда телефонного выхода под вилку для подсоединения АРК-11 к СПУ-7.

Режим «Комп. I» является основным режимом автоматического пеленгования, когда стрелка указателя курса автоматически устанавливается в положение, соответствующее курсовому углу радиостанции (угол между продольной осью самолета и направлением на радиостанцию).

Режим «Антенна» служит для точной настройки приемника радиокompаса (по индикатору настройки) на приводные и широкоэмиттерные радиостанции и для прослушивания позывных.

Режим «Рамка» используется для слухового (по минимуму приема) или визуального (по минимальным отклонениям стрелки индикатора) пеленгования радиостанций.

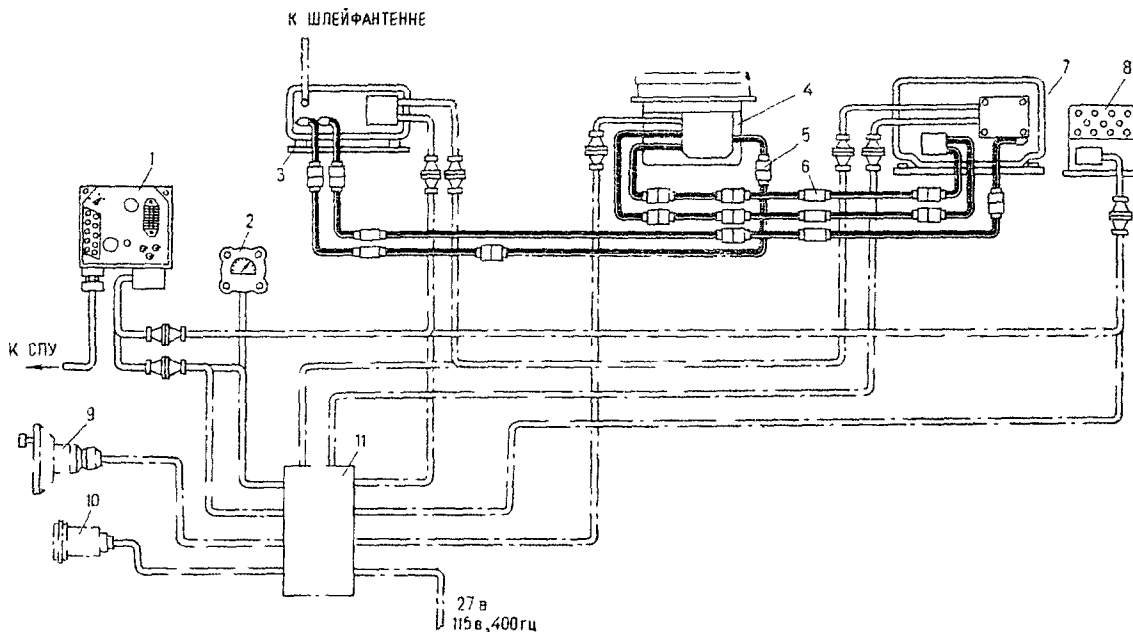
Режим «Комп. II» также является режимом автоматического пеленгования, однако используется при значительном уровне электростатических помех. Защищенность режима «Комп. II» объясняется тем, что в этом режиме вместо ненаправленной антенны используется дополнительная рамочная антенна, которая менее подвержена воздействию этих помех, чем шлейфовая (так как принимается только магнитная составляющая электромагнитного поля). Применение рамочной антенны (взаем ненаправленной) вызывает двузначность в определении пеленга (с ошибкой в 180°) и незначительное ухудшение чувствительности. Разрешение двузначности

производится другими навигационными средствами или режимом «Комп. I».

На всех режимах работы телефонный выход радиоконпасов АРК-11 № 1 и 2 заводится в СПУ-7 так, что прослушать позывные радиостанций можно при установке переключателя СПУ-7 соответственно в положения «РК₁» и «РК₂».

СОСТАВ, НАЗНАЧЕНИЕ И РАЗМЕЩЕНИЕ БЛОКОВ

На самолет устанавливаются два комплекта автоматического радиоконпаса АРК-11 первого варианта (с одним настроенным антенным блоком). Комплектовочная схема приведена на фиг. 186, а состав и размещение блоков даны на фиг. 187 и в табл. 22.

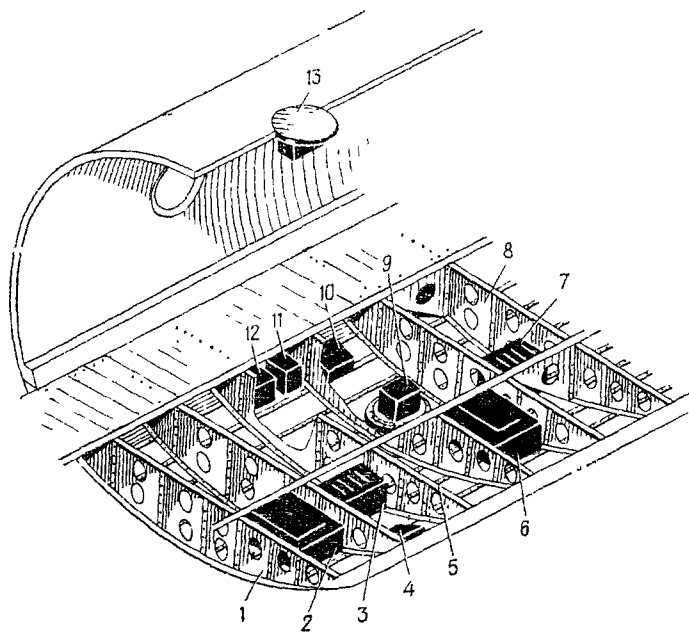


Фиг. 186. Комплектующая схема АРК-11:

1—пульт управления; 2—индикатор настройки; 3—блок антенный настроенный; 4—блок направленной антенны; 5—высокочастотный разъем; 6—эквивалент кабеля; 7—приемник; 8—блок питания; 9, 10—указатели курса УШДБ-2 и БСМП-2 правого и левого летчиков; 11—распределительная коробка

Основные технические данные

Дальность действия по ПАР-ЗБ на высоте 5000 м	220 км
Диапазон частот:	
I поддиапазон	120—280 кгц
II поддиапазон	280—440 кгц
III поддиапазон	420—580 кгц
IV поддиапазон	580—740 кгц
V поддиапазон	720—880 кгц
VI поддиапазон	880—1040 кгц
VII поддиапазон	1020—1180 кгц
VIII поддиапазон	1180—1340 кгц
Чувствительность приемника в режимах:	
— телефонном	10—30 мкв
— телеграфном	5—15 мкв
Чувствительность радиоконпаса:	
— по приводу	40—150 мкв/м
— по пеленгу	150—300 мкв/м
Точность градуировки	±200 гц
Потребляемая мощность	
а) по сети постоянного тока 27 в:	
— при выключенном термостате и электродвигателях управления	45 вт
— при включении подогрева термостата и работающих электродвигателях	до 450 вт
б) по сети переменного тока 115 в, 400 гц	80 ва
Вес	35 кг



Фиг. 187. Размещение блоков АРК-11 № 1 и 2:

1, 5, 8—шпангоуты 12, 14, 17; 2, 6—приемники АРК-11 № 1 и 2; 3, 7—блоки антенные настроенные АРК-11 № 1 и 2; 4, 10—РК-1 радиоконпасов АРК-11 № 1 и 2; 9, 13—блоки направленной антенны АРК-11 № 2 и 1; 11, 12—блоки питания АРК-11 № 2 и 1

Наименование блока	Шифр блока (тип)	Количество на самолет	Место установки
Радиокомпас АРК-11 № 1			
Приемник	АРК-11	1	Под полом пассажирской кабины, слева, между шпангоутами 12—13
Пульт управления	—	1	} На левой панели верхнего щитка летчиков (см. фиг. 12)
Индикатор настройки (миллиамперметр)	М5-2	1	
Блок направленной антенны (блок рамки)	—	1	На фюзеляже, между шпангоутами 13—14, в плоскости симметрии (ШР находятся слева)
Шлейфовая антенна (ненаправленная)	—	1	Под фюзеляжем, между шпангоутами 13—21 слева
Блок антенный настроенный (1 вариант)	—	1	} Под полом пассажирской кабины, слева, между шпангоутами 13—14
Распределительная коробка РК-1	—	1	
Блок питания	—	1	Под полом пассажирской кабины, справа, между шпангоутами 14—15
Индикатор курса левого летчика	БСУП-2	1	На средней панели приборной доски летчиков (см. фиг. 4)
Индикатор курса правого летчика	УШДБ-2	1	На правой панели приборной доски (см. фиг. 5)
Эквиваленты кабеля:			
на 10 и 3 м	—	1	Между блоком антенным настроенным и приемником
на 3 м	—	2	Между блоком направленной антенны и приемником
на 3 м	—	1	Между блоком антенным настроенным и направленной антенной
Радиокомпас АРК-11 № 2			
Приемник	АРК-11	1	Под полом пассажирской кабины, слева, между шпангоутами 15—16
Пульт управления	—	1	} На вертикальной панели правого пульта (см. фиг. 8)
Индикатор настройки (миллиамперметр)	М5-2	1	
Блок направленной антенны (блок рамки)	—	1	Под полом пассажирской кабины, между шпангоутами 15—16, в плоскости симметрии (ШР находятся справа)

Наименование блока	Шифр блока (тип)	Количество на самолет	Место установки
Шлейфовая антенна (ненаправленная)	—	1	Под фюзеляжем, между шпангоутами 16—24, в плоскости симметрии
Блок антенный настроенный (1 вариант)	—	1	Под полом пассажирской кабины, слева, между шпангоутами 16—17
Блок питания	—	1	Под полом пассажирской кабины, справа, между шпангоутами 14—15
Распределительная коробка	РК-1	1	Под полом пассажирской кабины, справа, между шпангоутами 15—16
Индикатор курса левого летчика	БСУП-2	1	На средней панели приборной доски
Эквиваленты кабеля:			
на 10 и 3 м	—	1	Между блоком антенным настроенным и приемником
на 5 м	—	2	Между блоком направленной антенны и приемником
на 5 м	—	1	Между блоком антенным настроенным и направленной антенной

Приемник конструктивно оформлен в виде отдельных функциональных блоков (УВЧ, ПЧ, НЧ и др.), которые сочленяются на общем шасси с помощью малогабаритных разъемов.

Основное назначение приемника радиокompаса сводится к усилению принятых сигналов и преобразованию их в управляющее напряжение, пропорциональное углу поворота рамки относительно направления на пеленгуемую радиостанцию.

Пульт управления (см. фиг. 185) служит для дистанционного переключения режимов работы, настройки, автоматической перестройки частоты приемника и ручного управления вращением антенны радиокompаса.

Для настройки радиокompаса на приводную радиостанцию используется миллиамперметр М5-2 (см. фиг. 12). Настройка производится по максимуму отклонения стрелки прибора.

Блок антенный настроенный предназначается для усиления слабых сигналов, принятых на шлейфовую антенну (режим «Комп. I») или дополнительную рамку (режим «Комп. II»).

Блок направленной антенны (блок рамки) состоит из:

— двух рамочных антенн (основной и дополнительной), жестко закрепленных под углом 90° на одной оси;

— двигателя вращения рамок с редуктором;

— сельсина-датчика системы передачи угла положения рамки на указатели курса УЩДБ-2 и БСУП-2;

— механизма компенсации радиодeviации.

Основная рамка служит для приема сигналов пеленгуемых радиостанций с диаграммой направленности типа «восьмерка». Дополнительная рамка используется только в режиме «Комп. II» вместо ненаправленной шлейфовой антенны.

Блок питания служит для выпрямления переменного напряжения 115 в, 400 гц в постоянное для питания анодно-экранных цепей радиоламп приемника и для трансформации 115 в, 400 гц в напряжение, необходимые для питания сельсинно-следающей системы и цепей электродистанционного управления.

СХЕМА ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ АРК-11

Электрическое соединение блоков каждого из радиокompасов выполняется проводом БПВЛТ и БПВЛЭТ сечением 0,35; 1 и 1,93 мм². Монтажные провода маркируются индексом «РК», провода питания — «Пр». Соединительные жгуты маркируются от ЖРК-1 до ЖРК-19 для АРК-11 № 1 и от ЖРК-21 до ЖРК-39 — для АРК-11 № 2.

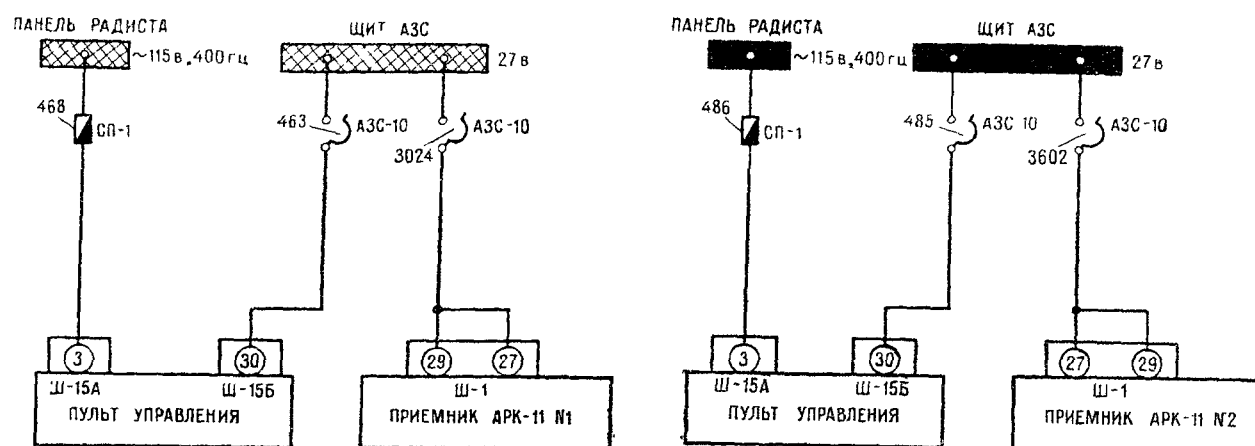
Для соединения жгутов используются монтажные клеммные колодки. В РК-1 радиокompаса АРК-11 № 1 установлены две клеммные колодки типа АН-86-10 и АН-86-15, в РК-1 радиокompаса АРК-11 № 2 — две колодки АН-86-10. Отдельно для соединения цепей сельсинно-следающей системы передачи угла положения рамки на курсоуказатели устанавливаются клеммные колодки типов: 744 АН-15 для первого радиокompаса и 744 АН-8 — для второго.

Высокочастотные цепи соединяются кабелем РК-150. Ввиду того, что входные и выходные каскады

блоков рассчитаны на подключение вполне определенной нагрузки, а по условиям размещения АРК-11 № 1 и АРК-11 № 2 требуются различные длины соединительных кабелей, в их разрывы включаются эквиваленты высокочастотного кабеля, длины которых приведены в табл. 23.

Таблица 23

Маркировка разъемов и расположение кабеля	Эквивалентная длина м	
	АРК-11 № 1	АРК-11 № 2
$\Phi_{8-1}-\Phi_{11-1}$ —от блока рамки до блока антенного настроенного (выход дополнительной рамки)	3	3
$\left. \begin{array}{l} \Phi_{8-2}-\Phi_{1-2}, \\ \Phi_{8-3}-\Phi_{1-3} \end{array} \right\}$ от блока рамки до приемника (выход основной рамки)	3	5
	3	5
$\Phi_{11-2}\Phi_{1-2}$ —от блока антенного настроенного до приемника (выход ненаправленной антенны)	10 и 3	10 и 3



Фиг. 188. Схема электропитания радиоконпасов АРК-11 № 1 и 2:

463, 3024—выключатели питания радиоконпаса АРК-11 № 1; 468, 486—предохранители в цепях переменного тока; 485, 3602—выключатели питания радиоконпаса АРК-11 № 2

Электропитание радиоконпасов осуществляется от сети переменного тока 115 в, 400 гц и постоянного тока 27 в (фиг. 188). Радиоконпас АРК-11 № 1 подключен к шинам аварийного питания (что обеспечивает работоспособность его и при отказах в основных сетях), АРК-11 № 2 — к основным шинам. В качестве защиты электросетей от перегрузок и коротких замыканий в цепях переменного тока используются плавкие предохранители типа СП-1, установленные на панели 115 в, 400 гц, в цепях постоянного тока — по два АЗС-10 (один — для включения термостата, второй — для подачи питания на радиоконпас в цепи управления и питания полупроводниковых приборов), установленные на щите АЗС. Для защиты цепей питания радиоконпаса по переменному току на передней панели блока питания установлен плавкий предохранитель на 2 а.

37. СИСТЕМА СЛЕПОЙ ПОСАДКИ СП-50

Система посадки СП-50, состоящая из наземного и бортового оборудования, предназначена для выполнения расчета и захода на посадку в сложных метеорологических условиях.

Бортовое оборудование системы состоит из:

- курсового приемника КРП-Ф,
- глиссадного приемника ГРП-2,
- маркерного приемника МРП-56П.

Комплект наземного оборудования включает:

- курсовой маяк КРМ,
- глиссадный маяк ГРМ,
- маркерный маяк МРМ.

Курсовой радиоприемник КРП-Ф предназначен для приема сигналов курсового радиомаяка, указывающего направление средней линии взлетно-посадочной полосы (ВПП). Глиссадный радиоприемник ГРП-2 предназначен для приема сигналов глиссадного маяка, указывающего траекторию планирования (линию глиссады).

Маркерный радиоприемник МРП-56П принимает сигналы маркерного маяка для обозначения момента пролета дальней и ближней приводных радиостанций (ДПРС и БПРС).

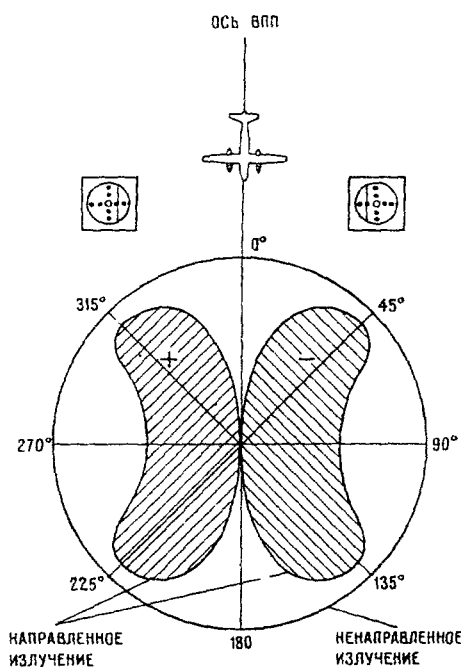
Индикация положения самолета на курсе и глиссаде производится по прибору КППМ (комбинированный пилотажный прибор). Маркировка пролета приводных радиостанций осуществляется по звонку и сигнальным лампам.

ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ И ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Курсовой радиоприемник КРП-Ф

Наземный курсовой радиомаяк устанавливается в створе средней линии ВПП. Его антенная система в горизонтальной плоскости создает диаграмму направленности определенной формы (фиг. 189). Наземным радиомаяком излучаются одновременно два сигнала:

- ненаправленный, модулированный по амплитуде поднесущей частотой 10 кгц, которая в свою очередь модулируется по частоте 60 гц;
- направленный, имеющий две области, отличающиеся фазовым сдвигом на 180°, модулированный по амплитуде с частотой 60 гц.



Фиг. 189. Диаграмма направленности курсового радиомаяка

Наличие вспомогательной поднесущей частоты 10 кгц позволяет в приемнике разделить направленный и ненаправленный сигналы. Индикатором выхода КРП-Ф служит вертикальная стрелка прибора КППМ (см. фиг. 39). Когда самолет находится точно на линии курса посадки, на выходе приемника образуется сигнал только за счет постоянной фазы. При отклонении самолета от этой линии курса приемник воспринимает и сигнал переменной фазы. В зависимости от стороны отклонения модулирующее напряжение 60 гц обоих излучений будет либо совпадающим, либо противоположным по фазе. Сопоставление фаз этих напряжений происходит в специальном фазовом различителе приемника. Результирующее напряжение воздействует на стрелку индикатора курса (КППМ), отклоняя ее в сторону линии курса. Летчик, наблюдая за стрелкой, доворачивает самолет так, чтобы стрелка находилась в нулевом (среднем) положении.

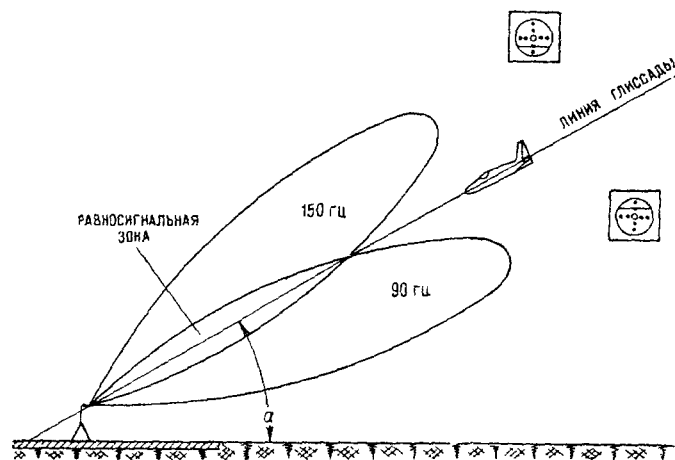
В приемнике предусмотрено устройство, предупреждающее летчика об исправности КРП-Ф. Индикатором является бленкер (сигнализатор аварии), расположенный на приборе КППМ; закрытое положение бленкера сигнализирует об исправности схемы приемника и наличии излучения наземного маяка, если самолет находится в зоне его действия.

В системе «ИЛС» наземный курсовой маяк излучает амплитудно-модулированный (АМ) сигнал. Диаграмма направленности антенны курсового радиомаяка в этом случае состоит из двух узконаправленных в горизонтальной плоскости лепестков. Рав-

носигнальная зона, образованная лепестками, точно соответствует линии курса. При этом справа преобладает поле, модулированное напряжением с частотой 150 гц, а слева — напряжением с частотой 90 гц. В зависимости от положения самолета относительно линии курса на выходе приемного устройства преобладает сигнал с частотой 90 или 150 гц. Наличие в системе «ИЛС» АМ сигнала, отличающегося от сигнала в системе СП-50, приводит к необходимости включения дополнительного блока — амплитудной приставки АП-1, где преобразуются принятые от наземного маяка АМ сигналы в необходимые для работы курсовой стрелки индикаторного прибора КППМ.

Глиссадный радиоприемник ГРП-2

Определение положения самолета относительно глиссады планирования основано на принципе создания антенной системой наземного маяка ГРМ лепестковой диаграммы направленности в вертикальной плоскости (фиг. 190) с равносигнальной зоной, проходящей в плоскости глиссады планирования. Угол наклона равносигнальной зоны (α) может изменяться положением антенной системы. Равносигнальная зона (фиг. 190) образуется в области наложения излучений лепестков. Для отличия излучений верхней и нижней антенн несущая частота передатчика модулируется по амплитуде различными частотами. Верхняя антенна создает нижний лепесток с частотой модуляции 90 гц, от нижней антенны образуется верхний лепесток с частотой модуляции 150 гц. В оконечном каскаде приемного устройства установлены два фильтра, пропускающие соответственно сигналы 90 и 150 гц по раздельным каналам. После выпрямления эти сигналы подаются на обмот-



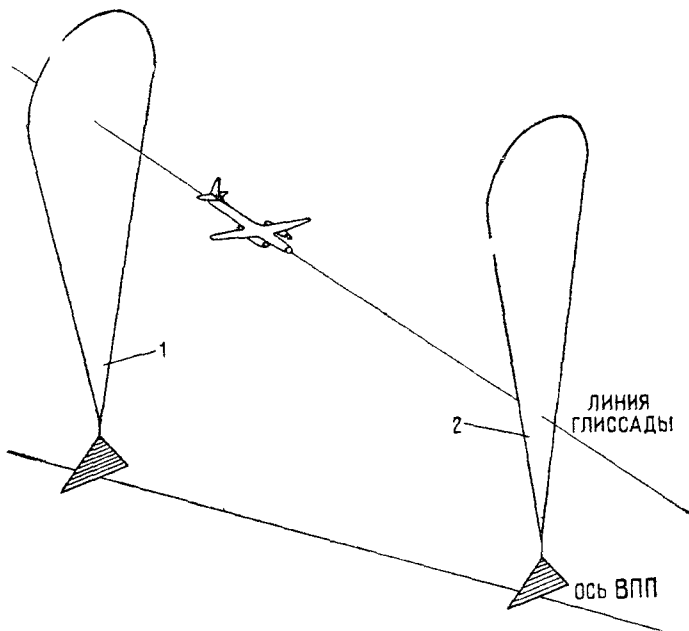
Фиг. 190. Диаграмма направленности глиссадного радиомаяка:
 α — угол наклона равносигнальной зоны

ки прибора КППМ, которые управляют глиссадной стрелкой. Если самолет находится в зоне действия одного из лепестков, где преобладает один сигнал, стрелка отклоняется в соответствующую сторону (вниз или вверх), показывая, куда надо направить самолет, чтобы вернуться на глиссаду посадки. В приемнике ГРП-2 также предусмотрено устройство, предупреждающее летчика об исправности схемы и

наличии излучения у наземного маяка ГРМ. Индикатором служит бленкер, расположенный на лицевой части прибора КППМ (см. фиг. 39).

Маркерный приемник МРП-56П

Принцип работы маркерного приемника основан на приеме сигналов маркерного маяка (фиг. 191), антенная система которого создает строго вертикальное излучение веерообразной формы, и преобразовании этих сигналов в звуковые и световые.



Фиг. 191. Диаграмма направленности маркерного маяка МРМ: 1—диаграмма направленности МРМ на дальней приводной радиостанции; 2—диаграмма направленности МРМ на ближней приводной радиостанции

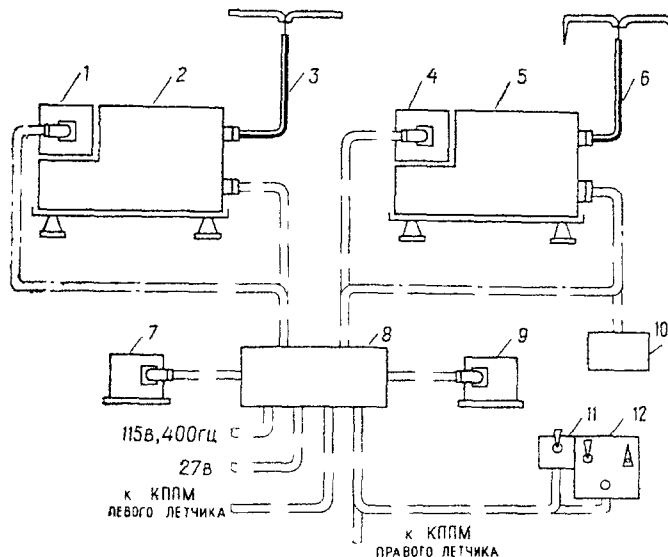
При пролете самолета над зоной действия маркерного маяка приемник усиливает принятые сигналы и преобразует их в импульсы постоянного тока, соответствующие коду работы данного наземного маяка. Синхронно с действием этих импульсов срабатывает реле, подающее питание на звонок постоянного тока (звуковая сигнализация) и сигнальные лампы (световая индикация).

Основные данные бортового оборудования СП-50

Диапазон частот в Мгц	КРП-Ф ГРП-2 МРП-56П		
	1-й канал	108,3	332,6
2-й канал	108,7	332,6	
3-й канал	109,1	333,8	
4-й канал	109,5	333,8	
5-й канал	109,9	335,0	
6-й канал	110,3	335,0	
Чувствительность в мкв	не хуже 20	не хуже 250	1500—3000
Потребляемый ток в а:			
—от бортовой сети 27 в	1,5	1,0	0,4
—от сети 115 в, 400 гц	0,25	0,25	0,2
Вес в кг	5,8	7,2	4,7

СОСТАВ, НАЗНАЧЕНИЕ И РАЗМЕЩЕНИЕ

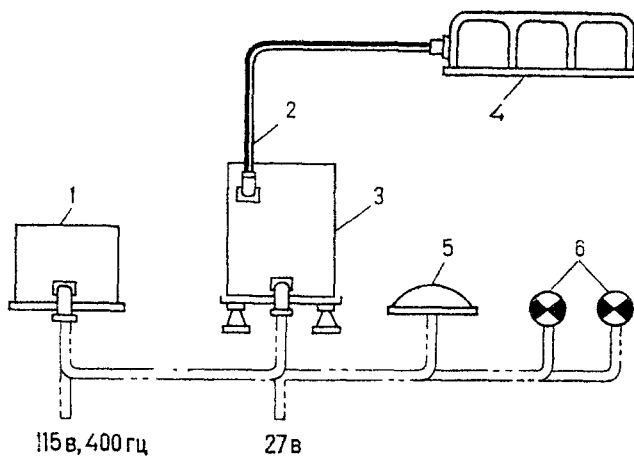
Бортовое оборудование системы посадки состоит из отдельных блоков, связанных между собой кабельной сетью. Комплектовочные схемы представлены на фиг. 192 *, 193.



Фиг. 192. Комплектовочная схема ГРП-2 и КРП-Ф:

1, 2—блок питания и приемник ГРП-2; 3, 6—высокочастотные кабели РДБ-82 и антенны ГРП-2 и КРП-Ф; 4, 5—блок питания и приемник КРП-Ф; 7—блок конденсаторов АПБК; 8—распределительная коробка; 9—амплитудная приставка АП-1; 10—фильтр звуковых частот ФЗЧ-1Б; 11—переключатель «СП-50-ИЛС»; 12—щиток управления М-50

Курсовой приемник КРП-Ф предназначен для усиления принятых от наземного маяка сигналов и преобразования их в напряжение, пропорциональное величине линейного отклонения самолета от плоскости курса.

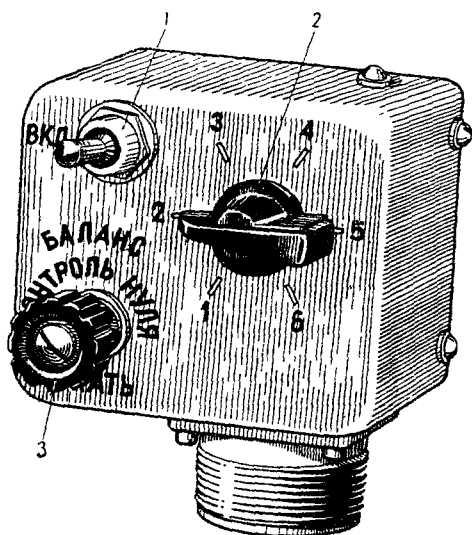


Фиг. 193. Комплектовочная схема МРП-56П:

1—блок питания МРП-56П; 2—высокочастотный кабель; 3—приемник МРП-56П; 4—внутрифюзеляжная антенна; 5—электрический звонок; 6—лампы сигнализации «Маркер»

* Амплитудная приставка АП-1 и переключатель «СП-50-ИЛС» комплектуются только по спецзаказу при полетах за границу.

Глиссадный приемник ГРП-2 служит для усиления принятых от наземного маяка сигналов и преобразования их в напряжение, пропорциональное величине отклонения самолета от плоскости глиссады.



Фиг. 194. Щиток управления М-50:

1—выключатель питания приемников КРП-Ф и ГРП-2; 2—переключатель каналов; 3—кнопка-потенциометр проверки и установки нуля курсового приемника

Антенны ГРП-2, КРП-Ф и МРП-56П служат для приема сигналов наземных маяков.

Щиток управления М-50 служит для включения питания ГРП-2 и КРП-Ф, переключения волн (каналов) и установки нуля курсового приемника (фиг. 194).

Прибор КППМ предназначен для индикации отклонения самолета от линии курса и глиссады, сигнальные бленкеры прибора используются для контроля за исправностью приемников КРП-Ф и ГРП-2.

Блок конденсаторов АПБК служит для демпфирования колебания стрелок прибора КППМ.

Распределительная коробка предназначена для связи между блоками системы СП-50.

Маркерный приемник МРП-56П служит для усиления принятых сигналов от наземного маяка и преобразования их в звуковые и световые.

Блок питания МРП-56П предназначен для преобразования 115 в, 400 гц в напряжения, необходимые для питания анодно-экранных цепей приемника.

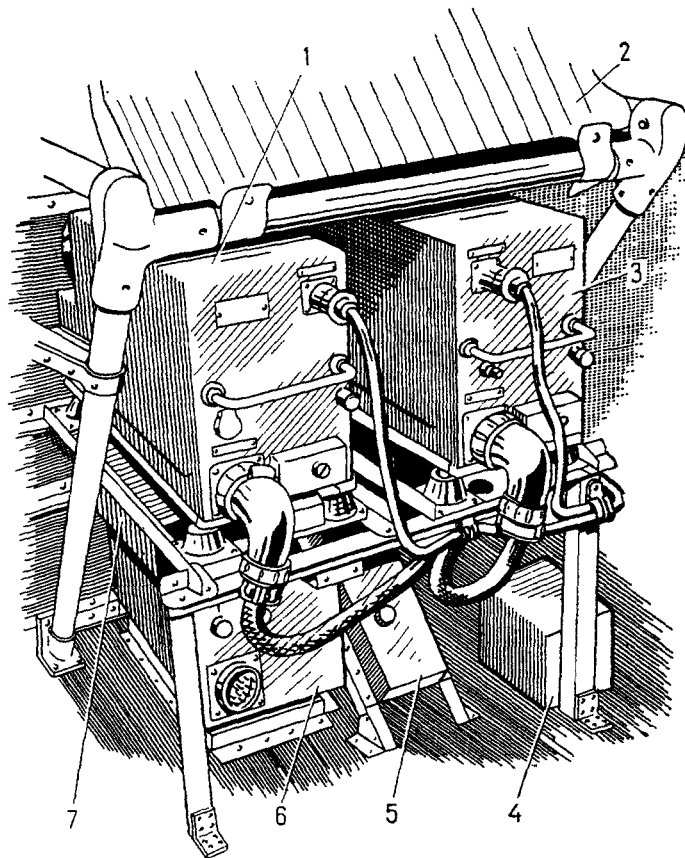
Электрозвонок СЭЗ-2 служит для получения звуковых сигналов при пролете самолета над маркерным маяком.

Размещение блоков системы слепой посадки дано в табл. 24 и показано на фиг. 183.

Для повышения эксплуатационной надежности с 21-й серии все блоки курсо-глиссадной системы устанавливаются в герметической кабине экипажа под креслом правого летчика (фиг. 195).

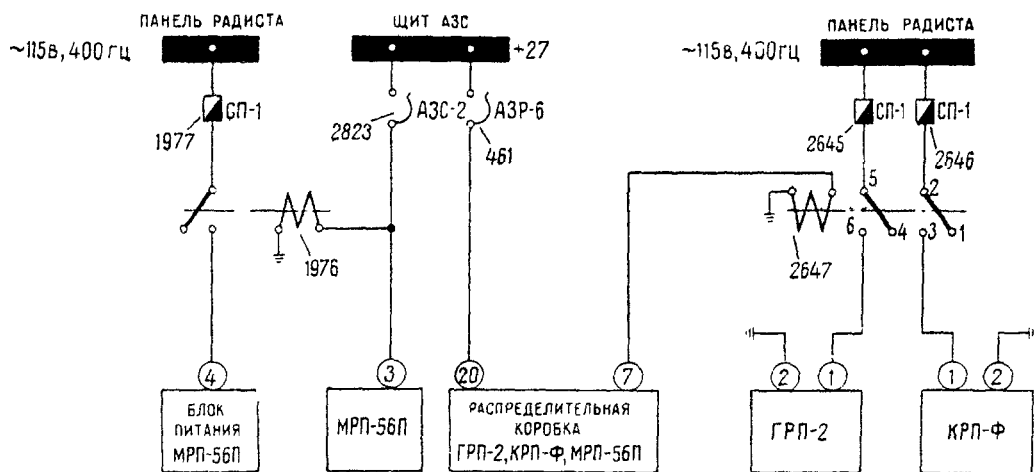
Таблица 24

Наименование блока	Шифр блока (тип)	Количество на самолет	Место установки
Курсовой радиоприемник	КРП-Ф	1	В верхней части шпангоута 1, слева, под носовым обтекателем
Глиссадный радиоприемник	ГРП-2	1	В верхней части шпангоута 1, справа, под носовым обтекателем
Антенна курсового приемника	Диполь	1	Наклеена внутри носовой части обтекателя радиолокационной станции
Антенна глиссадного приемника	Диполь	1	Наклеена на лобовом стекле фонаря кабины экипажа
Щиток управления курсоглиссадной системой	М-50	1	На левой панели верхнего щитка летчиков
Индикаторный прибор	КППМ	2	На средней и правой панелях приборной доски
Блок конденсаторов	АПБК	1	На правой стенке фюзеляжа, у шпангоута 1
Распределительная коробка	РК	1	Справа на стенке шпангоута 1
Маркерный радиоприемник	МРП-56П	1	} В кабине экипажа, у шпангоута 7 под полом, слева (см. фиг. 52)
Блок питания	БП	1	
Амплитудная приставка	АП-1		На шпангоуте 1, у правого борта
Переключатель	„СП-50-ИЛС“	1	На левой панели верхнего щитка
Внутрифюзеляжная антенна маркерного приемника	Укороченный вибратор	1	В нижней части фюзеляжа, между шпангоутами 13—14, в плоскости симметрии
Электрический звонок	СЭЗ-2	1	В кабине экипажа у шпангоута 5 (на подфонарной раме)
Лампа сигнализации „Маркер“	СМ-30	2	На средней и правой панелях приборной доски



Фиг. 195. Установка блоков СП-50 под креслом правого летчика:

1—приемник ГРП-2; 2—предохранительный кожух; 3—приемник КРП-Ф; 4—фильтр ФЗЧ-1Б; 5—распределительная коробка; 6—амплитудная приставка АП-1; 7—блок конденсаторов АПБК



Фиг. 196. Схема электропитания системы СП-50:

461—выключатель питания ГРП-2 и КРП-Ф; 1976—реле ТКЕ21ПД; 1977, 2645, 2646—плавающие предохранители на 1 а; 2647—реле ТКЕ52ПД 2-й серии; 2823—выключатель питания МРП-56П

СХЕМА ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

Электрическое соединение блоков выполняется проводами БПВЛТ и БПВЛЭТ сечением 0,5; 0,75; 1,25 мм², которые имеют маркировку «РМ». Проводники питания маркируются индексами «ПР», а провода на указатели КППМ — «РН». Соединительные провода объединяются в жгуты и маркируются ЖРМ-1, ЖРМ-2, ЖРМ-3, ЖРМ-4, ЖРМ-5, ЖРМ-6, ЖРМ-7, ЖРМ-8 и ЖРМ-9.

Для подсоединения антенн к приемникам применяется двухпроводный коаксиальный кабель РДБ-82.

Электропитание аппаратуры СП-50 (фиг. 196) осуществляется от сети переменного тока 115 в, 400 гц и бортовой сети постоянного тока 27 в. В качестве защиты электросетей от перегрузок и коротких замыканий используются плавкие предохранители СП-1 по цепям переменного тока, которые устанавливаются на панели радиста, и автоматы защиты АЗР-6 (питание ГРП-2 и КРП-Ф) и АЗС-2 (питание МРП-56П), установленные на щите АЗС. На самолетах до заводского номера 02-01 схема питания МРП-56П отличается от приведенной на фиг. 196. Реле включения питания МРП-56П (поз. 1976) подключалось к АЗР-6. Таким образом, питание всех трех приемников включалось от одного выключателя АЗР-6.

Электропитание по переменному току используется для питания анодно-экранных цепей после выпрямления, а по постоянному току — для накала и сигнализации.

В распределительной коробке РК установлены два предохранителя по 5 а для отдельной защиты бортовой сети постоянного тока от перегрузок в курсовом и глиссадном приемниках.

Для уменьшения влияния помех на работу курсового приемника в цепь питания КРП-Ф по постоянному току устанавливается фильтр ФЗЧ-1Б.

38. НАВИГАЦИОННО-ПОСАДОЧНАЯ СИСТЕМА «Курс-МП»

Вместо системы СП-50 и ВОР-ИЛС на самолеты Ан-24 будет устанавливаться бортовое оборудование «Курс-МП»*.

Навигационно-посадочная система «Курс-МП» обеспечивает экипажу решение следующих задач:

- полет самолета по всенаправленным радиомаякам международной навигационной системы ВОР;
- расчет и заход на посадку по радиомаякам международной системы ИЛС;
- расчет и заход на посадку по радиомаякам отечественной системы СП-50.

Кроме указанного, сигналы аппаратуры «Курс-МП» используются в системе директорного привода (СДУ) «Привод».

Ввиду наличия двух независимых полукомплектов в составе бортового оборудования экипаж самолета в зависимости от сложившейся обстановки во время полета может использовать полукомплекты следующим образом:

* На самолет может устанавливаться аппаратура «Курс-МП-1» или «Курс-МП-2», которые незначительно отличаются составом и сеткой частот.

— по двум различным радиомаякам ВОР I (ВОР-I—ВОР II);

— по маяку ВОР и посадочным маякам системы ИЛС (ВОР-ИЛС);

— по радиомаяку ВОР и посадочным радиомаякам системы СП-50 (ВОР—СП-50);

— по посадочным радиомаякам ИЛС (ИЛС—ИЛС);

— по посадочным радиомаякам СП-50 (СП-50—СП-50).

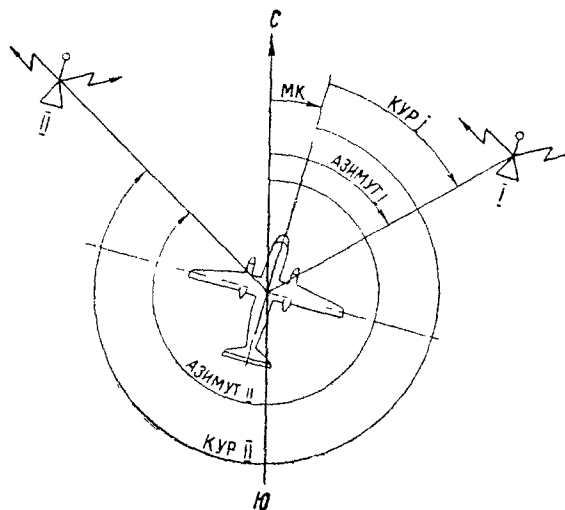
Таким образом, кроме расширения тактических возможностей, использование двух полукомплектов бортового оборудования обеспечивает стопроцентное резервирование, что значительно повышает его эксплуатационную надежность, а значит, и безопасность полета.

ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ «Курс-МП» ПРИ РАБОТЕ В РАЗЛИЧНЫХ СИСТЕМАХ

Бортовая аппаратура «Курс-МП» может использоваться с наземным оборудованием трех систем: ВОР, ИЛС и СП-50.

Работа «Курс-МП» в системе ВОР

Навигационная система ВОР является системой всенаправленных маяков, работающих в диапазоне 108—118 Мгц. Радиомаяки ВОР обеспечивают летчику непрерывное указание азимута (фиг. 197) самолета (угол между магнитным севером и линией,



Фиг. 197. Соотношения между азимутом, курсовым углом и магнитным курсом самолета:

МК—магнитный курс; КУР I—курсовой угол I радиомаяка; КУР II—курсовой угол II радиомаяка

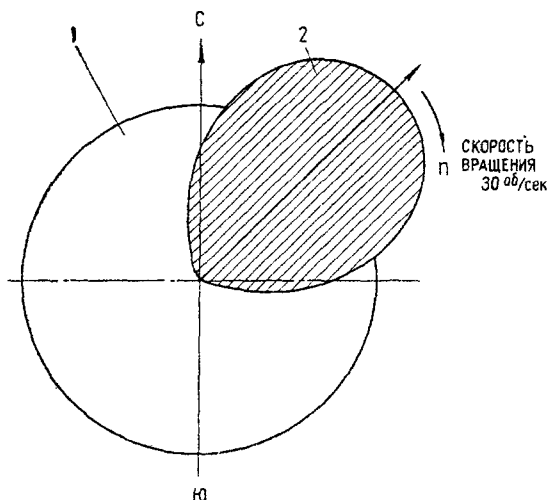
проведенной от маяка в направлении на самолет, отсчитываемый по часовой стрелке от магнитного севера). Указание азимута обеспечивается в пределах зоны действия маяка (до 250 км при высоте полета 6 000 м).

Кроме того, с помощью селектора азимута и прибора ПСП-48 навигационная система ВОР позволяет производить полет по заранее выбранному азимуту.

Принцип работы системы заключается в сравнении фаз двух сигналов наземного маяка. Маяк ВОР

излучает два вида колебаний (фиг. 198): опорный сигнал постоянной фазы с круговой диаграммой направленности и сигнал переменной фазы с однолепестковой диаграммой направленности, лепесток которой вращается со скоростью 30 об/сек.

Таким образом, фаза переменного сигнала получается жестко связанной с направлением излучения (изменяется от 0 до 360°), причем в направлении на север фазы переменного и опорного сигналов совпадают.



Фиг. 198. Диаграмма направленности наземного маяка ВОР:

1—диаграмма направленности антенны опорного сигнала (постоянной фазы); 2—диаграмма направленности антенны переменного сигнала (фаза зависит от направления излучения)

Бортовое оборудование обеспечивает прием этих сигналов и регистрацию разности фаз, получающейся между моментом прохождения лепестка северного направления (когда фазы опорного и переменного сигналов совпадают) и моментом прямого попадания лепестка на приемное устройство. Разность фаз фиксируется фазовращателем, угол поворота которого передается сельсинной системой на указатель курса, регистрирующий текущий азимут на маяк ВОР.

Для полета по заданному азимуту используется задающее устройство — селектор азимута, на котором устанавливается нужный для полета магнитный курс. Разность между заданным и текущим магнитным курсом преобразовывается в постоянное напряжение сигнала ошибки и выдается на курсовую стрелку прибора типа ПСП-48. Отклонение самолета от заданного азимута вызывает отклонение вертикальной стрелки прибора от нулевого положения.

Полет самолета на маяк и от маяка регистрируется индикаторными лампами «ОТ» и «НА», расположенными на передней панели селектора азимута.

Для опознавания наземных маяков и осуществления телефонной связи «земля — воздух» несущая частота маяков манипулируется кодом Морзе, специально присвоенным каждому маяку.

Основные технические данные

Дальность действия аппаратуры по маякам ВОР (при условии рельефа, обеспечивающего прямую видимость) на высотах:

200 м	50 км
1000 м	100 км
2000 м	150 км
6000 м	до 250 км

Погрешность индикации:

- текущего азимута по указателю курса $\pm 2^\circ$
- заданного курса при работе с селектором по нуль-индикатору $\pm 2^\circ$
- дискретность задания магнитного курса по селектору азимута 1°

Характеристика принимаемых сигналов:

- поляризация горизонтальная
- модуляция несущей частоты опорным и переменным сигналами:
 - а) опорный сигнал имеет амплитудную модуляцию с поднесущей частотой 9960 гц и частотную модуляцию поднесущей 30 гц с девиацией ± 480 гц
 - б) переменный сигнал имеет амплитудную модуляцию с частотой 30 гц, модуляцию сигналами опознавания (телеграфный сигнал кодом Морзе через каждые 30 сек при тональной частоте 1020 гц) и телефонным сигналом (при связи) в полосе 300—3000 гц

Работа „Курс-МН“ в системе ИЛС

Международная система ИЛС является системой посадки самолетов. Наземное оборудование включает в себя курсовой, глиссадный и маркерные маяки.

Курсовые маяки работают в диапазоне 108—112 Мгц и устанавливаются в конце ВПП по оси полосы.

Маяк имеет двухлепестковую диаграмму направленности в горизонтальной плоскости с равносигнальной зоной, проходящей по средней линии ВПП. Лепестки промодулированы по амплитуде частотой 90 и 150 гц (рис. 199, а).

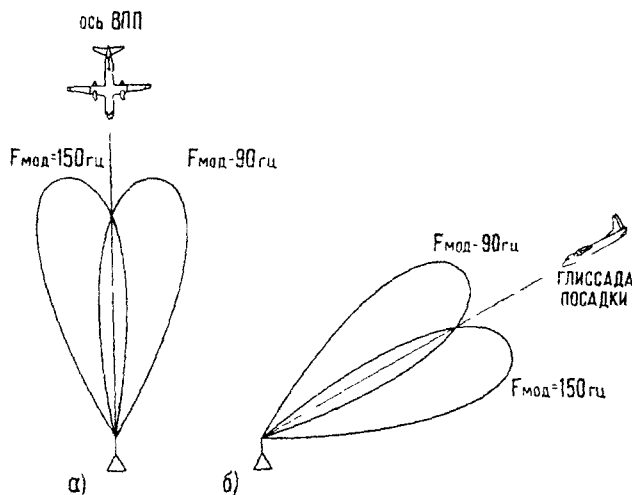
Сигналы курсового радиомаяка принимаются радиоприемным устройством КРП-100П, поступают на УН-1П, где модулирующие сигналы разделяются и преобразуются в напряжение, управляющее курсовой стрелкой прибора посадки. При входе в зону действия курсового маяка задача летчика сводится к удержанию самолета в равносигнальной зоне, при этом курсовая стрелка прибора будет оставаться в нулевом положении.

Глиссадные маяки работают в диапазоне 329,3—335,0 Мгц. Маяк излучает два амплитудно-модулированных сигнала с частотой 150 и 90 гц и устанавливается рядом с ВПП таким образом, чтобы равносигнальная зона была направлена вдоль глиссады снижения (фиг. 199, б) (угол составляет $2^\circ 40'$).

Его сигналы принимаются радиоприемным устройством ГРП-20П, где напряжения модулирующих частот выделяются (90 и 150 гц) и преобразуются в сигналы, управляющие глиссадной стрелкой индикаторного прибора.

Маркерные маяки расположены по линии курса и работают на частоте 75 Мгц.

Первый маркер (ближний) расположен на расстоянии 75 м, второй (средний) — 1050 м и третий (дальний) — на расстоянии 7400 м от начала ВПП со стороны подхода.



Фиг. 199. Диаграммы направленности наземных маяков ИЛС:

а—диаграмма направленности курсового маяка в горизонтальной плоскости; б—диаграмма направленности глиссадного маяка в вертикальной плоскости

Сигналы маркерных маяков принимаются маркерным приемником МРП-3П и преобразовываются в световые и звуковые. Диаграммы направленности маркерных маяков системы ИЛС аналогичны диаграммам направленности маркерных маяков системы СП-50.

Основные технические данные

Дальность действия:

- по курсовым маякам при высоте 600 м в секторе $\pm 10^\circ$ от курса посадки 45 км
- по глиссадным маякам в секторе $\pm 8^\circ$ 18 км

Время индикации от маркерных маяков при скорости 277 км/час и снижении по глиссаде:

- первого маркера 3 ± 1 сек
- второго маркера 6 ± 2 сек
- третьего маркера 12 ± 4 сек

Характеристики принимаемых сигналов:

- а) поляризация горизонтальная
- б) модуляция несущей частоты:
 - у курсового и глиссадного маяков амплитудная с частотами 150 и 90 гц

— у маркерных маяков:

- первого непрерывная серия точек (6 точек в секунду), частота модуляции 3000 гц
- второго серия чередующихся точек и тире, частота модуляции 1300 гц
- третьего серия тире (два тире в секунду), частота модуляции 400 гц

Работа „Курс-МП“ в системе СП-50

Радионавигационный комплекс оборудования системы СП-50 предназначен для обеспечения посадки самолетов. Наземное оборудование и его характеристики описаны ранее в разд. 37, данные по бортовому оборудованию приводятся ниже.

СОСТАВ, НАЗНАЧЕНИЕ И ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Состав бортового оборудования «Курс-МП» определяется вариантом заказа; перечень оборудования, входящего в комплект, приведен в табл. 25, а внешний вид блоков показан на фиг. 200. Ориентировочная схема соединений представлена на фиг. 201.

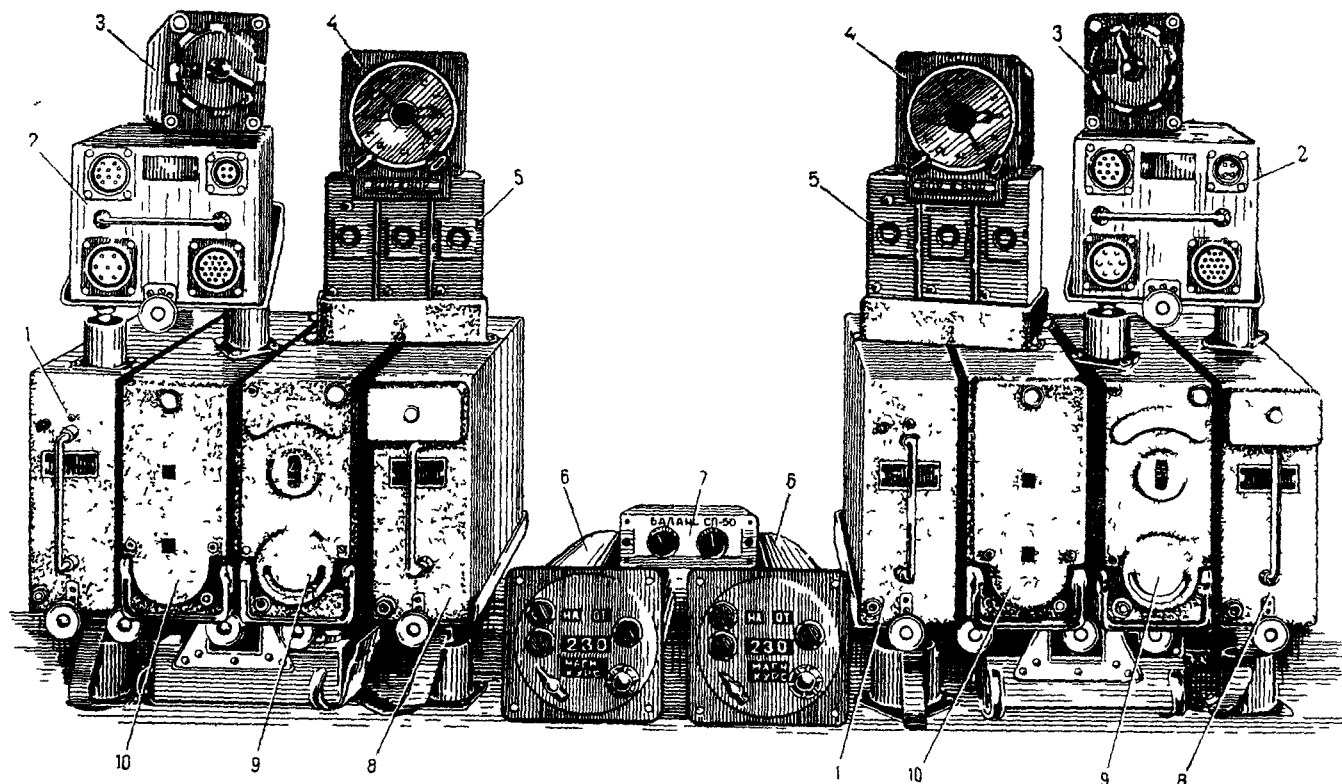
Таблица 25

Наименование блока	Шифр блока (тип)	Количество на самолет	
		Курс-МП-1	Курс-МП-2
Моноблок, куда входят:		2	2
приемник	ГРП-20П	2	2
„	КРП-100П	2	2
„	МРП-3П	2	2
навигационное устройство	УН-1П	2	2
блок сигналов отказа	БСО	2	2
амортизационная рама с распределительной коробкой		2	2
Селектор азимута	} Со встроенным красным светом	2	2
Блок управления		2	2
Индикатор курсовых углов	ИКУ-1	2	2
Блок усилителей	БУП-3	2	2
Блок курсовых углов	КУР	2	—
Блок установки электрического баланса		1	1
Блок телефонных усилителей		1	—
Тройник	ЕУ3640416	3	3

Кроме указанных в табл 25 блоков, непосредственно входящих в комплект «Курс-МП», в схему соединений входит следующая аппаратура

- два электрорезонанса СЭЗ-2 — для звуковой сигнализации пролета маркерных маяков;
- антенны маркерного, глассадного и курсового приемников,
- четыре световых табло типа Т4-У2 — для обеспечения индикации выбранного режима работы

Для подключения первого полукомплекта «Курс-МП» необходимо переключатель радиостанции на абонентском аппарате СПУ-7 установить в положение «РК-1», а переключатель «ВОР № 1 — АРК № 1» — в положение «ВОР № 1», для второго полукомплекта соответственно «РК-2» и «ВОР № 2», — переключатель «Курс-МП № 1 — Курс-МП № 2 к СДУ» — для коммутации выходных сигналов «Курс-МП» первого или второго полукомплектов к



Фиг. 200. Внешний вид комплекта «Курс-МП»:

1—маркерные радиоприемники МРП-3П; 2—блоки КУР, 3—блоки управления, 4—индикаторы курсовых углов ИКУ-1, 5—блоки усилителей БУП-3, 6—селекторы азимута, 7—блок

установки электрического баланса, 8—глассадные радиоприемники ГРП-20П, 9—навигационные устройства УН-1П, 10—курсые радиоприемники КРП-100П

ВОР, ИЛС или СП-50 и сигнализации пролета маркерных маяков;

— реле подключения телефонов к МРП-3П и плата П-1 — для связи с системой «Привод»;

— переключатель «ИЛС — СП-50» типа 2ВГ-15К, предназначенный для выбора системы посадки путем переключения режима работы навигационного устройства УН-1П,

— выключатель и переключатель чувствительности МРП-3П типа ЗПЗН-К — для изменения чувствительности приемника в зависимости от варианта его использования; при полетах по маршруту (на средних и больших высотах) для увеличения чувствительности приемника устанавливается в положение «Маршрут», где обеспечивается высокая чувствительность приемника (до 100 мкв), в положении «Посадка» чувствительность МРП-3П загрубляется до 0,1 мв;

— два переключателя «Прослушивание» типа ППГ-15К — для подключения телефонного выхода системы «Курс-МП» на телефоны левого летчика

вычислителю, бленкерам и приборам НПП и КПП системы директорного управления «Привод».

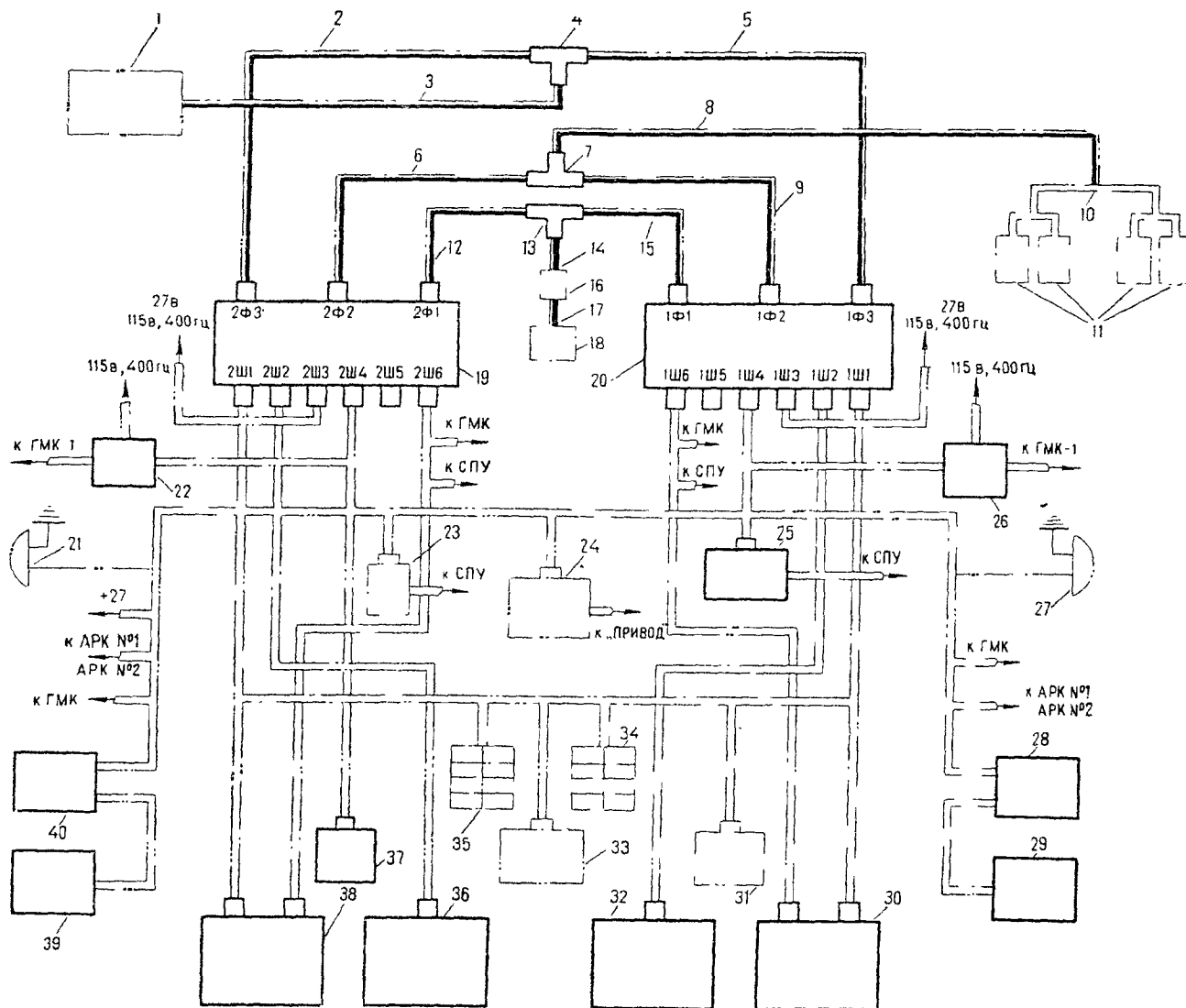
Курсовой радиоприемник

Курсовой радиоприемник КРП-100П предназначен для работы в системах ИЛС, СП-50 и ВОР

Приемник полностью выполнен на полупроводниковых приборах по супергетеродинной схеме с двойным преобразованием частоты и кварцевой стабилизацией частоты гетеродинов. Блок-схема приемника приведена на фиг 202

Приемник перестраивается на 100 фиксированных частот с помощью изменения частоты УВЧ и первого гетеродина, первого УПЧ и второго гетеродина

Управление приемником осуществляется дистанционно с блока управления с помощью двух переключателей, которые управляют двумя механизмами перестройки. После усиления, преобразования и детектирования принятые сигналы поступают на навигационное устройство УН-1П, где они разделя-



Фиг. 201. Комплектовочная схема бортового оборудования «Курс-МП»:

1—антенна маркерного приемника; 2, 3, 5, 6, 8, 9, 12, 14, 15—высокочастотные кабели РК-50-7-11; 4, 7, 13—тройники; 10—высокочастотный кабель РК-75-4-12; 11—антенна курсового приемника; 16—симметрирующее устройство; 17—высокочастотный кабель РДБ-82; 18—антенна глиссадного приемника; 19, 20—моноблоки № 2 и 1; 21, 27—электровозвонки СЭЗ-2; 22, 26—блоки КУР; 23—реле подключения телефонов и МРП; 24—плата

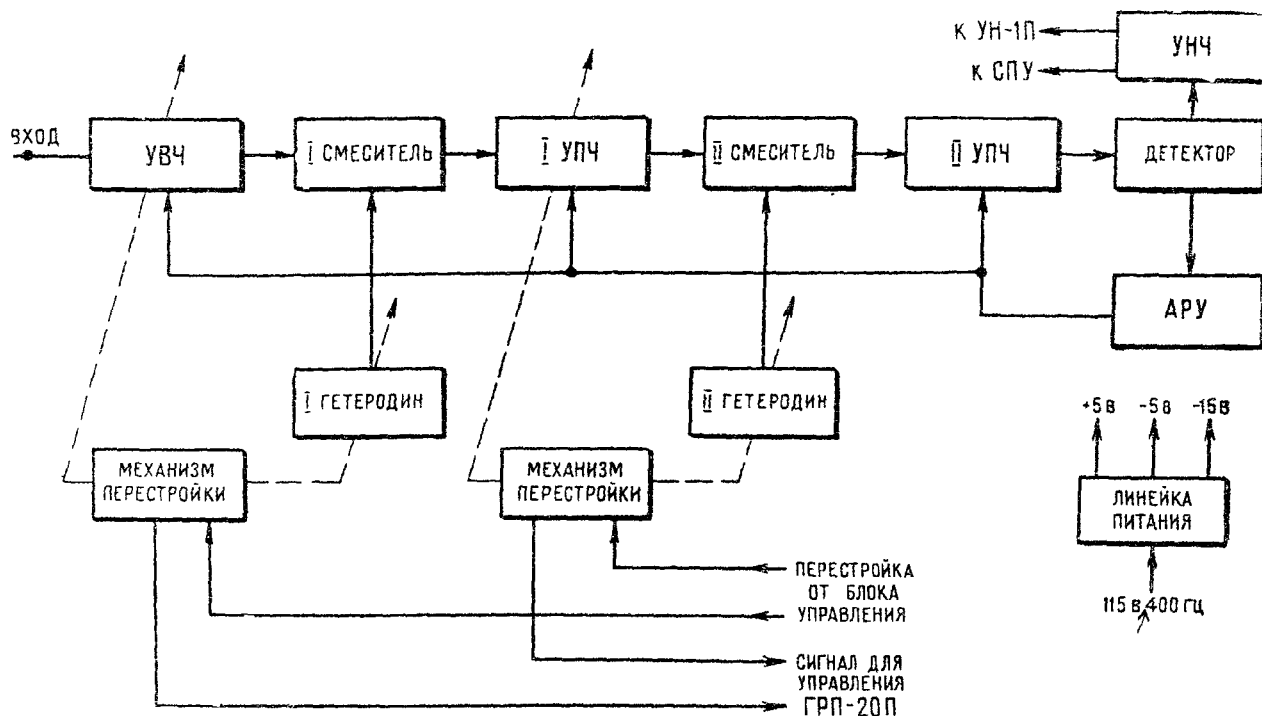
П-1 подключения системы «Привод»; 25—блок телефонных усилителей; 28, 40—индикатор курсовых углов ИКУ-1; 29, 39—блоки усилителей БУП-3; 30, 38—блоки управления № 1 и 2; 31—переключатель чувствительности «Маркер»; 32, 36—селекторы азимутов № 1 и 2; 33—переключатель режимов «ИЛС-СП-50»; 34, 35—сигнальные табло Т4-У2; 37—блок установки электрического баланса и контроля нуля

ются в зависимости от режима работы ВОР, ИЛС или СП-50. Кроме того, КРП-100П имеет телефонный выход. Механизмы перестройки КРП-100П используются и для переключения каналов глассадного приемника.

Приемник КРП-100П выполнен в виде отдельных блоков, соединенных между собой с помощью сое-

Устройство имеет три канала: ВОР, ИЛС и СП-50, причем работа на одном из указанных каналов исключает возможность одновременной работы на другом.

Каждый из трех каналов включается дистанционно. Электропитание блока осуществляется от бортовой сети +27 в, 115 в, 400 гц и стабилизированного вы-



Фиг. 202. Блок-схема радиоприемника КРП-100П

динительных колодок и малогабаритных высокочастотных разъемов, что обеспечивает удобство эксплуатации и ремонта.

прямителя, выдающего напряжение 10 в. Вес блока 4,6 кг.

Основные технические данные

Диапазон частот	108—117,9 Мгц
Общее количество жестко фиксированных частот	100
Стабильность частоты	150 10^{-6}
Чувствительность на всех каналах (при отношении $\frac{\text{сигнал} + \text{шум}}{\text{шум}} = 6 \text{ дб}$)	3 мкв
Ослабление по соседнему и зеркальному каналам, комбинационным и промежуточной частотам	70 дб
Общее число кварцев	20
Вес	4,45 кг

Электропитание приемника осуществляется от бортовой сети 27 в, сети 115 в, 400 гц и линейки питания.

Навигационное устройство УН-1П

Навигационное устройство УН-1П предназначено для преобразования сигналов курсовых маяков ВОР, ИЛС и СП-50, поступающих с приемника КРП-100П, в сигналы управления стрелками приборов ПСП-48, ИКУ-1 и СДУ. Блок-схема УН-1П приведена на фиг. 203.

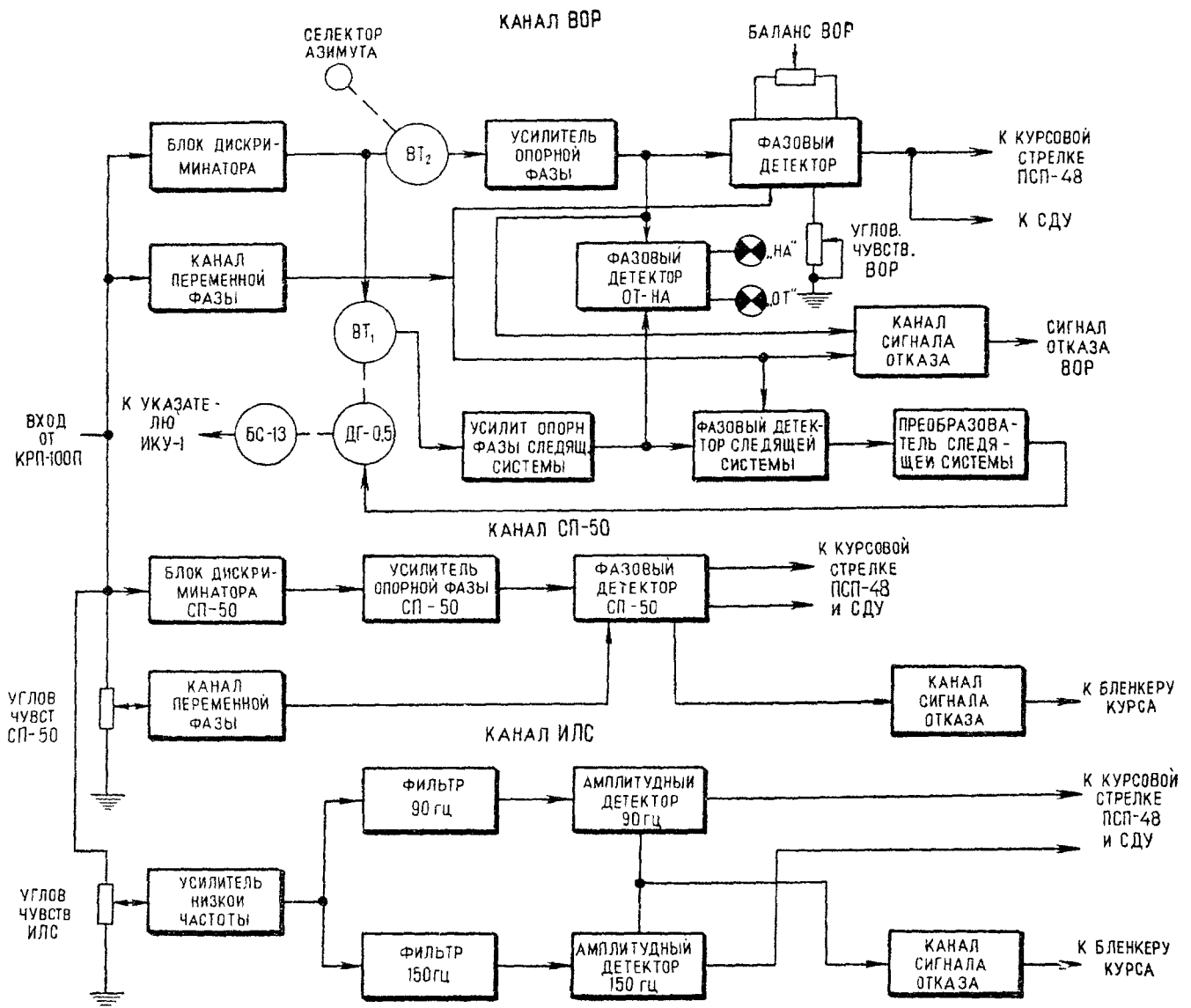
Режим ВОР

Выходной суммарный сигнал с приемника КРП-100П, состоящий из опорного и переменного сигналов, поступает одновременно на каналы опорной и переменной фазы (фиг. 203). Фаза опорного сигнала поворачивается фазовращателем ВТ₁ (ротор которого управляется двигателем ДГ-0,5) до тех пор, пока на выходе фазового детектора следящей системы сигнал ошибки не станет равным нулю. Одновременно на тот же угол поворачивается и ось сельсина-датчика БС-13, который электрически соединен с сельсином-приемником указателя курса индикаторного прибора ИКУ-1.

Так как фаза переменного сигнала зависит только от положения самолета относительно маяка, то сигнал ошибки на выходе фазового детектора следящей системы будет равен нулю, когда ротор ВТ₁ окажется развернутым на угол, равный азимуту самолета. Таким образом, стрелка указателя курса ИКУ-1 будет непрерывно показывать текущий азимут самолета. Кроме описанного, сигнал от дискриминатора поступает на фазовращатель ВТ₂, ротор которого устанавливается селектором азимута на заданный магнитный курс. После усиления сигнал опорной фазы поступает на фазовый детектор, где сравнивается с фазой переменного сигнала. Сигнал

ошибки выдается на курсовую стрелку прибора ПСП-48 (и в схему СДУ). При отклонении линии пути самолета от заданного по селектору курса стрелка прибора отклонится в сторону, где будет находиться заданный курс.

которых является курсовая вертикальная стрелка прибора ПСП-48. Если самолет находится на линии посадочного курса, постоянные составляющие сигналов 90 и 150 гц равны и стрелка прибора находится в нулевом положении. Если самолет откло-



Фиг. 203. Блок-схема навигационного устройства УН-1П

В канале ВОР имеется устройство, которое обеспечивает выдачу сигнала отказа (или готовности) для визуальной индикации об исправности этого канала по курсовым бленкерам.

Режим ИЛС

В этом режиме используется канал ИЛС (фиг. 203) навигационного устройства УН-1П. С выхода КРП-100П суммарный сигнал, состоящий из сигналов частот 90 и 150 гц, поступает на вход усилителя, а далее разделяется на соответствующих фильтрах 90 и 150 гц на два сигнала.

С выхода фильтров каждый из сигналов поступает на свой амплитудный детектор, общей нагрузкой

няется, то стрелка прибора покажет сторону, где находится равносигнальная зона (ось ВПП) маяка.

В этом канале также имеется устройство, сигнализирующее об исправности каскадов канала ИЛС.

Режим СП-50

Канал СП-50 выполняет задачу преобразования сигналов курсового маяка системы СП-50, поступающих с приемника КРП-100П, в сигналы управления курсовой стрелкой приборов ПСП-48 и СДУ.

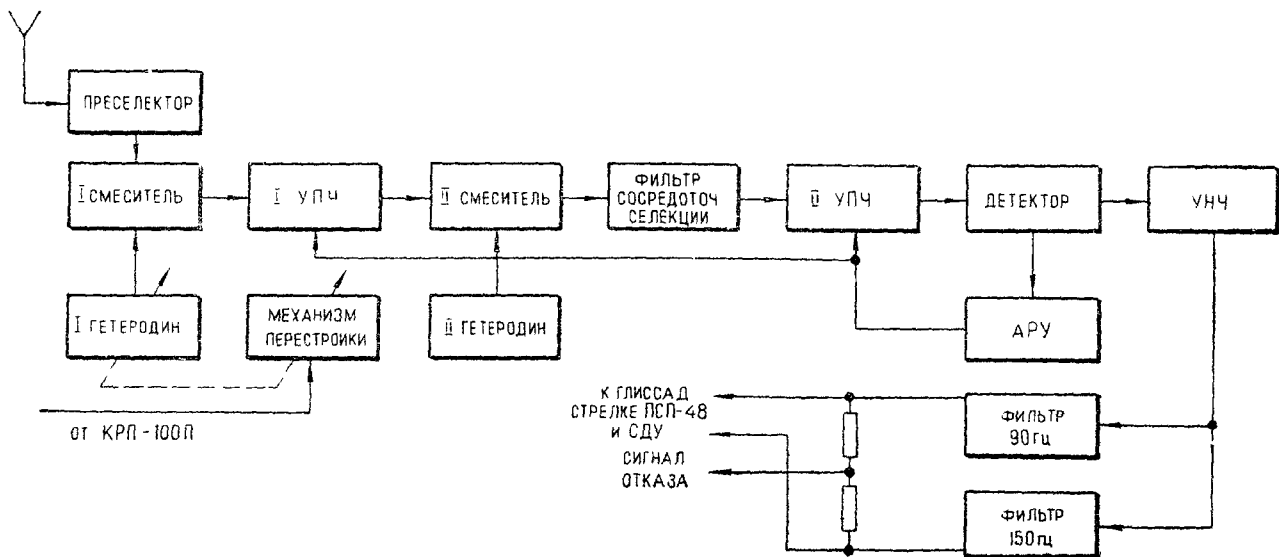
Принцип работы канала СП-50 блока УН-1П (фиг. 203) аналогичен принципу работы приемника КРП-Ф.

Глиссадный радиоприемник ГРП-20П

Глиссадный радиоприемник предназначен для приема амплитудно-модулированных сигналов глиссадных радиомаяков посадочных систем ИЛС и СП-50, работающих в диапазоне 329,3—335 Мгц.

ГРП-20П представляет собой 20-канальный супергетеродинный приемник с двойным преобразователем частоты и кварцевой стабилизацией частоты гетеродина. Блок-схема приемника приведена на фиг. 204.

Для получения высокой избирательности по соседнему каналу в приемнике применяется фильтр сосредоточенной селекции. Все узлы приемника, выполненные в виде отдельных блоков на полупровод-



Фиг. 204. Блок-схема радиоприемника ГРП-20П

никах и частично в микромодульном исполнении, являются сменными и закрепляются в корпусе с помощью невыпадающих винтов.

На передней панели приемника сосредоточены органы управления для регулировки угловой чувствительности, баланса и гнезда для проверки приемника.

На задней стенке приемника находится комбинированная колодка питания, совмещенная с антенным вводом.

Основные технические данные

Диапазон частот	329,3—335 Мгц
Число каналов с интервалом между каналами 300 кгц	20
Чувствительность при отношении сигнал шум = 6 дб	20 мкв
Подавление сигналов соседних каналов, комбинационных и симметричных частот	не менее 60 дб
Угловая чувствительность	250 мв/град
Вес	3,52 кг

Приемник управляется дистанционно с пульта управления; каналы переключаются одновременно с переключением каналов курсового приемника.

Маркерный радиоприемник МРП-3П

Бортовой маркерный трехканальный приемник предназначен для приема и индикации сигналов маршрутных и посадочных маркерных радиомаяков.

Маркерные маяки, входящие в различные системы посадки, излучают колебания высокой частоты 75 Мгц со следующей амплитудной модуляцией:

- маяки, входящие в систему СП-50, — сигналом 3000 гц;
- маяки, входящие в систему ИЛС, — сигналами частот:
 - дальний — 400 гц,
 - средний — 1300 гц,
 - ближний — 3000 гц.

Момент пролета упомянутых маяков определяется посредством одновременной звуковой (звонки), тональной (телефоны) и световой индикации (лампы на табло). Для приема сигналов маршрутных маркерных маяков чувствительность приемника увеличивается специальным переключателем «Маркер».

Основные технические данные

Несущая частота	75 Мгц
Частота модуляции:	
1-го канала	3000 гц
2-го канала	1300 гц
3-го канала	400 гц
Промежуточная частота	6,3 Мгц
Чувствительность приемника:	
— в режиме «Посадка»	1 мв
— в режиме «Маршрут»	100—150 мкв
Потребляемая мощность от сети 115 в, 400 гц	10 ва
Вес	1,85 кг

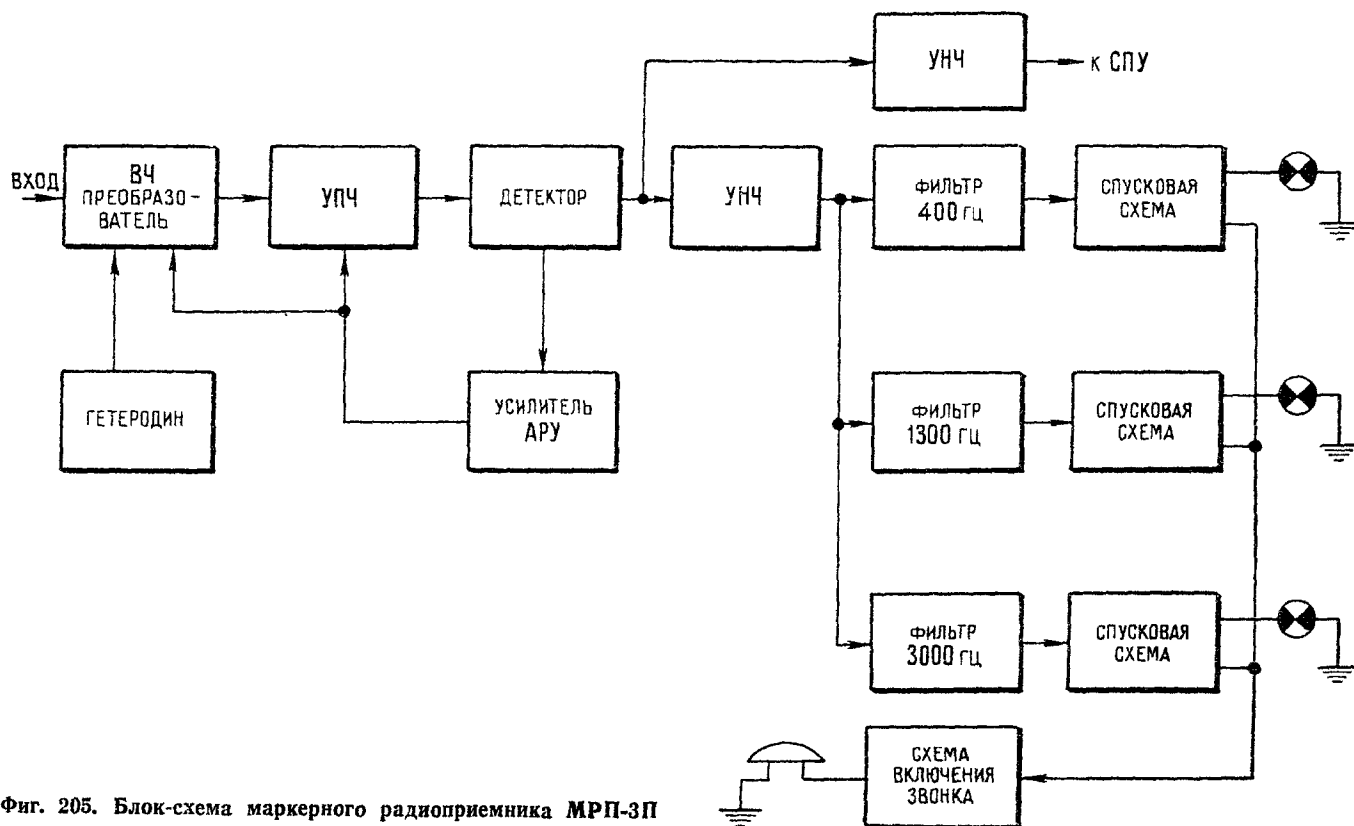
Маркерный приемник выполнен по супергетеродинной схеме (фиг. 205). После преобразования, усиления и детектирования в зависимости от частоты модуляции принятого сигнала срабатывают соответствующий фильтр и спусковая схема, которая замыкает цепь реле световой сигнализации. Кроме

того, протектированный сигнал поступает на усилитель низкой частоты для получения тональной сигнализации момента пролета и на реле, обеспечивающее включение электрического звонка СЭЗ-2.

Приемник состоит из отдельных блоков; межблочный монтаж осуществляется при помощи вилок, ка-

татора к соответствующим датчикам — «Курс-МП» или АРК-11;

— азимуты I и II радиостанций отсчитываются по подвижной шкале как угол между нулевой отметкой шкалы (направление на север) и соответствующей стрелкой.



Фиг. 205. Блок-схема маркерного радиоприемника МРП-3П

бельных и высокочастотных малогабаритных разъемов.

Включение приемника и переключение чувствительности осуществляется дистанционно переключателем «Маркер» на три положения: «Выкл.», «Маршрут» и «Посадка».

Радиомагнитный индикатор

Радиомагнитный индикатор РМИ, в состав которого входят индикатор курсовых углов ИКУ-1 и блок усилителей БУП-3 (см. фиг. 200), предназначен для индикации магнитного (или гироскопического) курса от ГМК-1Г и курсовых углов двух радиомаяков ВОР (или двух приводных при работе с АРК-11).

На лицевой части прибора имеются:

- подвижная шкала для отсчета магнитного курса относительно верхнего неподвижного индекса;
- неподвижная шкала с индексами через 45°, которая используется для предпосадочного маневра;
- стрелка I КУР (узкая) и стрелка II КУР (широкая) для индикации курсовых углов I и II приводных радиостанций или радиомаяков ВОР I и ВОР II;

— две рукоятки с соответствующими индексами стрелок (широкая и узкая) для подключения инди-

Курсовые углы радиостанций отсчитываются по неподвижной шкале как угол между ее нулевой отметкой (ось самолета) и соответствующей стрелкой.

Селектор азимута

Селектор азимута (см. фиг. 200) представляет собой задатчик со шкалой, проградуированной в градусах, и переключатель для перекрытия шторкой ненужной шкалы магнитного курса при полетах «ОТ» или «НА» радиомаяк.

Селектор используется при полетах по курсовой стрелке нуль-прибора ПСП-48 или СДУ.

Блок управления

Блок управления служит для выбора рабочих частот курсового приемника с одновременным переключением соответствующих каналов глассадного приемника и автоматического переключения каналов в навигационном устройстве УН-1П.

Цифры на ручках блока управления соответствуют частоте настройки курсового приемника КРП-100П в Мгц.

Большой ручкой приемник перестраивается через 1,0 Мгц, маленькой — через 100 кгц.

Блок установки электрического баланса и контроля нуля

Блок имеет две кнопки-потенциометра, с помощью которых устанавливаются в нулевое положение курсовые стрелки нуль-приборов первого и второго полукомплектов перед использованием в режиме СП-50.

Блок курсовых углов (КУР)

Блок КУР вырабатывает курсовые углы радиостанций по текущим значениям азимута (от «Курс-МП») и магнитного курса (от ГМК-1Г) и передает их на радиоманитный индикатор РМИ.

Блок телефонных усилителей

Блок телефонных усилителей предназначен для усиления сигналов опознавания наземных радиомаяков с последующей передачей их в СПУ.

Блок состоит из трех однотипных усилителей. Два из них служат для усиления сигналов телефонного выхода радиоприемников КРП-100П первого и второго полукомплектов, третий — для усиления тональных сигналов обоих маркерных приемников МРП-3П.

РАЗМЕЩЕНИЕ БЛОКОВ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Блоки бортового оборудования размещаются на самолете в зависимости от варианта заказа, но в любом случае щитки, пульта и органы управления устанавливаются на левой и средней панелях верхнего щитка летчиков (фиг. 206), а индикаторные приборы ИКУ-1, ПСП-48, световые табло типа Т4-У2 и указатели НПП и КПП из комплекта «Приход» — на приборной доске. Остальные блоки станции «Курс-МП» размещаются или в кабине экипажа за креслом левого летчика (фиг. 207), или в багажном отделении у левого борта, между шпангоутами 7—11 (фиг. 208).

Антенны маркерного и глиссадного приемников аналогичны описанным в табл. 14, и место установки их не изменяется.

Антенна курсового приемника, состоящая из четырех элементов, размещается на внутренней поверхности носового обтекателя самолета.

СХЕМА ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ СИСТЕМЫ «Курс-МП»

Электрическое соединение блоков выполнено проводами БПВЛТ и БПВЛЭТ сечением 0,35; 0,5 и 0,75 мм², которые имеют маркировку «РМ». Проводники питания маркируются индексами «ПР».

Для подсоединения каждой из антенн к двум приемникам применяются тройники и высокочастотные кабели РК-50-7-11, РК-75-4-12 и РДБ-82 (см. фиг. 201).

Электропитание аппаратуры «Курс-МП» осуществляется от сети переменного тока 115 в, 400 гц и бортовой сети постоянного тока 27 в (фиг. 209).

В качестве защиты электроцепей от перегрузок по переменному току используются плавкие предохранители СП-2 — для моноблоков и СП-1 — для блоков КУР, которые устанавливаются на панели ра-

диста; по постоянному току — автоматы защиты АЗС-5, установленные на щите АЗС.

Каждый из полукомплектов включается отдельно выключателями ВГ-15 «Курс-МП № 1» и «Курс-МП № 2», а питание на оба индикаторных прибора подается от одного выключателя «Сигнализация» типа ВГ-15. Все эти выключатели установлены на верхнем щитке летчиков (см. фиг. 206). Питание по переменному току поступает через контакты реле ТКЕ21ПД (поз. 1976 и 7233 на фиг. 209) и ТКЕ52ПД 2-й серии (поз. 2647), установленные на панели радиста.

39. РАДИОВЫСОТОМЕР РВ-УМ

Радиовысотомер предназначен для определения истинной высоты полета. Его показания практически не зависят от барометрического давления, температуры, состояния атмосферы, покрова местности (земля, вода, снег, лед), скорости полета и снижения.

С помощью радиовысотомера, кроме непрерывной информации об истинной высоте полета, экипаж может при необходимости получить звуковой и световой сигналы о снижении самолета до опасной высоты. (Величина опасной высоты устанавливается командиром корабля).

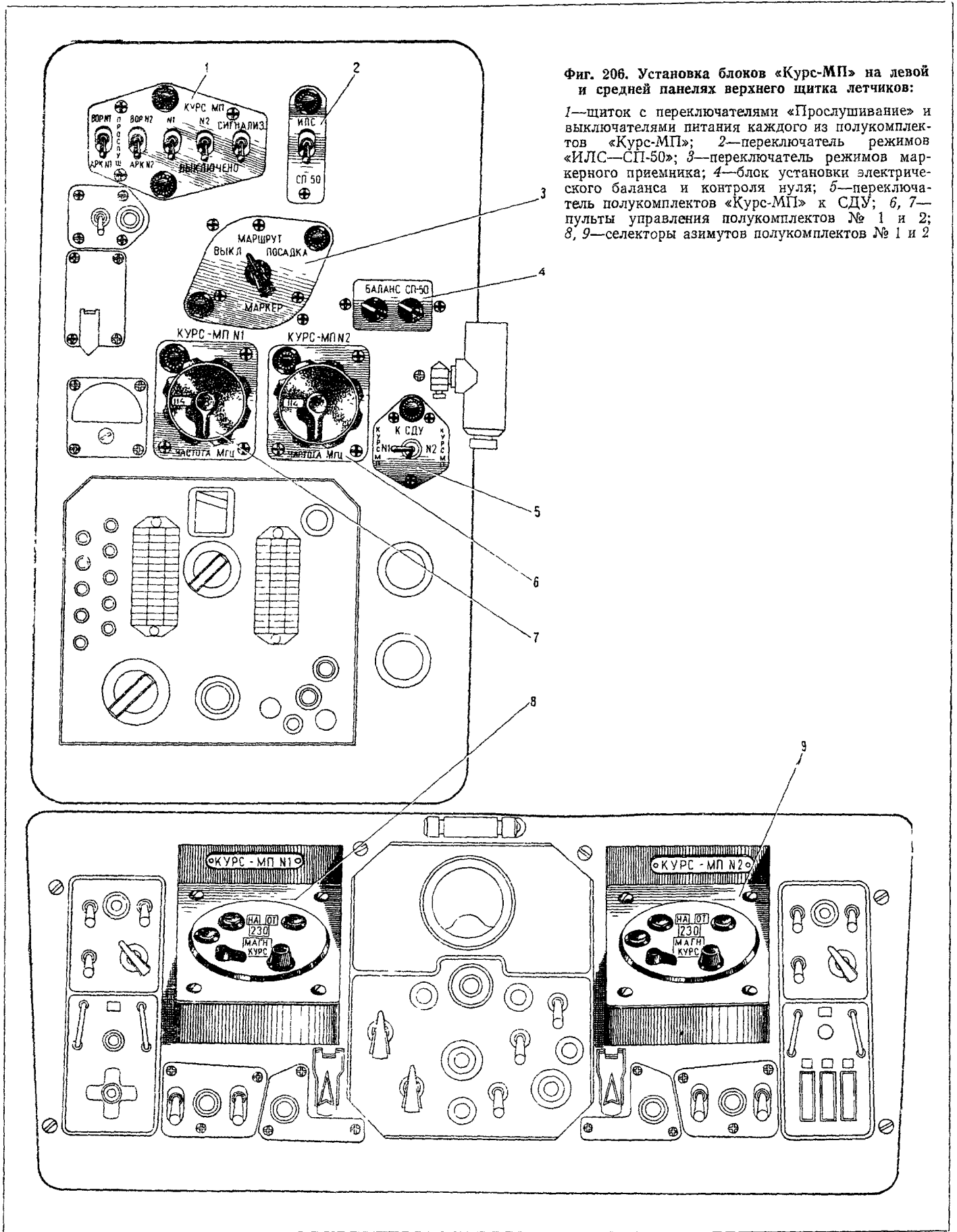
Показаниями радиовысотомера можно пользоваться при полетах на малых высотах, при пробивании облаков и заходе на посадку в сложных метеословиях. Использование радиовысотомера в горах с резко обозначенным профилем нецелесообразно. При значительных продольных и поперечных кренах самолета (более 30°) показания радиовысотомера становятся ошибочными и пользоваться ими в этих случаях не рекомендуется.

ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ И ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Работа радиовысотомера основана на принципе измерения времени запаздывания отраженного сигнала относительно прямого путем измерения частоты биений, получающейся при сложении прямого и отраженного частотно-модулированного (ЧМ) колебания.

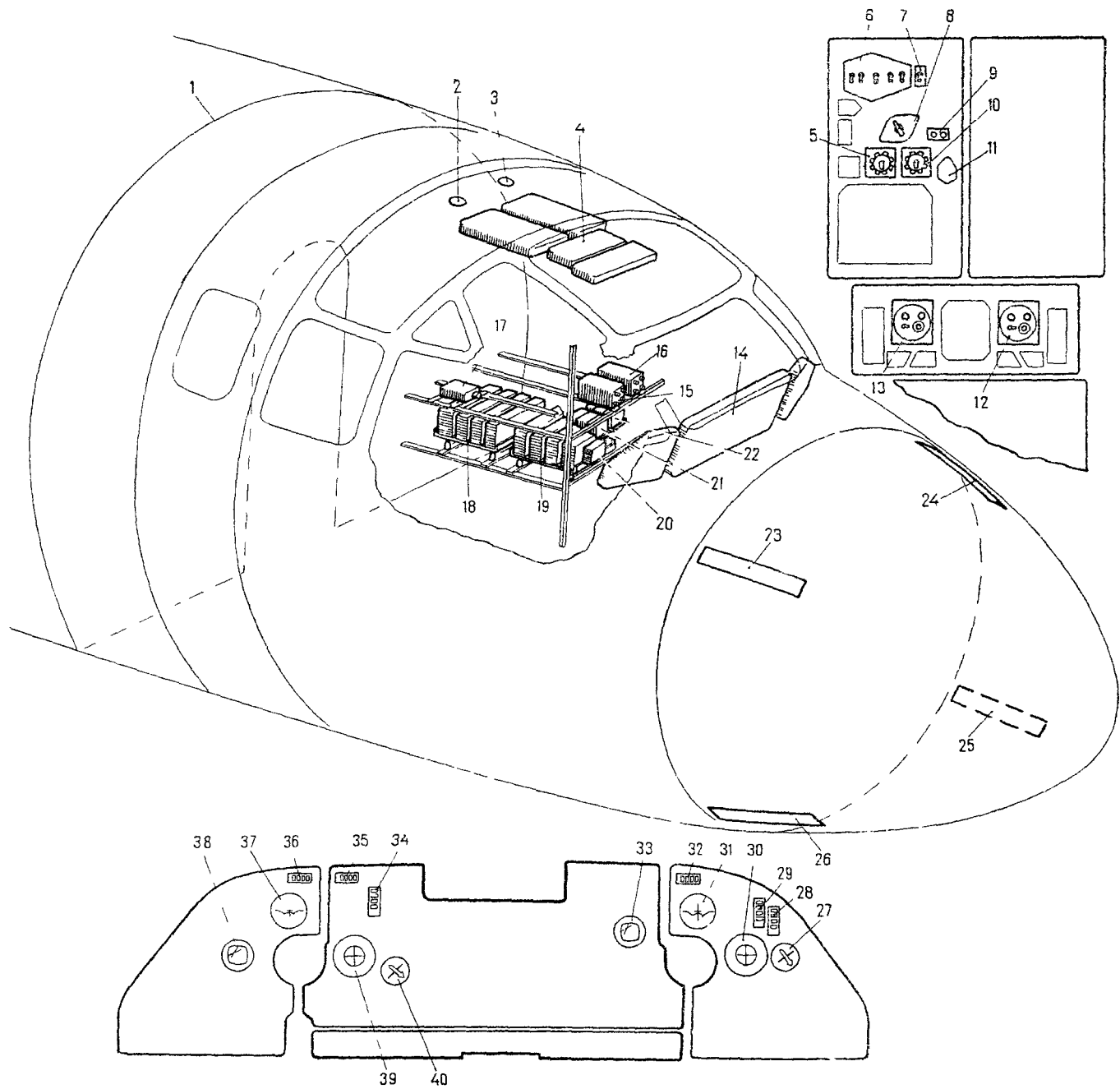
Блок-схема радиовысотомера приведена на фиг. 210.

Приемник и передатчик соединены высокочастотными фидерами с приемной и передающей антеннами. Частотная модуляция в передатчике осуществляется путем периодического изменения емкости конденсатора анодного контура вследствие вращения оси его ротора электродвигателем, приводимым во вращение звуковым генератором. Излучаемые антенной передатчика частотно-модулированные сигналы проходят путь от самолета до земли, отражаются от нее и попадают через приемную антенну на вход приемника. Одновременно с отраженным сигналом на вход приемника, непосредственно от передатчика, поступает прямой ЧМ сигнал. Частота биений будет прямо пропорциональна высоте полета, так как скорость распространения электромагнитной энергии — величина практически постоянная, а частота ЧМ сигнала изменяется почти по линейному закону. Частота отраженного сигнала будет отличаться от частоты прямого на ве-



Фиг. 206. Установка блоков «Курс-МП» на левой и средней панелях верхнего щитка летчиков:

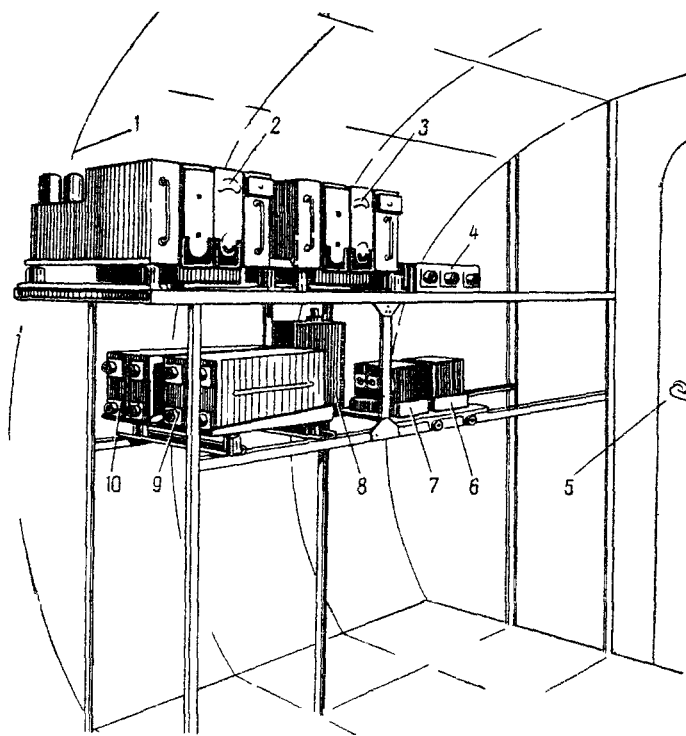
1—щиток с переключателями «Прослушивание» и выключателями питания каждого из полукомплектов «Курс-МП»; 2—переключатель режимов «ИЛС—СП-50»; 3—переключатель режимов маркерного приемника; 4—блок установки электрического баланса и контроля нуля; 5—переключатель полукомплектов «Курс-МП» к СДУ; 6, 7—панели управления полукомплектов № 1 и 2; 8, 9—селекторы азимутов полукомплектов № 1 и 2



Фиг. 209. Схема электропитания «Курс-МП»:

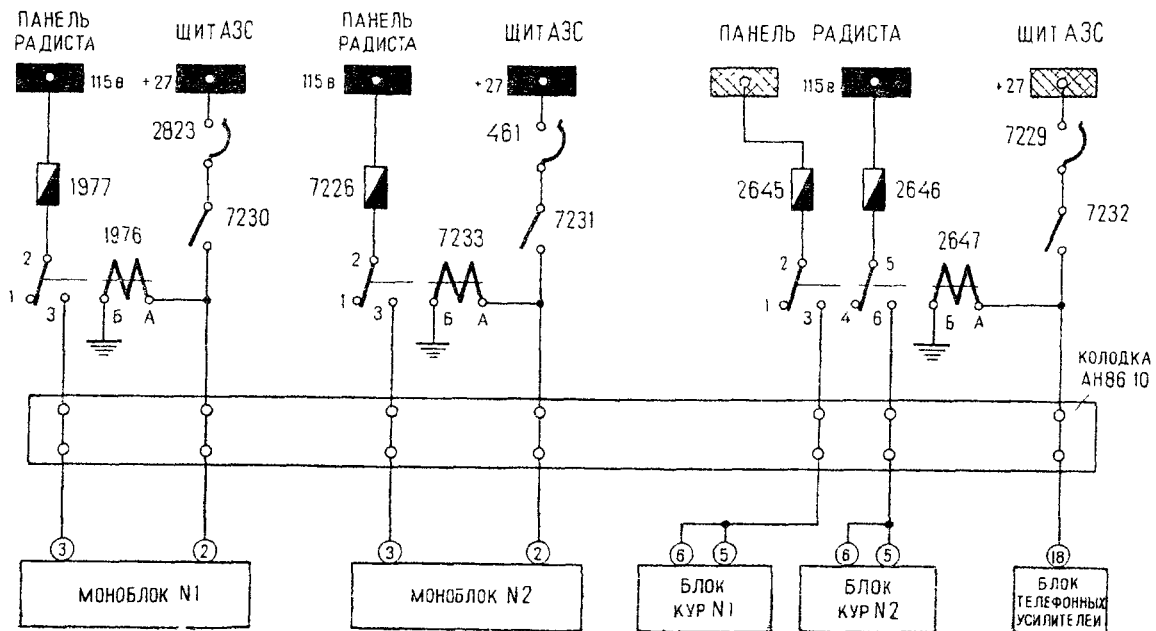
1—шпангоут 7; 2, 3—электрозвонки СЭЗ-2; 4—верхний щиток летчиков; 5, 10—пульта управления; 6—щиток с выключателями питания и переключателями прослушивания «Курс-МП»; 7—переключатель «ИЛС-СП-50»; 8—переключатель режимов «Маркер»; 9—блок установки электрического баланса; 11—переключатель полукомплектов «Курс-МП» к СДУ; 12, 13—селекторы азимутов; 14—приборная доска летчиков; 15, 16—блоки КУР; 17—блок телефонных усилителей; 18, 19—моноблоки; 20—распределительная коробка «Курс-МП»; 21, 22—

блоки БУП; 23, 24, 25, 26—элементы курсовой антенны; 27, 40—индикаторы ИКУ-1; 28, 35—табло Т4-У2 сигнализации подключения «Курс-МП» № 1 или «Курс-МП» № 2 к СДУ; 29, 34—табло Т4-У2 сигнализации пролета маркерных маяков (ближний, средний, дальний, СП-50); 30, 39—навигационно-пилотажные приборы НПП; 31, 37—командно-пилотажные приборы КПП; 32, 36—табло Т4-У2 сигнализации переключения режимов «Курс-МП» (ВОР I, ИЛС I, ВОР II, ИЛС II), 33, 38—индикаторные приборы ПСП-48



Фиг. 208. Вариант размещения блоков «Курс-МП» в багажном отделении:

1—шпангоут 10; 2, 3—моноблоки № 1 и 2; 4—блок телефонных усилителей; 5—дверь в кабину экипажа (шпангоут 7); 6, 7—блоки БУП-З № 2 и 1; 8—распределительная коробка; 9, 10—блоки КУР № 2 и 1



Фиг. 209. Схема электропитания «Курс-МП»:

461—автомат защиты сети АЗС-5 второго полукомплекта «Курс-МП»; 1976, 7233—реле ТКЕ21ПД включения переменного тока 115 в, 400 гц к моноблокам; 1977, 7226—предохранители СП-2; 2645, 2646—предохранители СП-1; 2647—реле ТКЕ52ПД 2-й серии включения переменного тока 115 в, 400 гц к блокам КУР; 2823—автомат защиты сети

АЗС-5 первого полукомплекта «Курс-МП»; 7229—автомат защиты сети АЗС-5 в цепи сигнализации; 7230, 7231—выключатели питания ВГ-15 первого и второго полукомплектов системы «Курс-МП»; 7232—выключатель питания ВГ-15 индикаторов РМИ

личину, прямо пропорциональную времени запаздывания, а значит, и высоте полета. Время запаздывания t будет равно

$$t = \frac{2H}{c},$$

где H — высота полета,
 c — скорость распространения электромагнитной энергии (300 000 км/сек).

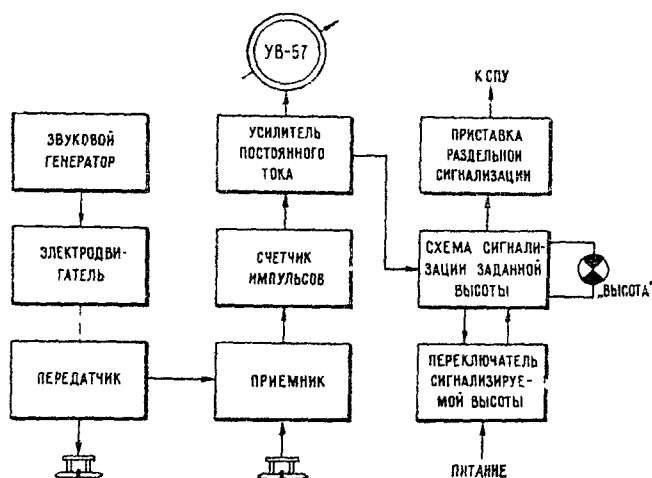
В результате сложения прямого и отраженного сигналов на входе приемника возникают биения с разностной частотой, которая определяется выражением

$$F_6 = \frac{4 \Delta f F_m \cdot H}{c} + F_m,$$

где F_6 — частота биений;
 Δf — полоса модуляции;
 F_m — частота модуляции;
 c — скорость распространения;
 H — измеряемая высота.

Напряжение биений усиливается, детектируется и подается на частотомер (счетчик импульсов и усилитель постоянного тока), индикатором которого является стрелочный прибор УВ-57 постоянного тока, отградуированный в метрах. На лицевой панели указателя высоты помещены потенциометры «Установка нуля» и «Калибровка», необходимые для выполнения регулировок при регламентах.

Принцип получения сигнализации опасной высоты основан на сравнении двух напряжений: напряжения, пропорционального истинной высоте полета, и опорного напряжения с переключателя сигназируемой высоты. Оба напряжения воздействуют на



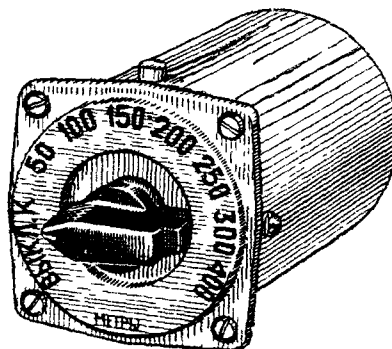
Фиг. 210. Блок-схема радиовысотомера

схему сравнения, которая при равенстве этих напряжений обеспечивает срабатывание схемы световой сигнализации (непрерывно горят лампы «Высота») и схемы звуковой сигнализации (прерывистый сигнал тона 400 гц в течение 3—7 сек).

С помощью переключателя сигналируемой высоты (фиг. 211) летчик в полете устанавливает одно из следующих значений высоты, для которой может потребоваться сигнализация: 50, 100, 150, 200, 250, 300 или 400 м. Теперь при снижении самолета до

заданной высоты схема сравнения обеспечит работу звуковой и световой сигнализации.

В радиовысотомере предусмотрена специальная схема, обеспечивающая удержание стрелки указателя высоты на правом упоре (600 м). Эта схема необходима для исключения ошибок отсчета при полетах на высотах, превышающих запас чувствительности.



Фиг. 211. Переключатель сигналируемой высоты ПСВ-УМ

В положении «Выкл.» переключателя сигналируемой высоты схема удержания стрелки на правом упоре и звуковая сигнализация отключаются, а лампа «Высота» загорается при достижении высоты полета, превышающей запас чувствительности (более 900 м).

Положение «К» (контроль) переключателя предназначено для проверки работоспособности схем звуковой и световой сигнализации на земле.

Основные технические данные

Диапазон измеряемых высот	от 0 до 600 м
Точность измеряемой высоты (H)	$\pm 5 \text{ м} \pm 8\%$ от H
Средняя частота генератора	$444 \pm 6 \text{ Мгц}$
Полоса модуляции	$17 \pm 2 \text{ Мгц}$
Частота модуляции	$70 \pm 25 \text{ гц}$
Излучаемая мощность	0,2 вт
Звуковая и световая сигнализация заданной высоты на высотах	50, 100, 150, 200, 250, 300, 400 м
Точность сигнализации заданной высоты по отношению к высоте по указателю:	
— на высоте 50 м	10—20%
— на остальных точках	5—10%
Потребляемая мощность по сети 115 в, 400 гц	100 вт
Вес (без кабелей, ЗИП и фильтра)	11,5 кг

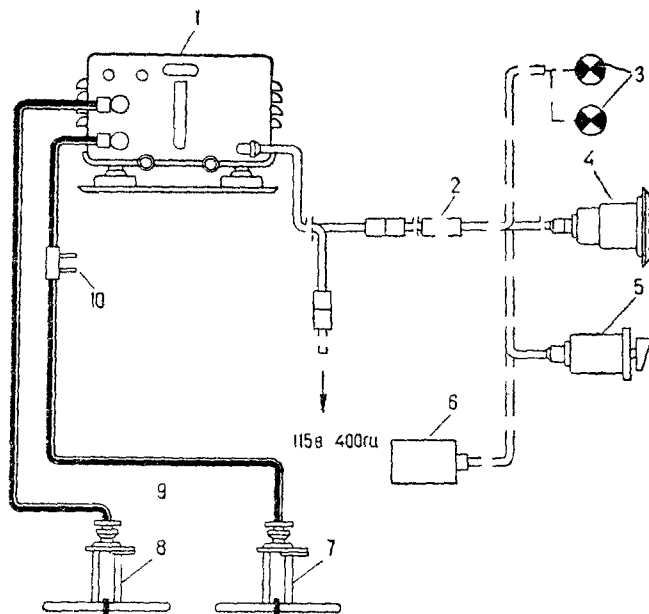
СОСТАВ, НАЗНАЧЕНИЕ И РАЗМЕЩЕНИЕ БЛОКОВ

Комплектовочная схема радиовысотомера приведена на фиг. 212, состав и размещение даны в табл. 26, установка приемо-передатчика показана на фиг. 157.

Наименование блока	Шифр блока (тип)	Количество на самолет	Место установки
Приемо-передатчик	ПП-УМ	1	На этажерке радиооборудования, между шпангоутами 42—43, справа (см. фиг. 157)
Указатель высоты	УВ-57	1	На левой панели приборной доски летчиков (см. фиг. 3)
Переключатель сигнализируемой высоты	ПСВ-УМ	1	То же
Приставка раздельной сигнализации	ПРС-УМ	1	На полу у левого борта в кабине экипажа, у шпангоута 6 (см. фиг. 51)
Передающая антенна		1	На нижней поверхности левой части стабилизатора
Приемная антенна		1	На нижней поверхности правой части стабилизатора
Сигнальная лампа „Высота“ с арматурой	СМ-30 СЛЦН-51	2	На левой и правой панелях приборной доски
Высокочастотный фильтр	ВЧФ-3	1	За этажеркой радиооборудования, между шпангоутами 43—44

В блок ПП-УМ входят каскады, предназначенные для:

— генерирования частотно-модулированных колебаний;



Фиг. 212. Комплекточная схема РВ-УМ:

1—приемопередатчик ПП-УМ, 2—штепсельный герморазъем ШРГ40ПК16, 3—сигнальные лампы «Высота»; 4—указатель высоты УВ-57; 5—переключатель сигнализируемой высоты ПСВ-УМ, 6—приставка раздельной сигнализации ПРС-УМ; 7—приемная антенна; 8—передающая антенна; 9—высокочастотный кабель, 10—фильтр ВЧФ-3

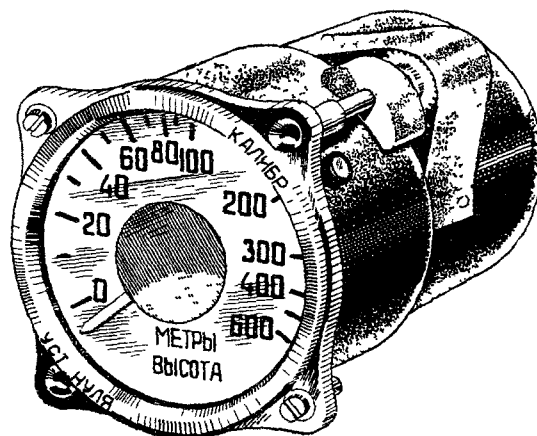
— преобразования отраженного от земли и прямого сигнала в напряжение, пропорциональное высоте полета,

— получения в схеме сравнения звуковой и световой сигнализации опасной высоты.

Указатель высоты УВ-57 служит для индикации истинной высоты полета (фиг. 213).

Переключатель сигнализируемой высоты ПСВ-УМ (см. фиг. 211) предназначен для предварительной установки значения опасной высоты и ввода данных в схему сравнения, проверки работоспособности схем звуковой и световой сигнализации на земле, а также для проверки запаса чувствительности радиовысотомера в воздухе

Приставка раздельной сигнализации ПРС-УМ обеспечивает подключение звукового сигнала «Опасная высота» к СПУ-7 летчиков только на время действия этого сигнала



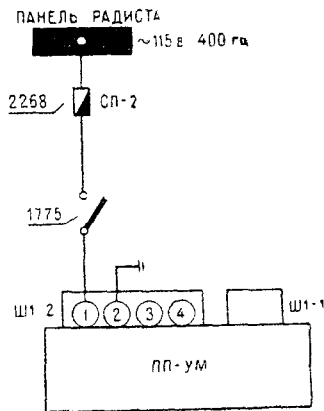
Фиг. 213. Указатель высоты УВ-57

Приемная и передающая антенны служат для излучения и приема ЧМ колебаний. Две сигнальные лампы «Высота» устанавливаются для получения световой сигнализации заданной опасной высоты и для сигнализации при определении запаса чувствительности радиовысотомера

Высокочастотный фильтр служит для исключения попадания помех на вход приемника.

СХЕМА ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

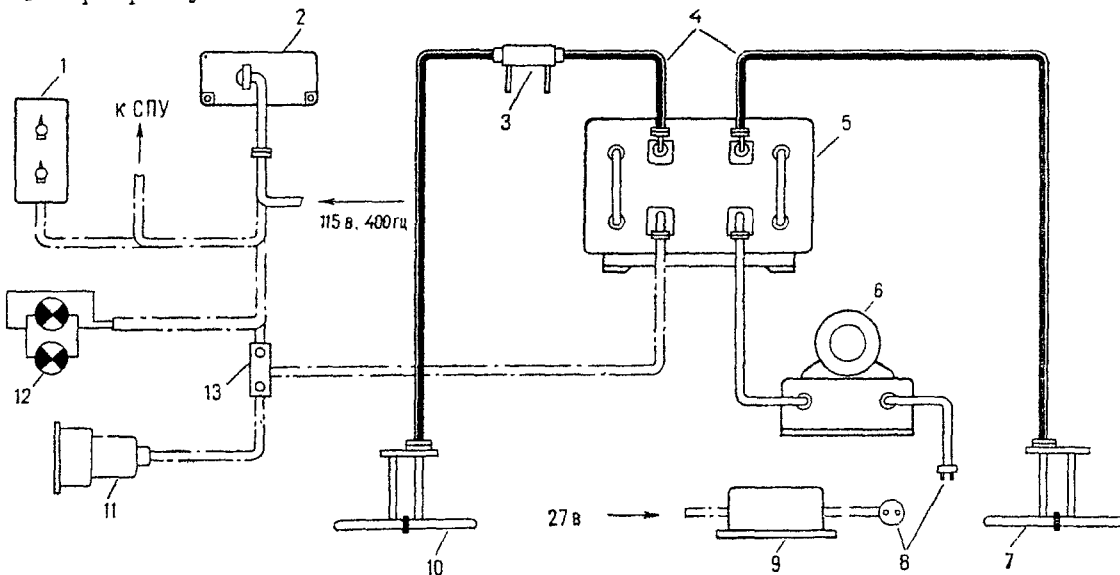
Блоки радиовысотомера соединяются проводами БПВЛТ и БПВЛЭТ сечением 0,35 и 0,5 мм². Соединительные проводники маркируются индексами



Фиг. 214. Схема электропитания РВ-УМ:

1775—выключатель радиовысотомера; 2268—плавкий предохранитель на 2 а

«РВ», провода питания — «Пр». Антенные вводы изготовлены из высокочастотного фидера РК-47 длиной 7,62 м; остаточная высота — 10 м. Монтажные провода объединяются в жгуты, которые экранируются и имеют маркировку ЖРВ-1 и ЖРВ-2.



Фиг. 215. Комплектовочная схема РВ-2 с приставкой СВ-Р:

1—задатчик высоты; 2—сигнализатор высоты; 3—фильтр ВЧФ-3; 4—высокочастотный кабель; 5—приемопередатчик; 6—умформер РУ-11АМ; 7—передающая антенна; 8—вилка и розетка 48-К; 9—

фильтр ФЗЧ-1Б; 10—приемная антенна; 11—индикатор высоты ПРВ-4Б; 12—сигнальные лампы «Высота»; 13—клеммная колодка 74-К

Электропитание радиовысотомера (фиг. 214) осуществляется от сети переменного тока 115 в, 400 гц через плавкий предохранитель типа СП-2, который размещается на панели радиста. РВ-УМ включается выключателем 1775, установленным на левой панели приборной доски, над переключателем ПСВ-УМ (см. фиг. 3).

40. РАДИОВЫСОТОМЕР РВ-2 С ПРИСТАВКОЙ СВ-Р

На самолетах выпуска до 1965 г. вместо РВ-УМ устанавливался радиовысотомер РВ-2 с приставкой СВ-Р. По назначению и принципу действия эти радиовысотомеры почти не отличаются. В настоящем разделе приводятся только отличительные особенности РВ-2.

Основные технические данные

Предел измерений высоты:

- I диапазон от 0 до 120 м
- II диапазон от 100 до 1200 м

Точность измерения высоты:

- I диапазон $\pm 2 м \pm 5\%$ измеряемой высоты
- II диапазон $\pm 20 м \pm 5\%$ измеряемой высоты

Средняя частота генератора 444 Мгц

Полоса модуляции:

- I диапазон $\pm 20 Мгц$
- II диапазон $\pm 2 Мгц$

Частота модуляции 124 гц

Чувствительность:

- I диапазон 80 дБ
- II диапазон 70 дБ

Излучаемая мощность 0,15 вт

Звуковая и световая сигнализация опасной высоты на следующих точках:

- I диапазон 30—90 м (через 10 м)
- II диапазон 150, 200, 250, 300, 400, 500, 600, 800 м

Точность сигнализации на точках от 40 до 400 м $\pm 15\%$

Потребляемая мощность:

— по сети постоянного тока 27 в 70 вт

— по сети переменного тока 115 в, 400 гц 25 вв

Вес (без кабелей и ЗИП) 17 кг

Наименование блока	Шифр блока (тип)	Количество на самолет	Место установки
Приемо-передатчик	РВ-2	1	На этажерке радиооборудования в хвостовом отсеке, между шпангоутами 41—43
Умформер	РУ-11АМ	1	
Розетка	48К	1	
Фильтр	ФЗЧ-1Б	1	
Антенны (приемная и передающая)		2	На нижней поверхности стабилизатора (около нервюры 3): справа—приемная, слева передающая
Высокочастотный фильтр	ВЧФ-3	1	Между шпангоутами 43—44, в хвостовой части фюзеляжа
Сигнализатор высоты	СВ-Р	1	На стенке шпангоута 7, в кабине экипажа, слева, у пола
Задатчик высоты	СВ-Р	1	На левой панели приборной доски летчиков
Индикатор высоты	ПРВ-46	1	
Сигнальная лампа „Высота“ с арматурой	СМ-30 СЛЦН-51	2	На левой и правой панелях приборной доски летчиков

КОМПЛЕКТ И РАЗМЕЩЕНИЕ РВ-2

Комплектовочная схема радиовысотомера представлена на фиг. 215. Состав и размещение даны в табл. 27, а установка блоков в кабине экипажа показана на фиг. 183.

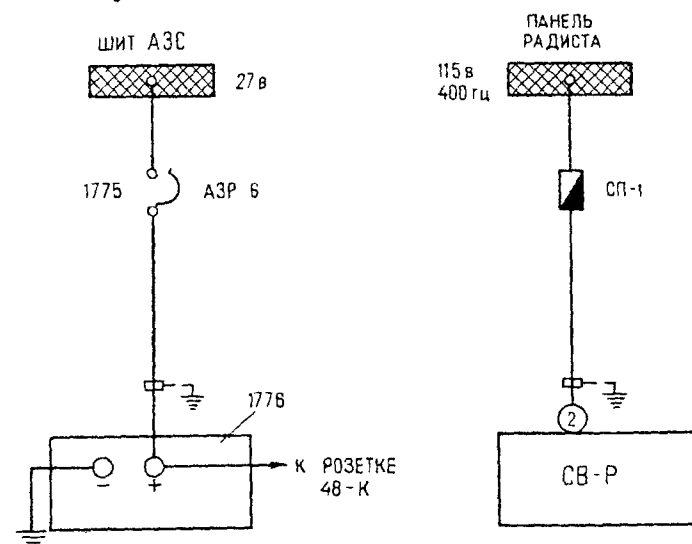
СХЕМА ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ РАДИОВЫСОТОМЕРА РВ-2 С ПРИСТАВКОЙ СВ-Р

Блоки соединяются проводами БПВЛ и БПВЛЭ сечением 0,35 и 0,5 мм². Соединительные проводники маркируются индексами «РВ», провода питания — «Пр». Антенные вводы изготовлены из высокочастотного фидера РВ-47. Монтажные провода объединяются в жгуты, которые экранируются и имеют маркировку ЖРВ-1, ЖРВ-2.

Электропитание радиовысотомера (фиг. 216) осуществляется по сети постоянного тока 27 в (аварийная сеть) через сетевой фильтр ФЗЧ-1Б.

Анодные цепи питаются от умформера РУ-11АМ. Питание приставки сигнализации опасной высоты производится от аварийной сети переменного тока 115 в, 400 гц через плавкий предохранитель СП-1, установленный на панели радиста и на передней панели приставки СВ-Р. Защита от коротких замыканий и перегрузок по цепи 27 в производится от

АЗР-6, а по цепи анодного питания — от СП-1 на передней панели приемо-передатчика. Радиовысотомер включается АЗР-6 на щите АЗС и выключателем на указателе ПРВ-46.



Фиг. 216. Схема электропитания РВ-2 с приставкой СВ-Р: 1775—выключатель радиовысотомера; 1776—фильтр ФЗЧ-1Б

Глава VII

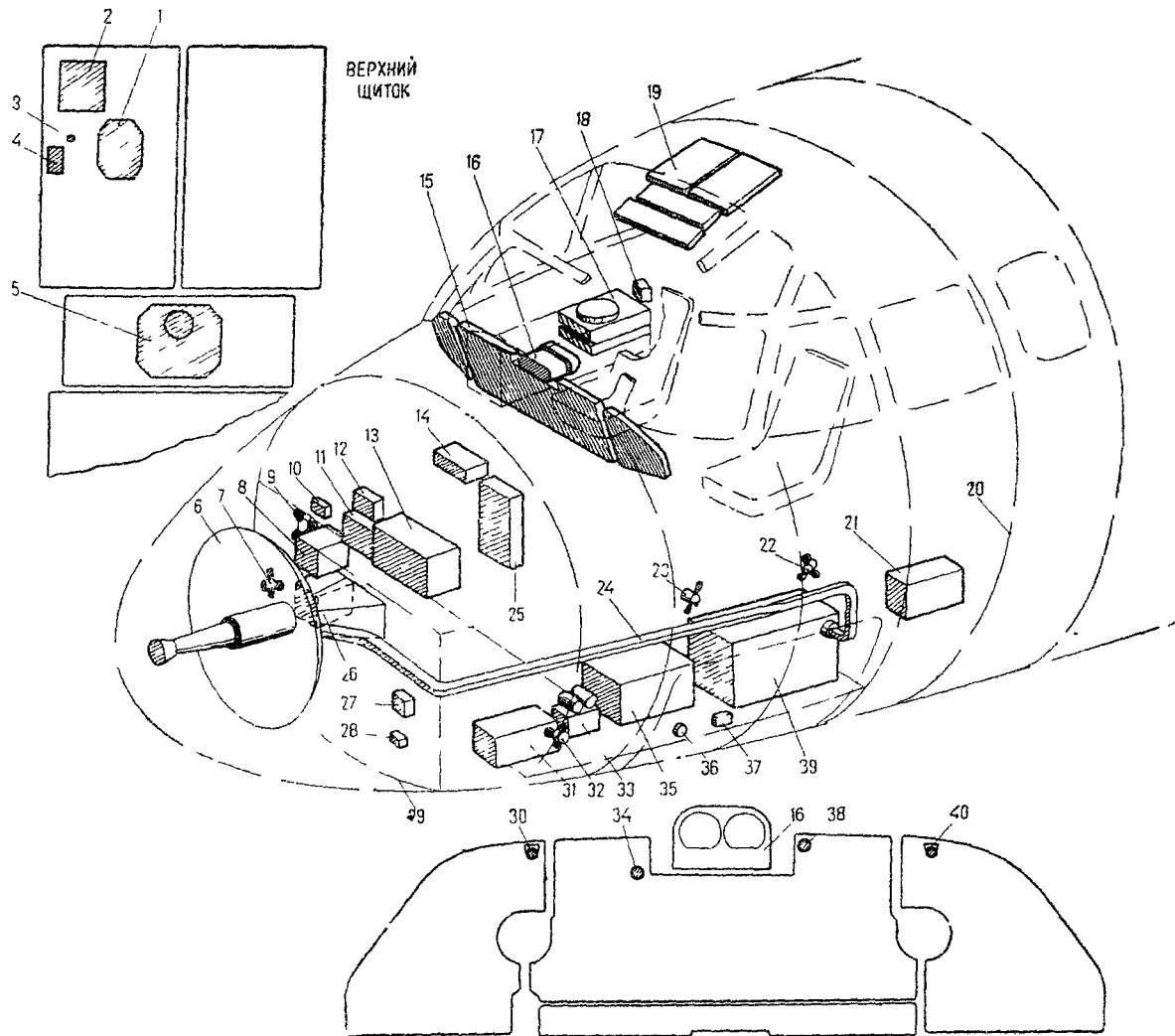
РАДИОЛОКАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

К радиолокационному оборудованию относятся станция РПСН-2АН и самолетный ответчик. Это оборудование обеспечивает решение задач самолетовождения, безопасности полета и определения государственной принадлежности.

Размещение блоков радиолокационного оборудования приведено на фиг. 217.

С 1967 г. на самолет будет устанавливаться ра-

диолокационная станция РПСН-3Н, которая отличается от РПСН-2АН повышенной надежностью и улучшенными тактико-техническими характеристиками (увеличение дальности действия, контрастности изображения, упрощение системы развертки, возможность работы с наземными радиолокационными маяками РМ-1, РМ-2 и др.). Состав и размещение станции в основном остаются неизменными.



Фиг. 217. Размещение блоков радиолокационного оборудования:

1—щиток с переключателем «Запрос» и «Узел 2» приставки ответчика; 2—пульт управления ответчиком; 3—сигнальная лампа «Код дешифратора»; 4—кнопка «Взрыв» ответчика; 5—блок № 10 РПСН-2АН; 6—блок № 1 РПСН-2АН; 7, 9, 22, 23, 32—вентиляторы обдува ДВ-3; 8—блок № 5 РПСН-2АН; 10, 11—блоки приставки ответчика; 12—РК 2 станции РПСН-2АН; 13—дешифратор ответчика; 14—фильтр станции РПСН-2АН; 15—приборная доска летчиков; 16—блок № 4 РПСН-2АН; 17—блок № 4Ш РПСН-2АН; 18—блок № 9 РПСН-2АН; 19—верхний щиток летчиков; 20—шпангоут 5; 21—блок № 6 РПСН-2АН; 24—вол-

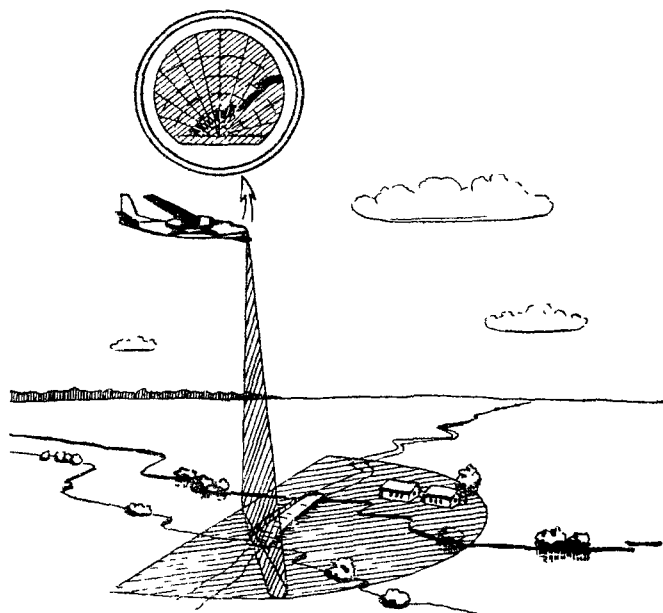
новод станции РПСН-2АН; 25—РК-1 станции РПСН-2АН; 26—блок № 8 РПСН-2АН; 27—антенная коробка ответчика; 28—соединительная коробка ответчика; 29—шпангоут 1а; 30, 40—сигнальные лампы «Внимание, локатор»; 31—блок № 3 РПСН-2АН; 33—воздушная помпа РПСН-2АН; 34, 38—реостаты регулировки яркости подсвета экранов «Канал I» и «Канал II» блока № 4 РПСН-2АН; 35—приемо передатчик ответчика; 36—манометр давления станции РПСН-2АН; 37—контрольная коробка ответчика; 39—блок № 2 РПСН-2АН

41. РАДИОЛОКАЦИОННАЯ СТАНЦИЯ РПСН-2АН

Станция РПСН-2АН предназначена для решения навигационных задач автономными средствами, повышения безопасности полетов в сложных метеоусловиях, в зонах с интенсивным воздушным движением и в районах с сильно пересеченной местностью.

С помощью РПСН-2АН экипаж имеет возможность решать:

- а) навигационные задачи:
 - обзор земной поверхности в передней полусфере под углами $\pm 90^\circ$ от продольной оси самолета с целью ведения общей и детальной ориентировки (фиг. 218);
 - определение величины суммарного угла сноса и скольжения;
 - определение путевой скорости;
 - б) задачи, связанные с безопасностью полета:
 - обнаружение встречных самолетов и индикация «опасного» из них самолета;
 - обнаружение положения грозовой облачности относительно самолета и определение проходов в ней;
 - обнаружение наземных препятствий в передней полусфере (фиг. 219), определение их координат и наличия или отсутствия безопасного превышения над ними.
- Указанные задачи выполняются в различных режимах работы, задаваемых с пульта управления оператором станции.

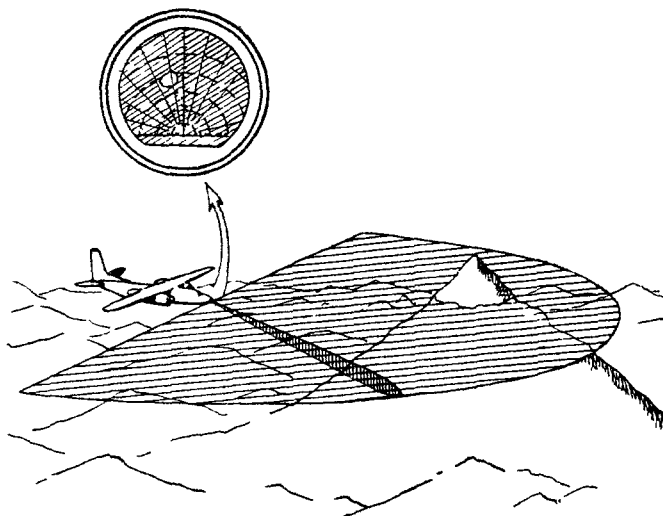


Фиг. 218. Принцип работы РПСН-2АН в режиме «Обзор»

Таких режимов работы в станции шесть:

- «Обзор» и «Дальний обзор»;
- «Маяк»;
- «Снос» и «Снос точно»;
- «Скорость»;
- «Горы — Грозы»;
- «Самолеты».

Принципиальные различия режимов работы станции заключаются в изменении формы диаграммы направленности антенной системы и вида обзора пространства, в изменении длительности и частоты следования импульсов.



Фиг. 219. Принцип работы РПСН-2АН в режиме «Горы»

ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ И ОСНОВНЫЕ ДААННЫЕ СТАНЦИИ

В основу работы станции РПСН-2АН положен общий принцип работы панорамной радиолокационной станции, заключающийся в получении на экране индикатора радиолокационного изображения местности благодаря свойствам участков земной поверхности и местных предметов отражать электромагнитные волны с различной интенсивностью, зависящей от формы, проводимости и других характеристик отражающих объектов.

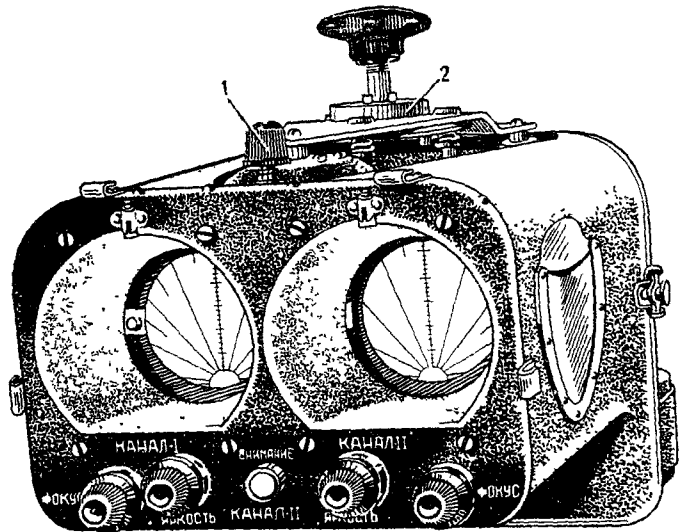
Направление на отражающий объект (азимут) определяется вследствие формирования антенной узконаправленного луча, облучающего земную поверхность путем качания антенны в горизонтальной плоскости под углами $\pm 90^\circ$ от продольной оси самолета синхронно с разверткой на электронно-лучевой трубке (фиг. 218, 219).

Расстояние до отражающих объектов определяется замером времени запаздывания отраженного импульса относительно прямого (зондирующего).

В работе станции РПСН-2АН имеется ряд особенностей, определяемых спецификой использования ее как панорамной радиолокационной станции и как станции предупреждения столкновения с препятствиями. С этой целью в станции предусмотрено четыре электронно-лучевых индикатора. Два из них совмещены в одном блоке (индикатор летчика, фиг. 220). Один экран индикатора летчика (левый на фиг. 220) предназначен для наблюдения за радиолокационным изображением местности, просмотра грозовых фронтов и встречных самолетов пассивным способом («Канал I»), когда изображение получается вследствие явления отражения. Второй экран («Канал II») служит для наблюдения за встречными самолетами или работы с наземным маяком (режим «Маяк») методами активной радиолокации, когда ответные сигналы получаются толь-

ко после специальных запросных импульсов от станции. На этом индикаторе хорошо просматриваются цели, так как отражения от земной поверхности и грозовых фронтов не создают на экране дополнительных засветок.

Третий индикатор (фиг. 221) предназначен для решения навигационных задач: обзора земной поверхности, определения путевой скорости и работы с радиолокационным маяком. Экраны этих индикаторов показаны на фиг. 222.



Фиг. 220. Индикатор летчика (блок № 4):

1—ручка «Дифференц» с микровыключателем для регулировки четкости яркостных отметок; 2—узел крепления индикатора с поворотным механизмом

Четвертый индикатор 2 (фиг. 221), расположенный непосредственно на пульте управления индикатора штурмана, необходим только для определения угла сноса.

Экраны электронно-лучевых трубок имеют большое послесвечение, благодаря чему обеспечивается одновременное наблюдение радиолокационного изображения всего обозреваемого пространства с расположенными на нем отметками всех целей, находящихся в зоне облучения.

В целях более полного использования поверхности электронно-лучевых трубок в станции применена радиально-круговая развертка (азимут, дальность) со смещением вниз центром (фиг. 222). Движение луча по экрану происходит снизу вверх и начинается на некоторый промежуток времени раньше момента излучения зондирующего импульса, что позволяет повысить разрешающую способность по углу на ближних дистанциях. В индикаторе, предназначенном для определения угла сноса, применена развертка типа *A* (дальность, амплитуда).

Чтобы исключить смещение зоны обзора и искажения при эволюциях самолета, в станции предусмотрена гиросtabilизация антенной системы по осям крена и тангажа. В качестве датчиков используются соответствующие потенциометры центральной гировертикали ЦГВ-4. Положение стабилизированного луча по углу места можно изменять вручную в пределах $\pm 10^\circ$.

Управление станцией производится с пульта управления и контроля (фиг. 223) или с пульта управления индикатора штурмана (фиг. 221), в зависимости от положения переключателя «Штурман — Пилот» на пульте управления и контроля.

В режимах «Обзор» и «Дальний обзор» станция РПСН-2АН работает как обычный панорамный радиолокатор. Отличие между этими режимами составляет форма диаграммы направленности. В режиме «Обзор» используется веерный луч типа «косеканс — квадрат», а в «Дальнем обзоре» для увеличения дальности действия станции применяется автоматическое, через такт, переключение веерного и узконаправленного (игольчатого) луча, где максимумы излучения (в вертикальной плоскости) смещены на $1-1,5^\circ$. Коммутация лучей происходит в крайних положениях антенной системы с частотой 20 циклов в минуту. Такой вид излучения позволяет получить отраженный сигнал от объектов, находящихся на больших дальностях, с мощностью, достаточной для появления хорошо различимой отметки на экране. Узкий луч и луч веерного типа «косеканс — квадрат» формируются с помощью параболического отражателя, ферритового вращателя плоскости поляризации и специального козырька антенной системы.

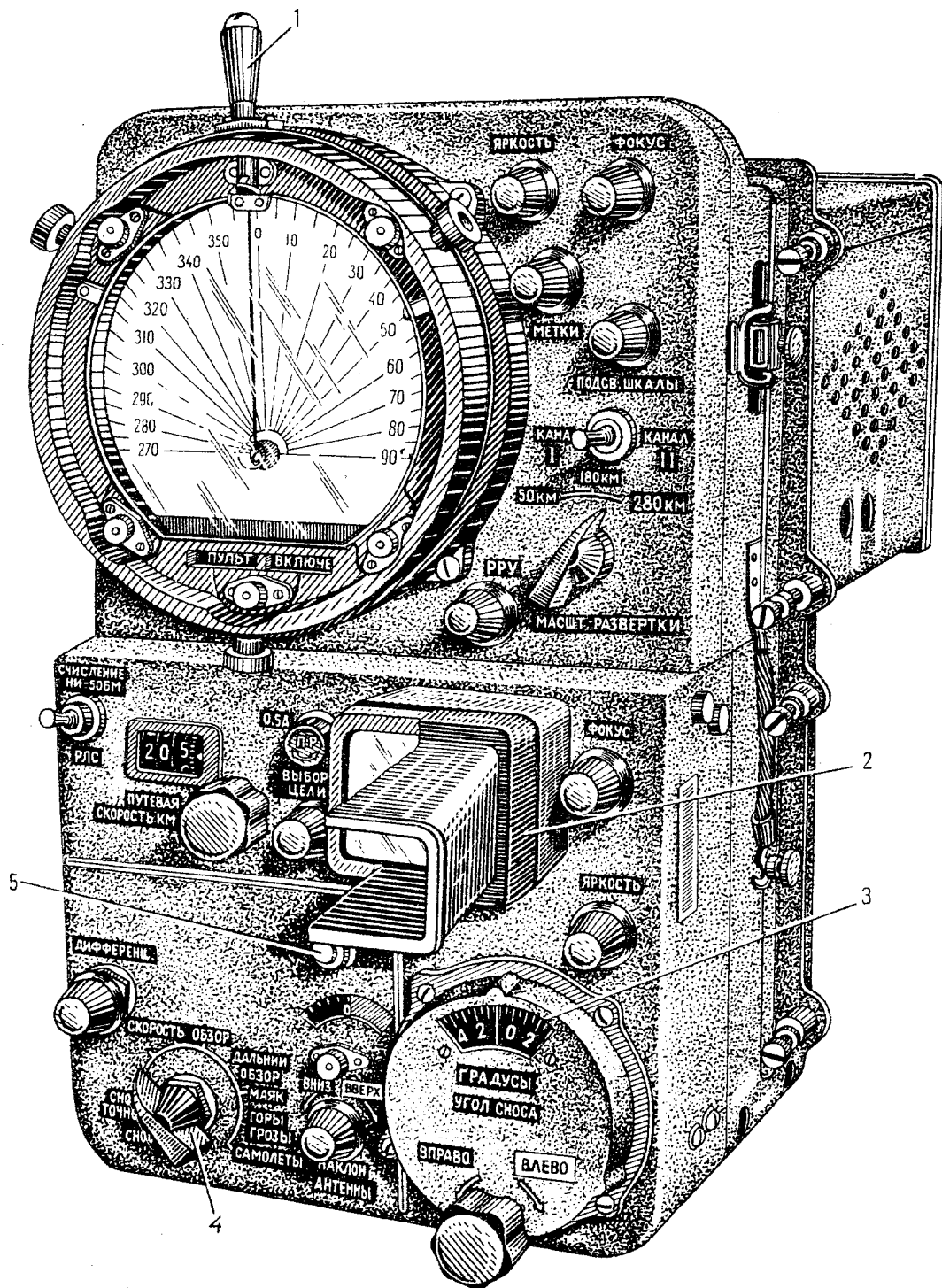
Радиолокационное изображение местности в указанных режимах можно наблюдать на индикаторе летчика «Канал I» и на индикаторе штурмана, если переключатель «Канал I — Канал II» на индикаторе штурмана (см. рис. 221) установлен в положение «Канал I».

Режим «Маяк» может использоваться для решения задач самолетовождения по наземным радиолокационным маякам только при наличии специальной приставки. В этом режиме радиолокационная станция переводится в режим запросчика.

Ответные сигналы наземного импульсного маяка наблюдаются на экране «Канал II» индикатора летчика и экране индикатора штурмана (при установке переключателя «Канал I — Канал II» на индикаторе штурмана в положение «Канал II») в виде яркостной отметки, по положению которой определяются координаты маяка. При установке переключателя «Канал I — Канал II» в положение «Канал I» вследствие отражения от земной поверхности на экране «Канал I» индикатора летчика и экране штурмана получается радиолокационное изображение земной поверхности. В настоящее время режим «Маяк» на самолете не используется.

Определение угла сноса самолета в режимах «Снос» и «Снос точно» основано на использовании эффекта Доплера, который заключается в изменении частоты принимаемых сигналов при взаимном перемещении источника и приемника сигналов. Величина изменения частоты зависит от скорости взаимного перемещения и угла между направлением движения приемника и «излучателя» (под «излучателем» в данном случае понимается участок земной поверхности, отражающий падающий сигнал).

С переходом в режим «Снос» автоматическое качание антенной системы выключается. Управление вращением антенны, а значит, и выбор направления излучения РПСН-2АН производится вручную.

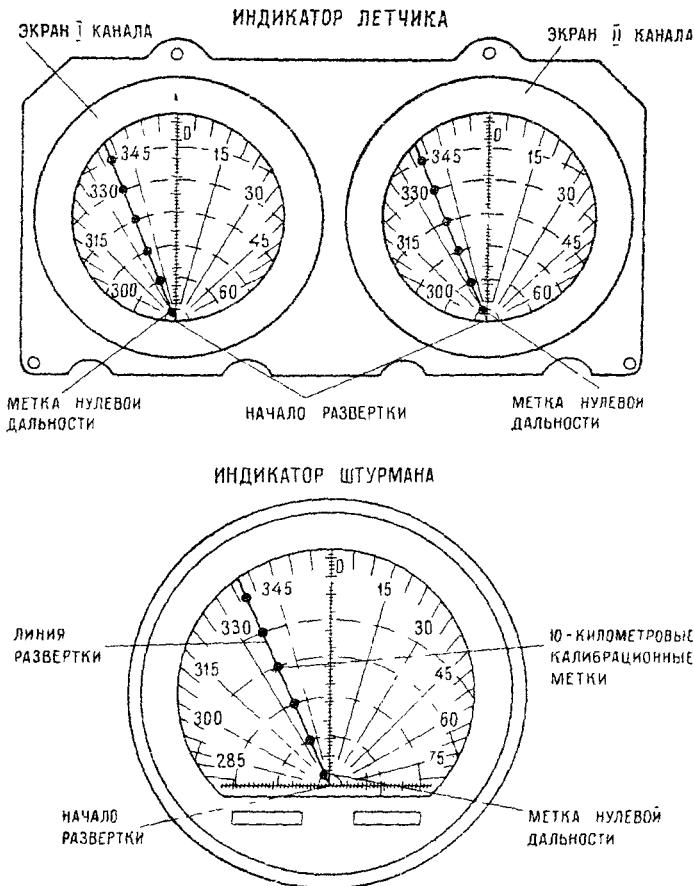


Фиг. 221. Индикатор и пульт управления штурмана (блок № 4Ш):
 1—ручка установки подвижного визира; 2—экран индикатора для определения угла сноса;
 3—шкала углов сноса; 4—переключатель режимов; 5—сигнальная лампа «Обзор»

с пульта управления штурмана (см. фиг. 221) ручкой «Вправо—Влево». Величина отклонения антенны относительно продольной оси самолета контролируется по шкале углов сноса.

Если самолет, антенна станции у которого направлена по продольной оси (фиг. 224. а), летит с некоторым углом сноса, то облучаемый антенной участок земной поверхности не будет находиться на линии пути, и в приемном устройстве с помощью специальной схемы можно будет выделить разностную частоту между излученными и принятыми сигналами, обусловленную эффектом Доплера. Это происходит вследствие того, что за время длитель-

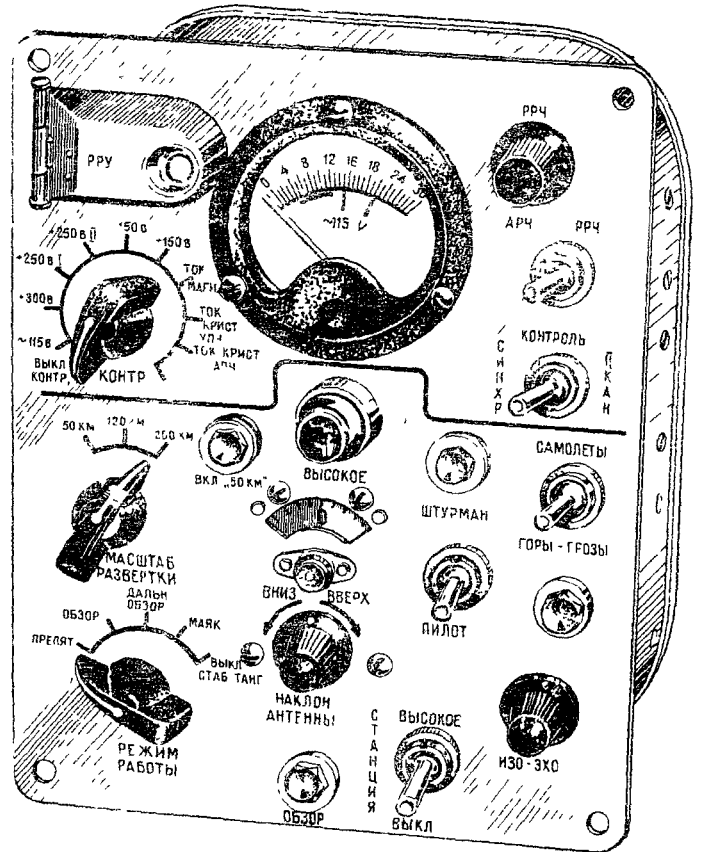
Индикатором, по которому можно определить, нет ли биений сигналов доплеровских частот, является специальный индикатор 2 (см. фиг. 221) с раз-



Фиг. 222. Экраны индикаторов летчика и штурмана

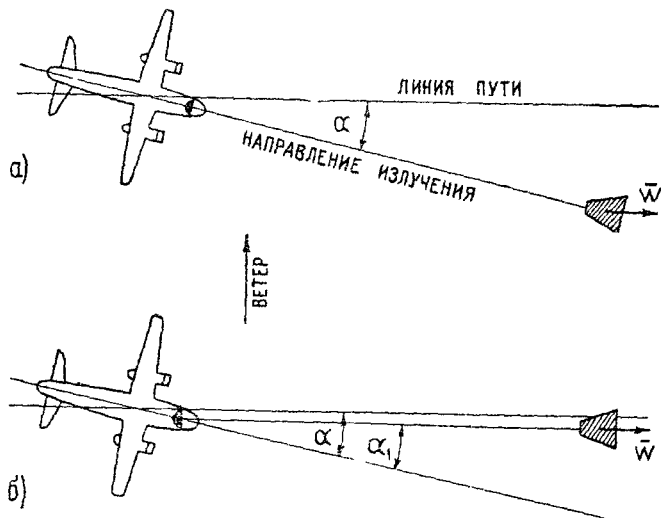
ности импульса облучается не только точка земной поверхности, но и некоторая площадь, поэтому доплеровские частоты, образуемые отражением от крайних точек этой площадки, будут различны. При сложении сигналов, принятых от крайних точек площадки, возникают биения с разностной частотой, которые просматриваются на экране индикатора в виде движущихся яркостных меток.

Подбором угла поворота антенны добиваются такого положения, когда центр облучаемого участка земной поверхности смещается на линию пути (фиг. 224. б). При этом доплеровские частоты сигналов от крайних точек участка будут одинаковы (ввиду равенства углов облучения), а частота биений — нулевой (практически она равна 5—10 гц). В этом случае антенна окажется развернутой на угол, соответствующий углу сноса.



Фиг. 223. Пульт управления и контроля (блок № 10)

верткой типа А. Величина угла сноса определяется по шкале, связанной с ручкой поворота антенны, показывающей отклонение антенны от продольной оси самолета в момент отсутствия биений.



Фиг. 224. Принцип определения угла сноса:

а—антенна направлена по продольной оси самолета; б—антенна развернута на угол сноса, α —угол сноса; α_1 —угол разворота антенны; \vec{W} —вектор движения облучаемого участка

С целью улучшения работы схемы по выделению доплеровских частот в режимах «Снос» и «Снос точно» частота повторения импульсов устанавливается вдвое выше, чем в режиме «Обзор», а длительность импульса — вдвое меньше.

Кроме того, в режиме «Снос точно» масштаб развертки выбран равным 50 км. Для уверенного определения угла сноса на больших высотах в этом режиме предусмотрена фиксированная задержка начала развертки на 50 км.

В режиме «Скорость» радиолокационная станция РПСН-2АН позволяет определить путевую скорость самолета путем измерения времени прохождения электронной отметки наземного ориентира, находящейся на линии пути самолета, между двумя калибрационными метками (см. фиг. 222).

Линия пути на экране индикатора штурмана устанавливается ручкой визира 1 (см. фиг. 221) смещением курсовой черты на величину угла сноса, предварительно измеренного в режиме «Снос»*.

Расстояние между двумя калибрационными метками на экране индикатора соответствует расстоянию (S) на местности, равному 10 км. Время (t) прохождения ориентира по линии пути между метками определяется по секундомеру. Зная t и S , можно легко найти путевую скорость W :

$$W = \frac{S}{t}.$$

С целью более точного определения путевой скорости в указанном режиме автоматически включается масштаб развертки 50 км и вводятся калибрационные метки, положение которых на экране индикатора может быть установлено ручкой «Выбор цели» (см. фиг. 221), имеющей диапазон плавной задержки начала развертки от 70 до 150 км.

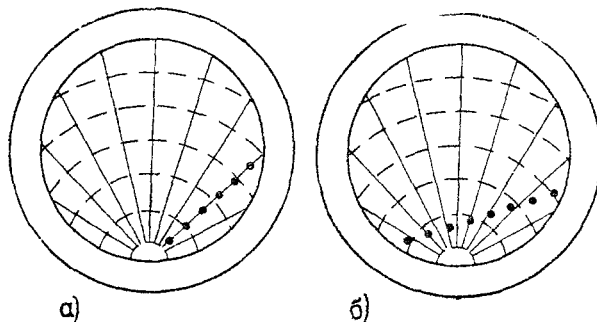
В режиме «Самолеты» станция РПСН-2АН обеспечивает предупреждение экипажа (в пределах зоны обзора $\pm 90^\circ$ по азимуту) от столкновения с другими самолетами, оборудованными ответчиками, либо обнаружение встречных самолетов пассивным методом.

В этом режиме антенная система формирует излучение в виде узкого (игольчатого) луча. Просмотр пространства в горизонтальной плоскости осуществляется автоматически, путем синхронного качания антенной системы и линии развертки. Ответный сигнал от встречного самолета получается либо за счет отраженного импульса («Канал I»), либо за счет импульса, сформированного ответчиком облучаемого самолета («Канал II»).

Яркие отметки встречных самолетов можно наблюдать на индикаторе летчика или штурмана. В режиме пассивной радиолокации (ответ за счет отражения) это изображение видно на индикаторе летчика «Канал I» или индикаторе штурмана при установке переключателя «Канал I — Канал II» в положение «Канал I». В режиме активной радиолокации (ответ за счет ретрансляции при включенном

переключателе «Запрос») отметки встречных самолетов просматриваются без помех и с более дальних расстояний на индикаторе летчика «Канал II» и индикаторе штурмана при установке переключателя «Канал I — Канал II» в положение «Канал II».

Потенциально опасным самолетом считается самолет, летящий на встречно-пересекающихся курсах, если угол визирования его остается неизменным во времени. Электронная отметка такого самолета на экране индикатора будет перемещаться вдоль радиусов, образуемых разверткой (фиг. 225, а).



Фиг. 225. Изображение пути движения цели в режиме «Самолеты»:

а — путь движения «опасного» самолета; б — путь движения «неопасного» самолета

Если встречный самолет не опасен, то его отметка на экране перемещается под произвольными углами к радиусам (фиг. 225, б).

Для облегчения работы экипажа, в целях исключения необходимости непрерывного наблюдения за экраном, в режиме активной радиолокации предусмотрена автоматическая световая сигнализация, привлекающая внимание оператора к отметке встречного самолета. С этой целью, кроме сигнальной красной лампы «Внимание, канал II», на передней панели индикатора летчика (см. фиг. 220) и на левой и правой панелях приборной доски устанавливаются светопроводы красного света «Внимание, локатор» (см. фиг. 3 и 5). Встречный самолет может быть обнаружен на расстоянии не более 40—50 км. Для обеспечения надежной работы на близких расстояниях в этом режиме система ВАРУ отключается.

При полетах в горных районах станция РПСН-2АН используется в режиме «Горы — Грозы».

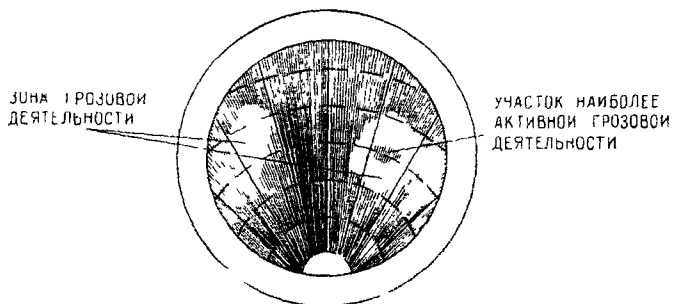
Радиолокационное отражение от горных массивов и отдельных горных вершин в радиолокационной станции наблюдается на экране «Канал I» индикатора летчика и экране индикатора штурмана (при установке переключателя «Канал I — Канал II» в положение «Канал I») в виде засвеченных полос с темными провалами. При наблюдении отдельно расположенных горных вершин отражения от них могут иметь вид одиночных светлых пятен, отличающихся от зон грозовой деятельности более яркими и рельефными отметками.

В этом режиме определение опасного или безопасного превышения самолета над препятствием основано на использовании узкого луча, стабилизированного в плоскости горизонта. При приближении самолета к горной вершине с безопасным превыше-

* В станциях выпуска до 1965 г. в режиме «Скорость» линия пути на экране получалась автоматически в виде более яркой линии развертки благодаря промежуточному режиму «Запись», где производилась запись на магнитный барабан азимута, соответствующего углу сноса, определенному в режиме «Снос».

нием более 900 м отметка препятствия на экране индикатора на расстоянии 10—12 км начинает тускеть и исчезает.

Указанное явление происходит вследствие того, что препятствие, находящееся на расстоянии 10—12 км от самолета и с принижением более 900 м, облучается станцией под большими углами относительно оси излучения. Напряженность электромагнитного поля в этих направлениях мала, и отраженный сигнал через приемный тракт станции не проходит. На экране индикатора в начале развертки образуется темный сектор, который условно назван «кругом безопасности»



Фиг. 226. Изображение на экране зон грозовой деятельности

Если же превышение самолета над препятствием меньше 900 м, то отметка препятствия на экране индикатора видна без изменения яркости при переходе «круга безопасности» и внутри него. Таким образом, если отражения гор внутри сектора радиусом 12 км не пропадают, эти вершины являются потенциально опасными с точки зрения столкновения, так как превышение линии полета самолета над ними менее 900 м. Для получения темного сектора (круга безопасности) в этом режиме, кроме узконаправленного луча, применяется временная автоматическая регулировка усиления (ВАРУ).

Этот же режим «Горы — Грозы» используется для обнаружения опасных зон грозовой деятельности и выбора направления их обхода, а в случае необходимости — выбора наиболее безопасного для полета участка зоны. В этом режиме излучение формируется также в виде узкого луча. Грозовая облачность, имеющая значительную турбулентность воздушных потоков с перемещающимися капельками влаги, обладает хорошей отражающей способностью, поэтому на экране индикатора она будет видна в виде засвеченных областей.

Для выделения зон с особо сильными воздушными потоками в станции применен метод «контурной индикации» («Изо — Эхо»). Сущность его заключается в том, что, изменяя вручную потенциометром «Изо — Эхо» (см. фиг. 223) уровень подавления отраженных сигналов, добиваются полного подавления самых сильных сигналов, отраженных от областей грозовой зоны с наиболее высокой турбулентностью. В результате на экране индикатора в светящейся области, изображающей грозовую зону, появляются темные пятна, показывающие границы наиболее опасных участков грозовой деятельности (фиг. 226).

Радиолокационное отражение от зон грозовой деятельности наблюдается на экранах «Канал I» индикатора летчика и штурмана в виде ярко засвеченных пятен, имеющих плавные, несколько расплывчатые контуры. Степень вертикального развития грозовой зоны можно установить путем подъема антенны вверх до пропадания отражений (в горизонтальном полете), а дальность и азимут — непосредственно по шкале индикатора. Имея представление о формах грозового фронта, оператор может наметить маршрут безопасного обхода.

Для предупреждения летчиков о том, что станция находится в одном из режимов («Обзор», «Дальний обзор», «Маяк», «Снос», «Снос точно» или «Скорость»), когда не обеспечивается предупреждение от столкновения со встречными самолетами или горными вершинами, предусмотрено загорание сигнальной лампы «Обзор» на пульте управления штурмана (см. фиг. 221) и пульте управления и контроля (см. фиг. 223).

Если станция находится в режиме «Препятствие» («Горы — Грозы» или «Самолеты»), а антенна наклонена на какой-либо угол относительно горизонта, что может привести к ошибкам в определении координат препятствий, — загорается лампа подсвета шкалы наклона антенны (см. фиг. 221, 223).

Основные технические данные

Дальность действия в режимах «Обзор» и «Дальний обзор»	не менее 120—180 км
Дальность обнаружения:	
— грозовых зон	не менее 120 км
— горных вершин при полете на высоте 2,5 км с превышением 900 м	до 120 км
— самолетов	
по II каналу	не менее 30 км
по I каналу	не менее 15 км
Точность определения:	
— путевой скорости	3%
— угла сноса	1,5°
Чувствительность приемника	96 дБ
Масштабы развертки:	
— для индикатора штурмана	50, 180 и 280 км
— для индикатора летчика	50, 120 и 200 км
Пределы возможных углов крена, при которых сохраняется работоспособность системы гиросtabilлизации антенны	±20°
Станция сохраняет работоспособность:	
— в диапазоне температур	от +50 до —60° С
— при высотах полета	до 12 000 м
— при непрерывной работе	до 10 час
Мощность в импульсе	60 кВт
Вес	150 кг
Потребление электроэнергии:	
— по цепи 27 в	300 вт
— по цепи 115 в, 400 гц	1650 ва
— по цепи 36 в, 400 гц	156 ва

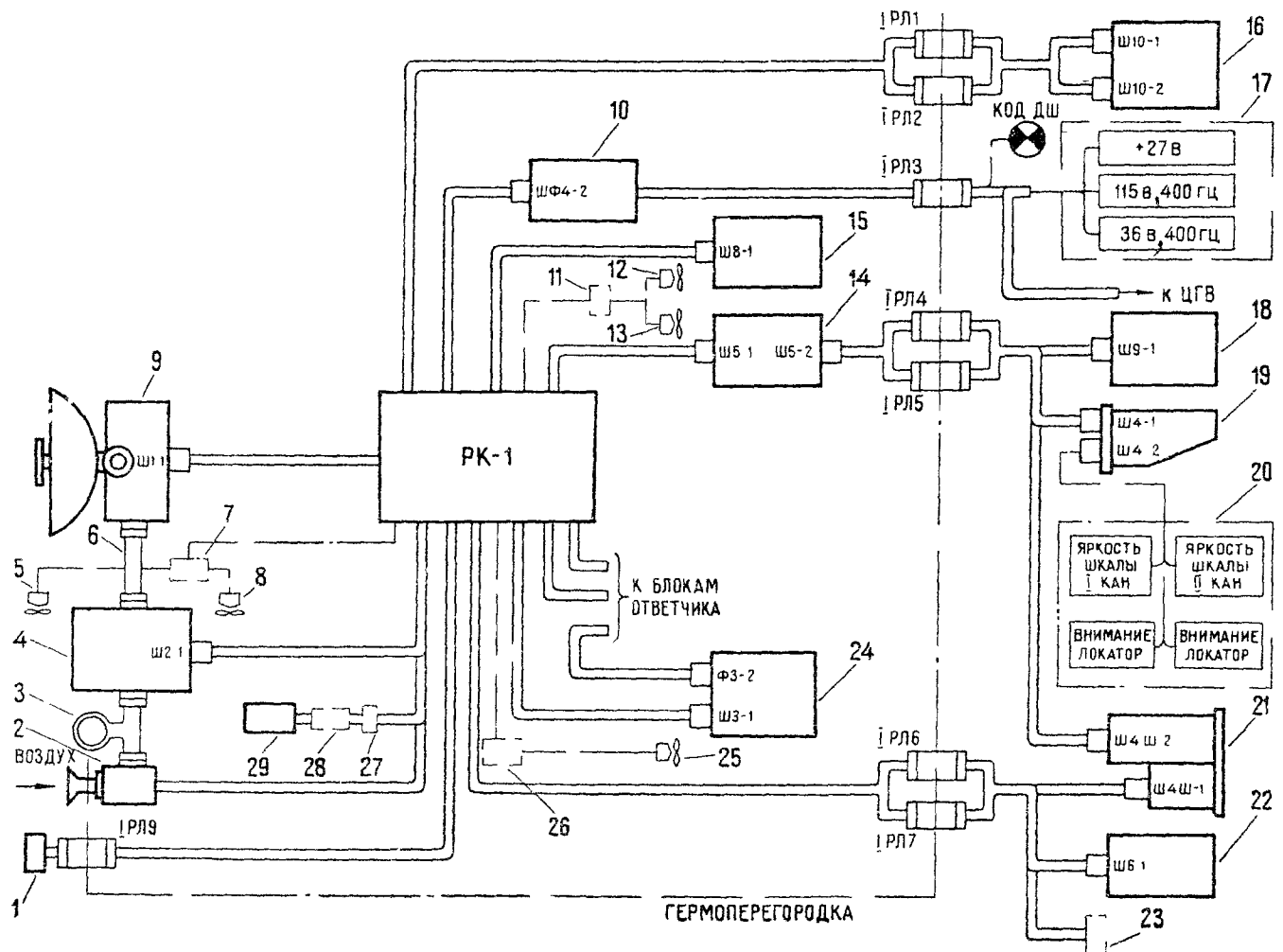
СОСТАВ, НАЗНАЧЕНИЕ И РАЗМЕЩЕНИЕ БЛОКОВ РПСН-2АН

Конструктивно станция РПСН-2АН выполнена в виде отдельных блоков, связанных между собой кабельной системой. Комплектовочная схема приведена на фиг. 227.

Антенный блок служит для: излучения высокочастотных импульсов, поступающих от передатчика; формирования диаграммы направленности в виде узкого или веерного луча типа «косеканс — квадрат»; приема отраженных сигналов; перемещения луча по азимуту в пределах $\pm 90^\circ$ относительно продольной оси и по углу места $\pm 10^\circ$; гироскопической стабилизации луча в горизонтальной или любой другой плоскости (в пределах $\pm 10^\circ$) и модуляции развертывающих напряжений синхронно с качаниями отражателя.

импульсов, синхронизирующих работу других блоков станции (приемопередатчика и блока разверток); усиления видеоимпульсов приемного канала и подавления с помощью схемы контурной индикации («Изо — Эхо») импульсов на выходе видеоусилителя, амплитуда которых выше определенной; обеспечения световой сигнализации «Внимание» при наличии препятствий и формирования калибрационных меток дальности.

Индикатор летчика (см рис. 220) используется для наблюдения за радиолокационным изображе-



Фиг. 227. Комплектовочная схема станции РПСН-2АН:

1—розетка ШКП контрольного разъема; 2—воздушная помпа (блок № 12Д); 3—манометр; 4—приемопередатчик (блок № 2); 5, 8, 12, 13, 25—вентиляторы обдува ДВ-3; 6—волновол (блок № 11); 7, 11, 27—клеммные колодки 73-К; 9—антенна (блок № 1); 10—фильтр ШФ4-2; 14—блок разверток и питания индикатора (блок № 5); 15—блок питания (блок № 8); 16—панель управления и контроля (блок № 10); 17—щит АЭС

и панель радиста; 18—коробка предохранителей и регулировок (блок № 9); 19—индикатор пилота (блок № 4); 20—приборная доска летчиков; 21—индикатор и пульт управления штурмана (блок № 4Ш); 22—блок навигационных устройств (блок № 6); 23—переключатель «Запрос»; 24—блок синхронизации (блок № 3); 26—клеммная колодка 74-К; 28—реле ТКЕ12ПД; 29—сигнализатор давления САДА-0,55

Приемо-передающий блок предназначен для: генерирования мощных высокочастотных импульсов с частотой повторения 500 или 1000 гц; преобразования отраженных импульсов в импульсы промежуточной частоты, их усиления и детектирования; автоматической подстройки и временной автоматической регулировки усиления приемника.

Блок синхронизации служит для: формирования

нием земной поверхности, встречных самолетов, грозовых зон, наземных препятствий, за местоположением маяка и для определения их текущих координат.

На передней панели индикатора пилота установлены ручки регулировки яркости и фокусировки лучей электронно-лучевых трубок «Канал I» и «Канал II», лампа «Внимание» для предупреждения опера-

тора о появлении опасного препятствия при работе по второму каналу. Регулировка подсвета шкал экранов производится со средней панели приборной доски реостатами «Подсвет I канала», «Подсвет II канала» (см. фиг. 4).

Индикатор штурмана (см. рис. 221) служит для наблюдения за радиолокационным изображением во всех режимах, определения путевой скорости, угла сноса и управления режимами.

На лицевой панели, кроме двух экранов (один — для наблюдения за радиолокационным изображением, второй — для определения угла сноса), расположены следующие органы регулировки и управления:

— ручки «Яркость» и «Фокус» — для регулировки лучей соответствующих электронно-лучевых трубок;

— ручка «Метки» — для подбора нужной яркости калибрационных меток;

— ручка «Подсв. шкалы» — для регулировки подсвета шкалы экрана индикатора;

— переключатель «Канал I — Канал II» — для переключения соответствующего изображения на экран индикатора;

— переключатель «Масшт. развертки» — для выбора нужного масштаба изображения;

— ручка «РРУ» — для ручной регулировки усиления видеусилителя приемника во всех режимах станции, за исключением режимов «Самолеты» и «Горы — Грозы»;

— ручка «Путевая скорость» — для установки данных путевой скорости по шкале после получения ее величины по индикатору;

— ручка «Выбор цели» — для плавной задержки начала развертки относительно импульса передатчика в режиме «Скорость»;

— ручка «Дифференц.» с микровыключателем — для регулировки четкости яркостных отметок на экране индикатора штурмана в режиме «Обзор» на малых расстояниях;

— лампа «Обзор» — для сигнализации о том, что станция находится не в режиме обнаружения препятствия;

— ручка «Наклон антенны» — для наклона рефлектора антенны вниз и вверх (подсвет шкалы наклона включается автоматически при положениях рефлектора, отличных от нулевого);

— ручка «Вправо—Влево» и шкала «Градусы», «Угол сноса» — для определения угла сноса и вращения антенны вручную.

Блок разверток и питания индикаторов предназначен для формирования пилообразных и прямоугольных импульсов, необходимых для получения развертки на всех индикаторах в соответствующих режимах.

Блок навигационных устройств предназначен для: получения напряжения, пропорционального составляющей путевой скорости с учетом угла сноса; создания фиксированной 50-километровой задержки импульса запуска развертки в режиме «Снос точно», 30-километровой задержки в режиме «Самоконтроль» и плавной задержки (70—150 км) в режиме «Скорость».

Блок питания служит для преобразования переменного напряжения 115 в, 400 гц в постоянные ста-

билизированные и нестабилизированные, необходимые для питания всех блоков станции.

Пульт управления и контроля (см. фиг. 223) служит для включения станции, переключения режимов, масштабов и для контроля основных параметров станции по прибору с рабочих мест летчиков.

На передней панели пульта установлены следующие органы управления и контроля:

— ручка «РРЧ» — для ручной регулировки частоты гетеродина приемника;

— переключатель «АРЧ—РРЧ» — для изменения режима настройки частоты приемника («АРЧ» — автоматическая регулировка частоты гетеродина, «РРЧ» — ручная регулировка частоты);

— переключатель «Контр.» и прибор ВА-46 — для контроля за токами и напряжениями в различных точках схемы;

— «РРУ» — потенциометр регулировки величины усиления приемника (под крышкой);

— переключатель «Контроль» (с нейтралью) на два положения: «Синхр.» — для обеспечения резервной синхронизации станции при отказе блока № 3 и «II кан.» — для проверки работоспособности станции по второму каналу при сопряжении станции с ответчиком;

— переключатель «Масштаб развертки» — для выбора необходимого масштаба изображения;

— лампа «Вкл. 50 км» — для предупреждения операторов о том, что на пульте управления блока 4Ш масштаб развертки соответствует 50 км;

— лампа «Высокое» — для сигнализации включения высокого напряжения;

— переключатель «Пилот — штурман» — для переключения управления с блока 10 на блок 4Ш с сигнализацией по лампе, установленной над ним. При установке переключателя в положение «Пилот» лампа гаснет;

— переключатель «Самолеты—Горы—Грозы» используется в режиме «Препятствие» для выбора нужного режима. В положении «Горы—Грозы» загорается сигнальная лампа, расположенная под выключателем, для предупреждения оператора о том, что станция не готова для работы в режиме «Самолеты»;

— переключатель «Режим работы» — для выбора нужного оператору режима: «Препятствие», «Обзор», «Дальний обзор», «Маяк» и «Выкл. таб. тангажа»;

— лампа «Обзор» — для сигнализации о том, что станция находится не в режиме «Препятствие»;

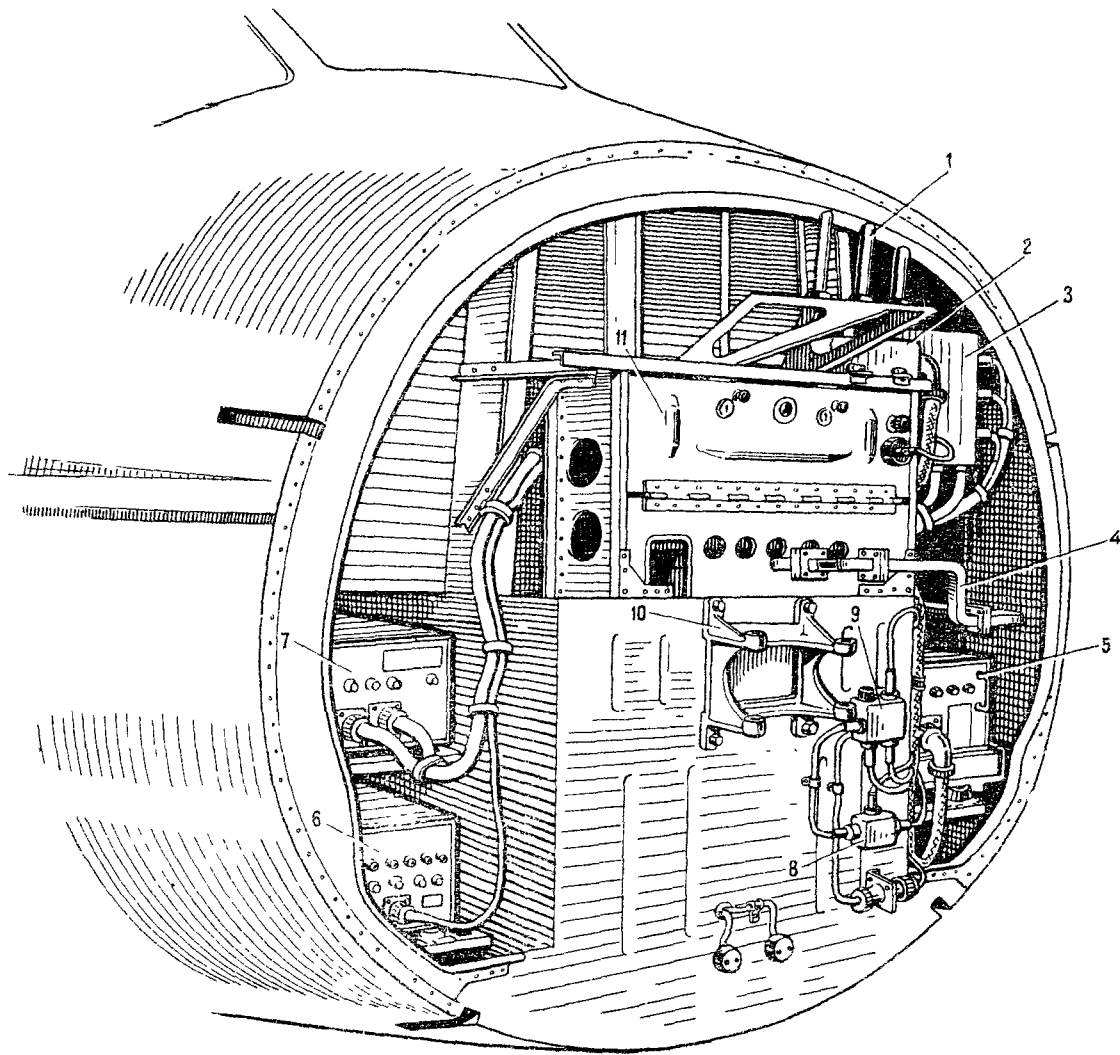
— ручка «Наклон антенны» — для выбора угла наклона рефлектора антенны. Подсвет шкалы включается автоматически в положениях, отличных от нулевого;

— переключатель на три положения: «Выкл.» — для выключения питания; «Станция» — для включения всех источников питания, кроме высоковольтного на передатчик; «Высокое» — для подключения высоковольтных цепей передатчика;

— ручка «Изо—Эхо» — для выявления внутри грозового фронта на экране индикатора мест, безопасных для прохода самолета, путем подавления наиболее интенсивных засветок (метод контурной индикации).

Коробка предохранителей и регулировок 37 (см. фиг. 145) устанавливается вблизи от оператора для удобства выполнения необходимых регулировок в полете. На ее переднюю панель вынесены предохранители цепей +250 в; 115 в, 400 гц, потенциометры регулировки яркости меток и смещения линии развертки по вертикали и горизонтали на экранах индикатора летчика «Канал I» и «Канал II».

Пульты управления, блока навигационных устройств, коробки предохранителей и регулировок) размещаются в негерметической носовой части самолета (фиг. 228) и отсеке радиооборудования (фиг. 229). Установка блоков № 2, 3, 5, 6, 8 и 12Д выполнена по типовой схеме на амортизационных рамах. При демонтаже блоков амортизационные рамы остаются на самолете, за исключением блока № 2. У этого



Фиг. 228. Установка блоков радиолокационного оборудования под носовым обтекателем (антенна и обтекатель РПСН-2АН не показаны):

1—передняя антенна III диапазона ответчика; 2—фильтр ШФ4-2; 3—распределительная коробка РК-1 станции РПСН-2АН; 4—блок № 11 станции РПСН-2АН; 5—блок № 3 станции РПСН-2АН; 6—блок № 8 станции РПСН-2АН; 7—блок № 5

станции РПСН-2АН; 8—соединительная коробка ответчика; 9—антенная коробка ответчика; 10—кронштейн крепления антенного блока РПСН-2АН; 11—створка отсека блоков ответчика

Воздушная помпа обеспечивает подкачку герметического отсека (модулятора) блока № 2 и волноводного тракта (блок № 11), что необходимо для исключения случаев пробоя высокочастотного напряжения на корпус с подъемом на высоту.

Назначение остальных блоков ясно из их названия и данных, приведенных в табл. 28.

Размещение блоков РПСН-2АН на самолете дано в табл. 28 и показано на фиг. 217, 228 и 229.

Все блоки станции (за исключением индикаторов,

блока амортизирующая часть демонтируется вместе с блоком, а направляющие профили амортирампы остаются закрепленными к силовому набору конструкции самолета. Индикаторы (блоки 4 и 4Ш) устанавливаются на малогабаритных амортизаторах. Остальные блоки жестко крепятся к конструкции самолета.

Антенный блок устанавливается под откидным обтекателем на специальном кронштейне 10 (см. фиг. 228), который крепится к стенке шпангоута 1а

Наименование блока	Шифр блока (тип)	Количество на самолет	Место установки
Антенный блок	№ 1	1	Стенка шпангоута 1а, под обтекателем
Приемо-передающий блок	№ 2	1	В отсеке радиооборудования (левый борт, шпангоуты 3—4)
Блок синхронизации	№ 3	1	В нише у левого борта (шпангоуты 1—2)
Индикатор летчика	№ 4	1	Средняя панель приборной доски
Индикатор штурмана с пультом штурмана	№ 4Ш	1	Горизонтальная панель правого пульта (см. фиг. 8)
Блок разверток и питания индикаторов	№ 5	1	Правая ниша, шпангоуты 1—2
Блок навигационных устройств	№ 6	1	За мостиком кресла левого летчика, между шпангоутами 5—6 у левого борта
Блок питания	№ 8	1	Правая ниша, шпангоуты 1—2
Коробка предохранителей и регулировок	№ 9	1	Вертикальная панель правого пульта, шпангоуты 4—5
Пульт управления и контроля	№ 10	1	Средняя панель верхнего щитка (см. фиг. 11)
Распределительные коробки	РК-1, РК-2	1	Стенка шпангоута 1 (слева, вверх)
Фильтр*	ШФ4-2	1	Стенка шпангоута 1, слева
Воздушная помпа	12Д	1	Левая ниша (радиоотсек), шпангоуты 1—2
Моторы-вентиляторы	ДВ-3	5	Два—для обдува блока № 2, два—для обдува блоков № 5 и 8, один—для обдува блока № 3
Волноводный тракт	№ 11	1	Между блоками 1 и 2
Манометр	—	1	Левая ниша (радиоотсек), у блока № 12Д
Сигнализатор абсолютного давления**	САДА-0,55 (СД-2)	1	Левая ниша (радиоотсек)

* Ранее устанавливался сдвоенный фильтр Ф2-3 или два фильтра Ф1-2 и Ф3.
** С 1965 г. в связи с исключением схемы сигнализации по первому каналу в комплекте станции устанавливается только один сигнализатор давления САДА-0,55, который предназначен для отключения питания вентиляторов обдува ДВ-3 при достижении высоты более 5000 м, что необходимо для предотвращения раскрутки ввиду увеличения скорости их вращения из-за разреженности воздуха на этих высотах.

на четырех болтах. Сочленение корпуса антенного блока с этим кронштейном производится с помощью двух стержней.

Обтекатель (фиг. 230), образующий носовую часть фюзеляжа, изготовлен из радиопрозрачного материала. Обтекатель крепится к фюзеляжу с помощью четырех замков и навеса. В поднятом положении обтекатель фиксируется на двух откидывающихся штангах-опорах.

СХЕМА ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ РПСН-2АН

Электрическое соединение блоков станции выполнено проводами БПВЛЭТ сечением 0,35; 0,75 и 1,25 мм², которые маркируются индексом «РЛ», а провода питания—«ПЛ». Проводники объединяются в жгуты, которые маркируются либо цифрой (номер жгута) с буквами «РЛ», помещенными в кружок (для жгутов, поставляемых в комплекте со станцией), либо «ЖРЛ» с цифрой (для жгутов, изготовленных на самолетостроительном заводе), например:

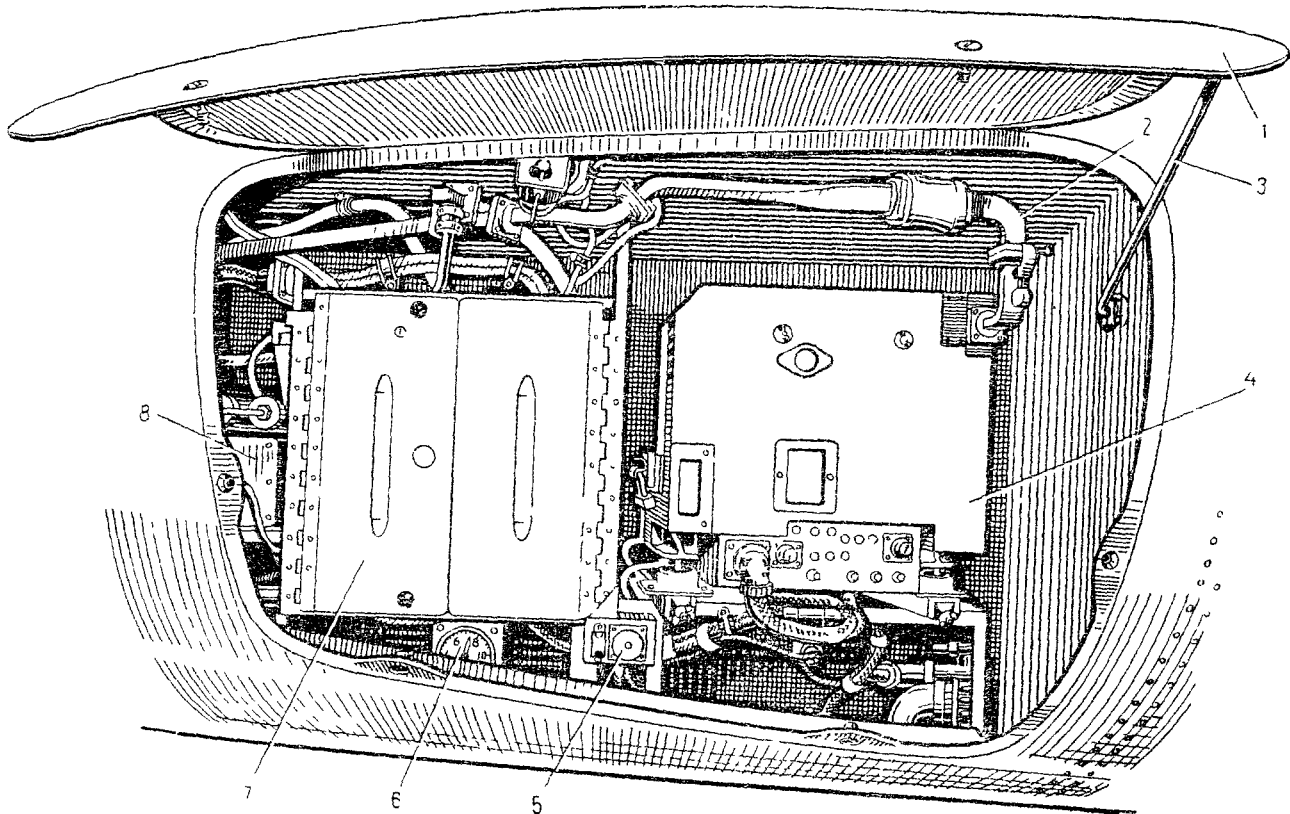
(8РЛ) или ЖРЛ-2.

Для осуществления необходимой связи, коммутации и управления блоки станции соединяются меж-

ду собой при помощи распределительной коробки РК-1. С целью подавления помех приемными устройствами УС-8 и АРК-11 устанавливается фильтр ШФ4-2.

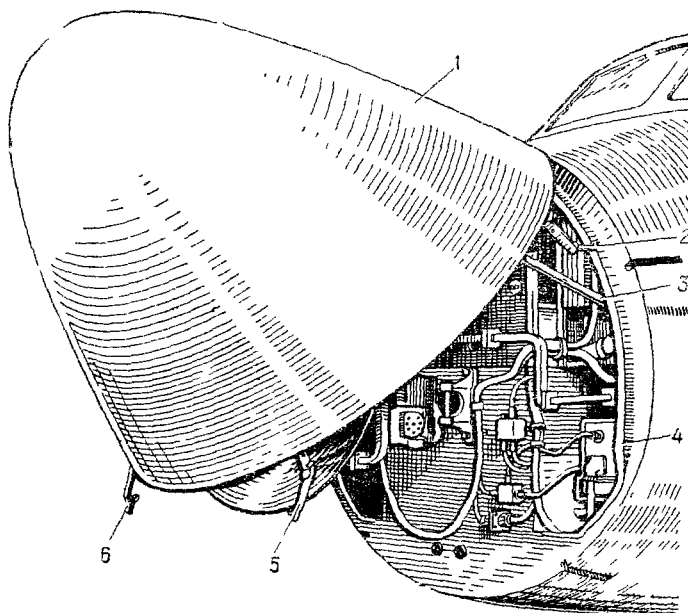
Электропитание радиолокационной станции (фиг. 231) осуществляется через разъем 1РЛЗ от бортовой сети постоянного тока 27 в, переменного однофазного тока 115 в, 400 гц и трехфазного тока 36 в, 400 гц. От сети постоянного тока обеспечивается питание цепей управления, обогрева, вентиляции, наддува и сигнализации. Включение и защита этих цепей осуществляются от автоматов защиты: АЗС-2 «Управление», АЗР-15 «Питание» и АЗС-5 «Обогрев», расположенных на щите АЗС, переключателя «Станция» на пульте управления и контроля (блок № 10, см. фиг. 223).

От сети переменного тока 115 в, 400 гц производится питание выпрямительных устройств, которые расположены в блоках. Для защиты от коротких замыканий и перегрузок в общей цепи питания по переменному току 115 в, 400 гц устанавливается плавкий предохранитель СП-15 (на панели радиста). Для отдельной защиты на передней панели каждого блока также установлены плавкие предохранители. Питание 115 в, 400 гц на станцию подается через контактор КМ-25Д.



Фиг. 229. Установка радиолокационного оборудования в левом носовом отсеке:

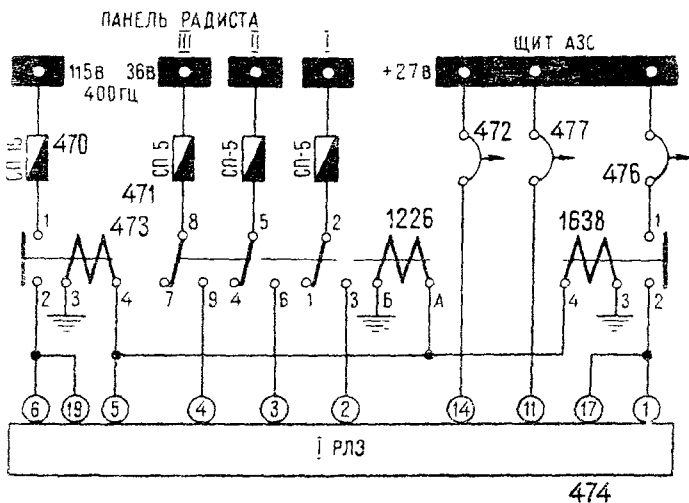
1—крышка люка отсека радиооборудования; 2—волноводный тракт станции РПСН-2АН; 3—опорная штанга; 4—приемо-передатчик станции РПСН-2АН; 5—конт- рольная коробка ответчика; 6—манометр давления в герметической части приемо-передатчика РПСН-2АН; 7—створки отсека ответчика; 8—воздушная помпа



Фиг. 230. Носовой обтекатель и его крепление:

1—носовой обтекатель; 2, 5, 6—замки; 3—фиксирующая опорная штанга; 4—уплотнительный профиль

Сеть переменного трехфазного тока 36 в, 400 гц используется для электропитания двигателей и магнитных усилителей в антенном блоке. Для защиты



Фиг. 231. Схема электропитания РПСН-2АН:

470—плавкий предохранитель на 15 а; 471—плавкие предохранители на 5 а; 472—выключатель «Управление»; 473, 1638—контакты КМ-25Д; 474—разъем РЛЗ станции РПСН-2АН; 476—выключатель «Питание»; 477—выключатель «Обогрев»; 1226—реле ТКЕ53ПД 2-й серии включения 36 в, 400 гц

в каждой фазе этой сети устанавливаются плавкие предохранители СП-5. Питание поступает в станцию через реле ТКЕ53ПД 2-й серии.

42. САМОЛЕТНЫЙ ОТВЕТЧИК

Самолетный ответчик, кроме своего основного назначения*, при сопряжении с радиолокационной станцией РПСН-2АН, предназначен для увеличения дальности обнаружения встречных самолетов в режиме «Самолеты». При этом обеспечивается совместный с радиолокационной станцией запрос встречных самолетов, оборудованных ответчиками, и прием ответных сигналов. Эти сигналы поступают на индикатор летчика («Канал II») или штурмана станции РПСН-2АН в виде яркостной устойчивой отметки, форма и яркость которой в отличие от пассивного метода не зависят от отражающей способности, размеров и ракурса облучаемого самолета.

Состав и размещение блоков ответчика даны в табл. 29 и показаны на фиг. 146, 217.

Электропитание ответчика по постоянному и переменному (115 в, 400 гц) току осуществляется от аварийных шин, что обеспечивает его работу и при обесточивании основных сетей. Для уменьшения помех на радиоприемные устройства в цепь питания по постоянному току включен фильтр (блок № 25). В качестве защиты электросетей от коротких замыканий и перегрузок используются автомат защиты АЗС-2 (в цепи постоянного тока), установленный на щите АЗС, и плавкий предохранитель СП-5 (в цепи переменного тока 115 в, 400 гц), установленный на панели радиста.

* Назначение, основные тактико-технические данные и принцип работы ответчика приводятся в специальной литературе.

Таблица 29

Наименование блока	Количество на самолет	Место установки
Антенна I диапазона	4	Две—между шпангоутами 1—1а, в носовой части, и две—за шпангоутом 46 на хвостовом обтекателе (слева и справа относительно вертикальной плоскости)
Антенна II диапазона	2	Передняя—между шпангоутами 3—4, слева, задняя—между шпангоутами 30—31, справа, относительно вертикальной плоскости, на нижней части фюзеляжа
Антенна III диапазона	2	Одна—под носовым обтекателем и одна в хвостовом гребне
Приемопередатчик	1	В отсеке радиооборудования между шпангоутами 2—3 (закрыт створками, см. фиг. 229)
Дешифратор, блоки № 1 и 2 приставки	1	Между шпангоутами 1—1а, на кронштейне под носовым обтекателем (закрыты створками, см. фиг. 228)
Пульт управления, кнопка «Взрыв», переключатели «Запрос» и «Узел 2» приставки	1	На верхнем щитке летчиков (см. фиг. 12)
Антенная (переходная) коробка	2	Одна—на стенке шпангоута 1а, слева, и одна—между шпангоутами 42—43 (за этажеркой радиооборудования)
Контрольная коробка	1	В отсеке радиооборудования
Соединительная коробка	1	На стенке шпангоута 1а, слева
Фильтр	1	На стенке шпангоута 1

СРЕДСТВА ЗАЩИТЫ ОТ РАДИОПОМЕХ

43. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ПОМЕХАХ

Одним из факторов, определяющих высокую надежность работы радиооборудования, является соотношение уровня полезный сигнал — помеха. Помехи бывают естественного и искусственного происхождения. К основным видам помех относятся промышленные, атмосферные, космические помехи, внутренние шумы радиоустройства, помехи мешающих радиостанций и акустические помехи.

Промышленные помехи создаются различными электроустановками, генераторами, электросетями, контакторами, регуляторами и другими элементами электро- и радиосхем. Эти помехи могут быть вызваны следующими причинами:

- резкими изменениями и прерываниями тока с искрообразованием,
- утечкой тока из-за плохой изоляции,
- ионизацией газа,
- действием приборов, генерирующих высокую частоту,
- наводками

Атмосферные помехи обуславливаются различными естественными процессами, происходящими в земной атмосфере. Главным источником этих помех являются грозовые разряды между разноименно заряженными массами воздуха, паров воды и землей. Движение электрических зарядов в земной атмосфере порождает электромагнитные возмущения, распространяющиеся по всем направлениям и создающие помехи радиоприемным устройствам.

Кроме того, источником атмосферных помех может быть электризация приемных антенн и поверхности самолета вследствие трения о них заряженных частиц пыли, капель воды, льда, снега и т. п.

Электризация поверхности самолета происходит неравномерно (зависит от кривизны и формы поверхности) Такой вид помех порождает нестационарные токи, вызванные перераспределением электрических зарядов между металлическими частями самолета. Одновременно при движении самолета непрерывно происходит процесс обмена электрическими зарядами между ним и окружающей средой. Так, при полетах в грозовых районах или вдоль грозовых фронтов разность потенциалов между самолетом и окружающей средой вследствие попадания на самолет электрически заряженных осадков может достигать 10 000 в, а разрядный ток — 10^{-6} — 10^{-5} а. Такое высокое напряжение и относительно большие токи являются результатом быстрых изменений электрического состояния атмосферы и больших скоростей движения современных самолетов. При таких высоких напряжениях наблюдается истечение электричества с острых выступов самолета. В телефонах приемника эти разряды вызывают свистящие звуки при сильных разрядах или треск при слабых.

Космические помехи создаются электромагнитным излучением, вызванным тепловым движением частиц, окружающих антенну, а также и другими

явлениями, происходящими за пределами земной атмосферы.

Внутренние шумы радиоприемного устройства возникают вследствие флюктуационных явлений в сопротивлениях, контурах и радиолампах.

Помехи от мешающих радиостанций могут быть случайными и специально направленными от станций помех.

Акустические помехи создаются в результате шумов от работающих двигателей и винтов

Ниже описаны методы борьбы с промышленными и атмосферными помехами для самолетной аппаратуры Способы борьбы с остальными видами помех заключаются в применении специальных помехозащищенных радиосхем, в выборе диапазона частот, использовании звукоизоляционных материалов (от акустических помех) и других методов, подробное описание которых приводится в специальной литературе.

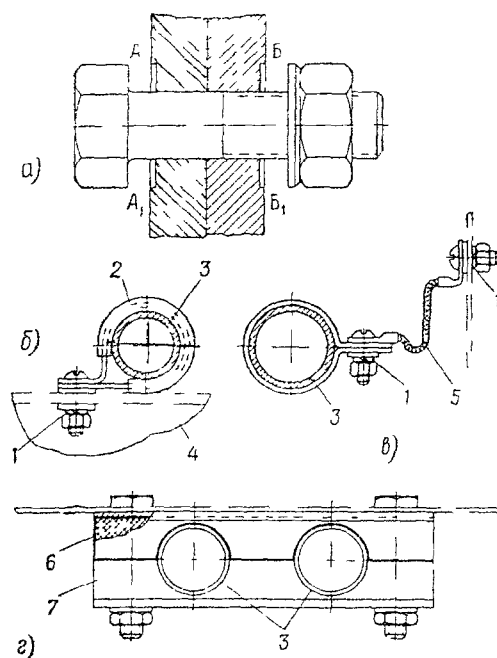
44. МЕТОДЫ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ
ДЛЯ УМЕНЬШЕНИЯ ВЛИЯНИЯ РАДИОПОМЕХ
НА САМОЛЕТЕ

Для увеличения надежности работы радиоустановок необходимо вести активную борьбу с источниками радиопомех для ослабления их вредного воздействия.

Так как электромагнитное поле, создаваемое источниками промышленных помех, может воздействовать не только на приемную антенну, но и непосредственно на входные контуры и другие цепи радиоустановок, то борьба ведется путем подавления помех непосредственно у самих источников. Для подавления источников помех этого вида применяются искрогасящие цепочки, состоящие из сопротивления и конденсатора (или только конденсатора), которые подключаются параллельно подвижным контактам, создающим разрывы токоведущих цепей. Кроме того, агрегаты, создающие радиопомехи, помещаются в электростатические экраны, которые надежно соединяются с корпусом.

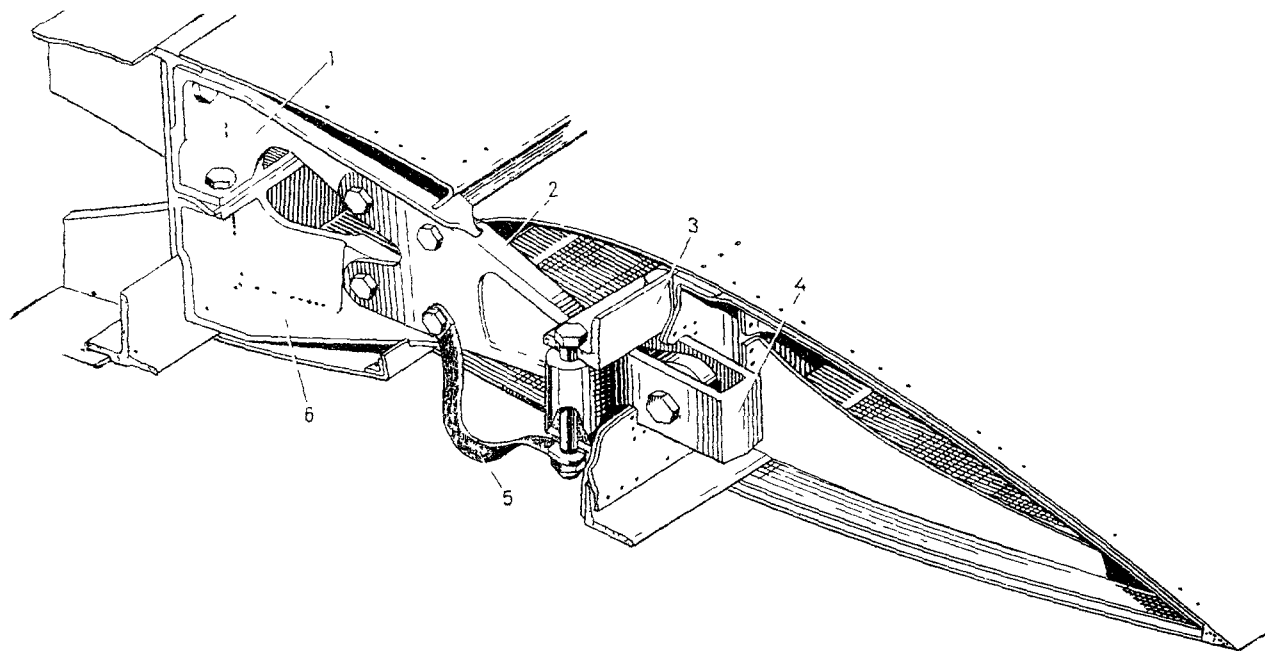
Для предотвращения проникновения помех от искрообразования и мощных импульсов генераторов через источники питания на приемные устройства применяются блокировочные конденсаторы и фильтры, которые разделяют постоянную и переменную составляющие (постоянная составляющая пропускается, а переменная — замыкается на корпус). С этой целью на самолете установлены фильтр ШФ4-2 в станции РПСН-2АН, блок № 25 ответчика, ФЗЧ-1Б в РВ-2 и др. Кроме того, в схеме РПСН-2АН используются четыре блокировочных конденсатора емкостью по 4 мкф каждый.

Для ослабления помех, обусловленных умформерами, генераторами и преобразователями, в провода питания этих агрегатов включаются сглаживающие фильтры. (Коробка фильтров в силовом элементе СВБ-5, умформере РУ-11АМ радиовысотомера РВ-2, преобразователях ПО-750, ПТ-125Ц, ПТ-



Фиг. 232. Типовые узлы металлизации:

а—металлизация негерметического стыка; б—ленточный хомут; в—металлизация подвижной качалки; г—металлизация трубопроводов;
 1—шайба металлизации; 2—ленточный хомут, 3—труба;
 4—конструкция самолета; 5—перемычка металлизации;
 6—лента металлизации; 7—колодка



Фиг. 233. Металлизация руля высоты:

1—верхняя половина узла стабилизатора; 2—хромансильная вилка стабилизатора; 3—лонжерон; 4—кронштейн руля; 5—перемычка металлизации; 6—нижняя половина узла стабилизатора

1000ЦС.) Эти фильтры состоят из дросселей и конденсаторов, включаемых по Г- или П-образным схемам. Измерения показали, что фильтры снижают уровень помех в несколько десятков раз.

Ввиду того, что различные виды помех могут проникнуть на приемные устройства вследствие взаимной индукции близко расположенных соединительных проводов, проходящих по общим трассам, электрическая проводка экранируется, а экраны подсоединяются к корпусу. Очень большое значение имеют качество экранировки и надежность контактов с корпусом. Измерения показали, что нарушение экранировки вызывает возрастание помех в десятки и даже сотни раз.

Для ослабления вредного воздействия атмосферных помех, вызывающих перераспределение электрических зарядов между металлическими частями самолета при электризации его поверхности, применяется металлизация. Под металлизацией понимают соединение металлических частей самолета, его оборудования и экранов проводки надежными электропроводящими связями для приведения всех элементов самолета к одному потенциалу.

Целью металлизации является:

— устранение возможности возникновения в полете электрических разрядов между отдельными частями самолета, создающих пожарную опасность и радиопомехи;

— создание надежной однопроводной системы электросети с использованием корпуса самолета в качестве второго провода;

— создание противовеса антенны с постоянной емкостью.

Металлизации на самолете подвергаются:

— двигатели и агрегаты, установленные на нем;

— все элементы конструкции самолета, сочленяемые при помощи заклепок и болтов;

— отдельные подвижные элементы самолета — двери, створки, люки, руль высоты, руль направления, элероны, триммеры, закрылки и др.;

— масляная, топливная, гидравлическая и кислородная системы;

— блоки, кожухи и амортизационные рамы приборного и радиооборудования;

— левая, средняя и правая панели приборной доски, панели и пульты;

— распределительные коробки, щитки, панели и агрегаты электрооборудования;

— все минусовые провода, экранированная оплетка кабелей и шарнирные разъемы;

— статические разрядники;

— клеммы «З» (земля) на различных блоках оборудования;

— штырь заземления и зарядосъемники.

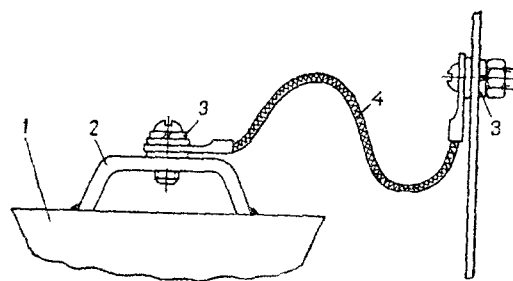
Для металлизации неподвижных сочленений используются крепежные детали и конструктивные болтовые соединения. На фиг. 232,а приведен типовой узел металлизации для негерметического стыка сочленяющихся частей самолета. Зоны контакта поверхностей А—А₁ и Б—Б₁ должны быть очищены от краски и анодного покрытия для обеспечения малых переходных сопротивлений.

Если на отъемной части устанавливается мощный потребитель электроэнергии, то через болтовое соединение протекает ток большой величины, что мо-

жет вызвать местный нагрев этого узла и увеличение переходного сопротивления; поэтому для электрической разгрузки болтовых стыков контакт через стыковые болты шунтируется минусовой перемычкой, диаметр которой определяется расчетным путем. Кроме того, для уменьшения общего переходного сопротивления 10% стыковых болтов устанавливается в колодцы со снятым грунтом и без смазки.

Для обеспечения надежных контактов заклепочных швов 10% заклепок не анодированы.

Если соединяющиеся элементы не соприкасаются или имеют взаимное перемещение, то для получения надежного контакта применяются гибкие соединения и перемычки металлизации. К такому виду металлизации относятся металлизация труб и шлангов (фиг. 232, в и г) и ленточный хомут (фиг. 232, б).



Фиг. 234. Металлизация гидробака:

1—корпус гидробака; 2—скоба для крепления металлизации; 3—шайба металлизации; 4—перемычка металлизации

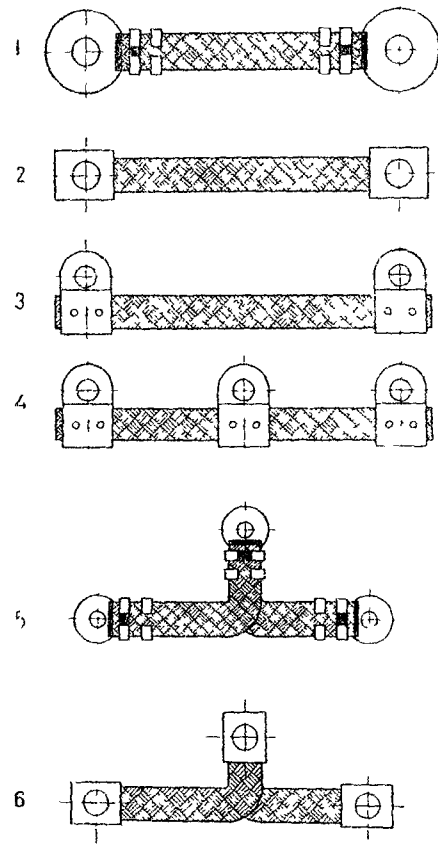
Для обеспечения надежной металлизации органов управления (штурвал, педали и тяги управления) движущиеся части соединяются перемычками с корпусом. Тросовое управление металлизуется путем установки электрического контакта концевых заделок. Металлизация рулей управления, элеронов и триммеров, створок и люков производится установкой перемычек рядом с точками подвеса (фиг. 233).

Экранированная оболочка электропроводов и соединительных кабелей металлизуется по концам жгута и через каждые 2 м, если жгут длинный или обшит изоляционным материалом.

Перемычки для подвижных агрегатов изготавливаются по возможности короткими, а сечение (по соображениям прочности) — большим. Перемычки металлизации этих агрегатов не должны стеснять их движения, ограничивать ход рулей и, что особенно важно, при всех эволюциях самолета они не должны попадать в трущиеся и подвижные части управления во избежание заклинивания. Потребители электроэнергии металлизуются путем соединения их с корпусом через крепящие болты, а при мощности потребителя более 500 вт дублируются специальной перемычкой.

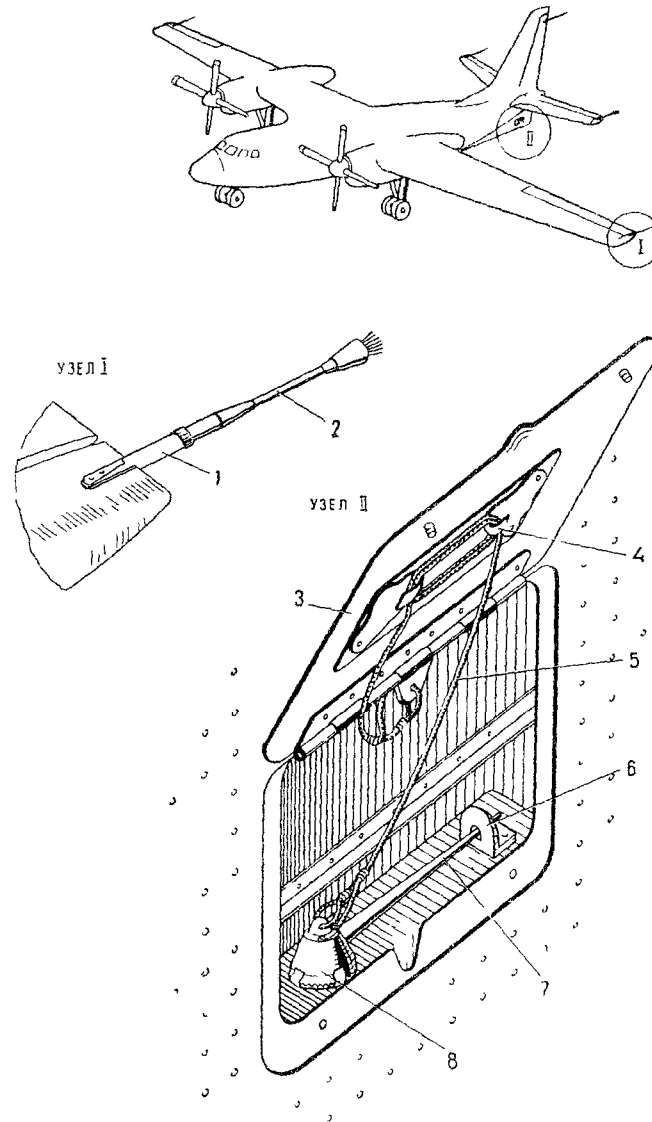
Все силовые агрегаты гидрооборудования в специальной металлизации не нуждаются, прочие агрегаты (панели, бабки) металлизуются перемычками (фиг. 234).

Перед установкой металлизации места крепления тщательно зачищаются до металлического блеска, а после крепления — покрываются антикоррозионным лаком (поверхности силовых болтов не зачищаются). Все контакты должны выполняться надеж-



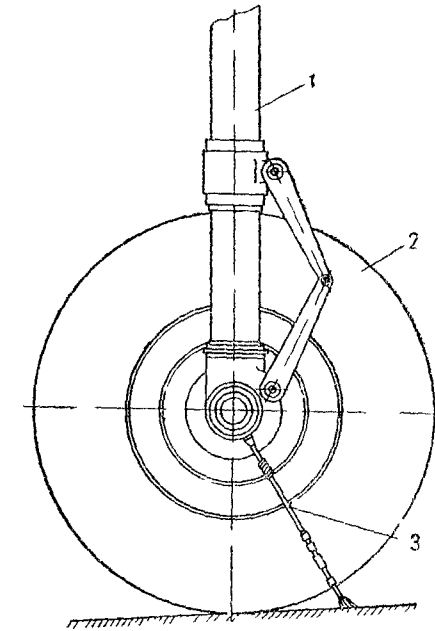
Фиг. 235. Типы применяемых перемычек металлизации:

1—перемычка с двумя продольными наконечниками (нормаль 6245С56), 2—перемычка с двумя трубчатыми наконечниками (нормаль 6246С56); 3—перемычка с двумя боковыми наконечниками (нормаль 6247С56); 4—перемычка со средним креплением и боковыми наконечниками (нормаль 6252С56); 5—перемычка с тремя продольными наконечниками (нормаль 6248С56); 6—перемычка с тремя трубчатыми наконечниками (нормаль 6249С56)



Фиг. 236. Размещение электростатических разрядников и штыря заземления:

Узел I—установка разрядника; узел II—установка штыря заземления в лючке
1—наконечник, 2—трубка, 3—крышка лючка, 4—крючок, 5—трос заземления, 6—уголок; 7—штырь; 8—контактная пята



Фиг. 237. Установка зарядосъемника на амортистойке главной ноги шасси:

1—амортистойка; 2—колесо, 3—зарядосъемник

но, так как от состояния металлизации самолета существенно зависит уровень помех. Качество контакта определяется величиной переходного сопротивления.

Переходные сопротивления на неподвижных элементах конструкции не превышают 600 *мком*; соединения с корпусом подвижных элементов конструкции, амортизированного оборудования и каркасов баков для топлива производятся с переходным сопротивлением не более 2000 *мком*.

Для металлизации применяют перемычки, изготовленные по стандарту из медной плетенки (фиг. 235). На их концах заделывают латунные наконечники с отверстиями под крепежные болты. Наконечники различаются своими размерами и формой, а перемычки — поперечным сечением и длиной.

Для ослабления помех, вызванных явлениями разряда между самолетом и окружающей его атмосферой, в местах наибольшего скопления статического электричества на самолете установлены электростатические разрядники (антистатики). Наибольшая напряженность электрического поля образуется на концах крыла, стабилизатора и кия, поэтому раз-

рядники установлены именно в этих местах (фиг. 236). Переходное сопротивление трубки разрядника с корпусом не превышает 100 *мком*.

С целью предотвращения несчастных случаев, возможных при соприкосновении наземного персонала с самолетом, возвратившимся из полета (или при выходе экипажа из самолета до его заземления) из-за оставшегося электрического заряда на его поверхности, на раму главных ног шасси устанавливаются два автоматических зарядосъемника (фиг. 237).

Зарядосъемник представляет собой кусок луженого троса с распущенным концом. При касании самолетом земли происходит просадка амортизаторов шасси, вследствие обжима пневматиков распущенный конец троса касается земной поверхности, и в этот момент оставшийся на поверхности заряд снимается с машины.

Заземление самолета на стоянке осуществляется сразу же после за руливания на стоянку с помощью специального штыря и соединительного провода (фиг. 236).

Перед полетом штырь заземления убирается в лючок подфюзеляжного гребня.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.		Стр.
Часть первая		Глава III. Приборы контроля работы самолетных систем	89
Пилотажно-навигационное и приборное оборудование самолета		26. Приборы контроля работы силовой установки	89
Глава I. Размещение приборного оборудования на рабочих местах в кабине экипажа	3	27. Приборы контроля работы высотной и гидравлической систем	96
1. Приборная доска	3	Часть вторая	
2. Пульты летчиков	13	Радиооборудование	
3. Верхний щиток	18	Глава IV. Основные сведения о радиоборудовании	104
Глава II. Пилотажно-навигационное оборудование	24	28. Назначение радиоаппаратуры	104
4. Комбинированный указатель скорости КУС-1200	24	29. Размещение и монтаж радиоаппаратуры	105
5. Двухстрелочный высотомер ВД-10К	26	30. Абонентская гарнитура	110
6. Вариометр ВАР-30-3	27	31. Электропитание радиоаппаратуры	111
7. Дистанционный авиагоризонт АГД-1	29	Глава V. Радиосвязное оборудование	112
8. Указатель угла тангажа УУТ-1060	33	32. Самолетное переговорное устройство СПУ-7	112
9. Гироскопический индукционный компас ГИК-1	35	33. Командная УКВ радиостанция Р-802	116
10. Комбинированный пилотажный прибор КППМ	41	34. Связная радиостанция	121
11. Гирополукомпас ГПК-52АП	43	Глава VI. Радионавигационное оборудование	132
12. Задатчик курса ЗК-2	45	35. Автоматический радиокompас АРК-5 с дистанционным управлением	132
13. Выключатель коррекции ВК-53РШ	46	36. Автоматический радиокompас АРК-11	139
14. Автопилот АП-28Л1	48	37. Система слепой посадки СП-50	144
15. Центральная гировертикаль ЦГВ-4	61	38. Навигационно-посадочная система «Курс-МП»	149
16. Указатель восстановления УВ-1	64	39. Радиовысотомер РВ-УМ	158
17. Указатель поворота ЭУП-53	64	40. Радиовысотомер РВ-2 с приставкой СВ-Р	164
18. Магнитный жидкостный компас КИ-13	66	Глава VII. Радиолокационное оборудование	165
19. Термометр наружного воздуха ТНВ-15	66	41. Радиолокационная станция РПСН-2АН	167
20. Авиационные часы АЧС-1	67	42. Самолетный ответчик	178
21. Трехкомпонентный самописец КЗ-63	67	Глава VIII. Средства защиты от радиопомех	179
22. Курсовая система ГМК-1Г	69	43. Общие сведения о помехах	179
23. Система директорного управления «Привод»	72	44. Методы, применяемые для уменьшения влияния радиопомех на самолете	179
24. Система питания мембранно-анероидных приборов	77		
25. Навигационные пиротехнические средства	83		

Издательский редактор Л. И. Шейнфайн

Техн. редактор В. И. Бугаева

Г-50089 Подписано в печать 9/II 1968 г.

Учетно-изд. л. 24,67

Формат бумаги 60×90/8=12,0 бум. л.—24,0 печ. л., в т. ч. 2 вкл.

Продаже не подлежит

Заказ 6072/556

Московская типография № 8 Главполиграфпрома
Комитета по печати при Совете Министров СССР,
Хохловский пер., 7.

Эталон ГС ГА

САМОЛЕТ Ан-24

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

Книга V

**ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ
И ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.
РАДИООБОРУДОВАНИЕ.**



ИЗДАТЕЛЬСТВО «МАШИНОСТРОЕНИЕ»
Москва 1968

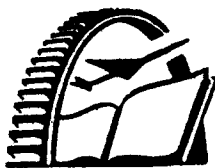
©, ЗАО "АНТЦ "ТЕХНОЛОГ", 2001

САМОЛЕТ АН-24

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

Книга V

ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ И ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ. РАДИООБОРУДОВАНИЕ.



ИЗДАТЕЛЬСТВО «МАШИНОСТРОЕНИЕ»
Москва 1968

©, ЗАО "АНТЦ "ТЕХНОЛОГ", 2001

