

СОДЕРЖАНИЕ

8.1 СИЛОВАЯ УСТАНОВКА.....	8.8
8.1.1 Двигатель М-14П	8.9
8.1.2 Воздушный винт AV-803	8.13
8.1.3 Топливная система	8.14
8.1.4 Масляная система.....	8.27
8.1.5 Система управления силовой установкой	8.28
8.1.6 Приборы контроля работы силовой установкой.....	8.31
8.2 ВОЗДУШНАЯ СИСТЕМА	8.37
8.3 СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ.....	8.39
8.4 ШАССИ.....	8.44
8.5 СИСТЕМА ОТОПЛЕНИЯ И ВЕНТИЛЯЦИИ КАБИНЫ	8.46
8.5.1 Система отопления	8.46
8.5.2 Система вентиляции.....	8.48
8.6 ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ	8.49
8.6.1 Основные агрегаты системы электрооборудования	8.49
8.6.2 Работа электросистемы.....	8.55
8.6.3 Наружное светотехническое оборудование	8.56
8.6.4 Внутреннее светотехническое оборудование	8.59
8.7 РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.....	8.59
8.7.1 Радиосвязное оборудование.	8.61
Аудиопанель GMA-340.	8.62
УКВ - радиостанция Apollo SL40.....	8.64
8.7.2 Радионавигационное оборудование..	8.69
Навигационно-связная система Garmin GNC-420.....	8.69
Транспондер GTX-327, кодирующий высотомер АК-350.....	8.87
Радиокомпас KR 87, индикатор KI227.....	8.90
8.7.3 Аварийно-спасательное оборудование..	8.94
Аварийный радиобуй KANNAD 406 AF..	8.94

8.8 ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.....	8.98
8.8.1 Авиагоризонт АГБ-28Р.....	8.98
8.8.2 Гирокомпас RCA 15BK-2-28V.	8.102
8.8.3 Указатель поворота и скольжения ЭУП-53У.....	8.102
8.8.4 Указателя скорости УС-450К.	8.105
8.8.5 Высотомера ВМ15ПБМ.....	8.106
8.8.6 Вариометр ВР-30ПБ	8.110
8.8.7 Авиационные часы АЧС-1.	8.112
8.8.8 Магнитный компас КИ-13 БС.	8.114
8.8.9 Акселерометр АМ-9С.....	8.119
8.8.10 Система сигнализации критических углов атаки ССКУА-1.	8.121
8.8.11 Система ПВД.	8.123
8.9 БОРТОВОЙ АВАРИЙНЫЙ РЕГИСТРАТОР МБР.....	8.125

8.1 СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

Силовая установка самолета Як-18Т состоит из следующих агрегатов и систем:

- двигателя М-14П с воздушным винтом АВ-803;
- рамы двигателя;
- капота двигателя с управляемыми жалюзи;
- воздухозаборника карбюратора;
- выхлопного коллектора;
- систем управления агрегатами двигателя;
- топливной системы;
- маслосистемы;
- устройств обдува компрессора и генератора;
- приборов контроля работы силовой установки;

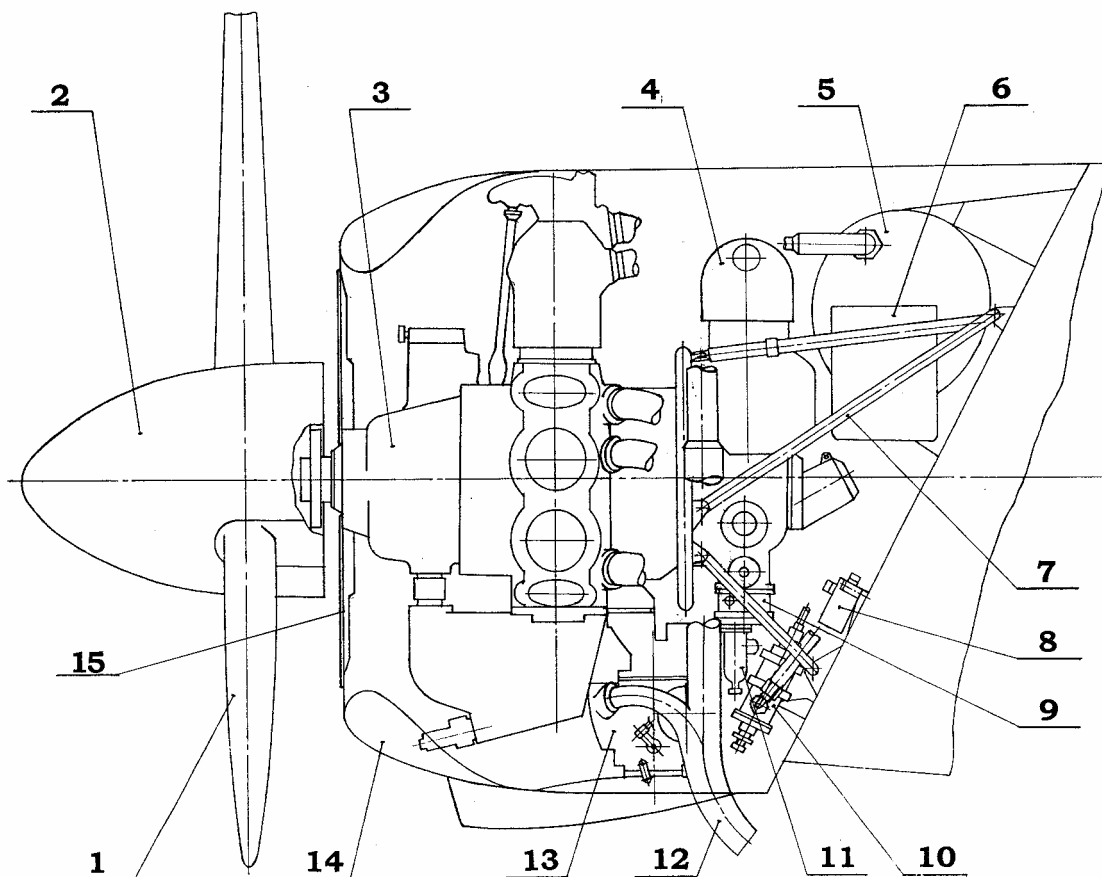


Рис. 8.1.1 Схема силовой установки

1 - винт АВ-803; 2 - кок; 3 - двигатель М-14П; 4 - генератор;
 5 - маслбак; 6 - бачок суфлерный; 7 - моторама; 8 - фильтр топливный тонкой
 очистки; 9 - маслонасос; 10 - маслофильтр; 11 - бензонасос;
 12 - коллектор выхлопной; 13 - карбюратор; 14 - капот; 15 - жалюзи.

8.1.1 ДВИГАТЕЛЬ М-14П

Авиационный двигатель М-14П - поршневой, четырехтактный, бензиновый, с воздушным охлаждением, девятицилиндровый, однорядный, со звездообразным расположением цилиндров и с карбюраторным смесеобразованием.

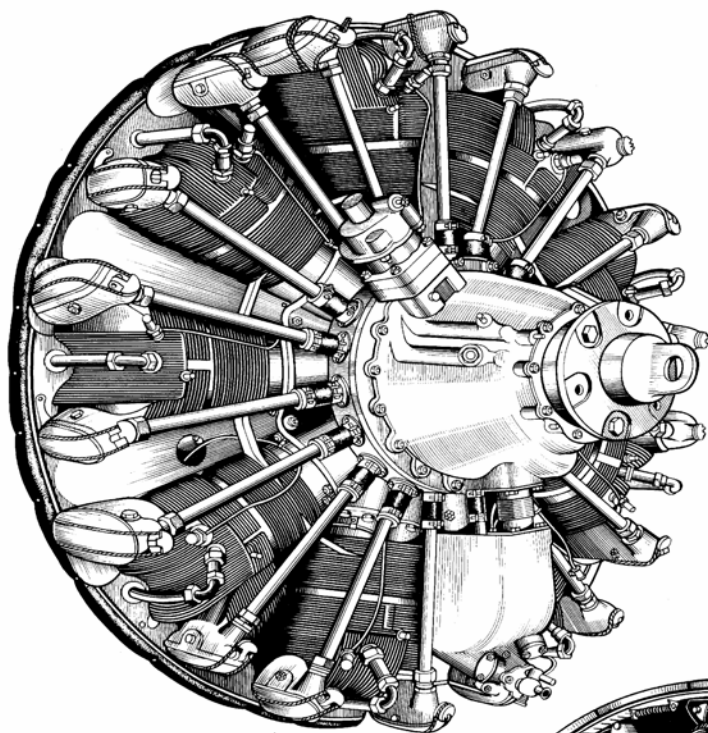
Двигатель М-14П - невысотный, имеет приводной односкоростной центробежный нагнетатель, охлаждается воздухом, поступающим через входное устройство в передней части капота самолета. Равномерное охлаждение цилиндров обеспечивают воздушные дефлекторы, установленные на каждом цилиндре. Смазка основных узлов и деталей двигателя производится маслом под давлением.

Запуск двигателя производится сжатым воздухом. Распределение воздуха по цилиндрам осуществляется распределителем сжатого воздуха. Зажигание топливовоздушной смеси в цилиндрах осуществляется электрической искрой тока высокого напряжения, от двух магнето. В каждом цилиндре установлены две свечи и пусковой клапан. Двигатель крепится к кольцу моторамы восьмью болтами, проходящими через отверстия бобышек смесесборника. Редуктор двигателя понижает частоту вращения вала воздушного винта относительно коленчатого вала.

Режимы и эксплуатационные параметры работы двигателя работы двигателя приведены в следующей таблице

Режим	Число оборотов двигателя, %	Давление			Температура °С			Удельный расход топлива, г/л.с.ч.
		наддува, мм.рт.ст.	топлива, кг/см ²	масла, кг/см ²	головок цилиндров	воздуха на входе в карбюратор	масла на входе в двигатель	
Взлетный	99,4±1	125-15 (изб.)	0,2÷0,5	4÷6	120÷220	+10÷+45	40÷75	285÷315
Номинальный I	82±1	95-15 (изб.)	0,2÷0,5	4÷6	120÷220	+10÷45	40÷75	280÷310
Номинальный II	70±1	75-15 (изб.)	0,2÷0,5	4÷6	120÷220	+10÷+45	40÷75	265÷300
Крейсерский I	64±1	735±15(абс.)	0,2÷0,5	4÷6	120÷220	+10÷+45	40÷75	210÷230
Крейсерский II	59±1	670±15(абс.)	0,2÷0,5	4÷6	120÷220	+10÷+45	40÷75	215÷235
Малый газ	не более 26		не ниже 0,15	не ниже 1,0				

На двигателе М-14П установлены воздушный винт, регулятор постоянных оборотов Р-2 сер. 04 (на корпусе редуктора); карбюратор АК-14П (на смесесборнике). На задней крышке картера: два магнето М-9Ф; генератор ГСР-3000Р 4 серии; распределитель сжатого воздуха; компрессор АК-50А 3 серии; датчик тахометра ДТЭ-1; маслонасос МН-14А; бензонасос 702МЛ.



Вид
спереди

Вид
сзади

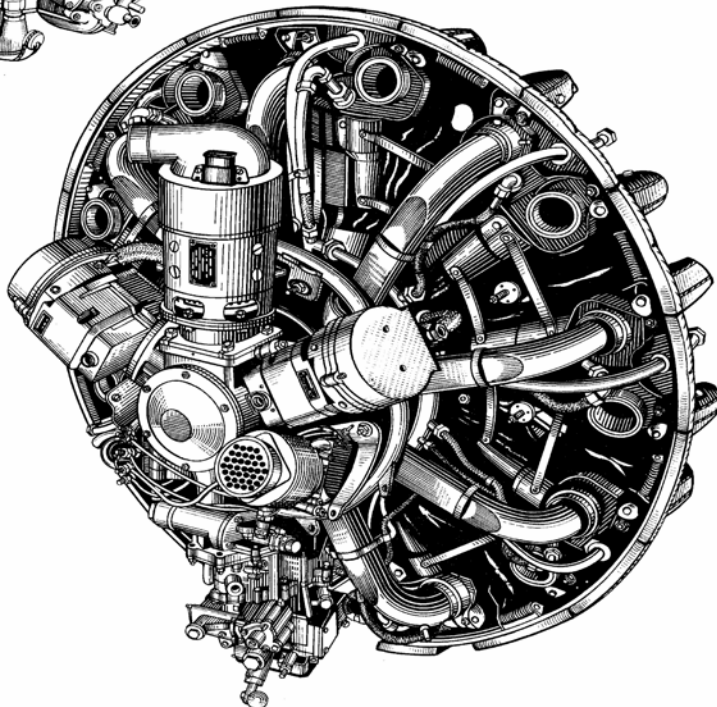
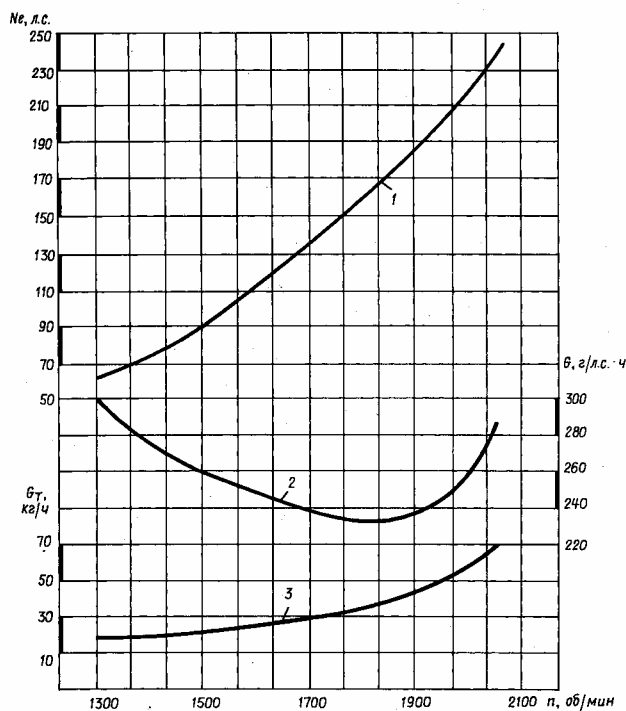


Рис. 8.1.2 Двигатель М-14П

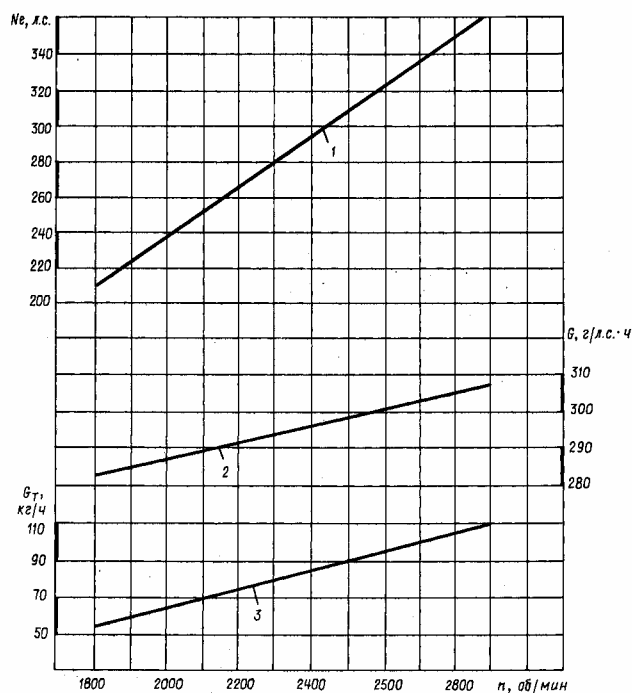
Основные технические данные двигателя:

Условное обозначение	М-14П
Система охлаждения.....	Воздушная
Система запуска двигателя	Воздушная
Число цилиндров и их расположение	9, звездообразное, в один ряд
Диаметр цилиндра.....	105
Рабочий объем всех цилиндров	10,161 л
Степень сжатия	(6,3±0,1)
Направление вращения коленчатого вала и вала винта	Левое
Редуктор.....	Планетарный с шестью сателлитами, одноступенчатый
Передаточное число редуктора	0,658
Нагнетатель.....	Центробежный, одноступенчатый, односкоростной с механическим приводом
Свеча СД-49СММ	Керамическая
Количество на каждом цилиндре двигателя.....	2
Фильтр - сигнализатор	
Количество на двигатель.....	1
Место расположения.....	Маслоотстойник
Индикатор появления стружки	Контрольная лампа на приборной доске в кабине пилота
- Диаметр двигателя (по крышкам коробок клапанного механизма).....	(985±3) мм
- Длина двигателя	(893±3) мм
- Сухая масса двигателя	214 кг ^{+2%}



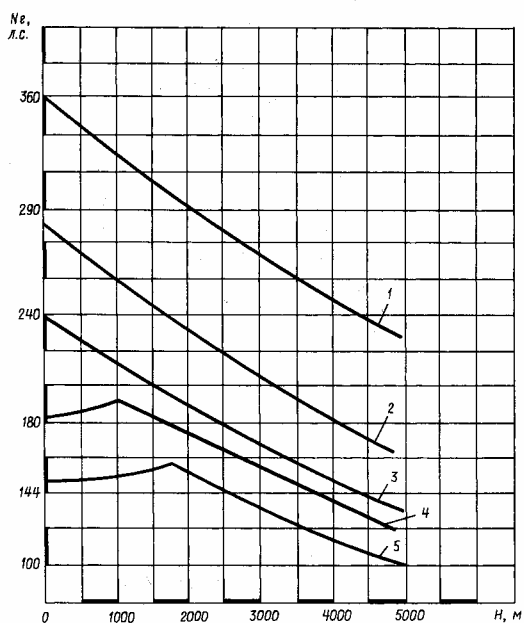
Дроссельная характеристика

- 1 - мощность
- 2 - удельный расход топлива
- 3 - часовой расход топлива



Внешняя характеристика

- 1 - мощность
- 2 - удельный расход топлива
- 3 - часовой расход топлива



Высотные характеристики

- 1 - на взлетном режиме ($n=2900$ об/мин)
- 2 - на первом номинальном режиме ($n=2400$ об/мин)
- 3 - на втором номинальном режиме ($n=2050$ об/мин)
- 4 - на первом крейсерском режиме ($n=1860$ об/мин)
- 5 - на втором крейсерском режиме ($n=1730$ об/мин)

Рис. 8.1.3 Характеристики двигателя М-14П.

8.1.2 ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ AV-803-1-B-C/CL250-412

Воздушный винт AV-803-1-B-C/CL250-412 автоматический, трехлопастный, постоянных оборотов, с однорядными подшипниками гнезд втулки в которых имеются поворотные стаканы лопастей. Лопасты вворачиваются во втулки. Управление положением лопастей снабжено одноканальным гидравлическим сервоприводом. Гидравлический сервопривод поворачивает втулки лопастей через поводок и подшипник приводного штифта. Шаг винта управляется регулятором оборотов. Заданные (выбранные) обороты автоматически выдерживаются при изменении воздушной скорости и мощности двигателя (это называется постоянными оборотами воздушного винта). Механические упоры для малого и большого шага ограничивают диапазон перемещения лопастей.

В случае отсутствия давления от регулятора лопасти автоматически переходят на большой шаг, позволяя пилоту продолжить полет. Давление масла действует только в одном направлении. Насос регулятора оборотов использует масло из системы смазки двигателя. Масло от регулятора оборотов подается в воздушный винт через вал двигателя. Регулятор установлен на картере редуктора двигателя.

Регулятор управляет подаваемым маслом с помощью центробежных грузов в автоматическом режиме, необходимые обороты устанавливаются пилотом посредством рычага шага винта (рычаг управления винта).

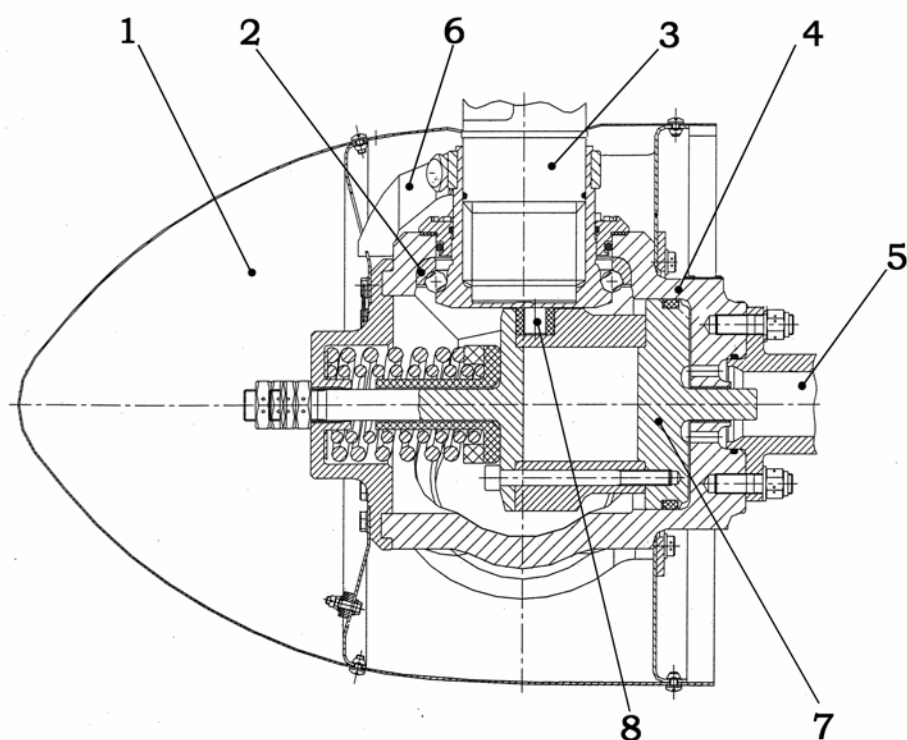


Рис. 8.1.4 Воздушный
винт
AV-803-1-B-C/
CL250-412

- 1 - Обтекатель;
- 2 - Подшипник;
- 3 - Лопасть;
- 4 - Втулка с подшипниками, гнездами лопастей и механизмом изменения шага;
- 5 - Вал двигателя;
- 6 - Противовес;
- 7 - Поршень;
- 8 - Поводок разворота лопасти.

8.1.3 ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

Топливная система самолета предназначена для размещения топлива и питания двигателя топливом на всех режимах его работы при любых разрешенных эволюциях самолета.

Для размещения топлива на самолете Як - 18Т, начиная с 36-й серии, служат два бака-отсека, расположенных в левой и правой консолях крыла. Полный объем топливных баков-отсеков составляет 350 л.

Из баков топливо через обратные клапаны самотеком поступает в расходный бак объемом 3,5 литра. Расходный бак предназначен для обеспечения бесперебойного питания двигателя топливом при различных эволюциях самолета, в том числе не менее 3 минут при отрицательных перегрузках.

Из расходного бака через обратный клапан, открытый пожарный кран и фильтр-отстойник топливо откачивается топливным насосом двигателя и через фильтр тонкой очистки подается в карбюратор. Одновременно топливо поступает к датчику давления топлива трехстрелочного электрического индикатора ЭМИ-3К.

Для подачи топлива в цилиндры двигателя, создания давления в топливной системе и подачи топлива в карбюратор перед запуском, а также для подачи топлива в карбюратор при отказе бензонасоса двигателя используется заливочный шприц, рукоятка которого расположена на панели приборной доски в кабине летчика. Контроль за количеством топлива в баках осуществляется с помощью электрических топливомеров и расходомера.

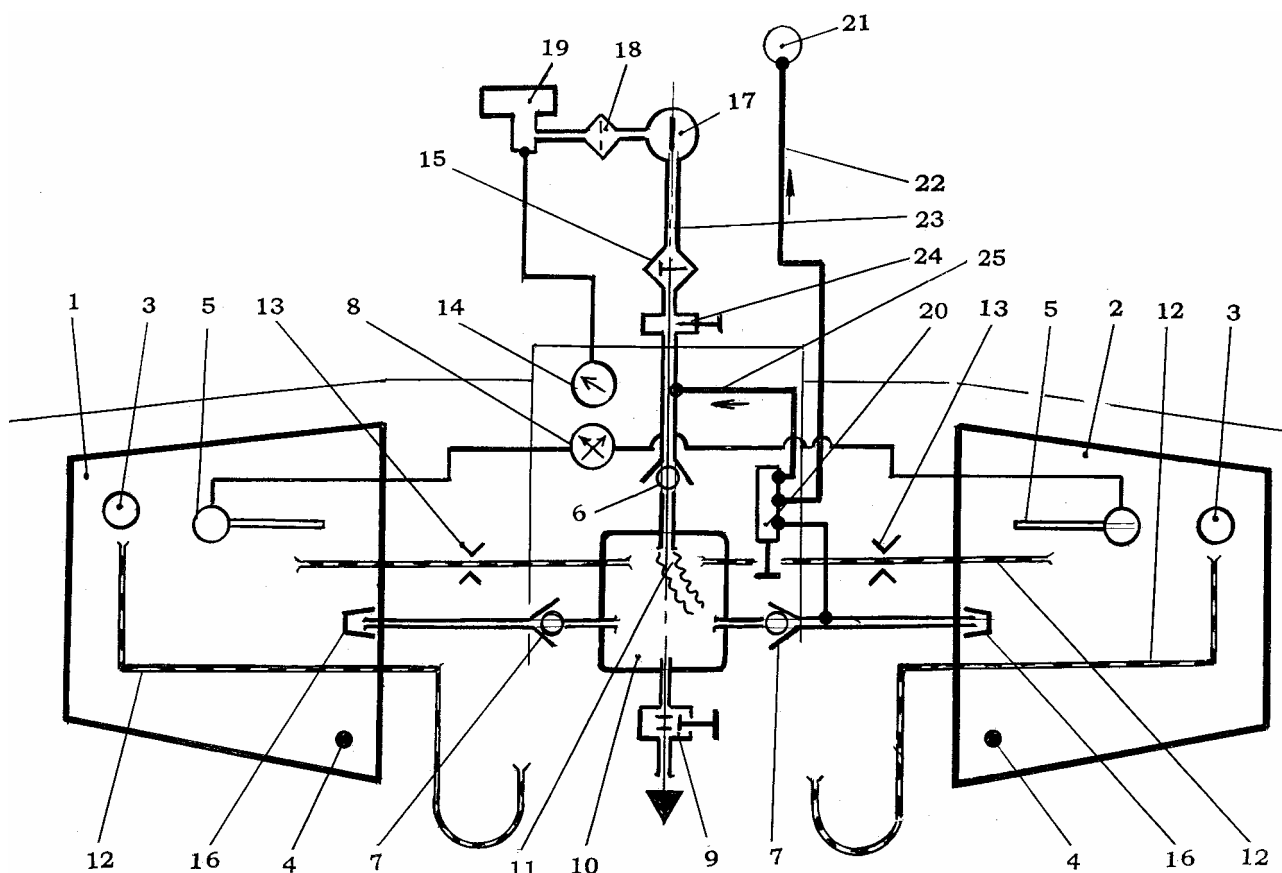


Рис. 8.1.5 Схема топливной системы

1 - левый топливный бак-кессон; 2 - правый топливный бак-кессон; 3 - заливочные горловины; 4 - сливные пробки; 5 - датчики топливомера 395-59-1В; 6 - обратный клапан, врезанный в трубопровод; 7 - обратные клапаны, закрепленные на расходном баке; 8 - указатель уровня топлива (на приборной доске); 9 - сливной кран расходного бака; 10 - расходный бак; 11 - гибкий заборник топлива; 12 - дренажные трубопроводы; 13 - дроссель; 14 - указатель давления топлива (на приборной доске); 15 - фильтр грубой очистки; 16 - заборник топлива с сеткой; 17 - топливный насос двигателя; 18 - фильтр тонкой очистки; 19 - карбюратор двигателя; 20 - заливной шприц 740400; 21 - впускной коллектор двигателя; 22 - трубопровод закачки топлива в двигатель; 23 - трубопровод подачи топлива к двигателю; 24 - пожарный кран; 25 - трубопровод закачки топлива в систему.

Заправка топливом производится через заливные горловины крыльевых баков открытым способом. Для заправки самолета можно применять как специальные топливозаправщики, так и простые средства (емкости) для заливки топлива в баки. Топливо заправляют в баки до уровня 20-30 мм ниже обреза заливных горловин.

Заливная горловина каждого бака расположена на верхней обшивке крыла, вблизи лонжерона между нервюрами № 16 и 17. Сверху заливная горловина закрывается крышкой, имеющей уплотнительное кольцо и запорное устройство. Внутри корпуса горловины имеется фильтрующий стакан-вкладыш, затянутый металлической сеткой. После окончания заправки крышка горловины вставляется в гнездо, рычаг поворачивается до упора и опускается, фиксируя крышку в закрытом состоянии.

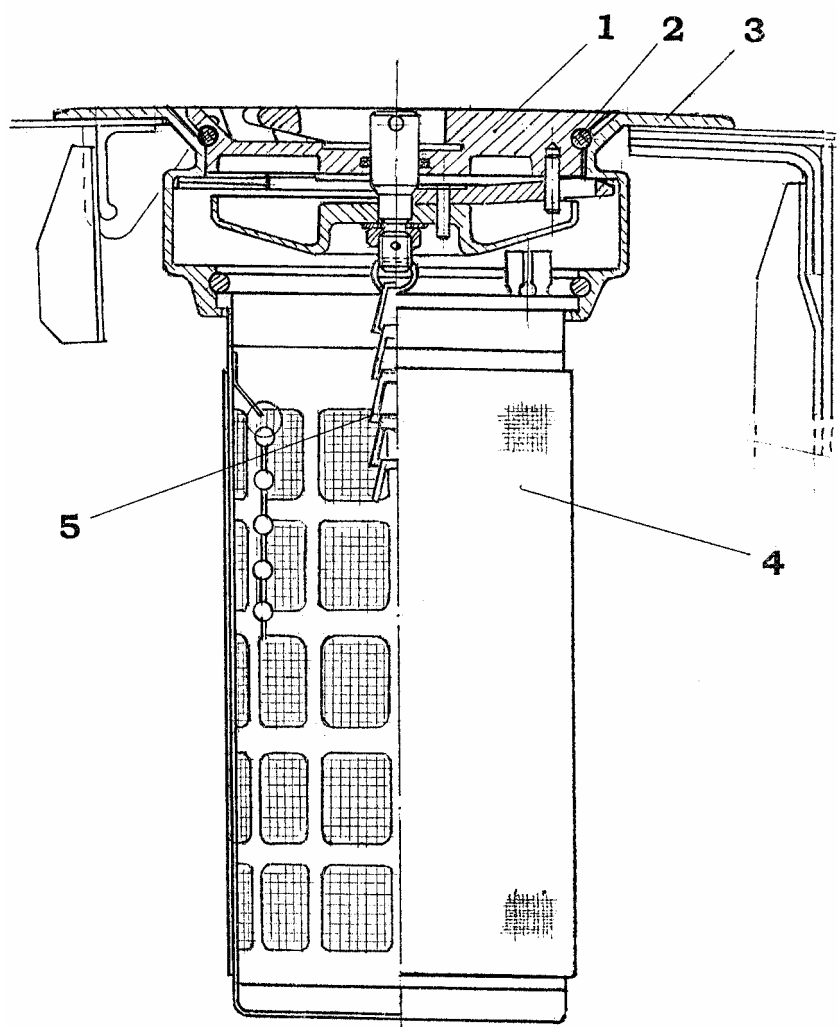


Рис. 8.1.6 Заливная горловина топливного бака

1 – крышка; 2 – уплотнительное кольцо; 3 – корпус горловины;
4 – фильтроэлемент (стакан-вкладыш); 5 – цепочка.

Фильтр тонкой очистки 8Д2.966.064 служит для очистки топлива от механических примесей перед входом в карбюратор и обеспечивает тонкость фильтрации 30 мк.

Топливо проходит сквозь сетку фильтроэлемента, оставляя на ней механические примеси, и попадает во внутреннюю полость фильтра. При засорении фильтрующего элемента между внешней и внутренней полостями фильтра создается перепад давлений, отжимающий перепускной клапан. При этом топливо, минуя фильтрующий элемент, поступает к двигателю.

Заливной шприц 740400 служит для заливки топливом цилиндров двигателя и топливной магистрали перед запуском двигателя, а также может непродолжительно служить аварийным источником подачи топлива при отказе бензинового насоса двигателя. Шприц установлен на приборной доске кабины.

Шприц состоит из корпуса с обратными клапанами, направляющей с фланцем, поршня, пружины и рукоятки. При движении рукоятки шприца НА СЕБЯ происходит всасывание топлива в полость шприца, а ОТ СЕБЯ—выталкивание топлива в цилиндры двигателя или в заливную топливную магистраль в зависимости от установки рукоятки соответственно в положение ЦИЛИНДР или МАГИСТРАЛЬ.

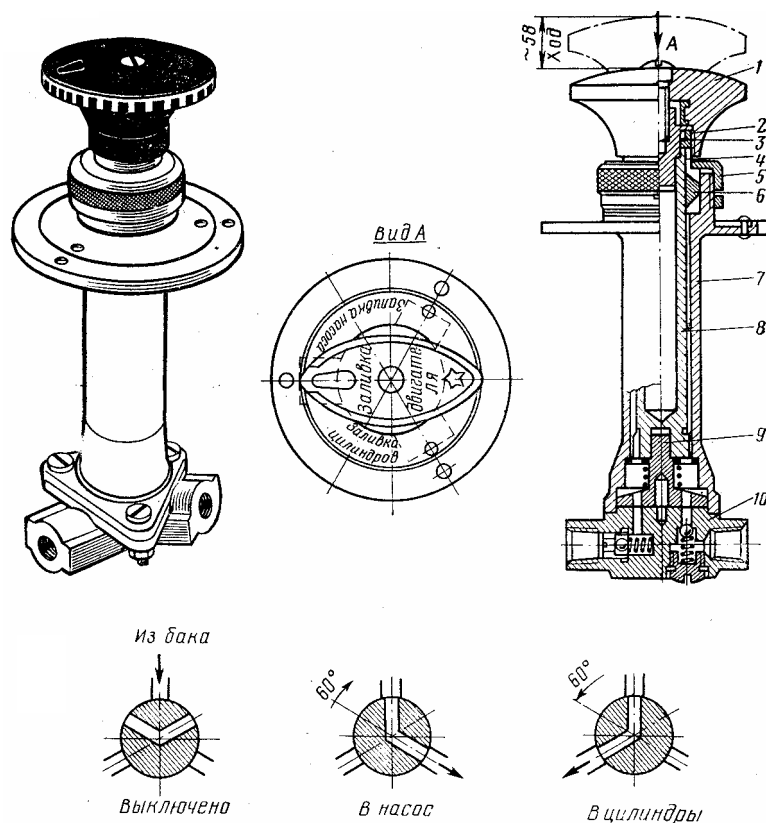


Рис. 8.1.7 Заливной шприц 740400

- 1 - рукоятка; 2 - втулка; 3 - пружина; 4 - опорная втулка; 5 - гайка;
6 - уплотнитель (сальник); 7 - корпус; 8 - поршень (плунжер);
9 - золотник; 10 - головка с обратными клапанами.

СИСТЕМА ИЗМЕРЕНИЯ КОЛИЧЕСТВА И РАСХОДА ТОПЛИВА

Количество топлива в баках самолета измеряется топливомером фирмы Westach, который обеспечивает измерение запаса топлива и непрерывную индикацию на приборной доске. На самолете имеются два топливных бака, каждый бак оборудован датчиком топливомера. На приборной доске установлен двухстрелочный указатель. Кроме топливомера на самолете в баках установлены датчики обеспечивающие выдачу сигналов на светосигнальные табло каждого бака о наличии резервного остатка топлива (30 л). Расход топлива измеряется расходомером типа FS-450.

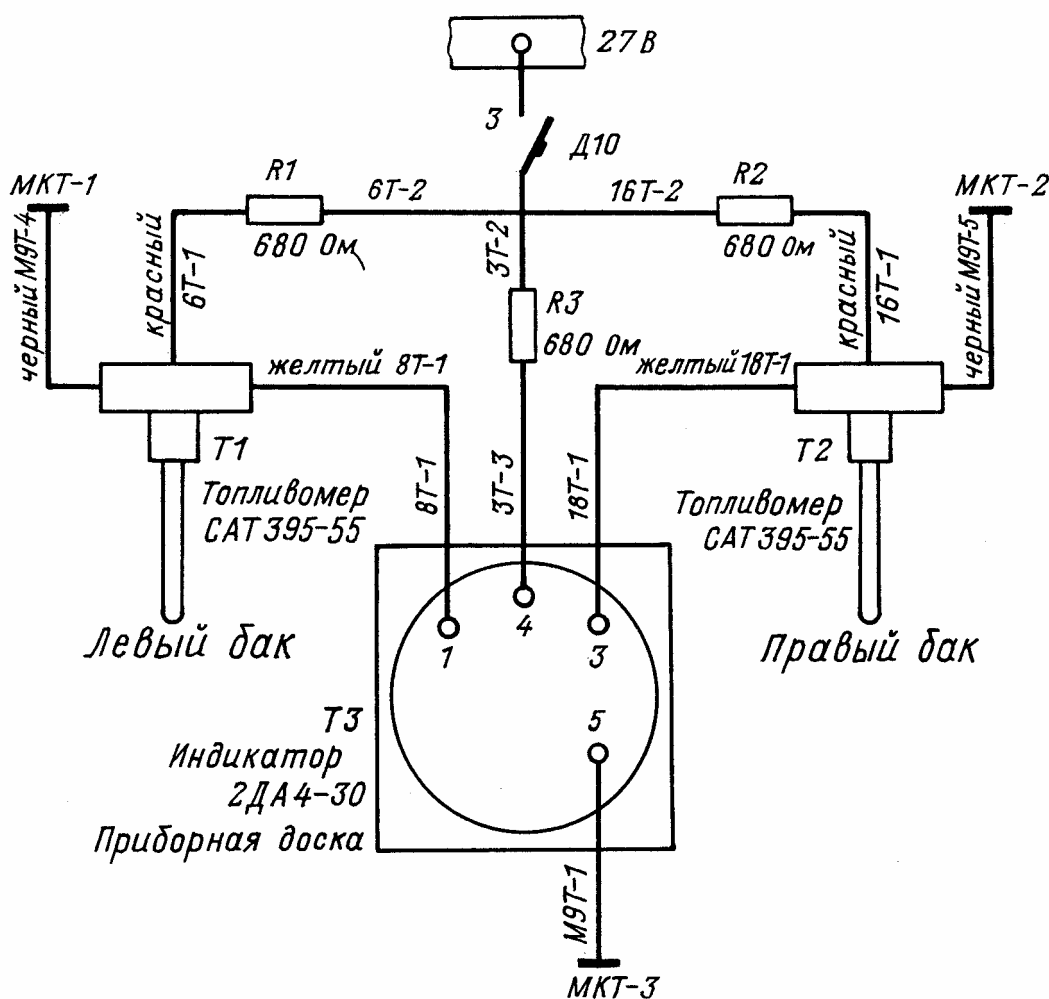


Рис. 8.1.8 Принципиальная электросхема топливомера

T1 – датчик топливомера CAT.395-5S левого бака;

T2 – датчик топливомера CAT.395-5S правого бака;

T3 – индикатор топливомера 2DA4-40;

R1, R2 – резистор 680 ом, 2 вт;

Д10 – автомат защиты АЗК1М-3, установлен на РУ27В.

Индикатор топливомера 2ДА4-40 двухстрелочный с диапазоном измерения от F (полный) до E (пустой, работает с емкостными датчиками).

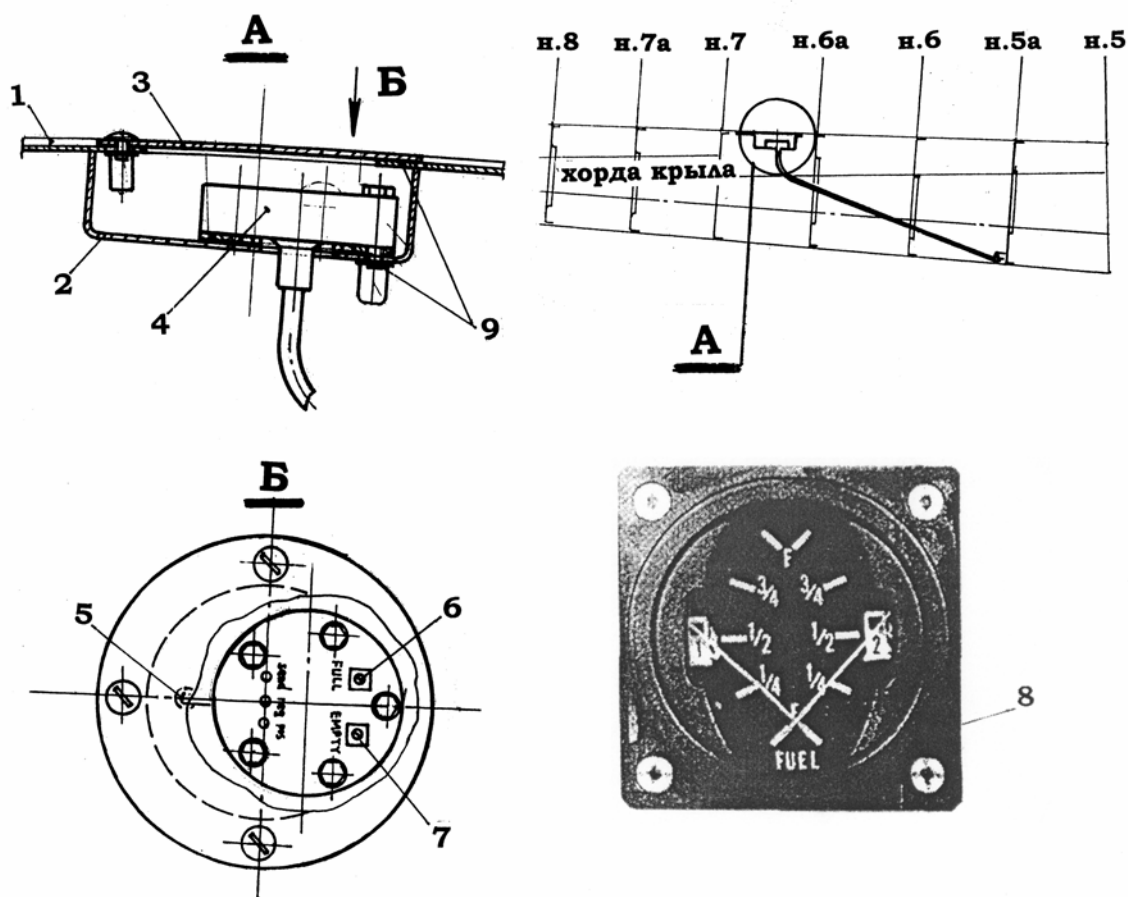


Рис. 8.1.9 Установка датчиков топливомеров

1 - стенка топливного бака (обшивка крыла); 2 - чашка; 3 - крышка лючка; 4 - датчик топливомера; 5 - гермовывод электрического жгута; 6 - винт регулировки показаний топливомера при полном баке; 7 - винт регулировки показаний топливомера при пустом баке; 8 - индикатор топливомера, установленный на приборной доске; 9 - герметизирующие прокладки.

Датчик топливомера САТ.395-5S представляет собой топливный передатчик-измеритель, который работает посредством подачи малого фиксированного количества энергии во внешнюю алюминиевую трубку датчика. Количество энергии, наводимой во вторичном проводнике внутри трубки (и изолированном от нее) зависит от сопротивления, объема, разделяющего два проводника. Микропроцессор в головке датчика измеряет наведенный потенциал, усиливает и направляет в измерительный прибор (индикатор топливомера). Когда количество топлива в датчике уменьшается вследствие выработки, количество воздуха увеличивается, таким образом непрерывно измеряется количество наводимой энергии. Электроника датчика залита эпоксидной смолой.

Датчик резервного остатка топлива поплавкового типа, состоит из коромысла с поплавком, на котором установлен мощный магнит, и геркона, который установлен с внешней стороны бака на специальной плате. Все детали датчика смонтированы на одной оси. При понижении уровня топлива магнит занимает место напротив геркона, замыкается электрическая цепь и на приборной доске загорается красный светодиод. Датчик регулируется на резервный остаток топлива 30 литров.

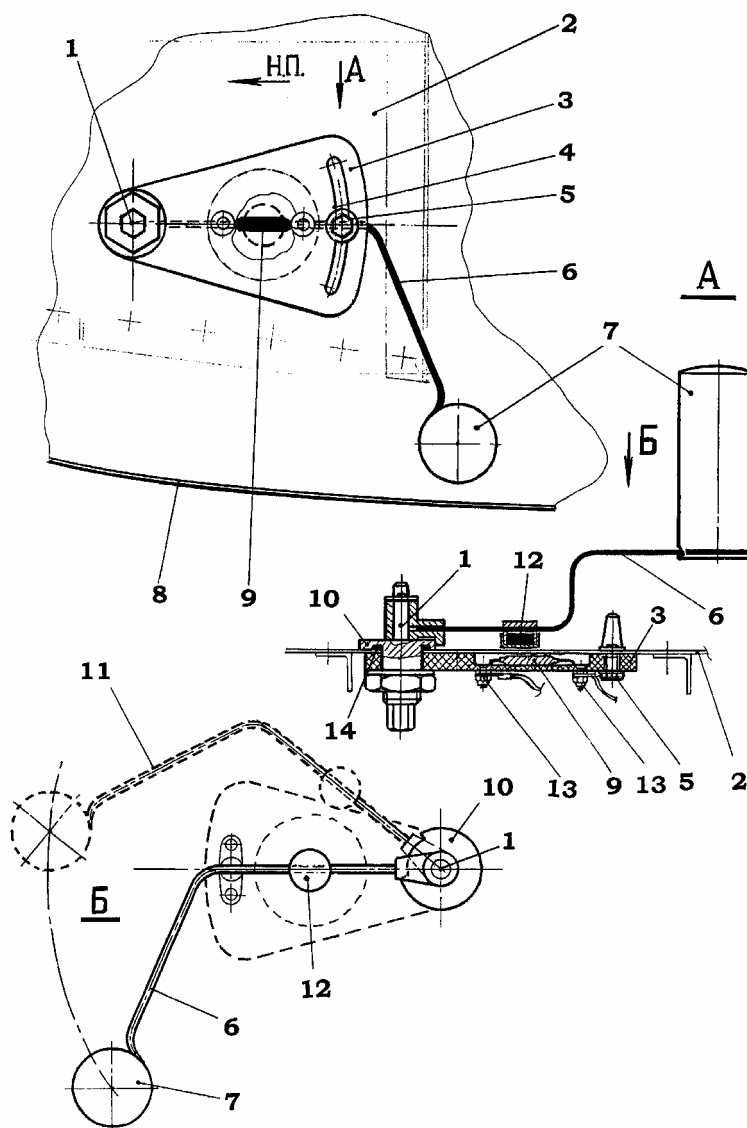


Рис. 8.1.10 Датчик резервного остатка топлива

- 1 – ось вращения штанги с поплавком; 2 – стенка торцевой нервюры крыла;
3 – плата с герконом; 4 – прорезь для регулировки датчика;
5 – фиксирующий винт; 6 – проволоочная штанга с поплавком; 7 – поплавок;
8 – нижняя обшивка крыла (бака-отсека); 9 – геркон; 10 – фланец с упорами;
11 – положение штанги с поплавком на верхнем упоре (при полном баке); 12 – магнит;
13 – электрическая клемма геркона; 14 – резиновое уплотнительное кольцо.

РАСХОДОМЕР ТОПЛИВА FS-450

Расходомер FS-450 состоит из турбинного датчика расхода топлива, вычислителя и индикатора с кнопками управления.

Расходомер FS-450 обеспечивает:

- измерение и индикацию мгновенного расхода топлива;
- вычисление и индикацию израсходованного или оставшегося количества топлива в баках и запаса времени полета;
- при наличии связи с GPS вычисление и индикацию потребного количества топлива до следующего ППМ и расстояние на один израсходованный литр (галлон, фунт) топлива;
- выдачу предупредительного сигнала о достижении минимального резерва времени полета и предупредительного сигнала о достижении минимального остатка топлива.

На индикаторе расходомера расположены:

- 1 Верхний дисплей расхода топлива в час;
- 2 Нижний дисплей топливных параметров, соответствующих включенному светосигнализатору;
- 3 Светосигнализаторы топливных параметров:

USD – количество топлива, израсходованного от предыдущей заправки или за несколько полетов;

REM – остаток топлива в баках;

H.M. – время до полной выработки баков;

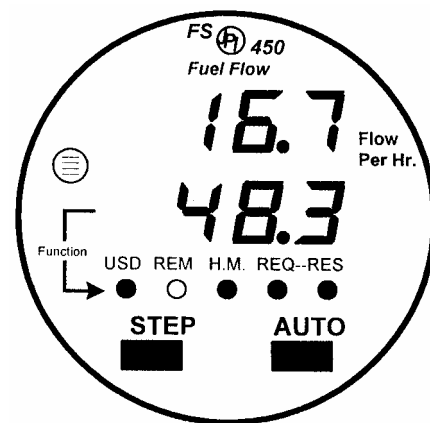
REQ – количество топлива, потребное для полета до следующего ППМ;

RES – запас топлива на следующем ППМ;

REQ&RES – расстояние в морских милях на один израсходованный литр (галлон, фунт).

4 Многофункциональная кнопка STEP;

5 Многофункциональная кнопка AUTO.



Расходомер включается в работу при подаче в бортовую сеть напряжения 27 В.

После включения автоматически выполняется встроенный контроль:

- одновременно на короткое время высвечиваются все символы на дисплее для проверки функционирования всех светосегментов;
- проверяются внутренние компоненты всей системы.

Начальная настройка расходомера.

Для начальной настройки расходомера необходимо выполнить следующие действия.

- 1 Включить расходомер переключателем "АККУМ-АЭРОДР.ПИТ."
- 2 После автоматического выполнения встроенного контроля нажать одновременно кнопки STEP и AUTO на 5 секунд до появления сообщения на дисплее индикатора:

ProG

PodE

- 3 Выполнить несколько кратковременных нажатий кнопки STEP до появления на дисплее сообщения:

End

Y

- 4 Нажать кнопки STEP и AUTO на 5 сек до появления на дисплее сообщения:

FUEL

GAL

- 5 Выбрать единицы измерения количества топлива нажатием кнопки:

AUTO

GAL⇒Ltr⇒Lbs

- 6 Нажать кнопку STEP для перехода к индикации на дисплее объема основного бака:

PA1n

=180

- 7 Установить объем основного бака нажатием кнопки AUTO:

- удержание в нажатом положении – увеличение объема;
- кратковременные нажатия – уменьшение объема.

- 8 Нажать кнопку STEP для перехода к индикации наличия дополнительного бака:

AUX ?

n

- 9 Нажатием кнопки AUTO установить:

n (no) - если дополнительный бак отсутствует;

y (yes) – если дополнительный бак установлен.

- 10 Нажать кнопку STEP для перехода к индикации объема
-

дополнительного бака (если дополнительный бак отсутствует, то переход осуществляется к п. 13):

AUX

=0

11 Установить объем дополнительного бака нажатием кнопки AUTO (см. п. 7).

12 Нажать кнопку STEP для перехода к индикации минимального резерва времени полета:

П1n

=45

13 Установить минимальный резерв времени, при котором срабатывает предупредительный сигнал, нажатием кнопки AUTO (см. п. 7).

14 Нажать кнопку STEP для перехода к индикации минимального остатка топлива:

rEP

=30

15 Установить минимальный остаток топлива, при котором срабатывает предупредительный сигнал, нажатием кнопки AUTO (см. п. 7).

16 Выполнить несколько нажатий кнопки STEP до появления сообщения:

End

Y

17 Нажать кнопку STEP для выхода из программы настройки расходомера.

Предполетная подготовка расходомера

Для выполнения предполетной подготовки расходомера необходимо выполнить следующие действия.

- 1 Включить расходомер переключателем "АККУМ-АЭРОДР ПИТ".
- 2 После автоматического выполнения встроенного контроля на дисплее высветится на одну секунду,

FUEL

Ltr

- а затем в мигающем режиме:

FILL

?n

- 3 Кратковременным нажатием кнопки AUTO выбрать один из 4-х вариантов заправки топливом:

FILL

?n – не было дополнительной заправки после предыдущего останова двигателя;

FILL

180 - заполнены основные топливные баки;

FILL

180 – заполнены основные и дополнительные топливные баки (дополнительный бак отсутствует);

FILL

Add – удалено или добавлено топливо, но не до полных топливных баков;

- 4 Кратковременным нажатием кнопки STEP подтвердить выбор варианта заправки.

- 5 В случае выбора варианта :

FILL

Add

при нажатии кнопки STEP на дисплее появится сообщение-вопрос о количестве добавленного топлива.

00 Ltr

6 Установить объем добавленного или удаленного (отрицательное количество) топлива нажатием кнопки AUTO:

- удержание в нажатом положении – увеличение объема;
- кратковременные нажатия – уменьшение объема.

7 Нажать кнопку STEP для подтверждения количества добавленного топлива.

Проверка и коррекция параметров расходомера.

1 Нажать одновременно кнопки STEP и AUTO на 5 сек до появления сообщения на дисплее:

ProG

Node

2 Нажатием кнопки STEP переходить от параметра к параметру, при необходимости выполняя выбор параметра нажатием кнопки AUTO:

(STEP) FUEL ?n	(AUTO) n⇔Y	n – (NO) – не было дополнительной заправки топливом Y – (YES) – была дополнительная заправка топливом. Нажатием кнопки STEP перейдите к выполнению п.п. 3-5 предполетной подготовки. <u>Эту операцию можно выполнять и во время полета</u>
(STEP) rAtE = 4	(AUTO) 0....9	Время (сек) индикации каждого топливного параметра в автоматическом режиме. Выбор "0" делает невозможным автоматический режим
(STEP) 29.00 =HF	(STEP+AUTO) 5 сек 29.00	К-фактор (количество импульсов, генерируемых на единицу объема расходомерного топлива). Для перехода к программе коррекции К-фактора удерживать в нажатом положении кнопки STEP и AUTO в течение 5 секунд. На дисплее появится сообщение:
(STEP) Auto HF ?n	(AUTO) n⇔Y	n-(NO) – ручной режим коррекции Y-(YES) – автоматический режим коррекции <u>Ручной режим:</u> 1. Вычислить скорректированное значение К-фактора: $K_{\text{новый}} = \frac{\text{Измеренное_кол-во_топлива_за_полет}}{\text{Фактич_кол-во_топлива_за_полет}} * K_{\text{текущ}}$ 2. Нажать кнопку STEP, первая цифра К-фактора начинает индицироваться в мигающем режиме. С помощью кнопки AUTO ввести новое значение этой цифры и перейдите к следующей цифре нажатием кнопки STEP. Аналогично ввести остальные цифры нового значения К-фактора. 3. Для выхода из программы ручной коррекции К-

		<p>фактора нажать одновременно кнопки STEP и AUTO на 5 сек.</p> <p><u>Автоматический режим:</u></p> <p>1. Нажать кнопку STEP, появится сообщение, например: 110 truE Это измеренное расходомером количество израсходованного топлива за полет. Если появится сообщение Shut Eng, необходимо остановить двигатель перед вычислением К-фактора</p> <p>2. Вести фактическое количество израсходованного топлива за полет с помощью кнопки AUTO.</p> <p>3. Нажать кнопку STEP для автоматического вычисления и индикации нового К-фактора.</p>
(STEP) trIP ?n	(AUTO) n⇔Y	<p>n-(NO) – при обновлении информации о заправке топливом количество используемого топлива обнуляется;</p> <p>Y-(YES) – количество используемого топлива суммируется за несколько полетов</p>
(STEP) PPS C=2	(AUTO) 0....6	Установить формат топливных данных от расходомера на GPS
(STEP) Pln b=25	(AUTO) 0...31	Установить яркость свечения дисплея индикатора
(STEP) End Y	(AUTO) n⇔Y	<p>n-(NO) – возврат на начало программы коррекции (п.2)</p> <p>Y-(YES) – выход из программы коррекции</p>

3 Нажать кнопку STEP для выхода из программы коррекции.

Использование расходомера в полете

В течение всего полета верхний дисплей индицирует текущий часовой расход топлива.

Нижний дисплей индицирует топливные параметры в автоматическом или ручном режиме.

В автоматическом режиме значения топливных параметров высвечивается поочередно, синхронно с соответствующим светосигнализатором.

Для перехода в ручной режим нажмите кнопку STEP. Дальнейшие кратковременные нажатия кнопки STEP обеспечивает переход к индикации следующего топливного параметра.

При отсутствии связи с GPS вычисляются и индицируются только

израсходованное и оставшееся количество топлива, а также запас времени полета.

При необходимости обнулить количество используемого топлива, удерживайте в нажатом положении кнопку AUTO в течение 3-х секунд при индикации USD в ручном режиме.

Ввод информации о количестве заправленного топлива можно произвести и во время полета. Для этого необходимо следовать инструкциям в соответствии с п.п. 1,2 проверки и коррекции параметров расходомера.

Когда оставшееся количество топлива достигает заданного минимального остатка, на нижнем дисплее высвечивается значение минимального остатка, а светосигнализатор РЕП начинает работать в импульсном режиме.

Когда оставшееся время полета падает ниже заданного минимального времени, на нижнем дисплее высвечивается оставшееся время в минутах, а светосигнализатор НМ начинает работать в импульсном режиме.

При кратковременном нажатии кнопки STEP предупредительный сигнал отключается на 10 мин. При удерживании кнопки STEP в нажатом положении до высвечивания на дисплее OFF, предупредительный сигнал отключается до конца полета.

8.1.4 МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА САМОЛЕТА

Масляная система самолета предназначена для подачи смазки к трущимся деталям двигателя и их охлаждения. В качестве смазки применяется масло МС-20 или МК-22 по ГОСТ 21743-76. Допускается смешение указанных масел в любых пропорциях.

Масляная система самолета состоит из маслобака емкостью 24 л, насоса, фильтра, маслорадиатора, маслопроводов, приемников и указателя давления и температуры масла. Максимальное количество масла в баке - 24 л, минимальное - 8 л.

Циркуляция масла в системе принудительная и осуществляется двухступенчатым шестеренчатым насосом, установленным на задней крышке картера двигателя. Во время работы двигателя масло из маслобака самотеком через фильтр поступает на вход к маслонуасосу и далее под давлением в двигатель. После смазки трущихся деталей двигателя масло стекает в отстойник и откачивающей ступенью маслонуасоса прокачивается через маслорадиатор в бак.

Суфлирование маслобака и двигателя осуществляется через два верхних суфлера, соединенных с маслобаком. Давление и температура входящего в двигатель масла контролируются по электрическому индикатору ЭМИ-ЗК. На верхней крышке капота двигателя имеется лючок для подхода к заливной горловине масляного бака.

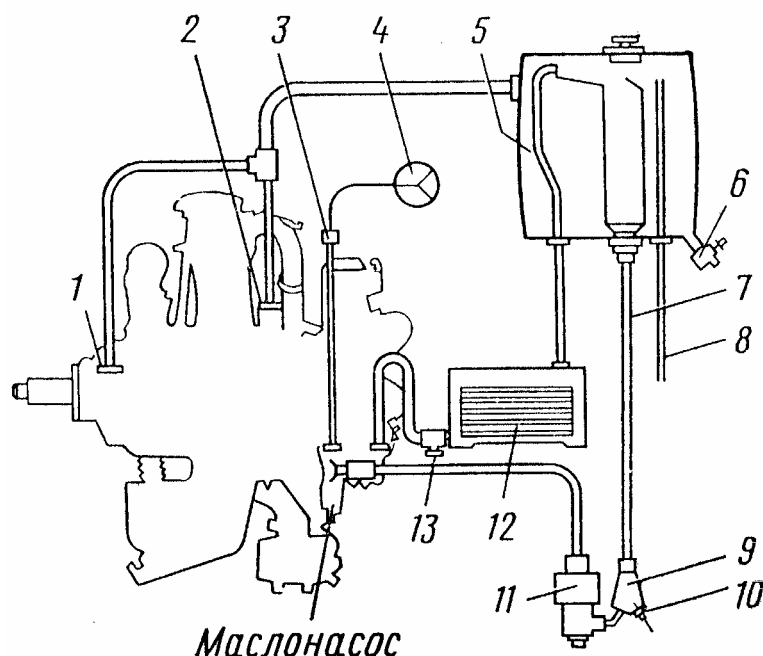


Рис. 8.1.11. Схема масляной системы

- 1 - передний суфлер двигателя;
- 2 - задний суфлер двигателя;
- 3 - датчик давления масла П-15Б;
- 4 - указатель УКЗ-1 из комплекта ЭМИ-ЗК;
- 5 - маслобак;
- 6 - сливной кран маслобака;
- 7 - трубопровод;
- 8 - дренажная трубка;
- 9 - маслокарман;
- 10 - датчик температуры масла П-1;
- 11 - маслофильтр;
- 12 - воздушно-масляный радиатор;
- 13 - сливная пробка

8.1.5. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ

Система управления силовой установкой состоит из нескольких подсистем:

- управление газом (дроссельной заслонкой карбюратора);
- управление шагом винта;
- управление обогревом карбюратора;
- управление жалюзи капота (охлаждение двигателя);
- управление створкой маслорадиатора;
- управление пожарным краном.

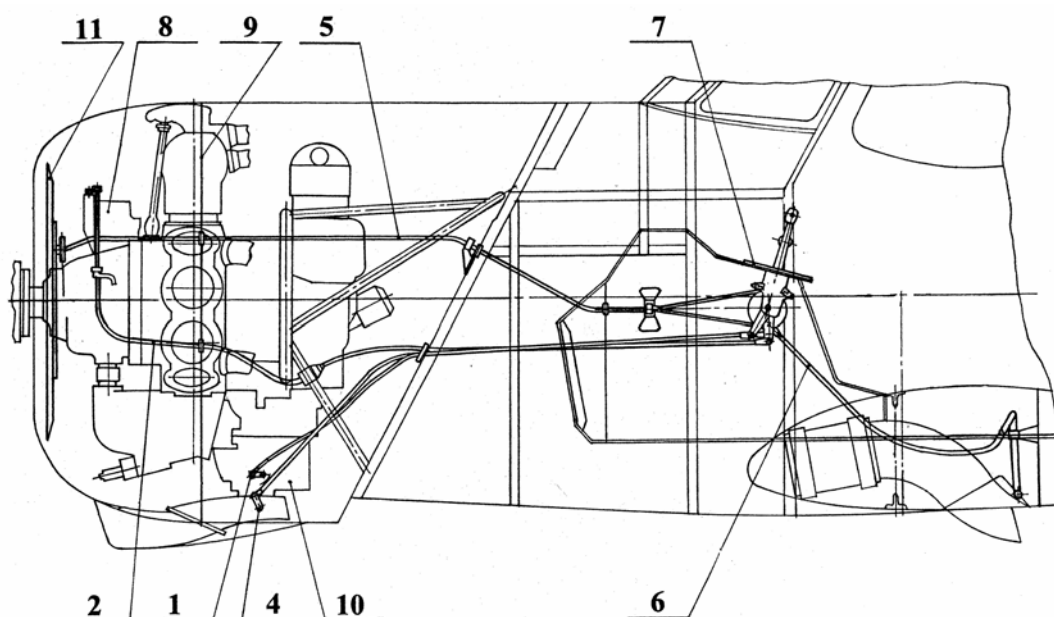


Рис. 8.1.12. Система управления силовой установкой самолета

1 - управление дроссельной заслонкой карбюратора (РУД); 2 - управление винтом (РУВ); 4 - управление заслонкой подачи горячего воздуха в карбюратор (подогрев карбюратора); 5 - управление створками охлаждения двигателя (жалюзи); 6 - управление створкой охлаждения маслорадиатора; 7 – блок рычагов управления силовой установкой; 8 - регулятор постоянных оборотов Р-2; 9 - дефлектор двигателя; 10 - карбюратор АК-14; 11 - жалюзи охлаждения двигателя.

Управление осуществляется из кабины с помощью блока рычагов, установленных на центральном пульте. Проводка управления двигателем выполнена тягами полужесткого типа с шаровыми и вильчатыми наконечниками. Полужесткие тяги изготовлены из стальных тросов, пропущенных в направляющие трубки. Тяги управления отбортованы к элементам конструкции самолета посредством колодок с кронштейнами, а места прохода через противопожарную перегородку герметизированы.

Блок рычагов управления установлен на среднем пульте по оси симметрии самолета. Рычаги смонтированы на единой оси вращения. Для фиксации рычагов в любом необходимом положении предусмотрен механизм стопорения с тормозными дисками и специальным рычагом. При крайнем переднем положении рукоятки рычага стопорения все элементы блока фиксируются системой пружин и тормозных дисков.

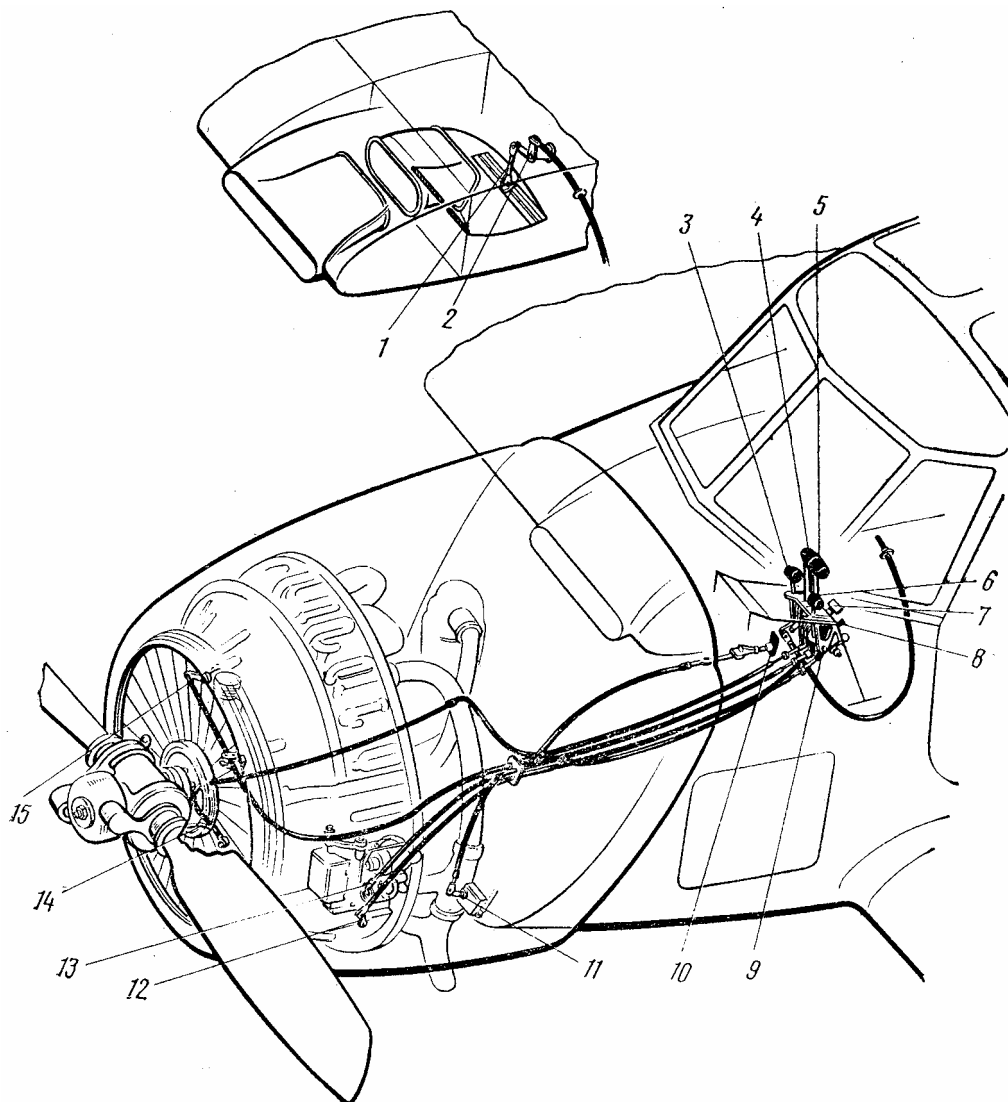


Рис. 8.1.13 Монтаж системы управления силовой установкой на самолете

1 - тяга створки маслорадиатора; 2 - качалка управления створкой маслорадиатора; 3 - рукоятка управления створкой маслорадиатора; 4 - сектор ВИШ; 5 - сектор газа; 6 - рукоятка управления жалюзи капота; 7 - рукоятка стопора; 8 - рукоятка управления подогревом карбюратора; 9 - кронштейн; 10 - рукоятка управления пожарным краном; 11 - рычаг управления пожарным краном; 12 - рычаг управления подогревом карбюратора; 13 - рычаг управления дроссельной заслонкой; 14 - рычаг управления жалюзи; 15 - рычаг управления регулятором оборотов.

Система охлаждения двигателя - совокупность каналов, дефлекторов, управляемых створок жалюзи, позволяющих направить поток воздуха, поступающего через воздухозаборник в лобовой части капота, на цилиндры.

Нормальная температура головок цилиндров двигателя регулируется положением жалюзи, управление которыми осуществляется рычагом управления ЖАЛЮЗИ. Перед запуском двигателя жалюзи полностью закрываются, а после запуска при достижении температуры головок цилиндров 140-180 °С жалюзи устанавливаются в требуемое положение.

Поддержание нормальной температуры масла в двигателе обеспечивается изменением положения створки маслорадиатора, управление которой осуществляется рычагом управления "МАСЛОРАДИАТОР". Перед запуском двигателя створка закрывается перемещением рычага управления до упора на себя, а после запуска, при достижении температуры масла 60-65 °С створка открывается перемещением рычага до упора от себя. В полете створка должна находиться в положении, обеспечивающем нормальную температуру масла.

8.1.6 ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ РАБОТЫ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Контроль работы силовой установки осуществляется визуально по приборам и светосигнализатору, установленным на приборной доске. В группу приборов контроля входят:

- дистанционный тахометр ИТЭ-1ТБ;
- мановакуумметр МВ-16К;
- трехстрелочный моторный индикатор ЭМИ-3К;
- универсальный электрический термометр ТУЭ-48К;
- термометр 2А3-1;
- сигнализатор стружки в масле.

К приборам, обеспечивающим работу силовой установки (и других самолетных систем) относится также сдвоенный манометр воздуха 2М-80.

Авиационный электрический дистанционный магнитоиндукционный тахометр ИТЭ-1ТБ предназначен для непрерывного дистанционного измерения угловой скорости вращения вала авиационного двигателя, выраженной в процентах от его максимальных оборотов. В комплект тахометра входят измеритель ИТЭ-1ТБ и датчик тахометра ДТЭ-1. Измеритель установлен в кабине на приборной доске и служит для визуального контроля числа оборотов двигателя. Датчик установлен на двигателе. Между собой датчик и измеритель соединяются электрожгутом. Датчик ДТЭ-1 представляет собой трехфазный генератор переменного тока с возбуждением от четырехполюсного магнита на роторе. Вращение от приводного вала двигателя на ротор датчика передается при помощи хвостовика. Датчик тахометра устанавливается на задней крышке двигателя слева и крепится при помощи накидной гайки.

Измеритель ИТЭ-1ТБ смонтирован в герметичном корпусе, он имеет шкалу, оцифрованную в процентах от максимальных оборотов двигателя.

Измерение скорости вращения электрическим тахометром основано на принципе электрической дистанционной передачи вращения вала двигателя валу магнитоиндукционного измерительного узла измерителя. Электродвижущая сила, вырабатываемая датчиком с частотой пропорциональной скорости вращения авиадвигателя, питает синхронный двигатель в измерителе, ротор которого вращает магнитный узел. Этот узел поворачивает чувствительный элемент, соединенный со стрелкой измерителя.

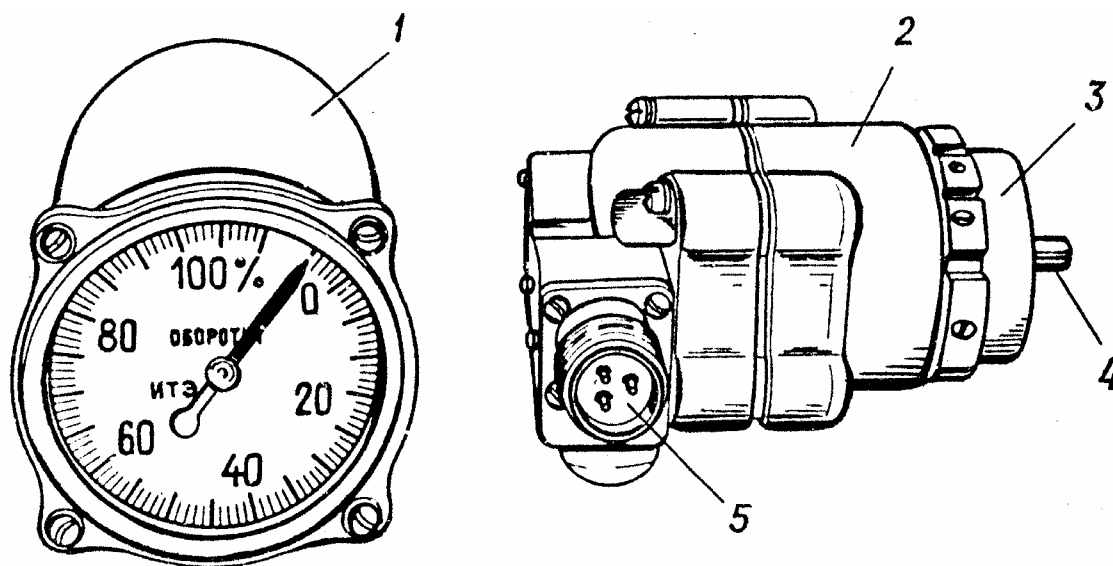


Рис. 8.1.14 Магнитоиндукционный тахометр ИТЭ-1ТБ

1 - измеритель тахометра ИТЭ-1ТБ; 2 - датчик тахометра ДТЭ-1;
3 - накидная гайка крепления датчика; 4 - хвостовик вала;
5 - штепсельный разъем.

Мановакуумметр МВ-16К предназначен для измерения абсолютного давления топливно-воздушной смеси во всасывающем патрубке двигателя.

Мановакуумметр является анероидно-мембранным прибором, принцип действия которого основан на зависимости упругой деформации мембран анероидной коробки от изменения абсолютного давления. Деформации анероидной коробки механически передаются на стрелочную индикаторную часть с равномерной круговой шкалой.

Мановакуумметр установлен на панели доски приборов, давление наддува от двигателя подается по шлангу к штуцеру на задней стенке прибора.

Мановакуумметр состоит из корпуса, внутри которого помещается чувствительный элемент - анероидная коробка. Корпус соединяется через штуцер со всасывающим патрубком двигателя. Если двигатель не работает, мановакуумметр показывает атмосферное давление на месте стоянки самолета. При запуске двигателя с увеличением частоты вращения вала увеличивается и давление наддува (p_k), которое передается по трубопроводу в корпус прибора. Под действием его анероидная коробка сжимается. Движение анероидной коробки передается через передаточный механизм на стрелку, которая по шкале указывает давление наддува. Шкала прибора имеет, градуировку от 300 до 1600 мм рт. ст. Оцифровка через 200 мм рт. ст. Цена деления 20 мм рт. ст.

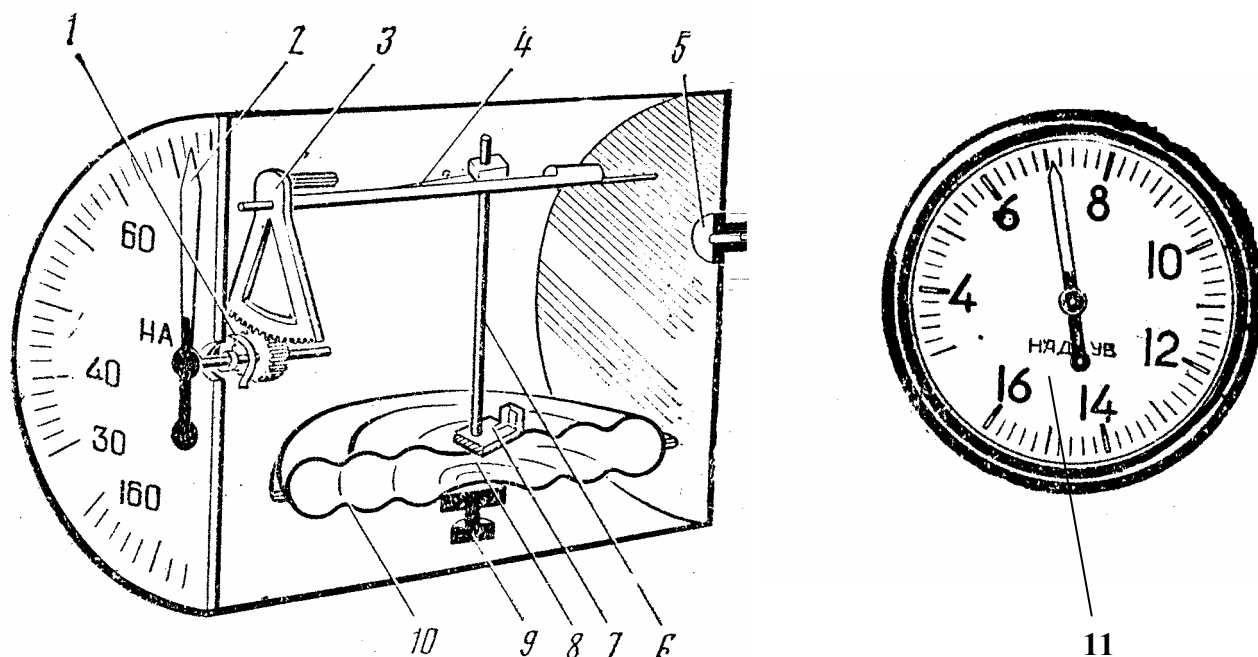


Рис. 8.1.15 мановакуумметр МВ-16У

- 1 - волосок; 2 - стрелка; 3 - сектор; 4 - биметаллическая пластинка;
5 - штуцер; 6 - тяга; 7 - биметаллический валик; 8 - верхний центр;
9 - нижний центр; 10 - анероидная коробка 11- шкала мановакуумметра.

При изменении температуры окружающего воздуха меняется упругость материала анероидной коробки. При низких температурах прибор показывает меньшее давление, а при высоких - большее, чем действительное давление наддува. Для устранения этой ошибки в приборе применяются биметаллические компенсаторы. При температуре 15°C допустимые погрешности мановакуумметра составляют ± 20 мм рт. ст.

Трехстрелочный моторный индикатор ЭМИ-ЗК служит для дистанционного измерения параметров работы двигателя, он представляет собой комбинированный электроизмерительный прибор. В комплект прибора входят указатель УКЗ-1К, приемник давления топлива П-1Б, приемник давления масла ПМ-15Б и приемник температуры масла П-1.

Указатель УКЗ-1К установлен на панели приборной доски и служит для визуального контроля давления масла и топлива, а также температуры масла. Указатель представляет собой прибор, на лицевой панели которого имеются три шкалы измерения параметров.

Приемник давления топлива П-1Б предназначен для выдачи электрического сигнала, пропорционального давлению топлива, который поступает на указатель УКЗ-1К. При изменении давления топлива пропорционально изменяется выходной сигнал датчика П-1Б.

Приемник давления масла ПМ-15Б выдает электрический сигнал, пропорциональный давлению масла, он поступает на указатель УКЗ-1К.

Датчик температуры масла П-1 измеряет электрическое сопротивление чувствительного элемента в зависимости от температуры среды. Каждому значению измеряемой температуры соответствует значение электрического сопротивления.

Диапазон измерения ЭМИ-ЗК:

давления топлива, кгс/см ²	0 - 1
давления масла, кгс/см ² .	0 - 15
температура масла, градус С	0-150
напряжение питания, В	27 ±2,7

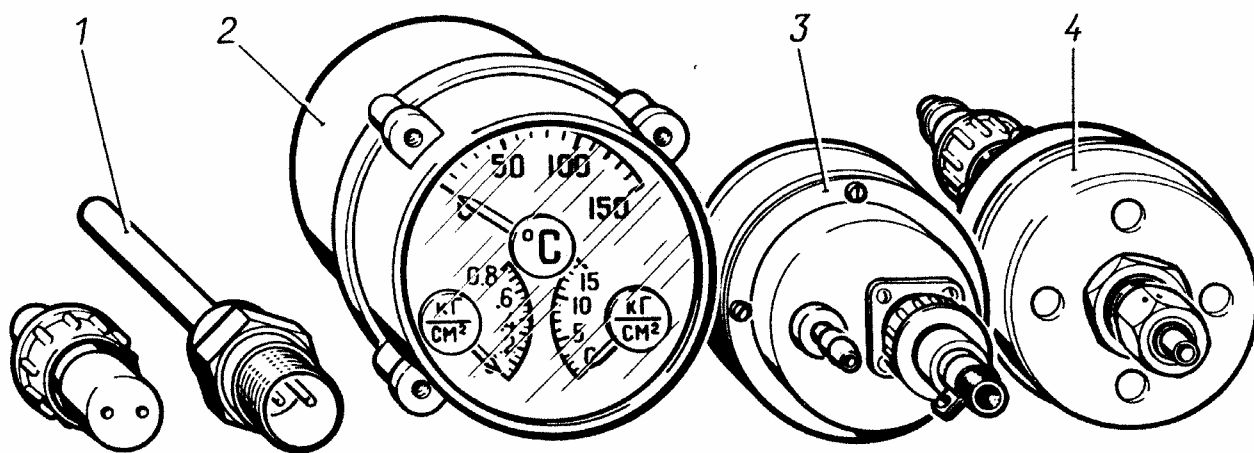


Рис. 8.1.16 Трехстрелочный моторный индикатор ЭМИ-ЗК

1 - приемник температуры масла П-1; 2 - указатель УКЗ-1К; 3 - приемник давления масла ПМ-15Б; 4 - приемник давления топлива П-1Б.

Включается прибор автоматом защиты «Приб.двиг. и УП», на электрощитке. Нужно иметь в виду, что если при запущенном двигателе показания манометра давления масла отсутствуют в течение 20 с, двигатель необходимо выключить и выяснить причину отсутствия давления. При включении питания прибора стрелки должны установиться на электрический нуль, а у термометра масла показать его температуру.

Термоэлектрический термометр ТЦТ-13 применяется для дистанционного измерения температуры головок цилиндров двигателя.

В комплект термометра входят измеритель ТЦТ-1 и термopара Т-3. Измеритель ТЦТ-1 установлен на центральной панели приборной доски и служит для визуального контроля температуры головок цилиндров. Термopара Т-3 установлена под свечу головки четвертого цилиндра двигателя. Между собой измеритель и термopара соединяются двумя проводами.

Принцип действия термометра основан на явлении возникновения термоэлектродвижущей силы в спаяе двух различных металлов при нагреве места спая. При нагреве термопары Т-3 по электрической проводке ток поступает на измеритель ТЦТ-1.

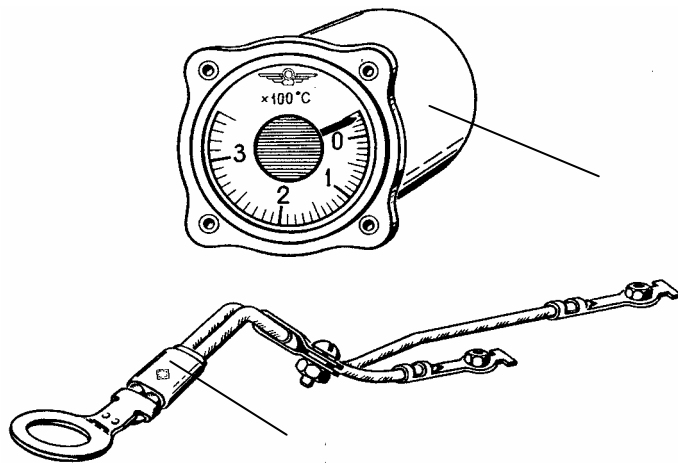


Рис 8.1.17 Термоэлектрический термометр ТЦТ-13

1 - измеритель и указатель ТЦТ-1; 2 - термопара Т-3.

Универсальный электрический термометр 2А3-1 предназначен для дистанционного измерения температуры воздуха на входе в карбюратор.

В комплект термометра входят датчик 399W и указатель 2А3-1. Между собой приемник и указатель соединяются электрожгутом.

Датчик температуры 399W установлен на воздухозаборнике карбюратора. Принцип действия приемника основан на изменении электрического сопротивления чувствительного элемента в зависимости от температуры воздуха. Каждому значению измеряемой температуры соответствует определенное значение электрического сопротивления.



Рис. 8.1.18. Электрический термометр 2А3-1.

Указатель 2А3-1 представляет собой электроизмерительный прибор и служит для визуального контроля температуры воздуха на входе в карбюратор. Прибор установлен на панели приборной доски.

Сигнализатором появления стружки в масле является красное светосигнальное табло "СТРУЖКА В ДВИГАТ.", расположенное на приборной доске. Минусовая цепь сигнального табло включена через контакты фильтра-сигнализатора раннего обнаружения стружки в маслосистеме двигателя. При появлении стружки срабатывает фильтр-сигнализатор и замыкает цепь сигнального табло.

Сдвоенный манометр сжатого воздуха 2М-80 служит для измерения давления в основной и аварийной воздушных системах. Принцип работы манометра основан на функциональной зависимости между измеряемым давлением и упругими деформациями чувствительного элемента - трубчатой пружины. Манометр состоит из корпуса, в котором размещены два одинаковых прибора. Каждый состоит из трубчатой пружины, один конец которой соединяется со штуцером, а второй запаян и соединен через передаточный механизм со стрелкой.

Сжатый воздух через штуцер поступает внутрь пружины. Под действием этого давления пружина разжимается, ее свободный конец перемещается и передает свое движение на стрелку. Чем больше измеряемое давление, тем больше перемещается незакрепленный конец пружины и на больший угол повернется стрелка.

Шкала прибора имеет градуировку от 0 до 80 кг/см². Цена деления 5 кг/см².

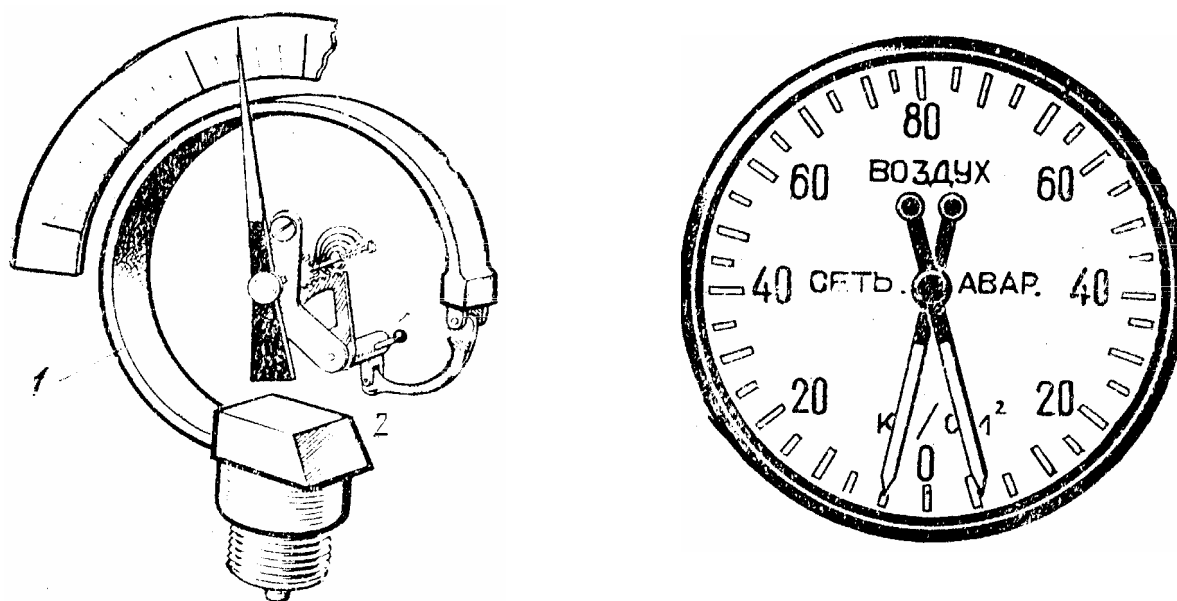


Рис. 8.1.19 Манометра воздуха 2М-80

1 - манометрическая трубчатая пружина; 2 - передаточный механизм.

8.2 ВОЗДУШНАЯ СИСТЕМА

Воздушная система самолета обеспечивает запуск двигателя, выпуск и уборку шасси и посадочного щитка, а также торможение колес.

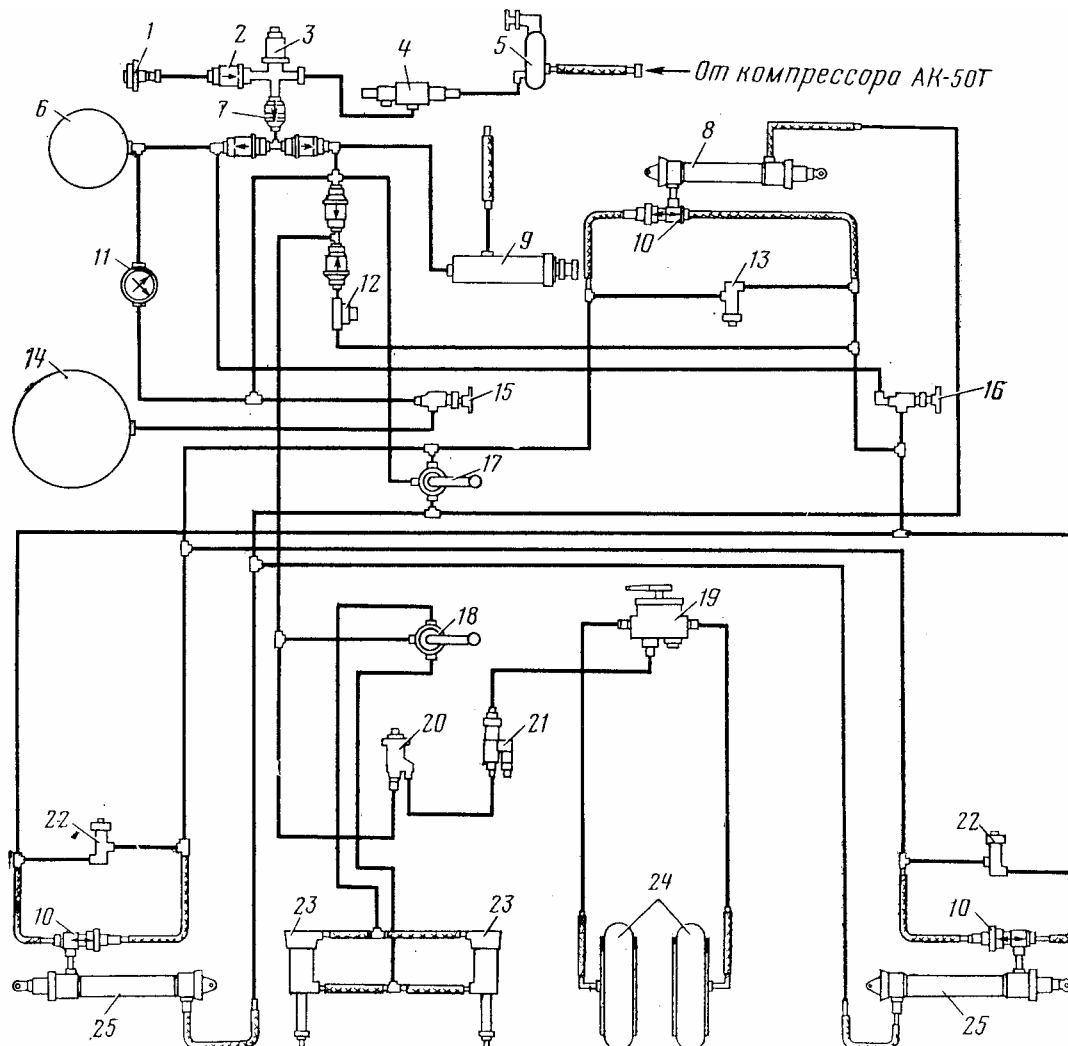


Рис 8.2.1 Схема воздушной системы

1 - зарядный штуцер 642800; 2 - обратный клапан; 3 - предохранительный клапан; 4 - автомат давления АД-50; 5 - фильтр-отстойник ФТ; 6 - баллон аварийной системы; 7 - фильтр 723900; 8 - цилиндр-подъемник передней ноги шасси; 9 - клапан запуска; 10 - аварийный клапан; 11 - манометр 2М-80; 12 - стравливающий клапан 562300; 13 - цилиндр открытия замка передней ноги шасси; 14 - баллон основной системы; 15 - кран сети; 16 - кран аварийного выпуска шасси; 17 - кран выпуска и уборки шасси от основной системы; 18 - кран выпуска и уборки посадочного щитка от основной системы; 19 - дифференциал ПУ-8; 20 - редукционный клапан ПУ-7; 21 - электроклапан экстренного растормаживания УП53/1М; 22 - цилиндр открытия замка главной ноги шасси; 23 - цилиндры выпуска-уборки посадочного щитка; 24 - тормозное колесо; 25 - цилиндр-подъемник главной опоры шасси.

Воздушная система разделена на две автономные системы: основную и аварийную. Подключение аварийной системы к основной и потребителям выполнено с помощью обратных и аварийных клапанов. Произведено отделение аварийной воздушной системы от основной для предотвращения перетекания воздуха из основной системы в аварийную и далее в атмосферу в случае потери герметичности аварийной системы.

Аварийная система может выполнять функции основной системы в случае выхода ее из строя: выпуск шасси, выпуск и уборку посадочного щитка, торможение колес. Аварийный выпуск шасси производится аварийной системой, подключаемой к цилиндрам-подъемникам опор шасси через аварийные клапаны, отключающие основную систему при подаче давления воздуха из аварийного баллона. Выпуск и уборка посадочного щитка и торможение может производиться давлением воздуха, поступающего из аварийного воздушного баллона по магистралям основной воздушной системы.

Запас сжатого воздуха воздушной системы размещается в двух шаровых баллонах: в баллоне основной системы емкостью 11 л и баллоне аварийной системы емкостью 3 л. Рабочее давление в системе составляет 50 ± 5 кгс/см². Контроль давления осуществляется по двухстрелочному манометру 2М-80, установленному на приборной доске в кабине экипажа.

Подвод воздуха к выходному штуцеру регулятора давления увеличивает время работы компрессора АК-50Т в режиме холостого хода. При уменьшении давления в системе ниже 40 кг/см² срабатывает автомат давления и включает в работу компрессор и в системе вновь повышается давление до 50 ± 4 кг/см².

При зарядке системы давление воздуха от аэродромного источника питания понижается до давления 50 ± 5 кг/см² редуктором зарядного приспособления и через зарядный штуцер, пройдя фильтр, заряжает аварийный баллон, а также через открытый кран сети поступает в баллон основной системы. При работе двигателя баллон основной системы подзаряжается воздухом от компрессора АК-50Т, установленного на двигателе.

От компрессора сжатый воздух проходит через фильтр-отстойник и автомат давления АД-50 к редукционному клапану; от редукционного клапана к баллону воздух поступает по тем же трубопроводам, что и при зарядке через бортовой штуцер. Для охлаждения компрессора АК-50Т на двигателе установлены патрубки обдува с забором воздуха перед жалюзи.

8.3 СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

Управление самолетом двойное, может осуществляться правым и левым пилотами; состоит из управления элеронами, рулем направления, рулем высоты, триммером РВ, посадочным щитком тормозами колес главных опор шасси.

Для обеспечения продольного, поперечного и путевого управления на самолете имеются две независимые системы - ручное и ножное управление. Обе системы спаренные - для каждого пилота в кабине самолета имеются педали ножного управления и штурвальная установка.

Движением штурвала на себя и от себя пилот, отклоняя руль высоты, осуществляет продольное управление самолетом. Отклонением штурвала влево или вправо пилот отклоняет элероны, осуществляя управление самолетом по крену. Для отклонения руля направления пилот отклоняет педали.

Связь педалей и штурвальных колонок с рулями и элеронами осуществляется посредством жесткой и тросовой проводок управления, причем система управления элеронами выполнена целиком на жестких тягах, а системы управления рулем направления и рулем высоты смешанной конструкции - сочетание тяг и тросов.

Управление триммером РВ механическое и осуществляется рукояткой, установленной в кабине на левом борту. рукоятка соединена тросовой проводкой с барабаном и через червячный механизм с рычагами триммера.

Управление посадочным щитком осуществляется краном, направляющим сжатый воздух из воздушной системы в полости уборки и выпуска двух воздушных цилиндров.

Система торможения колес обеспечивает раздельное и одновременное торможение колес главных ног шасси левым или правым пилотом, экстренное растормаживание колес правым пилотом при управлении тормозами от левого пилота, стояночное торможение, осуществляемое с помощью кнопки на левом штурвале. Управление тормозами колес главных ног шасси осуществляется левым и правым пилотами при помощи тормозных рычагов, установленных на штурвалах управления самолетом, и педалей управления рулем поворота.

В целях предупреждения при стоянках самолета поломок элементов систем управления предусмотрено стопорение рулей и элеронов в нейтральном положении с помощью струбцин.

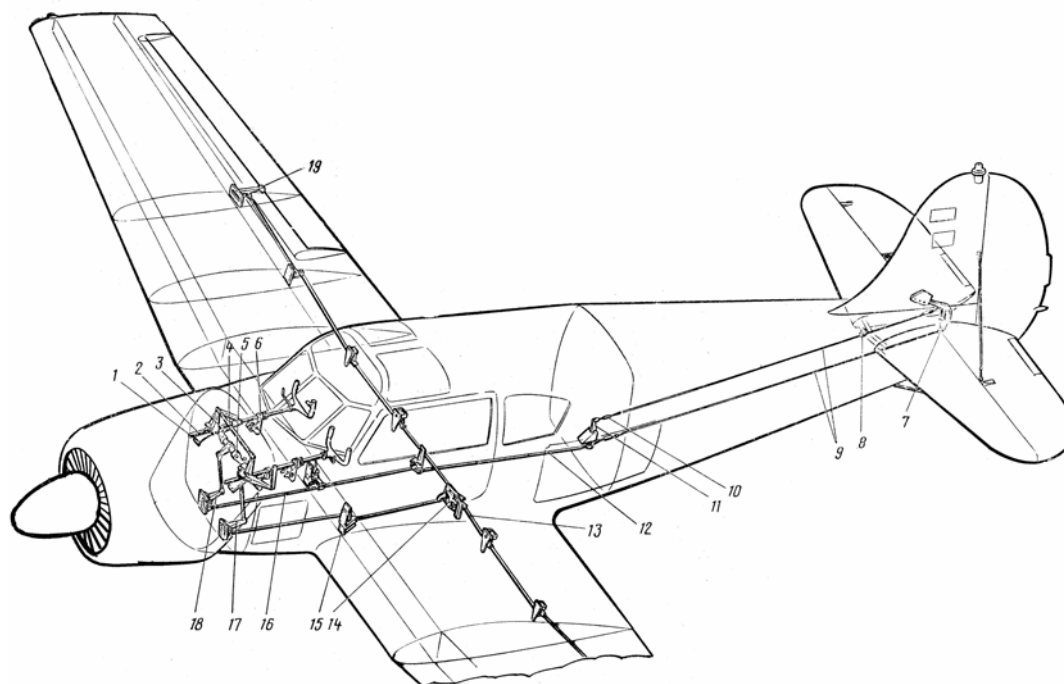


Рис. 8.3.1 Проводка управления элеронами и рулем высоты

1 – кронштейн крепления качалки управления элеронами;
 2 – штурвальная колонка; 3 – регулируемое звено; 4 – жесткая регулируемая тяга;
 5 – поперечный вал; 6 – задняя опора колонки; 7 – рычаг управления Р.В.;
 8 – направляющий ролик; 9 – тросовая проводка; 10 – тандер; 11 – качалка; 12 – тяга управления Р.В.; 13 – тяги управления элеронами; 14 – шлиц-шарнир; 15 – передняя опора колонки; 16 – тяга; 17 – качалка управления элеронами; 18 – качалка управления Р.В. 19 – концевая качалка проводки управления элеронами.

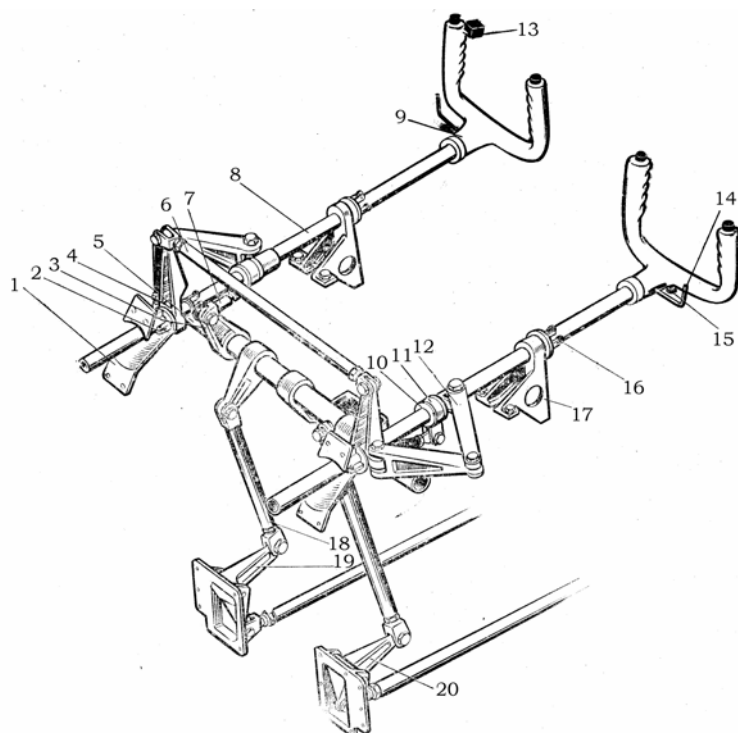


Рис. 8.3.2 Штурвальная установка

1 - передний опорный кронштейн;
 2 - передняя роликовая опора колонки; 3 - промежуточная роликовая опора колонки; 4 - качалка проводки управления элеронами;
 5 - поперечный синхронизирующий вал; 6 - синхронизирующая тяга; 7 - регулируемое звено; 8 - стальная труба стальной колонки; 9 - штурвал;
 10 - корпус; 11 - вилка; 12 - шлиц-шарнир; 13 - кнопка "Экстренное растормаживание"; 14 - рычаг управления тормозами колес;
 15 - пружинное устройство "Стояночное торможение"; 16 - задняя роликовая опора; 17 - задний опорный кронштейн; 18 - тяга; 19 - качалка проводки управления рулем высоты; 20 - качалка проводки управления элеронами.

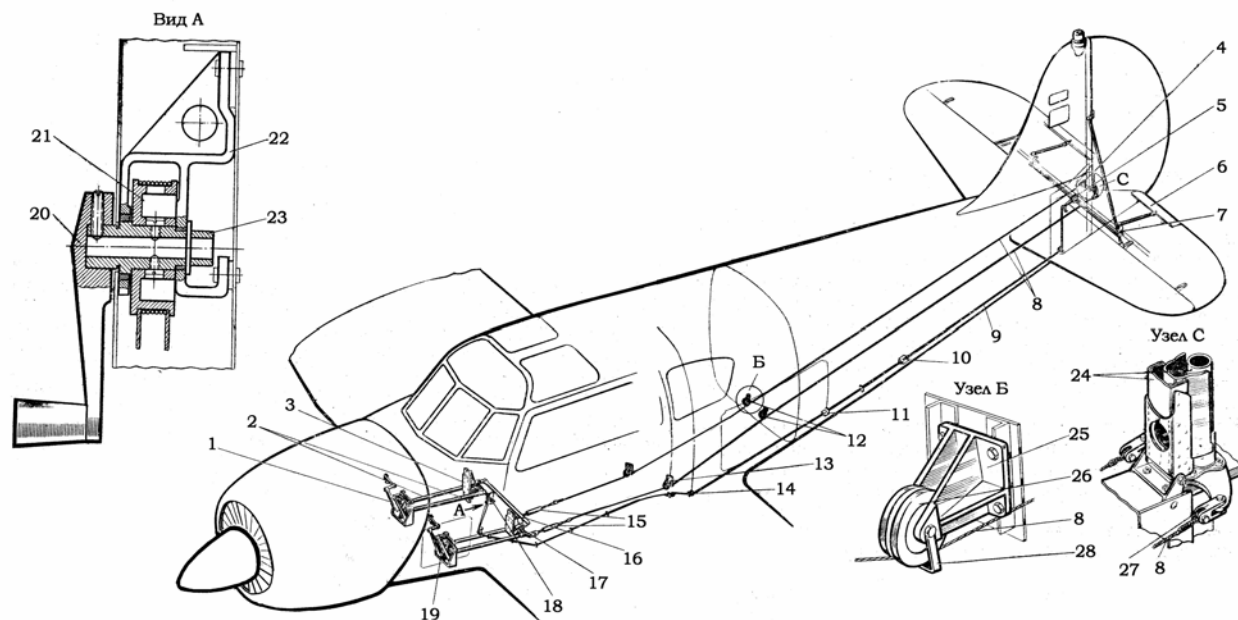


Рис 8.3.3 Проводка управления рулем направления.

1 - правый командный пост ножного управления; 2 - регулируемые тяги; 3 - правая трехплечая качалка на переднем лонжероне; 4 - рычаг управления рулем направления; 5 - первичный механизм системы управления триммером; 6 - триммер руля высоты; 7 - качалка поводки управления триммером; 8 - трос проводки управления РН; 9 - тросы проводки управления триммером; 10 - тандеры; 11 - концевой выключатель сигнализации нейтрального положения триммера; 12 - роликовый узел на шп. № 12; 13 - роликовый узел на шп. № 8; 14 - направляющие ролики проводки управления триммером; 15 - тандеры; 16 - соединительная тяга проводки управления РН; 17 - левая качалка управления триммером; 18 - место установки штурвала триммера; 19 - педали; 20 - рычаг управления триммером; 21 - барабан; 22 - кронштейн; 23 - ось; 24 - лонжерон руля направления; 25 - кронштейн ролика; 26 - ролик; 27 - кардан; 28 - ограничитель троса.

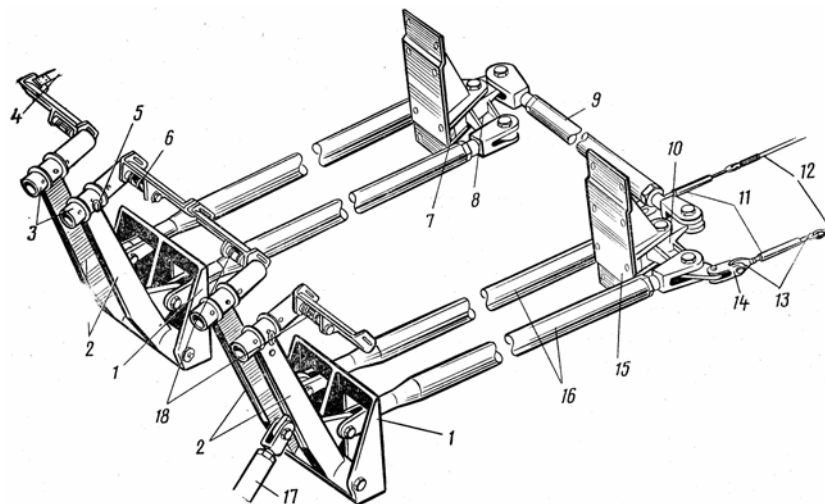


Рис. 8.3.4 Управление рулем направления и установки качалок проводки на переднем лонжероне

1 - кронштейн; 2 - рычаг; 3 - ось; 4 - ремень; 5 - шпилька; 6 - пружина; 7 - упор; 8 - правая трехплечая качалка; 9 - соединительная тяга; 10 - левая трехплечая качалка; 11 - муфта тандера; 12 - трос; 13 - ушко тандера; 14 - кардан; 15 - кронштейн крепления качалки на переднем лонжероне; 16 - регулируемые тяги проводки управления Р.Н.; 17 - тяга управления дифференциалом ПУ-8; 18 - подножка

Управление выпуском и уборкой посадочного щитка пневматическое и осуществляется рукояткой, расположенной на среднем пульте кабины. В состав системы управления посадочным щитком входят пневматический кран 625300М с рукояткой управления и два воздушных цилиндра-подъемника. Угол отклонения щитка составляет 50°.

Для выпуска или уборки посадочного щитка необходимо рукоятку управления перевести в требуемое положение. Сжатый воздух от баллона основной пневмосистемы через кран 625300М поступит в полости выпуска или уборки цилиндров-подъемников посадочного щитка (в зависимости от положения рукоятки управления), при этом противоположная полость каждого цилиндра соединяется с атмосферой (через кран управления). В убранном положении щиток дополнительно удерживается двумя шнуровыми резиновыми амортизаторами. При необходимости уборку и выпуск тормозного щитка можно производить от аварийной пневмосистемы.

Управление тормозами колес шасси осуществляется левым и правым пилотами при помощи тормозных гашеток, установленных на штурвалах управления самолетом и на педалях управления.

Тормозные рычаги связаны тросовыми тягами с нажимным рычагом на кронштейне редукционного клапана ПУ-7 воздушной системы. При нажатии на тормозной рычаг нажимное коромысло редукционного клапана перемещает толкатель клапана, который через редукционную пружину закрывает клапаны

выпуска и открывает клапаны впуска воздуха, редуцируя его до давления, необходимого для торможения колес.

Степень редуцирования воздуха зависит от степени нажатия на тормозной рычаг и от хода рычага редукционного клапана, имеющего ограничительный винт. Наибольшее рабочее давление для торможения колес равно $8 + 1 \text{ кгс/см}^2$.

Из клапана ПУ-7 сжатый воздух поступает в дифференциал ПУ-8, нажимной рычаг которого жесткой тягой соединен с кронштейном на левом рычаге педалей левого пилота. При нажатии на тормозной рычаг торможение колес с одинаковыми тормозными моментами осуществляется только при нейтральном положении педалей или при их отклонении меньше чем наполовину полного хода. Раздельное торможение колес или торможение колес с различными тормозными моментами осуществляется отклонением педалей более чем наполовину полного хода.

Разворот самолета происходит в сторону педали, отклоненной вперед. При заторможенных колесах правый пилот (инструктор) может произвести их растормаживание, нажав на правом рычаге штурвала кнопку управления электроклапаном экстренного растормаживания УП53/1М (установлен в воздушной системе перед дифференциалом ПУ-8).

В случае необходимости торможение колес можно производить от аварийной воздушной системы.

На самолете Як-18Т стояночное торможение осуществляется с помощью пружинного устройства. Механизм состоит из упора и пружины, закрепленных на специальной втулке, приваренной к каркасу штурвала. В нерабочем положении упор отжат вниз пружиной и тормозной рычаг может свободно перемещаться в прорези каркаса левого штурвала. Для осуществления стояночного торможения после нажатия на тормозной рычаг необходимо снизу нажать на упор и, преодолев усилие пружины, вдвинуть стержень упора в прорезь каркаса штурвала. Стержень упора препятствует освобожденному тормозному рычагу вернуться в исходное положение. Конусная гайка, войдя в соприкосновение с тормозным рычагом, не даст возможности пружине отжать упор вниз. Стояночное торможение эффективно в течение 48 ч.

8.4 ШАССИ

Шасси самолета с жидкостно-газовой амортизацией выполнено по трехколесной схеме, убирается в полете и состоит из передней и двух главных опор.

Передняя опора шасси установлена в носовой части фюзеляжа и убирается в полете в фюзеляж назад по потоку. В убранном положении опора удерживается механическим замком, в выпущенном — шариковым замком цилиндра-подъемника и складывающимся подкосом. Колесо передней опоры шасси нетормозное, свободно ориентирующееся и может разворачиваться влево и вправо от нейтрального положения на угол $\pm 52^\circ + 3^\circ$.

Главные опоры шасси установлены в центроплане и убираются к оси самолета вдоль размаха крыла. В убранном положении каждая главная опора удерживается механическим замком, в выпущенном — шариковым замком цилиндра-подъемника и складывающимся подкосом. Колеса главных опор шасси—тормозные. В убранном положении ниши шасси частично закрываются щитками.

Уборка и выпуск шасси, а также торможение колес производятся от основной и аварийной воздушных систем самолета. Управление положением шасси производится рукояткой крана шасси, расположенной на нижнем левом пульте приборной доски.

Аварийный выпуск шасси производится поворотом крана аварийной системы против часовой стрелки. При этом кран управления уборкой и выпуском шасси должен находиться в нейтральном положении, а после выпуска шасси переведен в положение "Выпущено". Для контроля за положением шасси на самолете установлена световая и механическая сигнализация.

Уборка и выпуск шасси для исключения резких ударов производятся с противодавлением, т. е. при уборке рукоятка крана шасси ставится сначала в положение "ВЫП.", а затем, минуя положение "НЕЙТР.", в положение "УБР."; при выпуске - сначала в положение "УБР"., а затем - в положение "ВЫП".

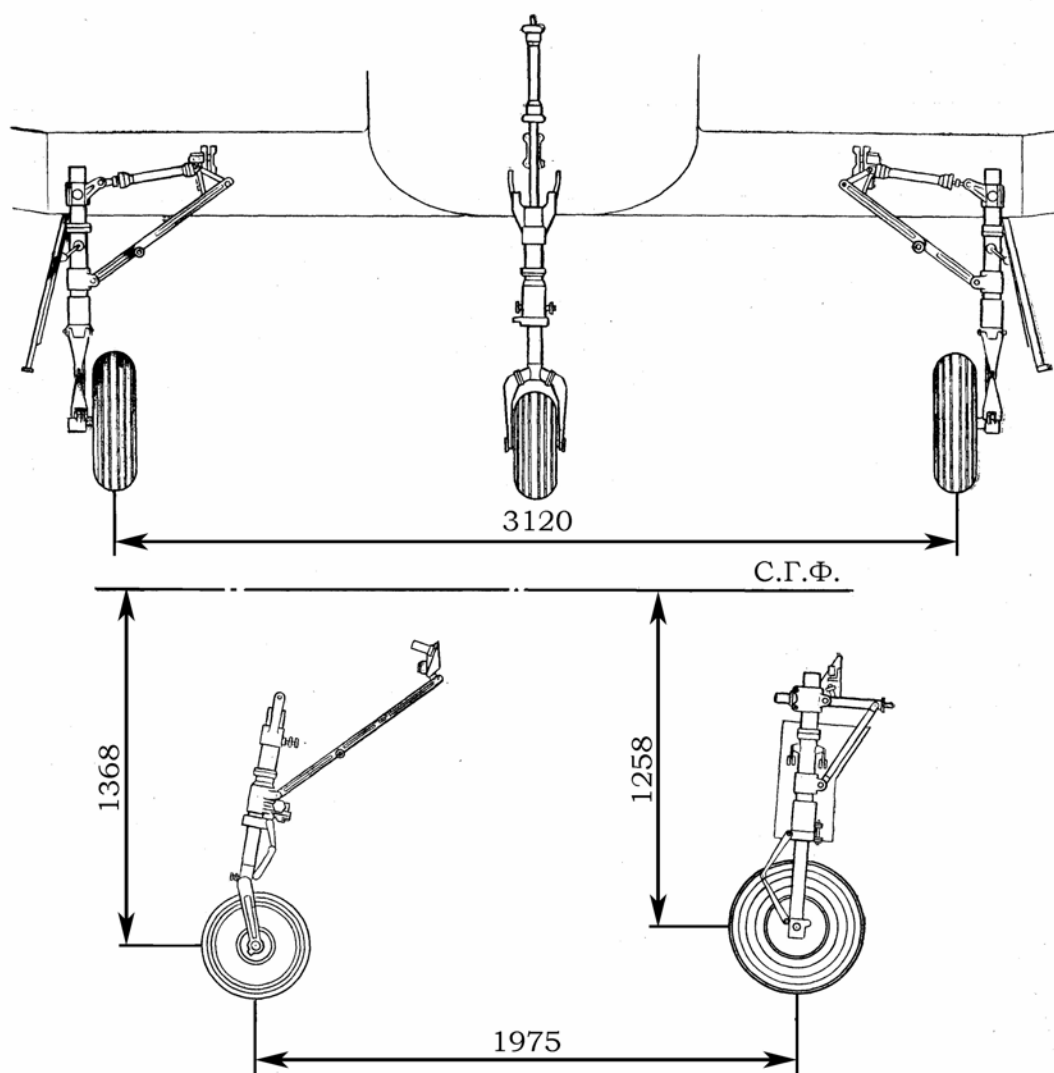


Рис 8.4.1 Схема шасси

8.5 СИСТЕМА ОТОПЛЕНИЯ И ВЕНТИЛЯЦИИ КАБИНЫ

8.5.1 СИСТЕМА ОТОПЛЕНИЯ

На самолете установлена воздушная система отопления кабины экипажа. Кроме того, теплый воздух обогревает переднее лобовое стекло фонаря, что предохраняет стекло от обледенения и запотевания.

Система обогрева состоит из двух теплообменников с патрубками и заслонками, расположенных на выхлопном коллекторе двигателя, гибких рукавов, трубопроводов и двух рукояток с тягами управления заслонками.

Теплообменник является секцией выхлопного коллектора и представляет собой кольцевую полость, образованную выхлопной трубой цилиндра и кожухом, приваренным к выхлопной трубе. К нижнему окну теплообменника приваривается патрубок, к которому подводится холодный воздух. К верхнему окну теплообменника крепится патрубок с заслонкой, к которому подсоединяется гибкий рукав отвода горячего воздуха в кабину самолета. В нижней части патрубка выполнено окно, через которое горячий воздух выбрасывается в атмосферу при выключенном обогреве. Трубопроводы системы отопления, размещенные в кабине, имеют теплоизоляцию и облицованы водонепроницаемой тканью.

Рукоятки управления заслонками расположены на пульте летчика и имеют два рабочих положения:

- «включено» - рукоятка полностью «на себя»;
- «выключено» - рукоятка полностью «от себя».

Рукоятки полужесткими тягами (трос и медная направляющая труба) соединяется с заслонками патрубков теплообменников. От воздухозаборника, расположенного на входе в капот двигателя, воздух под действием скоростного напора поступает в полость теплообменника, где омывая внешнюю стенку выхлопной трубы двигателя, нагревается и поступает в патрубок с заслонкой.

При положении рукоятки «обогрев выключен» горячий воздух через окно патрубка выбрасывается в атмосферу. При положении рукоятки «обогрев включен» заслонка перекрывает окно патрубка и горячий воздух от левого обогревателя поступает в кабину экипажа в ноги летчика и на обдув лобового стекла. От правого теплообменника воздух поступает в пассажирский салон.

В распределителе выполнена профилированная щель на длину стекла, что обеспечивает равномерное распределение горячего воздуха по внутренней поверхности стекла.

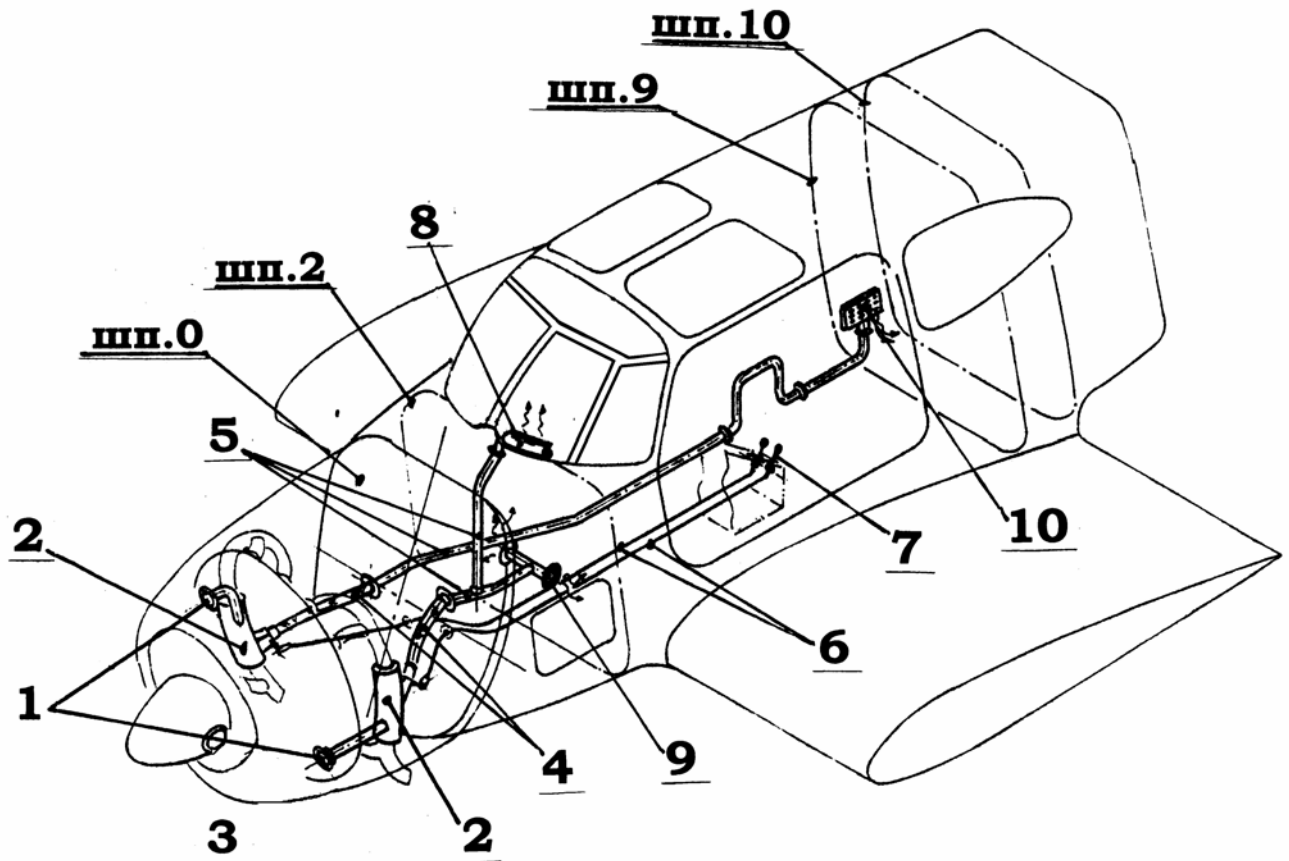


Рис 8.5.1 Система обогрева кабины

1 - воздухозаборник; 2 - отопитель кабины с заслонкой; 3 - выхлопной коллектор; 4 - гибкий рукав; 5 - трубопроводы обогрева; 6 - тяга управления заслонкой; 7 - рычаги управления заслонками на среднем пульте летчика; 8 - распределитель; 9 - патрубок подачи теплого воздуха к ногам летчика; 10 - патрубок подачи теплого воздуха в салон.

8.5.2 СИСТЕМА ВЕНТИЛЯЦИИ

Система вентиляции обеспечивает наддув кабины экипажа свежим воздухом под действием скоростного напора. Состоит из подвижного воздухозаборника, на внешней стороне среднего переплета каркаса фонаря и двух вентиляторов на левом и правом бортах фюзеляжа.

Управление верхним воздухозаборником производится ручкой с надписью «вентиляция», размещенной вверху кабины на среднем переплете каркаса фонаря. Для включения вентиляции необходимо ручку вращать «влево» по стрелке, при этом воздухозаборник открывается и воздух под действием скоростного напора поступает в кабину экипажа. Количество поступающего свежего воздуха в кабину зависит от степени открытия воздухозаборника. Для выключения вентиляции ручку вращать «вправо» против направления стрелки, при этом воздухозаборник плотно прилегает к поверхности переплета и доступ свежего воздуха в кабину экипажа прекращается.

По правому и левому борту фюзеляжа (по шпангоуту 2) устанавливаются вентиляторы, обеспечивающие дополнительную вентиляцию кабины экипажа в полете. Вентилятор дает возможность производить регулировку количества и направления воздуха поступающего в кабину экипажа.

На корпус устанавливается крышка, изготовленная из полиэтилена, и удерживается с помощью кольцевого буртика, выполненного на корпусе. В крышке выполнены ребра, под углом 45°, которые обеспечивают изменение направления потока воздуха в кабине при включенном вентиляторе.

Крышка вращается на корпусе от руки, что дает возможность регулировать направления поступающего воздушного потока. Включение вентилятора и регулировка подачи воздуха в кабину экипажа производится с помощью ручки, находящейся на корпусе вентилятора.

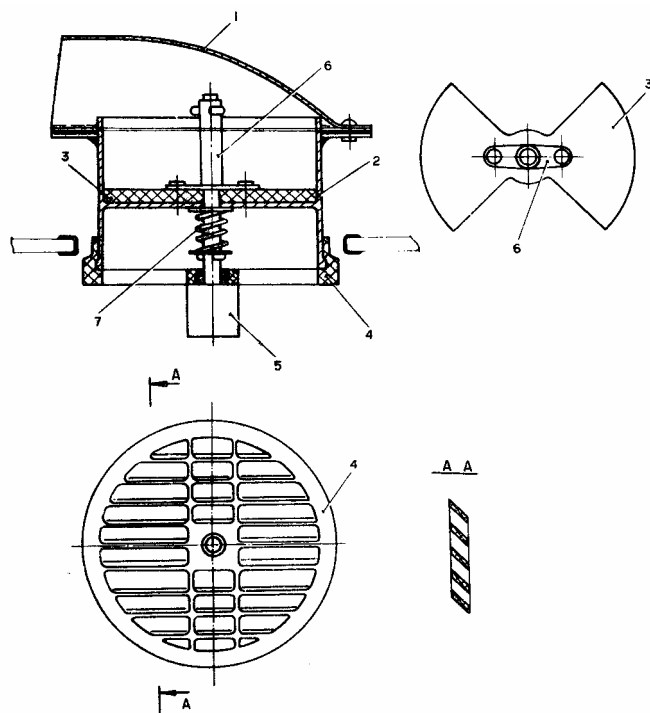


Рис. 8.5.2 Вентилятор

- 1 - заборник воздуха;
- 2 - корпус;
- 3 - заслонка;
- 4 - крышка корпуса;
- 5 - ручка управления заслонкой;
- 6 - муфта заслонки;
- 7 - пружина.

8.6 ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ

Самолет Як-18Т оборудован системой электроснабжения постоянного тока напряжением 28В. Источниками системы являются генератор постоянного тока ГСР-3000М и аккумуляторная батарея 12АСАМ-28.

Электрическая сеть постоянного тока выполнена по однопроводной схеме с подсоединением на корпус самолета минусовых проводов от источников и потребителей электроэнергии. Передача электроэнергии от источников питания к потребителям производится через шину электропитания.

Потребители имеют индивидуальную защиту, в качестве которой применены автоматы защиты сети АЗРГК или предохранители ИП, ПМ. Все автоматы защиты сети, одновременно выполняющие функции выключателей, установлены на приборной доске кабины. Остальная коммутационная аппаратура установлена в щитке питания и щитке реле.

Для питания потребителей напряжением 28 В во время запуска двигателя, проверки и отладки на земле в аэродромных условиях на самолете установлен разъем аэродромного питания ШРАП-500К. Работа системы электроснабжения контролируется с помощью вольтамперметра ВА-3, установленного на приборной доске.

8.6.1 ОСНОВНЫЕ АГРЕГАТЫ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ

Генератор ГСР-3000М 4 сер предназначен для питания бортсети постоянным током, устанавливается на двигателе. Генератор работает в комплекте со следующей аппаратурой:

регулятором напряжения (угольным) Р-27
комплексным аппаратом ДМР-200Д
стабилизирующим трансформатором.....ТС-9М-2
автоматом защиты сети от перенапряженияАЗП-А2

Основные технические данные генератора.

Номинальное напряжение , В28,5
Номинальная мощность, Вт 3000
Номинальный ток нагрузки, А 100
Диапазон частот вращения, об/мин.....4000...9000

Максимальный допустимый ток нагрузки
при работе без продува в течение 15 мин., А 30
при скорости вращения 4000 об/мин и
напряжении 28,5 В отдаваемый ток, А, не менее 30
Номинальный режим работы продолжительный
Масса генератора, кг, не более 11,6

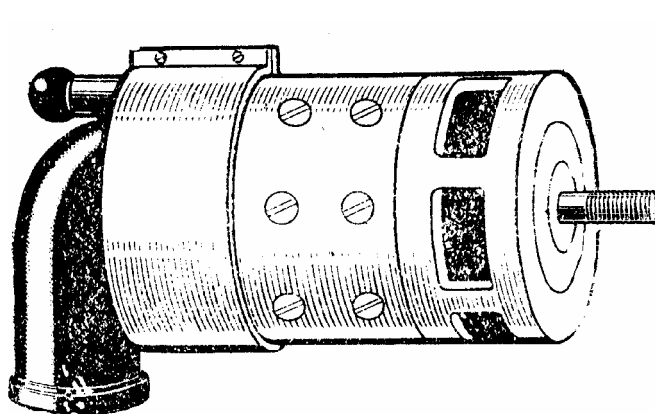


Рис. 8.6.1 Генератор
ГСП-3000М

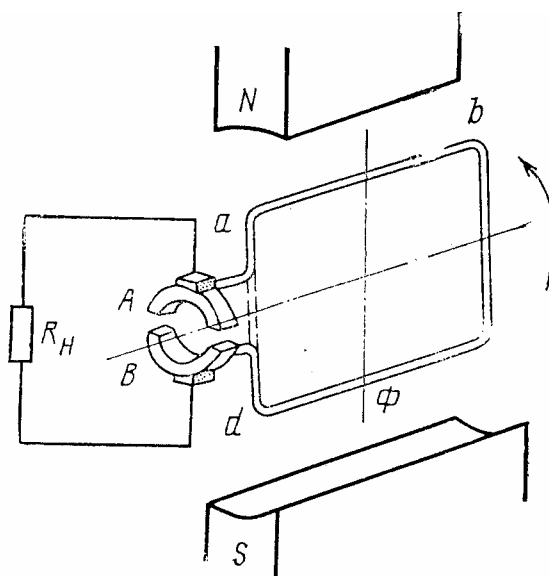


Рис. 8.6.2 Фундаментальная схема
генератора постоянного тока

Генератор представляет собой одноякорную шунтовую электрическую машину постоянного тока с четырьмя основными и четырьмя дополнительными полюсами. Генератор состоит из следующих основных узлов: корпуса с полюсами и обмотками, якоря с коллектором, коллекторного щита и вентиляционного патрубка.

Охлаждение генератора осуществляется путем продува через него заборного воздуха. Охлаждающий воздух входит через патрубок, установленный на торце коллекторного щита генератора. Войдя в генератор, воздух омывает коллектор, тело якоря, полюса и проходит по внутренним вентиляционным каналам коллектора и пакета якоря. Воздух выходит через окна в корпусе генератора, расположенные со стороны крепежного фланца. Генератор имеет левое вращение, если смотреть со стороны привода генератора.

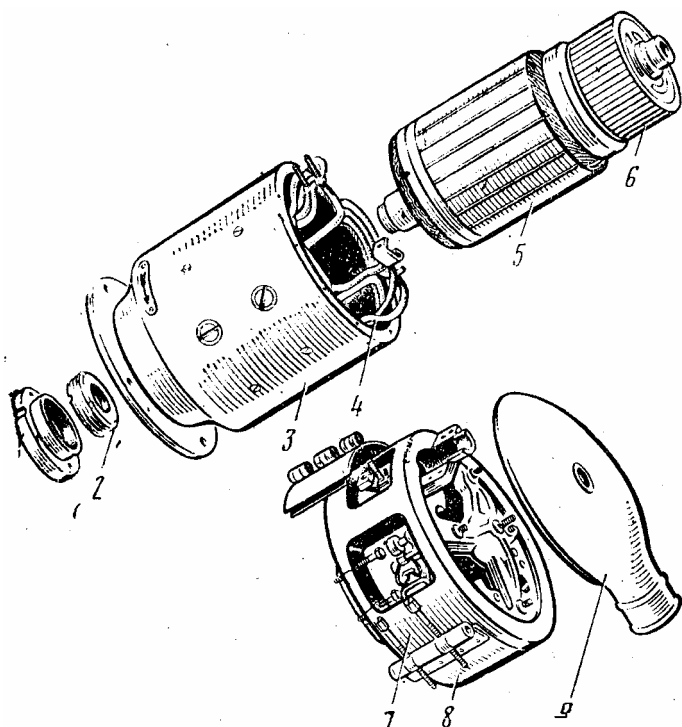


Рис. 8.6.3 Конструкция генератора ГСП-3000М

1 - фланец; 2 - маслосбрасывающая гайка;
3 - корпус; 4 - обмотки возбуждения;
5 - якорь; 6 - коллектор; 7 - коллекторный щит; 8 - защитная лента; 9 - патрубок.

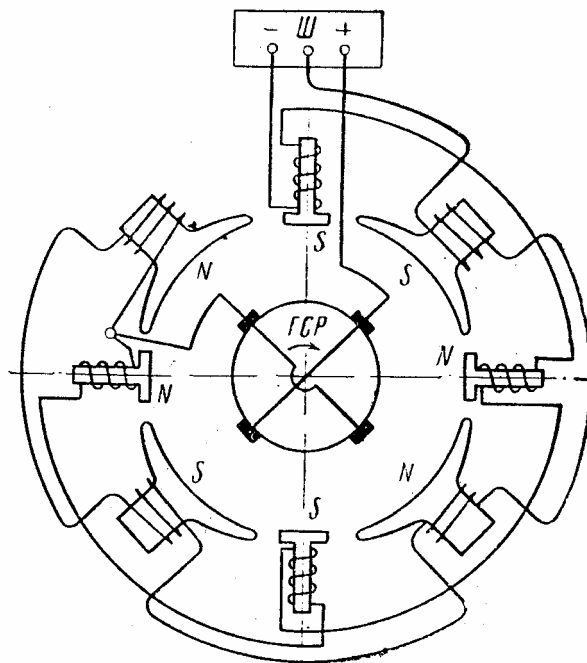


Рис. 8.6.4 Схема генератора ГСП-3000М

Регулирующие устройства

Для увеличения надежности снабжения потребителей электроэнергии установленные на самолете источники электропитания - генератор и аккумулятор - соединены между собой параллельно. При таком подключении напряжение генератора во время полета должно поддерживаться постоянным и быть несколько выше напряжения аккумулятора, чтобы питание всех потребителей осуществлялось от генератора и в то же время происходила подзарядка аккумулятора.

При понижении напряжения генератора вследствие уменьшения частоты вращения вала двигателя (планирование, руление и т. п.) генератор должен автоматически отключаться от бортовой сети, в противном случае пойдет обратный ток, т. е. ток от аккумулятора к генератору.

Обеспечение указанных условий требует установки дополнительных электрических устройств, при помощи которых можно поддерживать на определенном уровне напряжение генератора, автоматически подключать и отключать его от бортовой сети самолета.

На самолете Як-18Т такими регулирующими устройствами являются угольный регулятор напряжения Р-27, дифференциальное минимальное реле ДМР-200Д, автомат защиты АЗП-А2, трансформатор ТС-9М-2.

Угольный регулятор напряжения Р-27 (рис. 8.6.5) предназначен для автоматического поддержания стабильного напряжения генератора при изменении частоты вращения и нагрузки. Он установлен в переднем отсеке оборудования между шпангоутами № 0 и 1. В комплект регулятора напряжения входят: собственно регулятор с кронштейном, контактно-клеммовая панель, выносное переменное сопротивление ВС-25А, конденсатор КБМ-31.

Рис. 8.6.5 Угольный регулятор Р-27

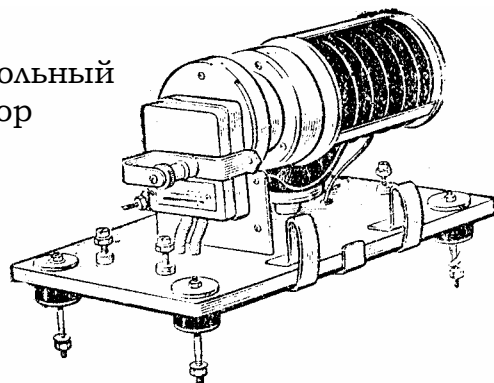
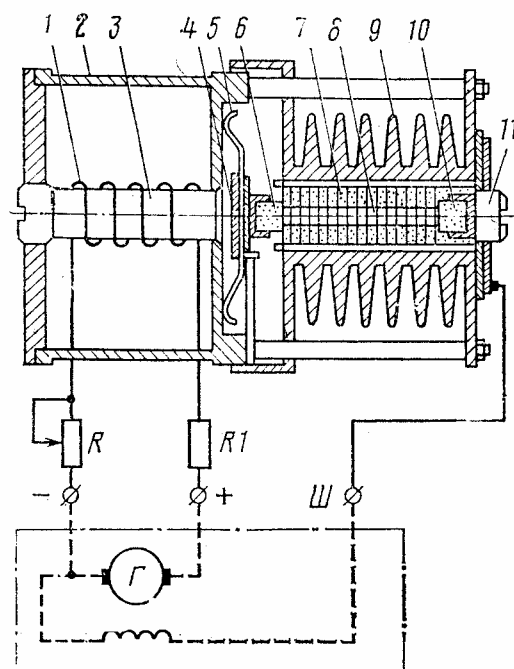


Рис. 8.6.6 Схема угольного регулятора Р-27

1 - обмотка электромагнита; 2 - корпус; 3 - сердечник; 4 - якорь; 5 - мембрана; 6 и 10 - угольные контакты; 7 - угольный столб; 8 - керамическая трубка; 9 - ребристый корпус; 10 - регулировочный винт; R - регулируемое сопротивление; $R1$ - сопротивление температурной компенсации.



Дифференциально-минимальное реле ДМР-200Д предназначено для подключения генератора к бортовой сети самолета, когда напряжение генератора превышает напряжение аккумулятора на 0,3 - 0,7 В при правильной полярности генератора; отключения генератора от сети при обратном токе 15 - 25 А; отключения генератора при обрыве провода в генераторной линии; сигнализации отказа генератора. Реле ДМР-200Д установлено в электрощитке питания под правым, задним сиденьем.

Основные технические данные

Напряжение питания реле, В	20—30
Номинальный ток в цепи силовых контактов, А	200
Ток в цепи С, А, не более	5

Обратный ток отключения реле, А	15—25
Превышение напряжения генератора под напряжением сети, при котором срабатывает реле, В	0,3—0,7

Автомат защиты АЗП-А2 предназначен для защиты самолетной сети постоянного тока от аварийного повышения напряжения, связанного с отказом угольного регулятора напряжения Р-27. Автомат АЗП-А2 установлен в отсеке оборудования между шпангоутами №0 и 1. Он работает совместно с регулятором напряжения Р-27 и дифференциальным минимальным реле ДМР-200Д.

Аккумуляторная батарея 12АСАМ-28 (12 - число элементов, 28 - емкость в ампер-часах) служит дополнительным источником электрической энергии на самолете. Кроме того, аккумулятор служит для запуска двигателя и питания бортовой сети в случае отказа генератора и для работы в полете в буферном режиме с генератором. Аккумуляторная батарея установлена в центроплане справа

Аккумуляторная батарея состоит из 12 последовательно соединенных между собой аккумуляторов, собранных в эбонитовом двенадцати камерном моноблоке. Каждый аккумулятор батареи состоит из 8 положительных и 7 отрицательных пластин одинакового размера.

Пластины одной полярности спаяны между собой параллельно за специальные приливы - ушки с выводным штырем (борном) и образуют полублок аккумулятора. Два полублока из пластин разной полярности, вставленные один в другой так, чтобы полярность пластин чередовалась, образуют блок.

Крайними пластинами в блоке являются положительные пластины, благодаря чему количество положительных пластин в блоке превышает количество отрицательных пластин на одну пластину. Сделано это для того, чтобы увеличить общее количество рабочего электролита в порах активных масс пластин всего аккумулятора во время эксплуатации батарей, так как объемная пористость положительных пластин выше, чем отрицательных.

Пластины аккумуляторов представляют собой тонкие решетки, отлитые из сплава свинца и сурьмы. Ячейки решеток заполнены активной массой.

Толщина отрицательных и положительных пластин - 1 мм.

Каждый аккумулятор в батарее во время эксплуатации закрывается специальной рабочей клапанной пробкой с клапаном в виде резинового кольца. Вентиляционная пробка оттарирована на перепад давления в пределах 0,2-0,5 атм. Применение таких клапанных пробок предохраняет аккумуляторы от испарения электролита из пор пластин и сепарации во время перерывов в работе аккумуляторной батареи и значительно снижает испарение электролита при работе аккумуляторной батареи на самолете, и предохраняет от попадания воздуха внутрь аккумуляторов.

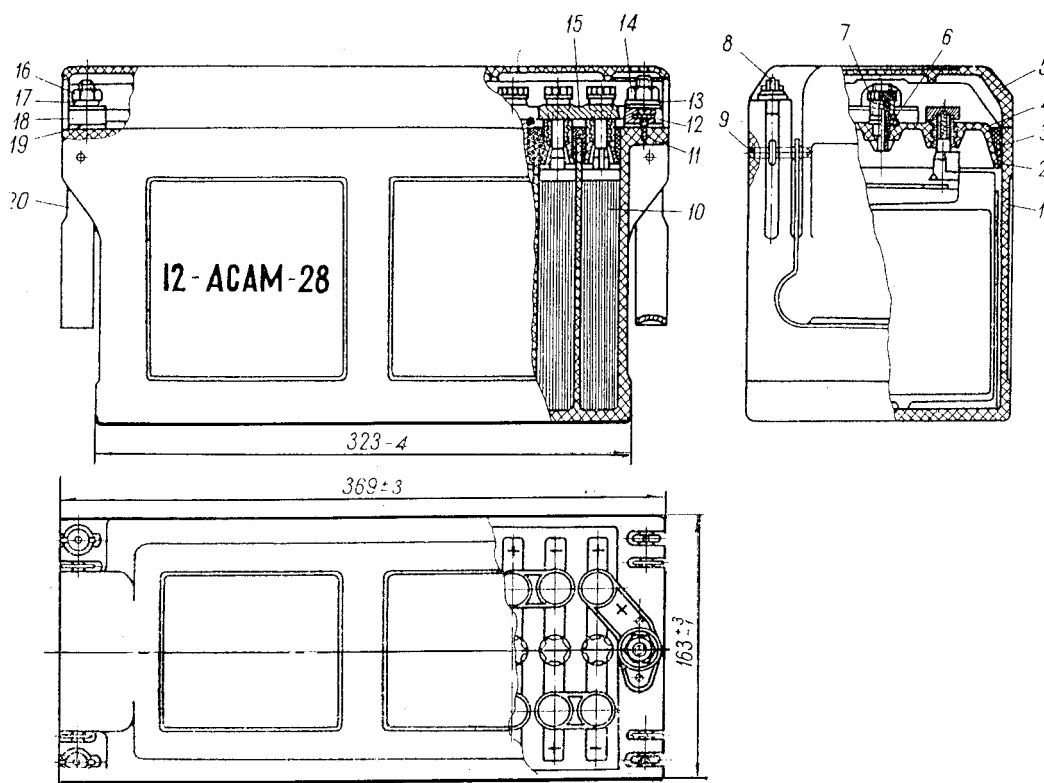


Рис. 8.6.7 Батарея 12-АСАМ-28

1 - моноблок; 2 - прокладка укупорочная; 3 - карбинольный клей; 4 - крышка аккумуляторная; 5 - крышка батарейная; 6 - шайба под пробку; 7 - пробка вентиляционная с клапаном; 8 - болт откидной армированный; 9 - стержень; 10 - блок электродов; 11 - шуруп; 12 - вывод; 13 - шайба; 14 - гайка; 15 - перемычка; 16 - гайка; 17 - шайба; 18 - вывод; 19 - прокладка под вывод; 20 - ручка.

Штепсельный разъем ШРАП-500К предназначен для включения в электрическую сеть самолета аэродромного источника питания при запуске двигателя и проведении наземных работ по техническому обслуживанию самолета.

Штепсельный разъем имеет три контактных пары, две из которых силовые, а одна — вспомогательная, предназначенная для переключения питания с бортсети самолета на аэродромное.

Для контроля включения наземных источников питания около штепсельного разъема установлена сигнальная лампа АЭРОДРОМНОЕ ПИТАНИЕ.

Разъем расположен между шпангоутами 12 и 13, на левом борту.

Вольтамперметр ВА-3 служит для измерения напряжения бортовой сети и зарядного и разрядного токов аккумулятора. Он представляет собой прибор магнитоэлектрической системы. На лицевой части имеется кнопка, при нажатии на которую прибор подключается параллельно к сети и служит для измерения напряжения. При отпущенной кнопке прибор включен последовательно в сеть и служит для измерения тока.

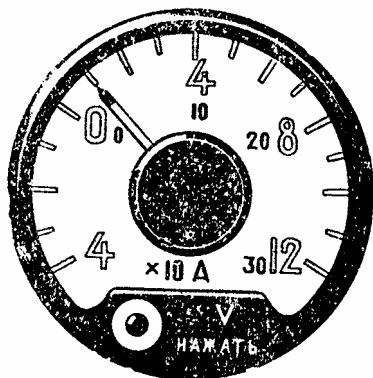


Рис. 8.6.8 Шкала
вольтамперметра ВА-3

Для измерения напряжения имеется внутренняя шкала с градуировкой от 0 до 30 В, цена деления 2,5 В. Зарядный ток аккумулятора измеряется по внешней шкале вправо от 0 до 120 А.

Погрешность амперметра при температуре 20° С не более +2,2% от суммы номинальных значений шкалы, для вольтметра - не более 2%.

8.6.2 РАБОТА ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ

Электросхема источников постоянного тока осуществляет включение и параллельную работу генератора и аккумуляторной батареи, подключение источников питания к бортсети самолета.

Включение аэродромного источника питания

При подключении к разъему ШРАП-500К аэродромного источника питания загорается сигнальная лампа «АЭРОДРОМНОЕ ПИТАНИЕ», установленная рядом с разъемом, срабатывает реле, которое размыкает цепь включения генератора.

При установке переключателя «АККУМ.-АЭР. ПИТ.» в положение «АЭР. ПИТ.» напряжение от аэродромного источника питания поступает на шины электропитания и приборной доски.

Для отключения аэродромного источника питания от бортсети необходимо выключить все потребители, установить переключатель «АККУМ.-АЭР. ПИТ.» в положение «ВЫКЛ.» и отсоединить вилку разъема источника аэродромного питания от разъема ШРАП-500К.

Одновременное включение аэродромного питания и бортовых источников на самолете невозможно.

Включение бортовой аккумуляторной батареи

Для подключения бортовой аккумуляторной батареи необходимо установить переключатель «АККУМ.-АЭР. ПИТ.» в положение «АККУМ».

После подключения аккумуляторных батарей к бортсети самолета на приборной доске загорается сигнальное табло «ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРА».

Включение генератора ГСР-3000М

Генератор подключается к бортсети самолета с помощью выключателя «ГЕНЕР». Подключение генератора возможно только при отключенном разъеме ШРАП-500К аэродромного источника питания.

Параллельная работа источников постоянного тока

Генератор и аккумуляторные батареи работают параллельно на общую сеть. Для обеспечения параллельной работы служит следующая аппаратура: угольный регулятор Р-25АМ, трансформатор ТС-9М-2 и дифференциальное минимальное реле ДМР-200Д. Генератор подключается, когда его напряжение превысит напряжение в бортсети.

Аварийное отключение генератора

Для защиты самолетной сети постоянного тока от аварийного повышения напряжения, связанного с перевозбуждением генератора, установлен автомат защиты от перенапряжения АЗП-А2.

Дифференциальное минимальное реле ДМР-200Д, кроме подключения генератора к бортсети, производит также отключение генератора при обратном токе 10—25а и при обрыве генераторной линии электропитания.

8.6.3 НАРУЖНОЕ СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Наружное светотехническое оборудование самолета состоит из лампы-фары ЛФЛ28-200-130-1, аэронавигационных огней БАНО-64 и ХС-39, сигнального маяка МСЛ-3 и ламп внешней сигнализации положения шасси.

Лампа-фара ЛФЛ28-200...130 установлена в носке левой консоли крыла и снабжена двумя нитями накала, посадочной и рулежной, имеет следующие основные данные:

Номинальное напряжение, В	28
Номинальная мощность, Вт:	
- посадочная нить	200
- рулежная нить	130
Номинальная сила света в, максимуме тыс. св.:	
- посадочная нить	200
- рулежная нить	15
Угол между оптической осью лампы-фары и направлением максимальной силы света, °:	
- посадочная нить	0
- рулежная нить	2—3
Режим работы	повторно-кратковременный
Продолжительность горения рулежной нити, ч	75
Продолжительность горения посадочной нити, мин	5

Аэронавигационные огни АНО служат для обозначения самолета в воздухе при ночных полетах и для определения с земли направления полета самолета.

Бортовые аэронавигационные огни БАНО-64 установлены на концах отъемных частей крыла. На левой отъемной части установлен БАНО-64 с красным светофильтром, на правой — с зеленым. В БАНО-64 применена лампа СМ22-28.

Аэронавигационные огни включаются автоматом защиты сети "АНО", расположенным на правом электрощитке.

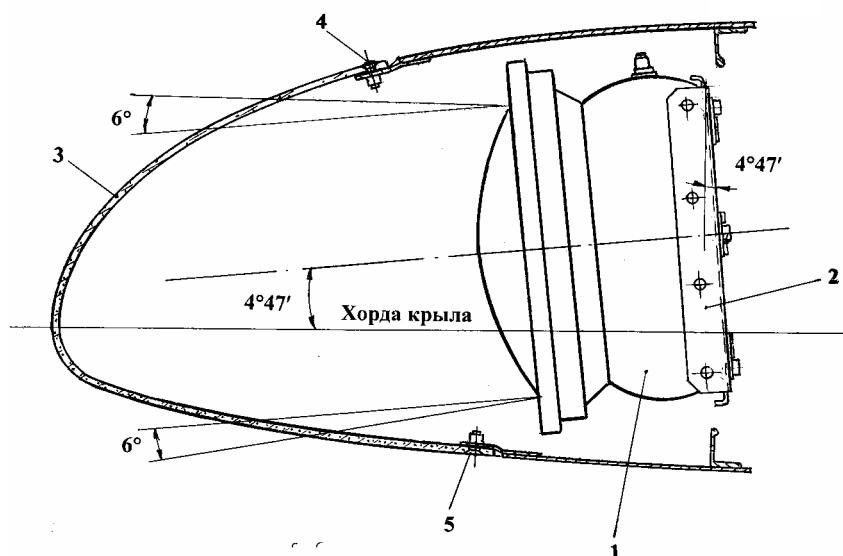


Рис. 8.6.9 Установка посадочной фары

1 - Лампа-фара ЛФЛ 28-200-130-1; 2 - кронштейн; 3 - обтекатель;
4,5 - винты крепления обтекателя.

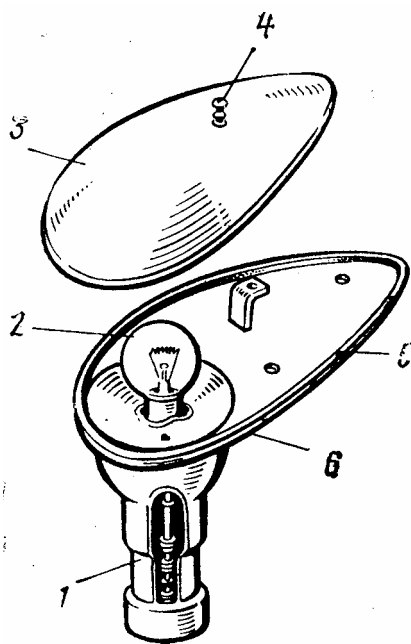


Рис 8.6.10 Аэронавигационный
огонь
БАНО-64

1 - штыковой патрон; 2 - лампа с
зеркальным отражателем;
3 - светофильтр; 4 - винт
светофильтра; 5 - резиновая
прокладка; 6 - основание

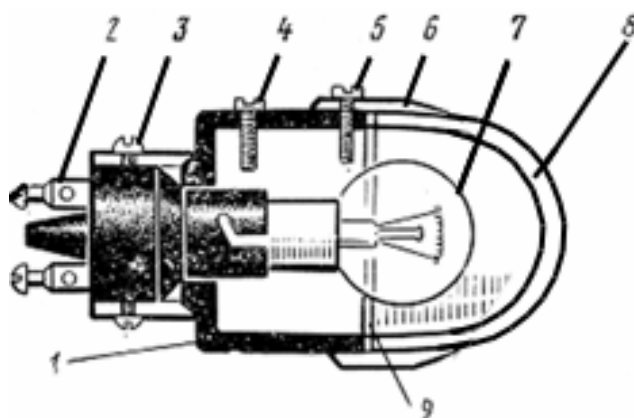


Рис. 8.6.11 Хвостовой огонь ХС-39

1 - корпус; 2 - двухконтактный
штыревой патрон; 3, 4, 5 - винты
лампы; 6 - конусное крепление
стекала; 7 - лампа; 8 - белое
рифленое стекло; 9 - фибровая
прокладка

Сигнальный маяк МСЛ-3 предназначен для светового обозначения самолета в ночном полете и для повышения безопасности полета в сложных метеорологических условиях. Он устанавливается в верхней части киля. Принцип работы маяка основан на создании двух вращающихся пучков света, направленных к горизонту в противоположные стороны, при помощи двух зеркальных ламп, вращающихся на общей платформе. Пучок света проходит сквозь красный светофильтр, что позволяет получить проблеск красного света. Платформа приводится в движение электродвигателем. Сигнальный маяк включается автоматом защиты сети «Маяк» на правом электрощитке.

Лампы внешней сигнализации положения шасси ХС-39 установлены на стойках шасси и включаются при выпущенных шасси и включенных АНО.

8.6.4 ВНУТРЕННЕЕ СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Приборная доска самолета освещается с помощью светильников красного света АПМ, СВ и СТ. Светильники АПМ служат для подсвета надписей, выполненных на светопроводе. В АПМ установлена одна лампа СМ-37. Светильники всех щитков управления включаются автоматом защиты сети «Освещение основное».

Светильники СТ предназначены для освещения приборов, щитков управления, панелей пультов и приборных досок. В корпусе светильника крепятся две лампы СМ-37, закрытые красным светофильтром. Схема предусматривает основное и аварийное освещение. При аварийном освещении горят лишь два светильника. Включаются СТ двумя автоматами защиты сети «Освещение. основное» и «Авар.». В этом случае горят все СТ. Регулировка освещения осуществляется потенциометром «Регулировка освещения».

Кабина освещается плафоном, который установлен вверху задней части кабины. Для подсвета карты имеется светильник на штанге. Плафон и светильник включаются с помощью переключателя. Переключатель подключен непосредственно к аккумулятору, минуя переключатель «Аккумулятор».

8.7 РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Радиоэлектронное оборудование, установленное на самолете Як-18Т позволяет осуществлять радиосвязь в УКВ - диапазоне, обеспечивает навигацию, определение расчетного места самолета, вывод на радиомаяк, заход на посадку по приборам, а также передачу радиосигналов при возникновении аварийной ситуации на борту самолета. Соответственно радиоэлектронное оборудование условно делится на радиосвязное, радионавигационное и аварийно - спасательное оборудование.

8.7.1 РАДИОСВЯЗНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Радиосвязное оборудование, позволяет вести двустороннюю радиосвязь с наземными станциями и самолетами, находящимися в воздухе, в его состав входят аудиопанель Garmin GMA-340 с маркерным радиоприемником, которая обеспечивает коммутацию всего радиосвязного оборудования, УКВ - радиостанция Apollo SL-40 и УКВ - радиостанция в составе GNC-420.

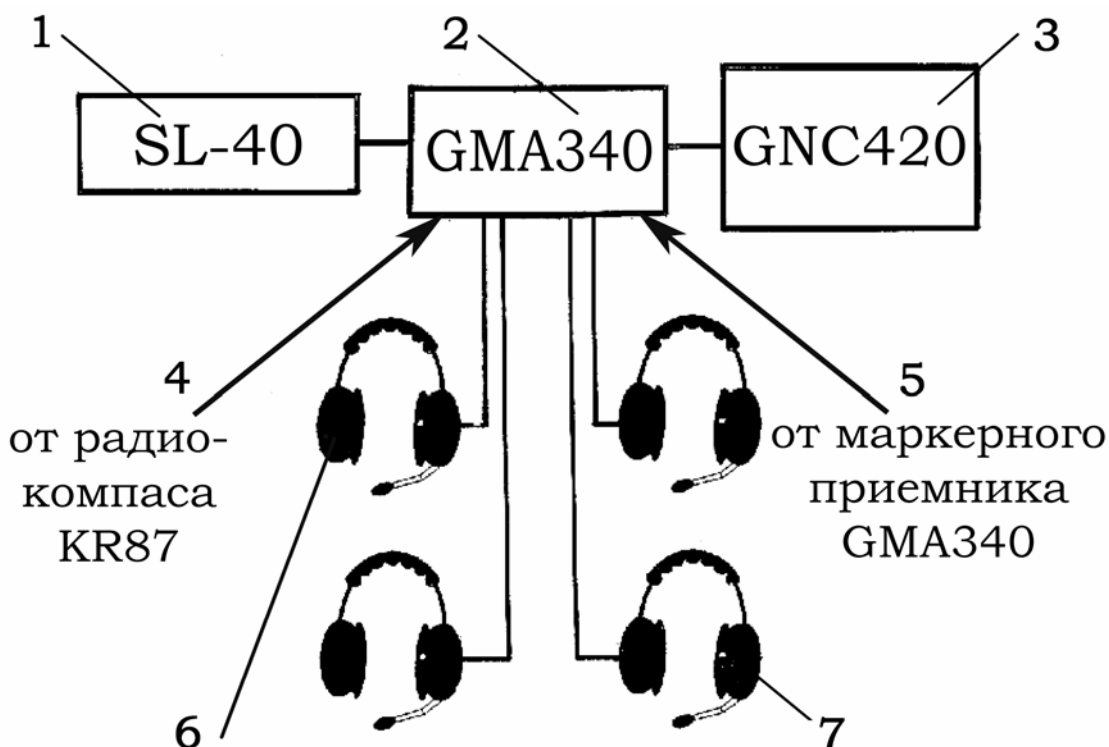


Рис. 8.9.1 Схема радиосвязного оборудования самолета

1 - УКВ - радиостанция Apollo SL-40; 2 - аудиопанель Garmin GMA340; 3 - навигационно - связная система Garmin GNC420; 4 - звуковой сигнал от радиокompаса KR87; 5 - звуковой сигнал от маркерного приемника аудиопанели Garmin GMA340. 6 - авиагарнитуры пилотов; 7 - авиагарнитуры двух пассажиров.

Связное оборудование самолета состоит из аудиопанели GMA-340, УКВ-радиостанции Apollo SL-40 и УКВ-радиостанции навигационно-связной системы Garmin GNC-420.

Органы управления связным оборудованием:

- аудиопанель GMA-340;
- панель управления УКВ-радиостанцией Apollo SL-40;
- панель управления GNC-420;
- кнопки включения радиопередачи (на штурвалах).

АУДИОПАНЕЛЬ GMA-340

Аудиопанель предназначена для коммутации авиагарнитур 1-го и 2-го пилотов между собой, с пассажирским салоном, УКВ-радиостанциями.

В состав аудиопанели GMA340 входит маркерный приемник.

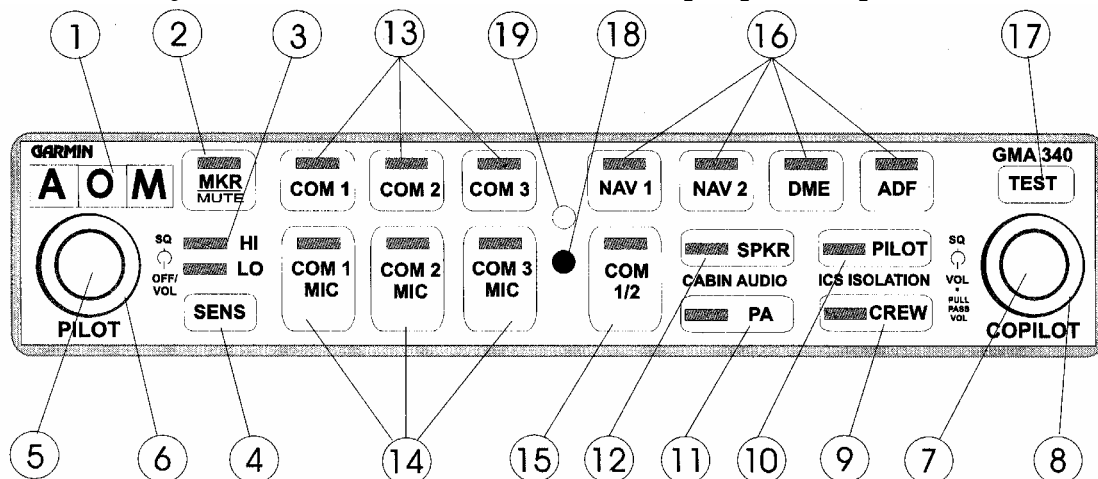


Рис. 8.7.2 Органы управления аудиопанели

1 - индикаторы пролета маркерных маяков; 2 - кнопка отключения звукового и светового сигналов маркерного приемника; 3 - жидкокристаллический индикатор HI, LO чувствительности маркерного приемника; 4 - кнопка переключения чувствительности маркерного приемника; 5 - выключатель и регулятор громкости СПУ 1-го пилота; 6 -регулятор подавителя шумов СПУ 1-го пилота; 7 - регулятор громкости СПУ 2-го пилота (в нажатом положении) и пассажирского салона (в вытянутом положении); 8 - регулятор подавителя шумов СПУ 2-го пилота и пассажирского салона; 9 - кнопка включения режима CREW - режима работы СПУ, при котором экипаж изолирован от пассажиров; 10 - кнопка включения режима PILOT - режима работы СПУ, при котором 1-й пилот изолирован от 2-го пилота и пассажиров; 11 - кнопка включения PA-функции; связь экипажа с пассажирским салоном, 12 - кнопка включения cabinного громкоговорителя; 13 - кнопка выбора радиостанции, которая работает на прослушивание; 14 - кнопка выбора радиостанции, с которой ведется приемопередача; 15 - кнопка включения режима раздельной радиосвязи; 16 - кнопки включения прослушивания ADF, DME, VOR (NAV1, NAV2), приемников; 17 - кнопка включения режима тестирования; 18 - доступ к винтовому замку; 19 - фотоэлемент автоматической регулировки яркости подсветки кнопок, ламп аудиопанели.

Включение, выключение аудиопанели

Включение аудиопанели осуществляется поворотом левой внутренней рукоятки по часовой стрелке до щелчка, выключение – поворотом против часовой стрелки до щелчка. Левая внутренняя рукоятка служит также для регулирования громкости СПУ 1-го пилота. В случае прерывания электропитания аудиопанели авиагарнитура 1-го пилота соединяется с 1-й УКВ-радиостанцией напрямую.

Подключение радиостанций

Уровень звука регулируется регулятором громкости выбранной радиостанции. Выбор радиостанции, с которой ведется приемопередача, осуществляется нажатием одной из кнопок COM1 MIC, COM2 MIC, COM3 MIC, которая в момент передачи находится в мигающем режиме. Дополнительным нажатием одной из кнопок COM1, COM2, COM3 выбирается радиостанция, работающая на прослушивание.

Режим раздельной радиосвязи

Режим раздельной радиосвязи активируется нажатием кнопки COM ½. В этом случае 1-й пилот работает только с 1-й радиостанцией, 2-й пилот только со 2-й радиостанцией, причем оба пилота могут прослушивать 3-ю радиостанцию. 2-й пилот может также переключаться на пассажирский салон нажатием кнопки PA. Вторичное нажатие кнопки COM ½ отключает режим раздельной радиосвязи.

Работа с ADF, DME, VOR, MKR – приемниками

Связь с приемниками соответствующего оборудования осуществляется нажатием одной из кнопок ADF, DME, NAV1, NAV2, MKR. Вторичное нажатие соответствующей кнопки разрывает связь.

РА – функция

Нажатие кнопки РА обеспечивает подключение активного микрофона 1-го или 2-го пилота (при нажатой кнопке РАДИО на штурвале или на микрофоне) к кабинному громкоговорителю. Если кнопка SPKR также нажата, уровень громкости сигнала черезabinный громкоговоритель снижается при нажатой кнопке РАДИО на штурвале или микрофоне.

Аудиопанель GMA-340 обеспечивает три режима работы СПУ:

PILOT – при нажатой кнопке PILOT;

CREW – при нажатой кнопке CREW;

ALL – кнопки PILOT и CREW не нажаты.

Режим	1-й пилот слышит	2-й пилот слышит	Пассажиры слышат
PILOT	- Выбранные приемники; - 1-го пилота	- 2-го пилота; - Пассажиров	- Пассажиров; - 2-го пилота
CREW	- Выбранные приемники; - 1-го пилота; - 2-го пилота	- Выбранные приемники; - 1-го пилота; - 2-го пилота.	- Пассажиров
ALL	- Выбранные приемники; - 1-го пилота; - 2-го пилота; - Пассажиров	- Выбранные приемники; - 1-го пилота; - 2-го пилота; - Пассажиров	- Выбранные приемники; - 1-го пилота; - 2-го пилота; - Пассажиров

УКВ - РАДИОСТАНЦИЯ APOLLO SL40

УКВ-радиостанция Apollo SL40 – 760-канальный УКВ-приемопередатчик с диапазоном частот от 118.000 до 136.975 МГц.

Индикация основной и резервной частоты реализуется на жидкокристаллическом дисплее с автоматической регулировкой интенсивности свечения.

Существует возможность запоминания и повторного вызова восьми последних частот или восьми частот зафиксированных пилотом, а также активации аварийной частоты 121.5 МГц.

Перед включением радиостанции SL40 необходимо нажать АЗК "УКВ-1" на приборной доске.

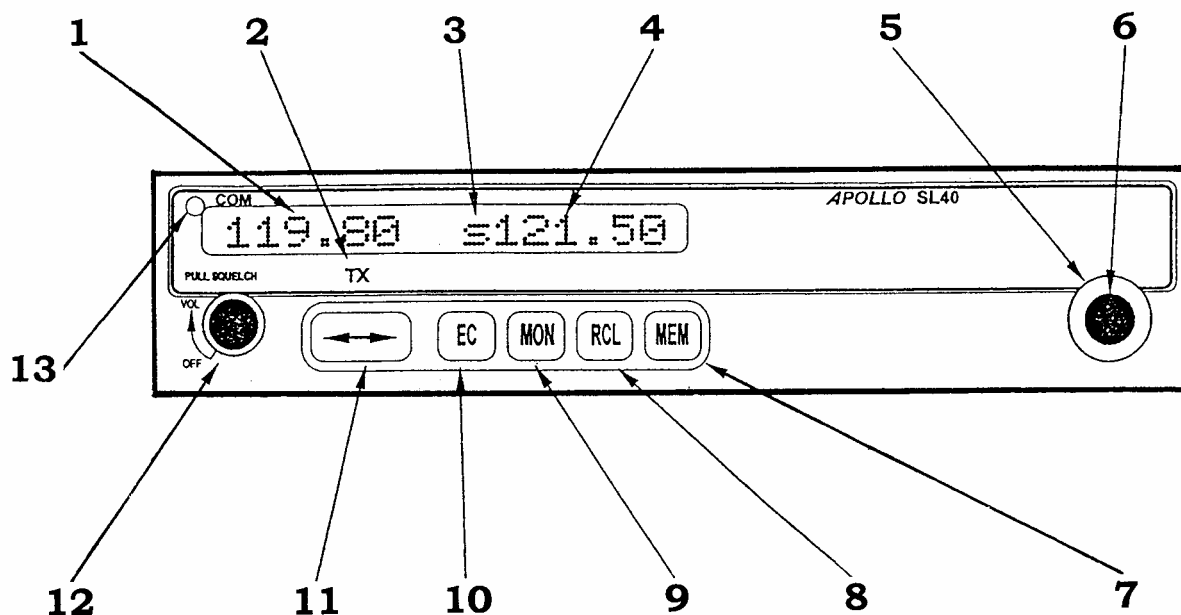


Рис. 8.7.3 Лицевая панель управления и индикации радиостанции SL40

1 – Рабочая частота; 2 – Символ активной работы р/передатчика; 3 – Символ резервной частоты; 4 – Резервная частота; 5 – Большая внешняя ручка; 6 – Малая внутренняя ручка; 7 – Занесение частоты в память; 8 – Выбор частоты из памяти; 9 – Прослушивание резервной частоты; 10 – Активация аварийной частоты 121.5 МГц; 11 – Активация резервной частоты и перенос активной частоты в резерв; 12 – Включение/Громкость/Подавление шумов; 13 – Фотоэлемент автоматической установки яркости свечения дисплея.

1 Включение и увеличение громкости радиостанции SL40 выполняется с помощью рукоятки OFF-VOL находящейся в левом углу лицевой панели радиостанции. При вытягивании этой рукоятки на себя выключается подавитель шумов (SQUELSH).

2 Выбор резервной частоты осуществляется с помощью двойной рукоятки, находящейся в правом углу лицевой панели радиостанции. Внешней рукояткой устанавливается целая часть частоты в диапазоне 118-136 МГц с шагом 1 МГц. Внутренней рукояткой устанавливается дробная часть частоты в диапазоне 000 – 975 КГц с шагом 25 КГц. Перед выбранной резервной частотой индицируется буква S (STANDBY). Резервная и активная частоты меняются местами при нажатии кнопки ↔ (FLIP/FLOP).

Замечание. В режиме передачи невозможно активировать резервную частоту.

3 При нажатии кнопки MON (MONITORING) буква "М" появляется перед резервной частотой. В этом режиме прослушивается резервная частота. При приеме на активной частоте резервная частота блокируется. В этом случае появляется стрелка > или < между активной и резервной частотами, указывающая, какая из частот сейчас прослушивается.

4 В радиостанции SL40 может быть несколько списков зафиксированных в памяти частот. На ЯК-18Т это список восьми предыдущих активных частот и список восьми частот зафиксированных оператором. Эти списки вызываются нажатием кнопки RCL (RECALL) с последующим вращением большой внешней рукоятки до появления слева от резервной частоты символа

- LST (LIST), список восьми предыдущих активных частот;

- MEM (MEMORY), список восьми частот, зафиксированных оператором.

Затем вращением малой внутренней рукоятки выбирается частота из списка. Нажатием кнопки ↔ эта частота активируется.

5 Для отмены просмотра списков частот необходимо:

- нажать кнопку MEM;

- если просматривался список LST, то на дисплее сразу появится функция "ABORT RCL", если просматривался список MEM, то вращением большой внешней рукоятки активировать функцию "ABORT RCL";

- нажать кнопку MEM для отмены функции RCL и возвращения к текущей резервной частоте.

6 Фиксация в памяти очередной резервной частоты производится нажатием кнопки MEM. После заполнения всех восьми ячеек памяти индицируется MEM FULL. В этом случае можно заменить одну из фиксированных частот на новую. Для этого необходимо:

- выбрать новую резервную частоту;

- нажать кнопку RCL и вращением большой внешней рукоятки активировать список частот MEM;

- нажать кнопку MEM и вращением большой внешней рукоятки активировать функцию "REPLACE";
- вращением малой внутренней рукоятки выбрать из списка частоту, которую необходимо заменить на новую;
- нажать кнопку MEM (произойдет замена частот) или повернуть большую внешнюю рукоятку до активации функции "ABORT" и нажать кнопку MEM (замена не будет производиться).

Также можно удалить из списка какую – либо частоту, для чего необходимо:

- нажать кнопку RCL и вращением большой внешней рукоятки активировать список MEM;
- нажать кнопку MEM и вращением большой внешней рукоятки активировать функцию "REMOVE";
- вращением малой внутренней рукоятки выбрать частоту, которую необходимо удалить;
- нажать кнопку MEM (выбранная частота будет удалена) или повернуть большую внешнюю рукоятку до активации функции "ABORT" и нажать кнопку MEM (удаление частоты будет отменено).

7 Частотам из списка MEM может быть присвоен алфавитно-цифровой идентификатор, по которому эту частоту можно вызывать из памяти и, затем активировать, для чего необходимо:

- нажать кнопку RCL и поворотом большой внешней рукоятки активировать список MEM;
- нажать кнопку MEM и задержать ее в нажатом положении около 2-х секунд. При этом индицируется функция "ASSIGN ID";
- поворотом малой внутренней рукоятки выбрать желаемую частоту из списка MEM;
- нажать кнопку MEM, появятся шесть подчеркнутых позиций для алфавитно-цифровых символов, причем первая будет в мигающем режиме;
- поворотом малой внутренней рукоятки выбрать соответствующую букву или цифру, затем перейти к другой позиции поворотом большой внешней рукоятки;
- по окончании ввода идентификатора нажать кнопку MEM, чтобы сохранить это имя. Затем поворотом большой внешней рукоятки выбрать функцию "DONE" и нажать кнопку MEM.

Алфавитно-цифровые идентификаторы для частот из списка MEM индицируются только при просмотре списка MEM, однако частоты из списка MEM выбранные, как резервные или активные индицируются в цифровом виде. Можно удалить идентификатор присвоенный какой – либо частоте из списка MEM путем обнуления шести позиций идентификатора и нажатием кнопки MEM.

8 На УКВ радиостанции SL40 зарезервированы дополнительные функции, которые не задействованы на самолете ЯК-18Т:

- Remote (REM) функция, разрешающая доступ к GPS базе данных, в которой хранятся УВД радиочастоты;
- Weather (WTH) функция, разрешающая доступ к базе данных, в которой хранятся метеоинформационные радиочастоты;
- Intercom функция, реализующая СПУ-режим;
- "STUCK MIC" функция индикации и устранения «залипания» активного состояния микрофона (режим р/передачи).

9 На радиостанции SL40 можно активировать режим SYSTEM FUNCTIONS (системных функций), позволяющих настроить конфигурацию системы и уровни соответствующих сигналов.

Это достигается нажатием и удержанием около трех секунд кнопки MON. Внешняя рукоятка позволяет выбрать необходимую функцию:

- SW VER (Software Version) – версия программного обеспечения;
- RFLVL (RF Level) – уровень сигнала на активной частоте;
- NOISE (Noise Level) – уровень шума на активной частоте;
- HDPHON LVL (Headphone Level) – регулировка (с помощью внутренней рукоятки) уровня сигнала в наушниках;
- MIC 1 SQLCH (Mic1Squelch) – регулировка (с помощью внутренней рукоятки) уровня подавителя шумов от микрофона 1;
- MIC 2 SQLCH (Mic2Squelch) – регулировка (с помощью внутренней рукоятки) уровня подавителя шумов от микрофона 2;
- TRANSMIT MIC
 - позволяет выбрать с какого микрофона разрешена передача: с MIC 1, MIC 2 или с обоих;
 - вращением внутренней рукоятки выберите
 - MIC 1
 - MIC 2
 - MIC 1+MIC 2;
- INTCOM LVL (Intercom Level) – позволяет регулировать (с помощью внутренней рукоятки) уровень сигнала в Intercom режиме (на ЯК-18Т не задействовано);
- SIDTON LVL (Sidetone Level)- позволяет регулировать (с помощью

внутренней рукоятки) уровень самопрослушивания;

LO DSP LVL (Low Display Level) – нижний уровень яркости дисплея,

HI DSP LVL (High Display Level) – верхний уровень яркости дисплея.

Возможно отключение режима регулирования яркости дисплея установкой HI DSP LVL на 0.

Для выхода из режима SYSTEM FUNCTIONS нажмите кнопку MON.

8.7.2 РАДИОНАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Радионавигационное оборудование самолета позволяет определять местонахождение самолета, вывод самолета на радиомаяк и производить заход на посадку по приборам. Радионавигационное оборудование самолета включает:

- навигационно-связную систему "Garmin-GNC-420";
- транспондер GTX-327;
- автоматический радиокompас KR 87.

НАВИГАЦИОННО-СВЯЗНАЯ СИСТЕМА GARMIN GNC-420

Навигационно-связная система Garmin GNC-420 состоит из приёмника спутниковой навигационной системы GPS, УКВ радиостанции и предназначена для определения местоположения самолета, построения маршрута полета и выдачи данных для навигационных вычислений, а также ведения радиосвязи в УКВ - диапазоне.

УКВ радиостанция, входящая в навигационно-связную систему GNC 420, установлена на борту ЯК-18Т в качестве УКВ 2 (резервной радиостанции). УКВ 2 работает в диапазоне частот от 118.0 МГц до 136.975 МГц с шагом сетки 25 кГц или 8.33 кГц.

Garmin GNC-420 питается постоянным током напряжением 27 В.

Антенна приёмника GPS и антенна УКВ радиостанции установлены в верхней части фюзеляжа.

Моноблок GNC-420 установлен на центральной панели приборной доски.

Управление Garmin GNC-420 осуществляется с передней панели моноблока, на который расположены органы управления и дисплей интегральной информации.

Объединение УКВ и GPS в системе GNC 420 позволяет переносить выделенную курсором частоту из базы данных GPS в окно резервной частоты с последующим активированием её нажатием клавиши "C↑".

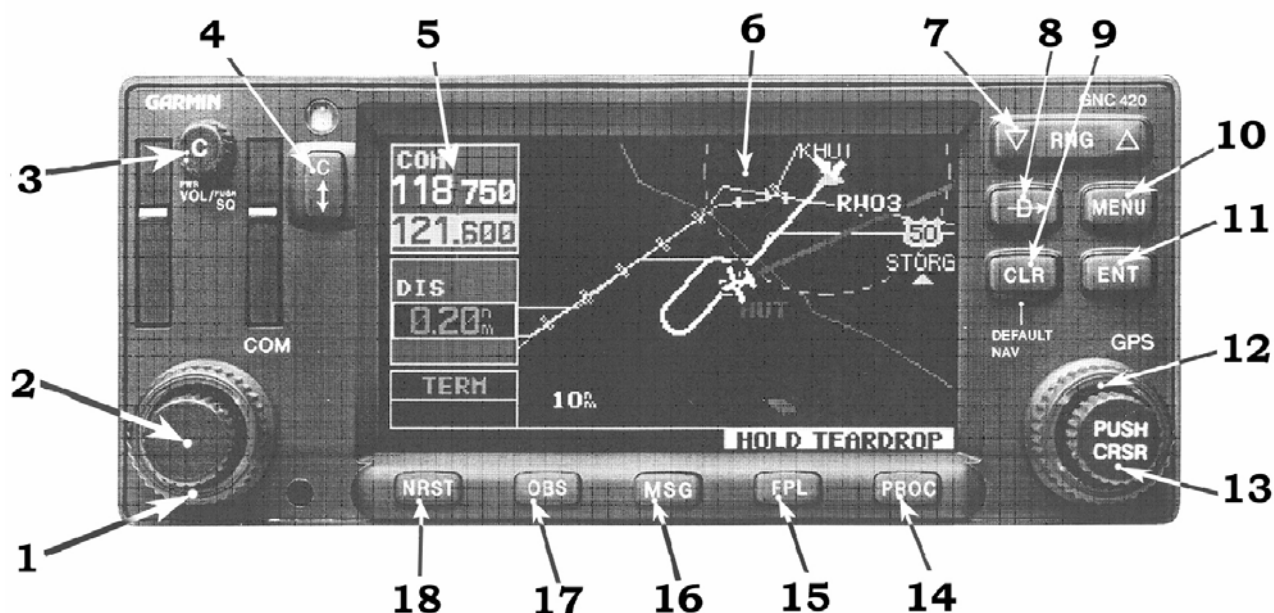


Рис. 8.7.4 Элементы управления Garmin GNC-420

Назначение органов управления и индикации

- 1- Большая левая рукоятка, используется для установки целой части значения резервной частоты (МГц) связного передатчика COM.
- 2 – Малая левая рукоятка используется для установки десятых и сотых долей значения резервной частоты связного передатчика.
- 3 – Рукоятка "C" – включение/громкость связного передатчика. Кратковременное нажатие включает/выключает подавитель шумов.
- 4 – Клавиша "C↓" позволяет менять местами активированную и резервную частоты связного передатчика. Нажатие и удержание клавиши обеспечивает переход на аварийную частоту (121.500 МГц).
- 5 – "Окно" связного передатчика на дисплее.
- 6 – "Окно" дисплея, используемое в различных режимах.
- 7 – Клавиша "RNG" – масштаб карты, позволяет выбрать требуемый масштаб изображения карты на дисплее. Нажатием стрелки "вниз/вверх" соответственно уменьшают/увеличивают видимую на дисплее зону карты.
- 8 – Клавиша "D" – кратчайшее расстояние. Нажатием клавиши обеспечивается формирование линии заданного пути по кратчайшему расстоянию.
- 9 – Клавиша "CLR" используется для отмены ранее введенной информации; длительное нажатие на клавишу переключает дисплей на "DEFAULT NAV"-страницу.
- 10 – Клавиша "MENU" позволяет выбирать настройки системы измерения и индикации параметров.
- 11 – Клавиша "ENT" – одобрение предполагаемых действий или подтверждение информации, инициирование работы системы на том или ином режиме.

12 – Большая правая рукоятка используется для установки на дисплее одной из предусмотренных групп режимов работы: NAV, WPT, AUX, NRST.

13 – Малая правая рукоятка "PUSH/CRSR" используется для выбора страниц в пределах одной из групп режимов работы: NAV, WPT, AUX, NRST. Нажатием на рукоятку обеспечивается появление/удаление курсора, который выделяет позицию для выбора данных и опций.

14 – Клавиша "PROC" позволяет выбирать режим выхода и входа в район аэродрома, захода на посадку на аэродром, активированный флайт-планом, или выбирать желаемый аэродром и затем желаемую процедуру.

15 – Клавиша "FPL" обеспечивает подготовку, редактирование плана полета, позволяет активировать план полета в прямом и обратном направлениях, обеспечивает режимы выхода и входа в район запрограммированного аэродрома, захода на посадку.

16 – Клавиша "MSG" применяется для визуального представления сообщений и сигнала тревоги, важных предупреждений и требований.

17 – Клавиша "OBS" применяется для перехода на ручной режим задания пеленга активированной навигационной точки маршрута до повторного нажатия на клавишу. В режиме OBS можно устанавливать желаемый пеленг на/от активированной навигационной точки, используя OBS-страницу на дисплее или внешний курсовой индикатор.

18 – Клавиша "NRST" применяется для быстрого выбора группы NRST – ближайшие от навигационной точки аэропорты, центры УВД. Затем, вращая малую правую рукоятку, выбираем страницу в пределах группы NRST.

Включение навигационно-связной системы GNC-420

Включение навигационно-связной системы и установка необходимой громкости приема обеспечивается поворотом рукоятки "С" по часовой стрелке.

В процессе прохождения встроенного контроля на экране появляется информация о сроке действия введенной навигационной базы данных. Нажатием "ENT" необходимо подтвердить данную информацию или ввести новую карту с новой базой данных.

После завершения встроенного контроля на экране появляются тестовые показания, которые должны быть отражены на навигационных приборах на приборной доске при их наличии и связи GNC-420 с ними. Соответствие необходимо подтвердить нажатием кнопки "ENT", после чего на экране появляется страница "Статус навигационных спутников". При устойчивой связи с 4-мя и более спутниками система готова к навигации, после чего индицируется текущее местоположение символом самолета на странице "MAP" (карта), на которой кроме его изображены навигационная точка, аэродром, границы воздушных зон. С правой стороны от карты представлены значения навигационных параметров текущей точки относительно точки назначения.

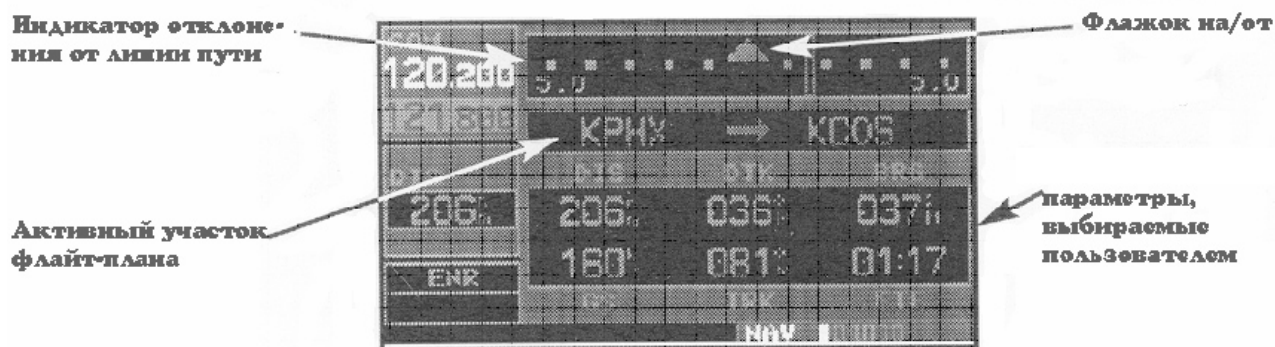
Выбор страниц.

Для быстрого
перехода к
NRST-группе
нажать
клавишу

Большая правая рукоятка для выбора группы

NRST-группа	AUX-группа	WPT-группа	NAV-группа	<div> <div>↑</div> <div>Малая правая рукоятка для выбора страниц в пределах группы</div> <div>↓</div> </div>
Страница ближайших А/П	Планирование маршрута	Страница местоположения аэропорта	Основная страница NAV-индикации	
Страница ближайших пересечений трасс	Страница полезной полетной информации	Страница А/П ВПП	Страница - карта	
Страница ближайших NDB-маяков	Установочная страница 1	Страница А/П частоты	Страница - база данных NAV/COM-частотам по	
Страница ближайших VOR-маяков	Установочная страница 2	Страница стандартных схем подхода	Страница текущего местоположения	
Страница ближайших оперативных поворотных пунктов		Страница стандартных схем захода на посадку	Страница - статус навигационных спутников	
Страница ближайших центров управления		Страница стандартных схем выхода	Страница вертикальной навигации	
Страница ближайших центров полетного обслуживания		Страница пересечения трасс		
Станица ближайших специальных полетных зон		Страница NDB-маяков		
		Страница VOR-маяков		
		Страница оперативных поворотных пунктов		

Основная навигационная страница "DEFAULT NAV"



Следующие символы используются в нижней строчке под индикатором отклонения, чтобы обозначить активный участок флайт-плана или полет по кратчайшему расстоянию:

- | | |
|---|--|
| ↑ | - курс на навигационную точку или курс между двумя навигационными точками; |
| ↔ | - курс по кратчайшему расстоянию между двумя навигационными точками; |
| ↻ | - евосторонний стандартный маршрут в зоне ожидания; |
| ↻ | - правосторонний стандартный маршрут в зоне ожидания; |
| ↻ | - эквидистантный полет относительно DME против часовой стрелки; |
| ↻ | - векторение с выходом на посадочную прямую |
| ↻ | - левый стандартный разворот; |
| ↻ | - правый стандартный разворот; |
| ↻ | - эквидистантный полет относительно DME по часовой стрелке. |

Для быстрого перехода к основной навигационной странице необходимо нажать клавишу "CLR" приблизительно на 2 секунды.

Выбор индицируемых навигационных параметров по желанию пользователя.

Для выбора индицируемых навигационных параметров на странице "DEFAULT NAV" необходимо:

- на странице "DEFAULT NAV" нажать клавишу "MENU";
- вращая большую правую рукоятку поместить курсор в поле "Change Fields" и нажать "ENT";

- вращая большую правую рукоятку высветить курсором навигационный параметр, который необходимо заменить;
- вращая малую правую рукоятку, открыть список возможных навигационных параметров, продолжая вращение, выбрать курсором нужный параметр;
- нажать "ENT", чтобы подтвердить выбор;
- нажимая малую правую рукоятку, убрать курсор со страницы.

Навигационная страница "MAP" – карта.



Условные обозначения на карте.

Для обозначения различных аэропортов, радионавигационных точек используются следующие символы:

- | | |
|--|--|
| | - аэропорт с твердым покрытием (показана основная полоса); |
| | - аэропорт с мягким покрытием; |
| | - частный аэродром; |
| | - VOR; |
| | - VOR/DME; |
| | - DME; |
| | - LOC; |
| | - пересечение трасс; |
| | - VORTAC; |
| | - TACAN; |
| | - NDB; |
| | - дальний маркерный маяк. |

Выбор масштаба карты

Для выбора масштаба карты необходимо:

- для увеличения окна обзора (уменьшение масштаба карты) нажать на правую сторону клавиши "▽ RNG Δ";
- для уменьшения окна обзора (увеличение масштаба карты) нажать на левую сторону клавиши "▽ RNG Δ".

Уровень информативности карты

В случае большой загруженности карты можно убрать несущественные детали кратким повторным нажатием клавиши "CLR". С каждым нажатием количество деталей уменьшается, а рядом с масштабом карты высвечивается уровень разрежения.

Окно навигационных параметров на странице MAP

При необходимости убрать окно навигационных параметров:

- нажать клавишу "MENU";
- вращая большую правую рукоятку, высветить "DATA FIELDS OFF" и нажать "ENT";

В этом случае карта займет все пространство. Для возврата к исходному состоянию выбрать и подтвердить "DATA FIELDS ON".

Выбор индицируемых навигационных параметров

Для выбор индицируемых навигационных параметров необходимо:

- находясь на странице "MAP", нажать "MENU";
- вращая большую правую рукоятку, высветить символ "CHANGE FIELDS?" и нажать "ENT";
- вращая большую правую рукоятку, перевести курсор на желаемое поле;
- вращая малую правую рукоятку, открыть список возможных навигационных параметров, продолжая вращать, выбрать нужный;
- нажать "ENT", чтобы подтвердить выбор;
- нажимая малую правую рукоятку, убрать курсор со страницы.

WPT-группа страниц с информацией о различных навигационных точках

WPT-группа страниц содержит информацию об аэропортах (месторасположение, ВПП, радиочастоты, стандартные схемы взлета, подхода и посадки), VOR, NDB-маяках, оперативных навигационных точках, которые могут быть созданы пользователем.

Создание оперативной навигационной точки USER WPT

Оперативная навигационная точка может быть обозначена идентификатором длиной до 5 символов и может быть задана несколькими способами:

- по географическим широте и долготе;
- по радиалу и дистанции от известной точки, включая текущую позицию;
- по радиалам от двух известных навигационных точек;
- захват и сохранение текущей позиции как оперативной навигационной точки.

Для создания оперативной навигационной точки по географическим координатам необходимо:

- находясь на странице "USER WAYPOINTS", нажатием на малую правую рукоятку активировать курсор;
 - используя малую и большую правые рукоятки, ввести идентификатор новой навигационной точки;
 - нажать "ENT", подтверждая выбор;
 - в поле географических координат появляются координаты текущей позиции. Если текущая позиция и является создаваемой точкой, необходимо высветить "CREATE?", вращая большую правую рукоятку;
 - нажать "ENT", подтверждая выбор;
 - если создаваемая точка имеет другие координаты, вращать большую правую рукоятку для того, чтобы поместить курсор в окно географических координат;
 - вращая малую и большую правые рукоятки, набрать желаемые координаты;
 - нажать "ENT", подтверждая выбор. Курсор передвинется на "CREATE?";
 - нажать "ENT", занося новую навигационную точку в память;
 - нажать малую правую рукоятку для удаления курсора со страницы.
-

Для создания оперативной навигационной точки по радиалу и дистанции от известной точки необходимо:

- находясь на странице "USER WAYPOINTS", нажатием на малую правую рукоятку активировать курсор;
- используя малую и большую правые рукоятки, ввести идентификатор создаваемой навигационной точки;
- ввести имя в память, нажав "ENT";
- вращая большую правую рукоятку, перевести курсор на поле "REF WPT";
- используя малую и большую правые рукоятки, набрать идентификатор известной точки, относительно которой определяются координаты создаваемой точки;
- нажать "ENT", подтверждая выбор, курсор передвинется на поле "RAD";
- используя малую и большую правые рукоятки, набрать радиал от известной точки;
- нажать "ENT" для подтверждения, курсор передвинется на поле "DIS";
- используя малую и большую правые рукоятки, набрать дистанцию от известной точки;
- нажать "ENT" для подтверждения;
- вращая большую правую рукоятку, высветить "CREATE ?" и нажать "ENT";
- нажав правую малую рукоятку, удалить курсор со страницы.

В качестве известной точки может быть выбрана текущая позиция. В этом случае вместо набора имени известной точки необходимо нажать "CLR", чтобы в поле "REF WPT" появилось "P.POS", далее действовать в соответствии с предыдущим алгоритмом.

Создание оперативной навигационной точки по радиалам от двух известных точек

Алгоритм практически совпадает с 8.17.1.6.1.2, за исключением того, что после выбора радиала от первой известной точки, с помощью большой правой рукоятки необходимо передвинуть курсор в поле "REF WPT" второй известной точки, далее необходимо:

- используя малую и большую правые рукоятки, набрать имя 2-й известной точки и подтвердить "ENT", курсор передвинется в поле "RAD" 2-й известной точки;
 - используя малую и большую правые рукоятки, набрать радиал от 2-й навигационной точки, подтвердить его нажатием "ENT";
-

- вращая большую правую рукоятку, высветить "CREATE ?" и нажать "ENT";
- нажать малую правую рукоятку для удаления курсора со страницы.

Для захвата и сохранения текущей позиции в качестве оперативной навигационной точки необходимо:

- находясь на странице "MAP", нажать малую правую рукоятку. В этом случае на карте появится метка "✎" текущей позиции;
- нажать "ENT" и на появившейся странице "USER WAYPOINTS" в верхнем окне будет набрано 4-х цифровое имя создаваемой навигационной точки;
- с помощью малой и большой правых рукояток изменить имя по своему желанию, подтвердив нажатием "ENT";
- большой правой рукояткой переместить курсор на "CREATE ?";
- нажав "ENT", занести в память новую навигационную точку.

Модификация существующей оперативной навигационной точки

Алгоритм модификации оперативной навигационной точки практически тот же, что и алгоритм создания навигационной точки:

- находясь на странице "USER WAYPOINTS", набрать в верхнем поле идентификатор навигационной точки, которую необходимо модифицировать;
- в соответствии с алгоритмом создания навигационной точки изменить координаты;
- вращая большую правую рукоятку, переместить курсор на "MODIFY?";
- нажать "ENT" для подтверждения модификации навигационной точки.

Визуализация списка созданных навигационных точек

Для визуализации списка созданных навигационных точек необходимо:

- находясь на странице "USER WAYPOINTS", нажать "MENU";
- большой правой рукояткой переместить курсор на строку "VIEW USER WAYPOINTS LIST ?" и нажать "ENT";
- вращая большую правую рукоятку, перевести курсор на выбранный идентификатор навигационной точки.

Далее возможно переименовывать, модифицировать и уничтожать выбранную навигационную точку.

Для переименования выбранной навигационной точки необходимо:

- выбрать имя навигационной точки по списку;
- используя малую и большую правые рукоятки, набрать новое имя;
- ввести это имя, нажав "ENT";
- подтвердить этот выбор, нажав "ENT" при расположении курсора на позиции "YES ?".

Для модифицирования выбранной навигационной точки необходимо:

- выбрать имя навигационной точки по списку;
- нажав "ENT", перейти к "USER WAYPOINTS"-странице;
- далее действовать в соответствии с алгоритмом 8.17.1.6.2.

Для уничтожения выбранной навигационной точки необходимо:

- выбрать имя навигационной точки по списку;
- нажав "CLR", уничтожить выбранную навигационную точку, подтвердив это нажатием "ENT" при расположении курсора на "YES ?".

**ФОРМИРОВАНИЕ ЛИНИИ ПУТИ ДО ТОЧКИ НАЗНАЧЕНИЯ ПО
КРАТЧАЙШЕМУ РАССТОЯНИЮ НА СТРАНИЦЕ DIRECT TO****Выбор точки назначения по заданному идентификатору**

Для выбора точки назначения по заданному идентификатору необходимо:

- нажать клавишу "D", чтобы появилась страница "DIRECT TO". Поле идентификатора навигационной точки будет выделено курсором (первая строка);
- используя малую и большую правые рукоятки, ввести идентификатор желаемой навигационной точки назначения;
- нажать клавишу "ENT" для подтверждения выбранного идентификатора, затем нажать клавишу "ENT" для активирования режима "DIRECT TO".

**Выбор наименования радионавигационной, официальной
маршрутной точки или города, как точки назначения**

Для выбора наименования радионавигационной, официальной маршрутной точки или города, как точки назначения необходимо:

- нажать клавишу "D", чтобы появилась страница "DIRECT TO";
- вращая большую правую рукоятку, перевести курсор на вторую строку (наименование р/навигационной, официальной маршрутной точки) или на третью строку (наименование города);
- используя малую и большую правые рукоятки, ввести соответствующий идентификатор;
- нажать клавишу "ENT" для подтверждения вашего выбора, затем нажать "ENT" для активирования режима "DIRECT TO."

Выбор ближайшего аэродрома или навигационной точки из флайт-плана, как точки назначения

Для выбора ближайшего аэродрома или навигационной точки из флайт-плана, как точки назначения необходимо:

- нажать клавишу "D", чтобы появилась страница "DIRECT TO";
 - вращая большую правую рукоятку, перевести курсор в окно "NRST" или "FPL";
 - вращая малую правую рукоятку, выбрать идентификатор ближайшего аэродрома или навигационной точки активированного флайт-плана;
 - нажать "ENT" для подтверждения выбора, затем нажать "ENT" для активирования режима "DIRECT TO".
-

Формирование линии пути до точки назначения по кратчайшему расстоянию на странице MAP

Для формирования линии пути до точки назначения по кратчайшему расстоянию на странице MAP необходимо:

- перейти на страницу "MAP";
- нажать малую правую рукоятку для того, чтобы появился символ "↖";
- вращая малую и большую правые рукоятки, поместить символ "↖" в желаемую точку. Если это известный аэродром или радионавигационная точка, должно высветиться имя этой известной точки, иначе она обозначается как "+MAP";
- для формирования линии пути по кратчайшему расстоянию нажать "Ё" и дважды "ENT".

Полёт заданным курсом на выбранную точку назначения

Для формирования линии пути с заданным курсом на выбранную точку назначения необходимо:

- нажать клавишу "Ё", чтобы появилась страница "DIRECT TO";
- вращая малую и большую правые рукоятки, выбрать идентификатор желаемой навигационной точки назначения;
- нажать клавишу "ENT" для подтверждения выбора точки назначения;
- вращая большую правую рукоятку перевести курсор на поле "CRS"-курс;
- вращая малую и большую правые рукоятки, выбрать желаемое значение курса и нажать клавишу "ENT";
- нажать клавишу "ENT", чтобы начать навигацию, используя сформированную линию пути с заданным курсом на выбранную точку назначения.

Отмена режима “DIRECT TO”

Для отмены режима “DIRECT TO” необходимо:

- нажать клавишу "Ё", чтобы появилась страница “DIRECT TO”;
- нажать клавишу “MENU”; вращая большую правую рукоятку, перевести курсор на поле “Cancel Direct-to NAV”- отмена режима “DIRECT TO”;
- нажать “ENT” для выполнения выбранной опции.

Если режим “DIRECT TO” активировался из активного флайт-плана, то при отмене режима “DIRECT TO” продолжится навигация в соответствии с ближайшим участком флайт-плана.

ФЛАЙТ-ПЛАН

GNC-420 позволяет создать 20 флайт-планов с 31 поворотным пунктом в каждом из них.

Создание нового флайт-плана

Для создание нового флайт-плана необходимо:

- нажать клавишу "FPL" и вращать малую правую рукоятку до появления каталога флайт-планов;
- нажать "MENU" и, вращая большую правую рукоятку, установить курсор на строке "CREATE NEW FLIGHT PLAN ?", нажать "ENT" для перехода к странице "FLIGHT PLAN";
- используя малую и большую правые рукоятки, ввести имя пункта вылета. подтвердить нажатием "ENT";
- для последовательного ввода поворотных пунктов маршрута повторить предыдущее действие необходимое число раз;
- по окончании ввода флайт-плана нажать малую правую рукоятку для возврата к каталогу флайт-планов.

Редактирование флайт-плана

Для редактирования флайт-плана необходимо:

- нажать "FPL" и вращать малую правую рукоятку до появления страницы “FLIGHT PLAN CATALOG”;
 - нажать малую правую рукоятку, чтобы активировать курсор;
 - вращать большую правую рукоятку, чтобы установить курсор на желаемый флайт-план и нажать "ENT";
 - для введения дополнительного поворотного пункта вращать большую
-

правую рукоятку до поворотного пункта, стоящего после дополнительного;

- использовать большую и малую правые рукоятки, для выбора идентификатора нового поворотного пункта, нажать "ENT";
- для вывода поворотного пункта из флайт-плана вращать большую правую рукоятку до поворотного пункта, который необходимо убрать, нажать "CLR" и "ENT", подтвердив вопросительное "YES ?".

Навигация по флайт-плану

Для активирования желаемого флайт-плана необходимо:

- нажать клавишу "FPL" и, вращая малую правую рукоятку, перейти к странице "FLIGHT PLAN CATALOG";
- нажать малую правую рукоятку, чтобы активизировать курсор;
- выбрать желаемый флайт-план, вращая большую правую рукоятку;
- нажать клавишу "MENU" и, вращая большую правую рукоятку, установить курсор на строке "ACTIVATE FLIGHT PLAN ?";
- нажать "ENT", при этом выбранный флайт-план индицируется на странице "FLIGHT PLAN";
- нажать клавишу "FPL" и, вращая большую и малую рукоятку, перейти к основной навигационной странице "DEFAULT NAV" или к странице "MAP" для осуществления навигации по активированному флайт-плану.

После выполнения полёта по выбранному флайт-плану его можно инвертировать для полёта в обратном направлении. Для этого необходимо;

- нажать клавишу "FPL";
- нажать клавишу "MENU" и, вращая большую правую рукоятку, установить курсор на строке "Invert Flight Plan", нажать "ENT";
- перейти на основную навигационную страницу.

Для аэродромов внесённых в базу данных можно активировать процедуру инструментального захода на посадку и выхода из района аэродрома через "FPL" (Flight Plan) и PROC (Procedures).

Уничтожение флайт-плана

Для уничтожения флайт-плана необходимо:

- нажать "FPL" и вращать малую правую рукоятку, до появления страницы "FLIGHT PLAN CATALOG";
 - активизировать курсор и, вращая большую правую рукоятку, выбрать флайт-план;
 - нажать клавишу "MENU" и, вращая большую правую рукоятку, установить курсор на строке "DELETE FLIGHT PLAN?";
 - нажать "ENT" и подтвердить выбор "Yes?" нажатием "ENT".
-

ГРУППА СТРАНИЦ С ИНФОРМАЦИЕЙ О ДЕВЯТИ БЛИЖАЙШИХ АЭРОДРОМАХ, NDB, VOR МАЯКОВ, ОПЕРАТИВНЫХ ПОВОРОТНЫХ ПУНКТОВ, ПЕРЕСЕЧЕНИЙ ТРАСС, СПЕЦИАЛЬНЫХ ЗОН, ЦЕНТРОВ ПОЛЁТНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ В РАДИУСЕ 200 NM

Просмотр списка ближайших аэродромов

Для просмотра списка ближайших аэродромов необходимо:

- нажать "NRST" и, вращая малую правую рукоятку, выбрать страницу "NEAREST AIRPORT";
- нажать малую правую рукоятку и, вращая большую правую рукоятку, выделить курсором желаемый аэродром, нажать "ENT";
- для просмотра аэродромной информации нажать малую правую рукоятку для удаления курсора и вращать ее в поисках необходимой информации.

Формирование линии пути по кратчайшему расстоянию до выбранного аэродром:

- нажать "D" для перехода на страницу "DIRECT TO";
- вращая большую правую рукоятку, перевести курсор в окно "NRST";
- вращая малую правую рукоятку, выбрать желаемый ближайший аэродром в окне "NRST";
- нажать "ENT" для подтверждения выбора;
- активировать навигацию на выбранный аэропорт нажатием "ENT".

Просмотр списков ближайших NDB, VOR маяков, оперативных поворотных пунктов, пересечений трасс, специальных зон, центров полётного обслуживания

Для просмотра списков необходимо:

- нажать "NRST" и, вращая малую правую рукоятку, выбрать желаемую страницу (NDB, VOR и т.д.);
- активировать курсор, вращением большой правой рукоятки выбрать желаемый объект, нажать "ENT" для получения более полной информации об объекте.

ГРУППА ВСПОМОГАТЕЛЬНЫХ СТРАНИЦ AUX**Страница “FLIGHT PLANNING”**

Страница “FLIGHT PLANNING” включает в себя индикацию следующих вычисленных параметров:

- Fuel planning- индикация текущих топливных параметров в зависимости от введенных значений расхода топлива и начального количества топлива в баках на участке маршрута;

- Trip planning- индикация заданного путевого угла (DTK), расстояния (DIS), расчетного отрезка времени прохождения участка маршрута (ETE), безопасная высота (ESA) и расчетное время пролета конечного пункта участка маршрута (ETA);

- Density alt /TAS/Winds – информация вычисленных значений истинной высоты, скорости полета и параметров ветра в зависимости от введенных характеристик внешней среды и параметров полета;

- Scheduler – индикация заранее введенных сообщений-напоминаний по прошествии определенного, заранее введенного отрезка времени.

Страница полезной информации (UTILITY)

Эта страница включает в себя:

- Checklists – раздел, в котором можно записать и хранить контрольные карты (перечни проверок перед взлетом, перед посадкой и т.п.);

- Flight timers – раздел, в котором находится таймер с ручным пуском и остановкой, выполняется автоматическая фиксация времени взлета и общего времени полета;

- Trip statistics – фиксация средней скорости, максимальной скорости полета и точности пролета маршрута;

- RAIM Prediction – прогноз GPS покрытия заданной точки в заданное время;

- Sunrise/sunset – время восхода и захода солнца в заданной точке в заданный день;

- Software/Database Ver. – версия программного обеспечения и срок действия базы данных.

Начальная установка параметров (SETUP1)

Эта страница включает в себя:

- Airspace Alarms – включение сигнализации входа в различные зоны и районы воздушного пространства;

- CDI/Alarms – установка масштаба шкалы нуль-индикатора курса и установка сигнализации пересечения рубежа подхода к аэродрому посадки.

Для этого необходимо:

- высветить курсором строку CDI/Alarms.
- нажать “ENT”;
- малой правой рукояткой выбрать масштаб шкалы, подтвердить нажатием “ENT”;
- малой правой рукояткой выбрать “ON” или “OFF” (включение/выключение сигнализации пересечения рубежа подхода аэродрома посадки), подтвердить нажатием “ENT”;
- при включении сигнализации выбрать удаление рубежа подхода с помощью малой и большой правых рукояток, подтвердить нажатием “ENT”.

Units/Mag Var – установка магнитного склонения, размерности параметров полета и характеристик внешней среды. Большой правой рукояткой выбирается параметр, а малой правой рукояткой – его размерность, подтверждается нажатием “ENT”. При установке магнитного склонения возможны варианты:

- AUTO – магнитное склонение из базы данных;
- TRUE – магнитное склонение равно 0, индикация истинного путевого угла;
- USER – магнитное склонение вводится вручную.

Position format/MAP DATUM – установка размерности географических координат:

_____° ____' ____" или _____° ____' _____"

Date/Time – установка даты, времени и формата времени: местное время 12 часов, 24 часа и UTC.

Начальная установка параметров (SETUP2)

Эта страница включает в себя установку параметров дисплея, параметров, которые определяют поиск ближайших аэродромов (характеристики поверхности ВПП), шаг частотной сетки УКВ радиостанции (25 кГц, 8.33кГц).

ТРАНСПОНДЕР GTX-327, КОДИРУЮЩИЙ ВЫСОТОМЕР АК-350

Рис. 8.7.5 Транспондер GTX-327

Транспондер ICAO GTX-327 является бортовым элементом вторичной локации системы управления воздушным движением и служит для идентификации воздушного судна, определения его положения и состояния наземными системами УВД. GTX-327 работает совместно с кодирующим высотомером АК-350.

Включение и выбор режима работы транспондера

1. Нажатие клавиши STBY – включение транспондера в режим ожидания. При включении индицируется идентификационный код, который был выставлен прежде, перед выключением.

В режиме ожидания транспондер не отвечает на запросы наземных станций вторичной локации.

2. Нажатие клавиши ON – включение транспондера в режим активного ответа с передачей идентификационного кода, без передачи информации о высоте полета (модификация А). При включении индицируется код, который был выставлен прежде перед выключением.

3. Нажатие клавиши ALT – включение транспондера в режим активного ответа с передачей идентификационного кода, с передачей информации о высоте полета относительно стандартного давления (модификация С). Если транспондер не получает сигнал от кодирующего высотомера (не установлен внешний кодирующий высотомер), то при нажатии клавиши ALT транспондер включается в режим активного ответа без передачи информации о высоте полета (модификация А).

4. Нажатие клавиши OFF – выключение транспондера.

Режим CONFIGURATION

Режим CONFIGURATION – это режим установки или просмотра параметров, определяющих конфигурацию (настройку) транспондера. При

необходимости просмотра или изменения каких-либо из этих параметров нажмите и удерживайте в нажатом положении клавишу FUNC до переключения на режим CONFIGURATION. Повторными короткими нажатиями на клавишу FUNC перелистывайте страницы, пока не откроете искомую. На выбранной странице используйте клавишу CRSR для выделения необходимого поля. В поле, обозначенном курсором, можно ввести цифровую информацию, используя клавиши 0÷9. С помощью клавиш 8 и 9 можно выбрать необходимый пункт из представленного списка. Для подтверждения своего выбора нажмите клавишу CRSR.

Для выхода из режима CONFIGURATION необходимо выключить транспондер клавишей OFF, а затем снова включить нажатием клавиши STBY.

Выбор идентификационного кода

Для выбора идентификационного кода, состоящего из 4-х цифр, нажмите поочередно соответствующие клавиши из числа 0,1,2,3,4,5,6,7. Курсор при этом передвигается слева-направо. Новый код будет активирован только после ввода четвертой цифры кода.

Для возврата курсора на предыдущую позицию нажмите клавишу CLR. При нажатии клавиши CLR в случае нахождения курсора на первой позиции курсор удаляется.

При нажатии клавиши CRSR в процессе ввода нового кода курсор удаляется, активированным остается предыдущий код.

Важные идентификационные коды

- 1200 – Код, применяемый при полетах по ПВП в США;
- 7000 – Код, обычно применяемый при полетах по ПВП в Европе;
- 7500 – Код, устанавливаемый при несанкционированном вмешательстве (нападении на ВС);
- 7600 – Код, устанавливаемый при потере радиосвязи;
- 7700 – Код, устанавливаемый при аварийной ситуации;
- 7777 – Код, устанавливаемый перехватчиком в процессе перехвата;
- 0000 – Код, устанавливаемый военными самолетами (невозможно установить на гражданских ВС).

Будьте внимательны, избегайте ошибочной установки кодов 7500 и из диапазона 7600-7777, т.к. в этом случае на экране диспетчера УВД включается специальная индикация в автоматическом режиме.

Режим IDENT

Для включения режима IDENT нажмите клавишу IDENT, в этом случае на 18 секунд активируется режим SPI – специальная позиционная идентификация на экране диспетчера УВД. При этом в верхнем левом углу бортового дисплея транспондера появляется знак IDENT.

Режим VFR (включение кода, применяемого при полетах по ПВП)

Для включения режима VFR нажмите клавишу VFR. В этом случае устанавливается код заранее запрограммированный в режиме установки параметров (режим CONFIGURATION).

Режим FUNC

В режиме FUNC можно перелистывать страницы в правом окне дисплея.

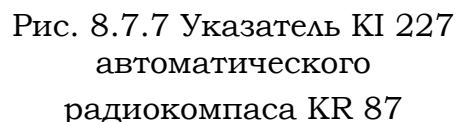
Короткими повторными нажатиями клавиши FUNC переходите от страницы к странице по следующему списку:

- барометрическая высота (PRESSURE ALT), измеряемая в футах, сотнях футов (номер эшелона), метрах – в зависимости от настройки в режиме CONFIGURATION;
 - полетное время (FLIGHT TIME), пуск и остановка осуществляется нажатием клавиши START/STOP или, если установлен соответствующий датчик, по обжатию шасси, при нажатии клавиши CLR осуществляется обнуление позиций;
 - таймер с возрастающим отсчетом времени (COUNT UP), пуск и остановка осуществляется нажатием клавиши START/STOP, обнуление – нажатием клавиши CLR;
 - таймер с убывающим отсчетом времени (COUNT DOWN), перед пуском необходимо активировать курсор нажатием CRSR, затем с помощью клавиш 0÷9 ввести начальное время, пуск и остановка осуществляются нажатием клавиши START/STOP. Когда обратный отсчет времени доходит до нуля, слова COUNT DOWN заменяются на EXPIRED и таймер начинает работать с возрастающим отсчетом времени;
 - регулировка контрастности (CONTRAST). Эта страница индицируется, если в режиме CONFIGURATION выбрана ручная (неавтоматическая) регулировка контрастности;
 - регулировка яркости (DISPLAY). Эта страница индицируется, если в режиме CONFIGURATION выбрана ручная (неавтоматическая) регулировка яркости.
-

Автоматический радиокompас (АРК) КР 87 предназначен для приема сигналов от всенаправленных приводных радиомаяков (NDB) в средневолновом диапазоне частот 200 – 1799 КГц, формирования сигнала направления на радиостанцию и выдачи его на cabinный индикатор КИ 227 в виде курсового угла радиостанции (КУР), то есть угла между направлением, индицируемым стрелкой и индексом продольной оси самолета.

Diagram of the Bendix/King KR 87 T50 VHF transceiver control panel. The panel features a digital display showing '230' and '1213'. Below the display are five function buttons: ADF, BFO, FRQ, FLT/ET, and SET/RSI. To the right of these buttons is a power switch labeled 'OFF' and 'VOL'. A large rotary knob is located on the far right. The panel is labeled 'BENDIX/KING' and 'KR 87 T50'. The diagram includes numbered callouts 1 through 9 pointing to various components.

1 - дисплей активной частоты (USE); 2 - дисплей резервной частоты и таймера (STBY/TIMER); 3 – внутренние и внешние соосные рукоятки, настройки частоты и таймера ET; 4 - регулятор громкости, совмещенный с выключателем электропитания; 5 - кнопка запуска и перезапуска таймера; 6 - кнопка переключения индикации общего полетного времени FLT и поэтапного полетного времени ET; 7 - кнопка активирования резервной частоты и перевод основной частоты в резерв; 8 - кнопка включения режима прослушивания немодулированных идентификационных сигналов (режим BFO); 9 - кнопка переключения режимов работы ANT и ADF.



- 1 - кремальера заданного курса;
2 - шкала КУР;
3 - стрелка КУР.

Работа системы на самолете возможна при работающем генераторе или от аэродромного источника электроэнергии.

Пульт управления и индикатор режимов работы, частот и времени представляет собой встроенную в приборную доску панель со светодиодным дисплеем и органами управления.

Включение системы осуществляется поворотом по часовой стрелке кремальеры-выключателя, расположенной справа между дисплеем и сдвоенной кремальерой, из крайней левой позиции (OFF) до щелчка, после чего дальнейшим поворотом по часовой стрелке осуществляется усиление аудиосигнала для его прослушивания и идентификации приводного радиомаяка (прослушивание идентификационного сигнала, передаваемого знаками Морзе, возможно при нажатой клавише ADF на пульте аудиопанели).

Радиочастота, на которую настроен приемник постоянно индицируется на левом (рабочем) поле дисплея. Резервная частота индицируется на правом поле дисплея при наличии в средней его части символа "FRQ". Резервная частота не индицируется в режиме FLT (общее время полета), либо ET (интервал времени), но остается в памяти системы.

При наличии на экране дисплея символа "FRQ" резервная частота может изменяться за счет вращения по и против часовой стрелки сдвоенных кремальер, расположенных у правого края пульта. Вращением вытянутой внутренней сдвоенной кремальеры осуществляется изменение частоты на единицы кГц. Вращением нажатой внутренней сдвоенной кремальеры осуществляется изменение частоты на десятки килогерц. Вращением внешней сдвоенной кремальеры осуществляется изменение частоты на сотни килогерц до величины 1799 кГц.

Резервная частота может быть переведена в рабочую, а рабочая, соответственно, в резервную, то есть поменяться местами на левом и правом полях дисплея за счет нажатия на клавишу FRQ.

Режим "Антенна" (ANT) устанавливается в случае, когда клавиша ADF на пульте не нажата. При этом на поле дисплея слева сверху индицируется символ "ANT". Данный режим обеспечивает улучшенный прием идентификационных сигналов в кодах Морзе от приводного радиомаяка, на который настроен приемник. При этом стрелка на индикаторе KI 227 прекращает индицировать КУР приводного радиомаяка, разворачивается на 90 град. и сохраняет данное положение, пока включен режим "Антенна".

Режим "радиокомпас"(ADF) устанавливается при нажатом положении клавиши ADF. При этом стрелка индикатора KI 227 указывает направление на соответствующий маяк (индицирует КУР).

Курсовой лимб на индикаторе APK может быть повернут в любое положение вручную за счет вращения кремальеры HDG (в левом нижнем углу индикатора).

Некоторые приводные радиомаяки излучают немодулированные сигналы. В этом случае для прослушивания идентификационных сигналов в кодах Морзе следует нажать клавишу BFO.

Для предполетной проверки работы АРК, либо для проверки его в полете необходимо перевести систему в режим работы "Антенна". Тогда стрелка индикатора будет показывать КУР=90град. Проверив настройку приемника на работающий радиомаяк прослушиванием сигналов Морзе, перевести систему в режим "радиокомпас". При этом стрелка индикатора должна развернуться в направление на антенну без колебаний и забросов. Слишком медленное перемещение стрелки, ее раскачка, повороты в обратную сторону означают, что сигнал от маяка слишком слаб, либо что система неисправна.

Индикация времени осуществляется на правом поле дисплея (вместо резервной частоты). Счетчик времени (таймер) автоматически переводится в начало отсчета (от ":00") при прерывании электропитания системы: либо за счет отключения генератора, либо за счет отключения электропитания самолета, либо за счет установки выключателя АРК в положение OFF (выключено).

На правом поле дисплея в режиме таймера индицируется либо общее время полета "FLT", либо интервал времени (этапное время) "ET".

Нажатием клавиши FLT/ET производится замена индикации "FLT" на "ET" и наоборот.

Режим работы таймера индицируется на дисплее символом "FLT" либо "ET" правее поля индикации времени.

Отсчет общего времени полета включается при включении в работу системы, производится до ее выключения и индицируется в режиме "FLT".

Режим отсчета интервала времени может быть включен с нулевой отметки ":00" нажатием клавиши SET/RST, режим "ET" включается нажатием клавиши SET/RST независимо от того, в каком режиме происходила индикация времени к данному моменту.

Для активизации режима обратного отсчета времени, необходимо нажать клавишу SET/RST на две секунды, либо до появления на экране дисплея мигающего символа "ET". После этого, вращая совмещенные кремальеры, выставить начальное время отсчета (максимально возможное время начального отсчета 59 минут, 59 секунд). Выставленное таким образом начальное время будет индицироваться неизменным до нажатия клавиши SET/RST, после чего активизируется обратный отсчет времени – начиная с выставленного начального значения до ":00" (при этом символ "ET" будет светиться в постоянном режиме. Когда отсчет таймера станет равным ":00", начнется прямой отсчет.

Резервная частота настройки АРК, находящаяся в памяти системы во время работы таймера, может быть вызвана на экран дисплея нажатием клавиши FRQ, затем переведена в положение рабочей частоты вторичным нажатием на клавишу FRQ.

В то время, как на правом поле дисплея индицируется информация, соответствующая режиму таймера, рабочая частота АРК может изменяться вращением совмещенных кремальер, при этом, находящаяся в памяти системы резервная частота будет оставаться неизменной.

Система выключается поворотом кремальеры выключателя против часовой стрелки до щелчка (в положение "OFF").

8.7.3 АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

В состав аварийно-спасательного оборудования самолета Як-18Т входит аварийный радиобуй KANNAD 406 AF.

АВАРИЙНЫЙ РАДИОБУЙ KANNAD 406 AF

Аварийный радиобуй ELT (emergency locator transmitter) KANNAD 406 AF предназначен для передачи радиосигналов с борта самолета при возникновении аварийной ситуации. Радиобуй в этом случае переходит из режима ожидания в активный режим автоматически или вручную. По радиосигналам радиобуя Координационный центр ПСС локализует местоположение самолета и организует спасение людей и техники.

Функциональный состав аварийного радиобуя KANNAD 406 AF

Аварийный радиобуй состоит из:

- радиопередатчиков, работающих на частотах 121.5/243 МГц и 406.025 МГц, конструктивно объединенных в один модуль;
- микропроцессора, который управляет работой радиопередатчиков и поддерживает выполнение всех функций радиобуя;
- 3-х позиционного переключателя ELT "ARM-OFF-ON", светодиодной лампы-индикатора ELT и звукового сигнализатора (зуммера) ELT, находящихся на корпусе модуля;
- пульта дистанционного управления (ПДУ), расположенного в пилотской кабине, на котором находятся 3-х позиционный переключатель "ON-ARMED-RESET&TEST", светодиодная лампа-индикатор ПДУ и звуковой сигнализатор (зуммер) ПДУ;
- датчика ударных усилий, находящегося на внутреннем корпусе радиобуя и срабатывающего при возникновении аварийных перегрузок;
- внешней антенны.

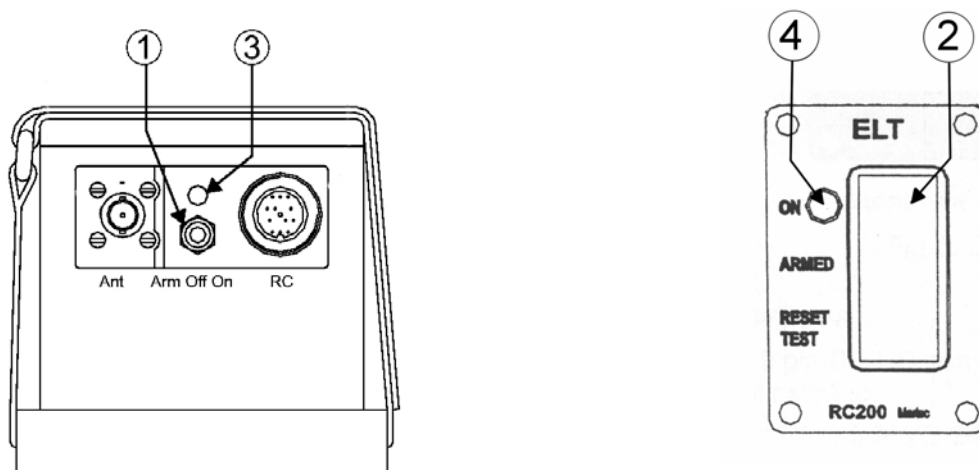


Рис. 8.7.8 Органы управления и индикации KANNAD 406 AF

- 1 – переключатель ELT "ARM-OFF-ON", находящийся на корпусе модуля;
- 2 – переключатель ПДУ "ON-ARMED-RESET&TEST", находящийся на пульте дистанционного управления;
- 3, 4- светодиодные лампы- индикаторы ELT и ПДУ.

Аварийный радиобуй имеет герметичный огнеупорный корпус, приспособлен к работе в экстремальных, жестких условиях, может работать от бортовой электросети самолета и от автономного источника питания.

Режимы работы аварийного радиобуя KANNAD 406 AF

Переключатель ELT является командным по отношению к переключателю ПДУ.

Аварийный радиобуй выключен

Переключатель ELT в положении "OFF"- аварийный радиобуй выключен.

Активный режим.

Переключатель ELT в положении "ON" - аварийный радиобуй переходит в активный режим в независимости от положения переключателя ПДУ.

В активном режиме радиобуй передает сигнал стандартной тональности на частотах 121.5 МГц и 243.0 МГц, что сопровождается периодическими вспышками ламп-индикаторов и короткими сигналами зуммеров ELT и ПДУ.

Каждые 50 секунд (47.5 с \pm 52.5 с) 5-ваттный передатчик на частоте 406.025 МГц включается на 440 мсек (для передачи короткого сообщения) или на 520 мсек (для передачи длинного сообщения), что сопровождается непрерывным свечением ламп-индикаторов. Передаваемая цифровая информация запрограммирована в заводских условиях и может быть использована Координационным центром ПСС для идентификации радиобуя.

Переданные сигналы принимаются спутниками системы КОСПАС-САРСАТ и ретранслируются в Координационный центр ПСС, где определяется местоположение самолета.

Локализация местоположения самолета по работе радиобуя на частоте 406.025 МГц обеспечивается с точностью 4 км в сравнении с 15÷20 км для передатчика 121.5/243.0 МГц. Однако в сочетании они дают хороший результат, т.к. более длительная работа радиопередатчика на частотах 121.5/243.0 МГц используется к тому же для наведения на местоположение самолета, на заключительном этапе поиска.

Режим ожидания

Переключатель ELT в положении “ARM”- включается в работу пульт дистанционного управления ПДУ:

- переключатель ПДУ в положении “ARMED”- режим ожидания, аварийный радиобуй готов перейти в активный режим автоматически (от датчика ударных усилий при возникновении аварийной ситуации) или в ручную при установке переключателя ПДУ в положение “ON”.

Встроенный контроль (SELF TEST)

При включении режима ожидания или активного режима выполняется встроенный контроль аварийного радиобуя.

Встроенный контроль выполняется в течение 5 сек и сопровождается непрерывным сигналом зуммеров ELT и ПДУ.

Результаты контроля индицируются лампами-индикаторами ELT и ПДУ:

- непрерывное свечение- результат успешного прохождения контроля;
- комбинации коротких вспышек (см. табл. 8.7.1) оповещают о выявленной неисправности.

табл 8.7.1

Комбинация коротких вспышек ламп индикаторов при выполнении встроенного контроля	Характер неисправностей
3+1	Низкое напряжение на клеммах аккумулятора
3+2	Низкая мощность излучения радиопередатчиков
3+3	Неправильная частота излучения
3+4	Нет запрограммированных данных идентифицирующих радиобуй

Восстановление режима ожидания

Если радиобуй активирован случайно, его можно снова перевести в режим ожидания. Для этого необходимо нажать на 1-2 сек переключатель ПДУ в положение “RESET&TEST”, затем установить в “ARMED” (при этом переключатель ELT должен находиться в положении “ARM”). После встроенного контроля радиобуй переходит в режим ожидания.

**ПЕРИОДИЧЕСКАЯ ПРОВЕРКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ АВАРИЙНОГО
РАДИОБУЯ KANNAD 406 AF**

Проверить установку переключателя ПДУ в положении “ARMED”.

Установить переключатель ELT в положение “ARM”.

Настроить бортовую УКВ радиостанцию на частоту 121.5 МГц.

Нажать переключатель в положение “RESET&TEST” на 1-2 с, затем установить в положение “ARMED”.

Проконтролировать выполнение встроенного контроля.

Перевести радиобуй в активный режим переводом переключателя ПДУ в положение “ON”.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРОВЕРКА ПРОИЗВОДИТСЯ ТОЛЬКО В ТЕЧЕНИЕ
ПЕРВЫХ 5 МИНУТ КАЖДОГО ЧАСА,
ПЕРИОДИЧЕСКИ, НЕ РЕЖЕ, ЧЕМ РАЗ В МЕСЯЦ.
ВРЕМЯ ПЕРЕДАЧИ НЕ ДОЛЖНО ПРЕВЫШАТЬ 5 С.

Прослушать на частоте 121.5 МГц тестовый звуковой тон.

Проконтролировать работу световой и звуковой сигнализации по коротким вспышкам ламп-индикаторов ELT, ПДУ и коротким сигналам зуммеров ELT, ПДУ.

Перейти от активного режима к режиму ожидания нажатием переключателя ПДУ в положение “RESET&TEST” на 1-2 с и последующим переходом в положение “ARMED”.

Световая сигнализация прекращает работу без задержки, звуковая сигнализация – с задержкой не более 5 с.

8.8 ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

В состав пилотажно - навигационного оборудования входят:

- два авиагоризонта АГБ – 28Р;
- два гирокомпас RCA 15ВК-2-28V;
- указатель поворота и скольжения ЭУП-53У;
- два указателя скорости УС-450К;
- два высотомера ВМ15ПБМ;
- вариометр ВР-30МК;
- авиационные часы АЧС-1;
- магнитный компас КИ-13БС;
- система ПВД.;
- акселерометр АМ-9С;
- система сигнализации критических углов атаки ССКУА-1.

Авиагоризонт– АГБ-98 Р**Общие сведения**

Авиагоризонт АГБ-98Р предназначен для определения и индикации положения самолета в пространстве относительно плоскости истинного горизонта, для определения углов крена и тангажа при выполнении самолетом любых эволюций при пилотировании.

Указатель скольжения, расположенный на лицевой части авиагоризонта, служит для определения наличия и направления бокового скольжения при разворотах самолета.

Основные технические данные**Электропитание:**

- постоянным током напряжением $(27_{-3,0}^{+2,4})$ В от двух независимых источников питания;
- переменным однофазным током частоты (400 ± 20) Гц напряжением $(5,5 \pm 0,5)$ В (встроенного белого подсвета);
- переменным однофазным током частоты (400 ± 8) Гц напряжением $(36_{-3,6}^{+1,8})$ В (датчиков углов крена и тангажа).

ПРИМЕЧАНИЕ. При снижении питания постоянным током до 18 В авиагоризонт работоспособен в течение 30 мин.

Диапазон индикации:

- по крену $\pm 360^\circ$;
- по тангажу $\pm 75^\circ$ (без учета угла наклона приборной доски).

Время готовности авиагоризонта, не более:

- 2 мин – в нормальных условиях;
- 3 мин – при температуре минус 20°C и $+55^\circ\text{C}$.

Погрешности авиагоризонта по крену и тангажу, не более:

- $\pm 1,0^\circ$ – на неподвижном основании;
 - $\pm 1,5^\circ$ – на качающемся основании;
 - $\pm 2,5^\circ$ – на вибрирующем основании;
 - $\pm 5,0^\circ$ – после выполнения координированных виражей и разворотов объекта на 180° за 3 мин.
-

Время восстановления гироскопа авиагоризонта из завалов на 5° под действием коррекции:

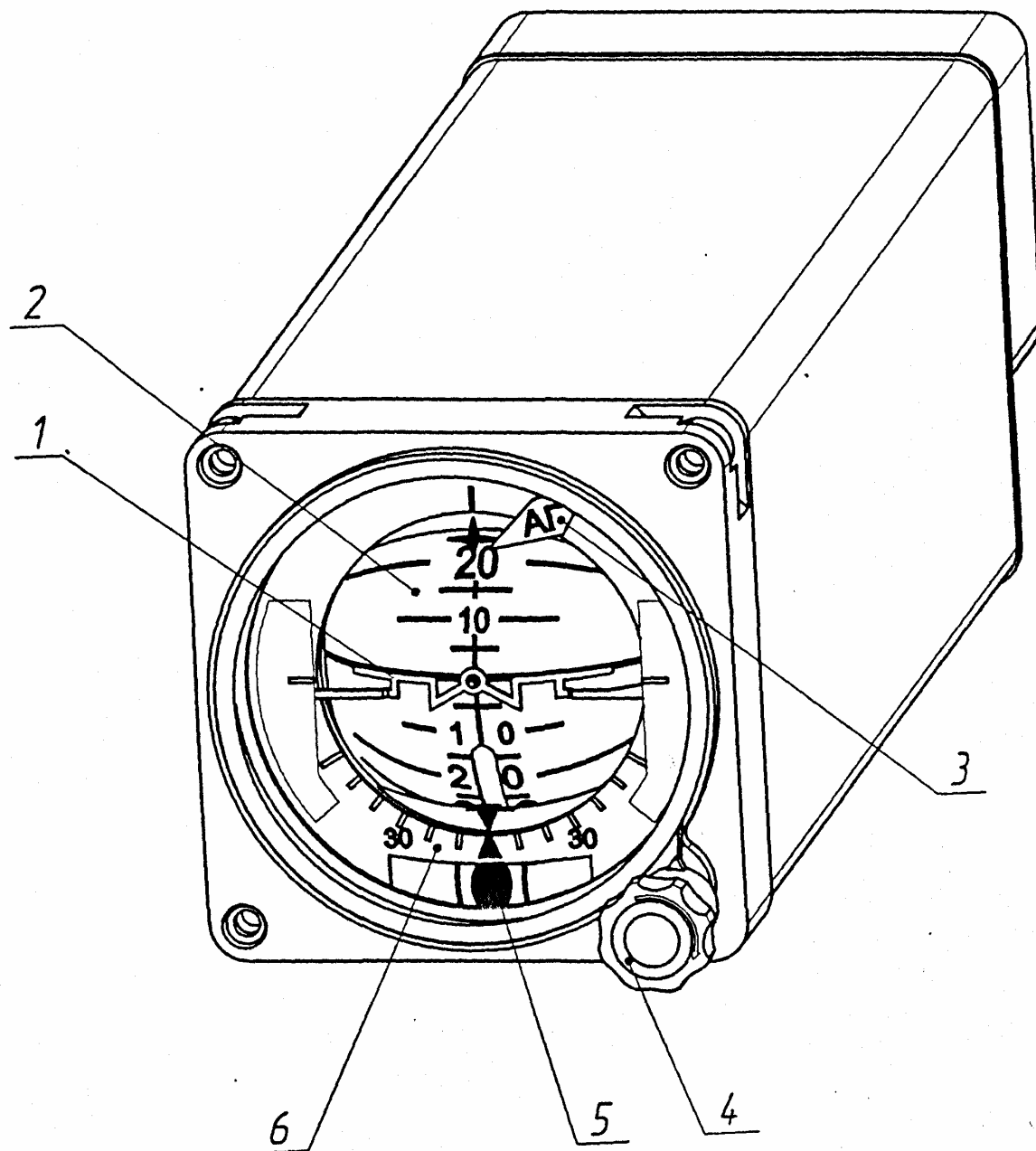
- 1 мин 15 с – 5 мин в нормальных условиях;
- 1 мин – 6 мин 15 с при температурах минус 20°C и $+55^{\circ}\text{C}$;

Включение авиагоризонта производится после запуска двигателя и включения питания постоянного и переменного тока. Для включения авиагоризонта необходимо включить автоматы защиты АГБ-1, АГБ-2 на панели АЗК на приборной доске.

Через 1 – 1,5 мин после включения электропитания снимите ручку арретира с фиксатора, потянув ручку на себя до упора и повернув против часовой стрелки.

Совместите индекс кремальеры с отметкой на фланце авиагоризонта.

По истечении времени готовности авиагоризонта флажок АГ должен находиться вне видимой зоны лицевой части, а показания авиагоризонта по крену и тангажу должны соответствовать стояночным углам объекта.



1 – силуэт самолетик

2 – шкала тангажа

3 – флажок АГ (отказ авиагоризонта)

4 – ручка арретира и кремальеры

5 – указатель скольжения

6 – шкала крена

Рис. 8.8.1 Авиагоризонт АГР-98Р

8.8.2 ГИРОКОМПАС RCA15BK-2-28V

Гирокомпас RCA15BK-2-28V представляет собой гироскопический прибор, позволяющий определять курс самолета и выдавать курс и углы отклонения от него для решения задач пилотирования и навигации.



Рис. 8.8.2 Гирокомпас
RCA15BK-2-28V

RCA15BK-2-28V работает в режиме гирополукомпаса. Уход гироскопа от заданного курса периодически корректируется вручную с помощью кремальеры на шкале прибора по показаниям магнитного компаса или спутниковой системы.

Гирокомпас рассчитан на питание постоянным током напряжением 28В. Готовность гироскопа к работе после его включения сигнализируется уборкой красного бленкера в правой части шкалы прибора.

Прибор включается выключателем на среднем пульте.

В процессе выполнения полета через каждые 15-20 минут необходимо в горизонтальном установившемся полете без крена и скольжения проводить коррекцию показаний гирополукомпаса по показаниям магнитного компаса КИ-13БС. Коррекция выполняется поворотом кремальеры, расположенной слева под индикатором.

8.8.3 УКАЗАТЕЛЬ ПОВОРОТА И СКОЛЬЖЕНИЯ ЭУП-53УК

Электрический указатель поворота предназначен для указания правильного выполнения разворота самолета вокруг вертикальной оси с поперечным креном до 45° при путевой скорости 200 км/1час.



Рис. 8.8.3 Шкала указателя
поворота ЭУП-53УК

Прибор сочетает в себе указатель поворота и указатель скольжения.

Принцип его работы основан на свойстве прецессии гироскопа с тремя степенями свободы. Прибор состоит из гиromотора и успокоителя. Ось вращения ротора гиromотора является главной осью гироскопа и перпендикулярна продольной оси самолета. Ось внутренней рамки расположена параллельно продольной оси самолета. Третьей осью вращения является вертикальная ось самолета при развороте.

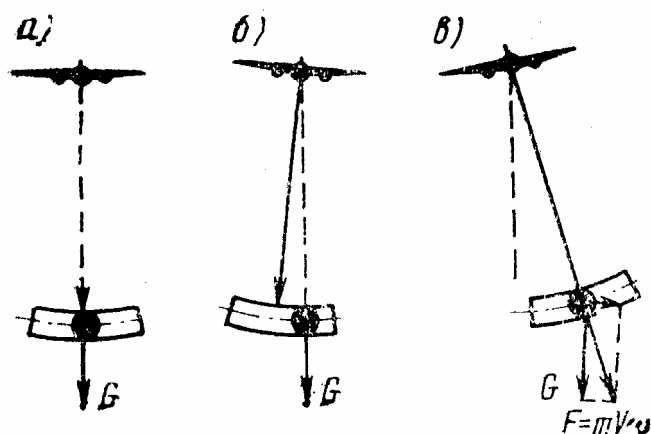


Рис. 8.8.4 Схема действия указателя скольжения:

а — горизонтальный полет; б — скольжение на крыло, в — правильный вираж

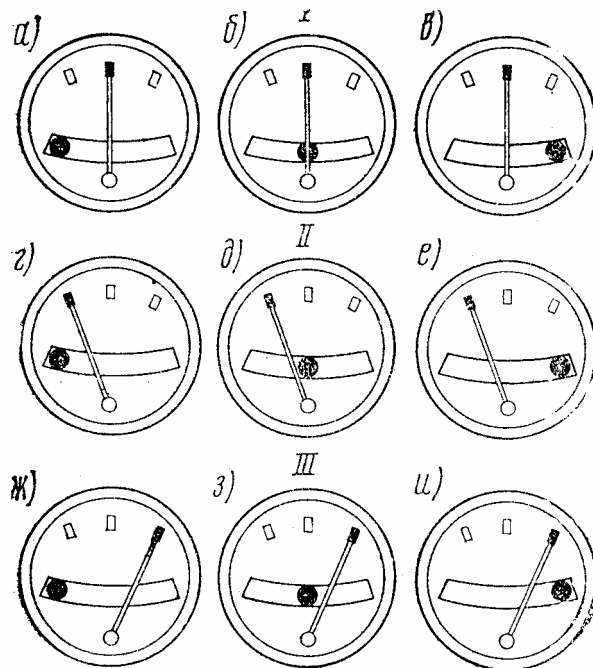


Рис. 8.8.5 Совместные показания указателя поворота и указателя скольжения

I — прямолинейный полет; II — левый вираж; III — правый вираж; а — скольжение на левое полукрыло; б, д, з — без скольжения; в — скольжение на правое полукрыло; г, и — внутреннее скольжение; с, ж — внешнее

Шкала имеет градуировку от 0 до 45° влево и вправо, цена деления 15°. Погрешность при нормальных условиях с кренами 15, 30 и 45° и угловыми скоростями соответственно 1, 2, 3 и 4 град/с при скорости полета 200 км/ч — ±1,5°. Включается указатель поворота автоматом защиты.

Указатель скольжения работает по принципу маятника. Чувствительным элементом указателя скольжения является шарик, перемещающийся внутри стеклянной трубки, заполненной жидкостью — толуолом. Для отметки среднего положения шарика посередине трубки симметрично расположены две визирные проволоки. Отклонение шарика вправо и влево от среднего положения как при прямолинейном полете, так и при вираже указывает на соответствующее скольжение самолета. В горизонтальном полете шарик находится в середине трубки на линии от веса, проходящей через центр кривизны трубки (рис. 8.8.4). Если самолет находится в крене, стеклянная трубка наклоняется и шарик под действием силы тяжести стремится занять в ней самое низкое положение, при котором центр тяжести шарика совпадает с линией отвеса — с истинной вертикалью (рис. 8.8.5 б). При развороте указатель скольжения показывает относительный поперечный крен самолета, так как на шарик, кроме силы тяжести, действует еще центробежная сила, и поэтому линия, соединяющая центр с центром кривизны трубки, совпадает с направлением равнодействующей двух указанных сил (рис. 8.8.5 б, в).

Предполетный осмотр и работа с указателем поворота и скольжения в полете

Перед вылетом осмотреть прибор и убедиться в его исправности. Стрелка указателя поворота должна стоять на нулевой отметке шкалы. Допускаемое отклонение $\pm 1^\circ$. Шарик должен находиться в центре между ограничителями.

В полете необходимо пользоваться одновременно показаниями указателя поворота и указателя скольжения. При пользовании показаниями только одного прибора нельзя получить полного представления о характере полета и можно допустить ошибку в пилотировании. Наиболее характерные случаи полета самолета, при которых необходимо пользоваться совместными показаниями обоих приборов, следующие (рис. 8.8.5).

Прямолинейный полет без крена

Стрелка указателя поворота стоит против среднего индекса шкалы, а шарик находится в центре трубки. В этом случае на шарик указателя скольжения действует только сила тяжести, которая удерживает его в самой нижней точке, т. е. в центре трубки.

Прямолинейный полет с левым креном

Стрелка указателя поворота находится против среднего индекса, так как самолет не поворачивается вокруг своей вертикальной оси. Шарик указателя скольжения под действием силы тяжести скатывается влево от центра трубки. При полете самолета с правым креном шарик скатывается вправо от центра трубки.

Левый вираж без скольжения

Вираз без скольжения называется правильным виразом. При левом виразе стрелка указателя поворота отклоняется влево от среднего индекса шкалы в результате прецессии гироскопа. Шарик указателя скольжения остается в центре трубки, т. е. на шарик действует не только сила тяжести, но и центробежная сила, возникающая при развороте самолета. Шарик устанавливается по равнодействующей этих двух сил, которая проходит через центр трубки.

Левый вираз с внешним скольжением

Внешнее скольжение самолета возникает, если вираз выполняется с большой угловой скоростью и малым креном.

На самолет действует большая центробежная сила, которая и вызывает внешнее скольжение. При левом виразе самолета стрелка указателя поворота отклоняется влево от среднего индекса шкалы, а шарик указателя скольжения под действием увеличивающейся центробежной силой - вправо от центра трубки.

Левый вираж с внутренним скольжением

Внутреннее скольжение самолета возникает в том случае, когда вираж выполняется с малой угловой скоростью и с большим креном. Величина центробежной силы, действующей на шарик указателя скольжения, при этом будет небольшой, а шарик отклонится от центра трубки влево, т. е. в сторону разворота. При правом вираже прибор работает аналогично, но стрелка указателя поворота отклоняется вправо.

Таким образом, сопоставление показаний указателя поворота и указателя скольжения позволяет поддерживать прямолинейный горизонтальный полет и совершать правильные (координированные) развороты.

8.8.4 УКАЗАТЕЛЬ СКОРОСТИ УС-450К

Указатель скорости предназначен для определения скорости полета самолета относительно воздушной среды. Следует различать скорости истинную, приборную и путевую. Истинной скоростью называется скорость полета относительно воздушной среды. Приборной скоростью называется скорость, которую указывает прибор. Путевой скоростью называется скорость полета самолета относительно земной поверхности.

Принцип работы указателя скорости основан на измерении скоростного напора воздуха, создаваемого при движении самолета в приемнике воздушных давлений. Скоростным напором называется сила встречного сопротивления воздуха, действующая на единицу поверхности тела, движущегося в нем. В корпусе прибора помещен чувствительный элемент в виде мембранной коробки, которая соединяется с помощью медной трубки со штуцером и через трубопровод с камерой динамического давления приемника воздушных давлений. Корпус прибора соединяется с камерой статического давления ПВД.

При движении самолета давление внутри мембранной коробки увеличивается на значение скоростного напора и под действием его мембранная коробка расширяется, что передается через передаточный механизм на стрелку, которая показывает значение скоростного напора. Скоростной напор пропорционален квадрату скорости $q = \rho V^2 / 2$, поэтому, измеряя скоростной напор, прибор измеряет воздушную скорость. Шкала прибора, имеет градуировку от 0 до 450 км/ч с оцифровкой через 50 км/ч и ценой деления 10 км/ч.

Методические ошибки указателя скорости возникают вследствие изменения плотности воздуха с поднятием на высоту. При определении скорости по скоростному напору считалось, что плотность воздуха - величина постоянная. На самом деле с поднятием на высоту плотность воздуха уменьшается, следовательно, одной и той же скорости на большей высоте будет соответствовать меньший скоростной напор, а следовательно, и меньшие показания прибора. Градуировка прибора производится при плотности воздуха, соответствующей давлению 760 мм рт. ст., поэтому с поднятием на высоту показания прибора занижаются.

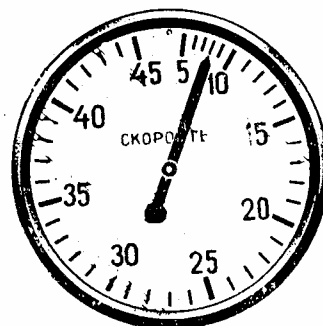
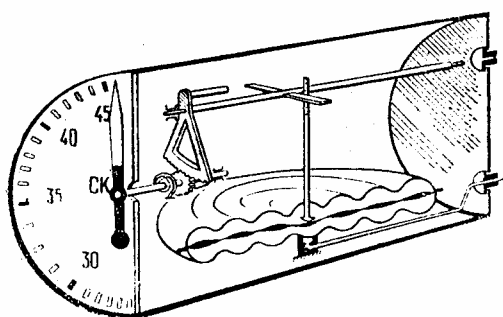


Рис. 8.8.6 Указатель скорости УС-450К

При наборе высоты температура уменьшается, что приводит к увеличению плотности воздуха. Градуировка прибора производилась при температуре 15° С, поэтому при меньшей температуре прибор дает завышенные показатели. Но с подъемом на высоту давление падает быстрее, чем температура, поэтому показания прибора становятся все более заниженными. Методические ошибки учитываются при помощи навигационной линейки, путем введения поправки на давление и температуру.

Инструментальные ошибки возникают вследствие упругого последействия и гистерезиса мембранной коробки, трения в передаточном механизме и неточности градуировки шкалы. Инструментальные ошибки учитываются по графику, который составляется при проверке прибора в лаборатории.

УС-450К
N прибора
Проверен:
(Дата)
Проверял
(Подпись)

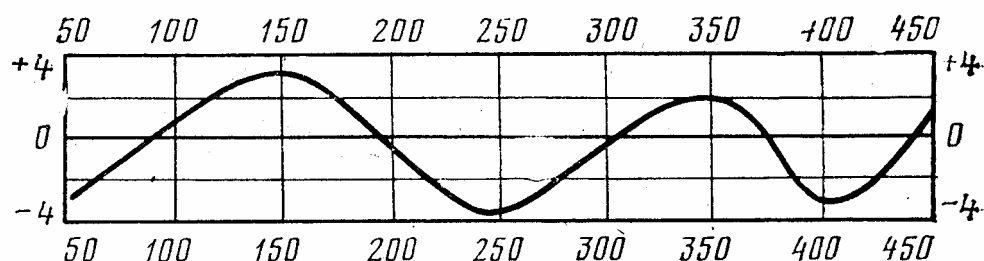


Рис. 8.8.7 График инструментальных ошибок указателя скорости УС-450К

Перед вылетом необходимо произвести внешний осмотр прибора, убедиться в его исправности, для определения истинной скорости учесть методические ошибки го НЛ-10 и инструментальные ошибки по графику; при полетах в зонах обледенения, снегопада, при низкой температуре включать электрообогрев трубки ПВД.

8.8.5 ВЫСОТОМЕР ВМ-15ПБМ

Двухстрелочный высотомер служит для определения относительной высоты полета самолета, т. е. высоты полета относительно места взлета, посадки или другого пункта, для которого известно барометрическое давление. Принцип действия основан на свойстве манометрической коробки изменять свой прогиб под действием изменения атмосферного давления вне ее.

Основным элементом прибора, реагирующим на изменение атмосферного давления, является anerоид, выполненный в виде герметичной мембранной коробки, из которой откачан воздух. При изменении атмосферного давления (высоты) anerоидная коробка деформируется и через передаточный механизм передает вращение на стрелку, указывающую на циферблате измеряемую высоту в метрах.

Основные данные

Температурный диапазон работ, °С..... от +60 до —60

Погрешность показаний при температуре от +50 до —30°С, м:

- на высоте 0 км±15
- на высоте 600 м±25
- на высоте 2100 м±45
- на высоте 3000—3900 м±45
- на высоте 5000—6000 м±60
- на высоте 7000—10000 м±90

Абсолютной высотой ($H_{абс}$) называется расстояние по вертикали от уровня моря до самолета, относительной высотой ($H_{отн}$) - расстояние по вертикали от уровня места взлета (или посадки) до самолета, и истинной высотой ($H_{ист}$) - расстояние по вертикали от пролетаемой местности до самолета (рис. 8.8.8). Существует связь между высотой над уровнем моря и атмосферным давлением. Она характеризуется стандартной атмосферой (СА) - условным законом изменения давления, температуры, плотности и других параметров с изменением высоты. Величина атмосферного давления

определяется весом столба воздуха, приходящегося на единицу площади земной поверхности, и измеряется высотой уравнивающего это давление столба ртути или воды. Согласно стандартной атмосфере, на уровне моря такое давление считают равным 760 мм рт. ст. (101,3 кПа). С поднятием на высоту давление падает и высота полета определяется по атмосферному давлению окружающего самолет воздуха.

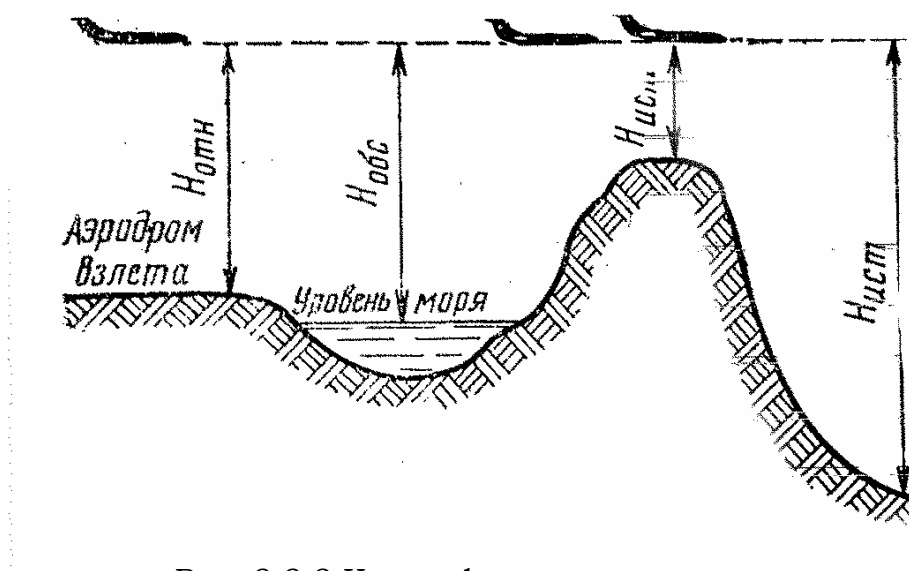


Рис. 8.8.8 Классификация высот

Шкала барометрического давления высотомера позволяет вносить поправку в показания, когда давление в месте посадки не совпадает с давлением у земли в момент вылета. Она имеет градуировку от 670 до 790 мм рт. ст. с оцифровкой через 10 мм рт. ст. и ценой деления 1 мм рт. ст. Для согласования показаний барометрической шкалы с нулевым положением стрелок в высотомере предусмотрена возможность вращения при помощи кремальеры одной только барометрической шкалы. Большая стрелка прибора указывает высоту в метрах, малая - в километрах, для определения высоты показания стрелок суммируются.

Методические ошибки являются следствием несовершенства метода измерения высоты.

Погрешность, вызванная отличием фактического атмосферного давления у земли от расчетного. Согласно стандартной атмосфере каждой точке земной поверхности соответствует определенное значение атмосферного давления и температуры воздуха. На самом деле на аэродроме в разные дни давление и температура бывают различны. Поэтому, хотя самолет находится на том же месте, высотомеры показывают каждый раз другую высоту. Эту ошибку можно устранить установкой стрелок прибора на нуль. При этом давление на шкале давлений должно совпадать с давлением на аэродроме в данный момент. Максимально допустимое отклонение давления не должно превышать +1,5 мм рт. ст. (2 ГПа).



Рис. 8.8.9 Высотомер
ВМ-15ПБМ

Погрешности, вызванные изменением давления у земли в пункте вылета за время полета. Если после взлета самолета с аэродрома давление на нем изменится, то оно изменится и на всех высотах. Если высоту выдерживать по высотомеру, не делая поправки, то можно допустить ошибку. Для учета этой погрешности пилоту нужно запросить давление у диспетчера пункта посадки и установить его на приборе с помощью кремальеры.

Погрешность, вызванная изменением барического рельефа

Барическим рельефом называется распределение барометрического давления в плоскости горизонта. В один и тот же момент в различных точках барометрическое давление различно. Если самолет будет лететь по изобаре - линии равных давлений, то прибор будет показывать одну и ту же высоту. На самом деле высота полета самолета будет меняться. Для учета этой ошибки необходимо перед отсчетом установить на барометрической шкале высотомера фактическое давление у земли в пункте пролета. Эту величину можно определить по карте погоды или путем запроса по радио.

Температурная погрешность

Метод измерения высоты предполагает, что каждой высоте соответствует своя температура, которая при подъеме на каждые 1000 м высоты уменьшается на $6,5^{\circ}\text{C}$. В действительности температура меняется неравномерно.

Зимой температурный градиент доходит до 4, а летом - до 8°C . Изменение температуры у земли приводит к перераспределению давления по высотам, что вызывает неправильные показания высотомера. Даже если давление у земли остается неизменным, на высоте оно будет меняться. При повышении температуры у земли более плотные слои воздуха поднимаются вверх и показания занижаются. При понижении температуры у земли более плотные слои воздуха опускаются вниз и высотомер будет завышать показания. Пример зависимости показаний высотомера от изменения температуры воздуха показан на рис. 8.8.10. Температурная ошибка учитывается по навигационной линейке путем введения поправки на температуру.

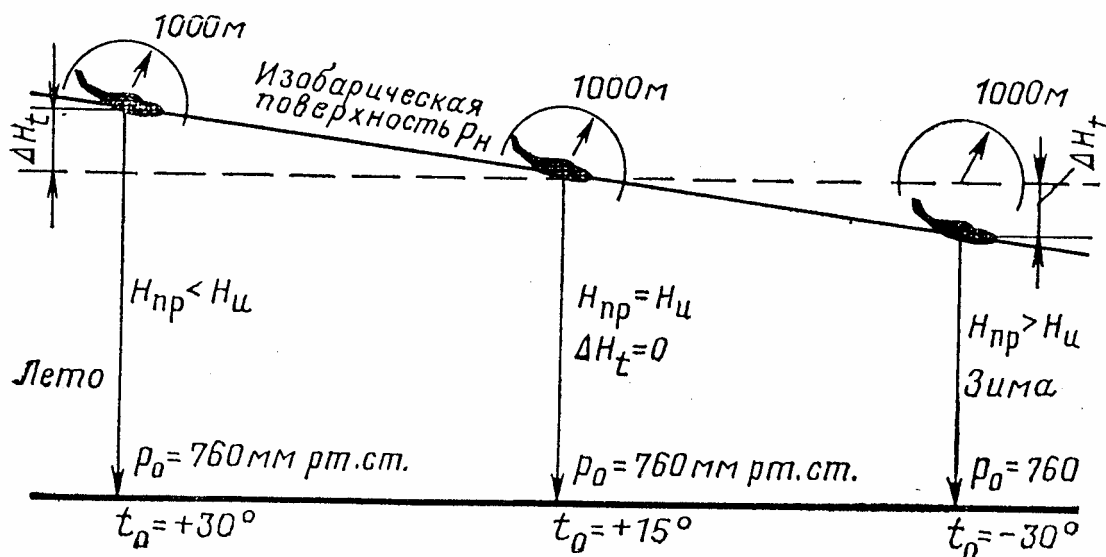


Рис. 8.8.10 Зависимость показаний высотомера от изменения температуры воздуха

Погрешности, вызванные изменением топографического рельефа местности

Чтобы знать истинную высоту полета, нужно определить превышение или понижение рельефа пролетаемой местности относительно аэродрома взлета. Превышения или понижения рельефа местности относительно уровня моря обозначены на навигационных картах. При определении истинной высоты необходимо из показания высотомера вычесть превышение или прибавить понижение местности, над которой пролетает самолет.

Инструментальные ошибки возникают в результате запаздывания показаний вследствие гистерезиса anerоидных коробок, трения в передаточном механизме, неточности градуировки шкалы.

Эти погрешности частично компенсируются элементами конструкции прибора. Остаточные инструментальные погрешности учитываются по графику, который составляется при проверке прибора в лаборатории. Проверка должна проводиться не реже 1 раза в 3 мес. Зависимость показаний высотомера от изменения температуры воздуха показана на рис. 8.8.11.

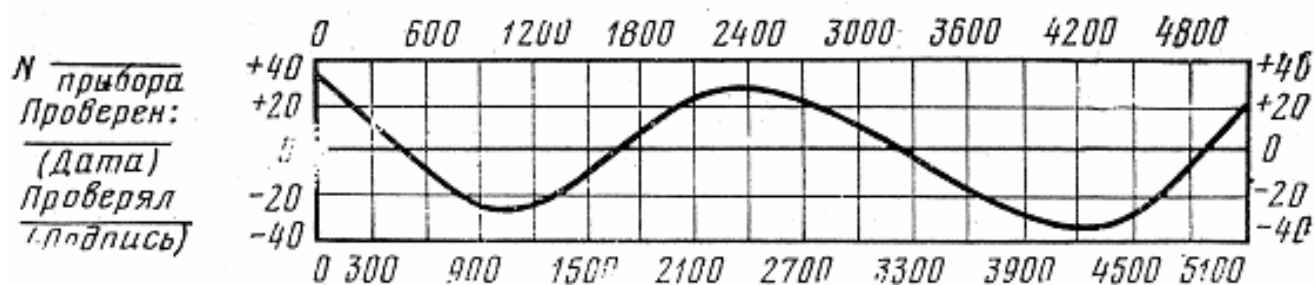


Рис. 8.8.11 График инструментальных ошибок высотомера

ВМ-15ПБМ

Работа с высотомером

Перед вылетом осмотреть прибор и убедиться в его исправности. Стрелки прибора при помощи кремальеры установить на нуль. При этом давление на шкале должно совпадать с давлением на аэродроме в момент вылета. Максимально допустимое отклонение давления не должно превышать $\pm 1,5$ мм рт. ст. При расхождении давления не более чем на $\pm 1,5$ мм рт. ст. прибор подлежит проверке в лаборатории.

Для определения истинной высоты необходимо учесть методические и инструментальные ошибки. Для этого при подходе к аэродрому посадки

запросить по радио данные о погоде и с помощью кремальеры ввести поправку в показания прибора, установив на барометрической шкале давление аэродрома.

При посадке на высокогорном или низменном аэродроме, где давление выходит за пределы 670—790 мм рт. ст., необходимо запросить высоту данного аэродрома относительно уровня моря, с помощью кремальеры установить треугольный индекс на эту высоту. Стрелки покажут высоту относительно уровня моря. В момент посадки стрелки покажут нуль.

8.8.6 ВАРИОМЕТР ВР-30ПБ

Вариометр ВР-30ПБ предназначен для измерения вертикальной составляющей скорости подъема и спуска самолета, а также для контроля горизонтального полета и установлен на приборной доске у левого пилота (курсанта).

Принцип действия прибора основан на изменении высоты полета, а следовательно, при наличии вертикальной скорости, чувствительный элемент (манометрическая коробка) деформируется под воздействием разности между давлением в герметичном корпусе прибора, сообщаемого с атмосферой через капиллярную трубку, и атмосферным давлением, подаваемым в полость манометрической коробки через трубопровод. Ход чувствительного элемента через передаточный механизм передается за стрелку прибора.

Шкала и стрелка вариометра покрыты белым грунтом под встроенное освещение.

Вариометр ВР-30ПБ серии 2 имеет подсвет белый.

Диапазон измерения вертикальной скорости – от 0 до 30 м/с.

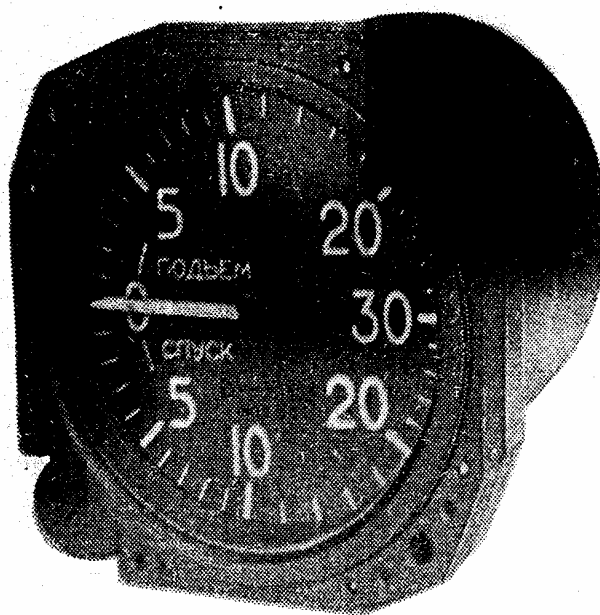


Рис. 8.8.12 Общий вид вариометра ВР-30ПБ

Пределы допускаемых погрешностей не должны превышать величин, указанных в табл. 1

Таблица 1

Проверяемое значение по шкале	Предел допускаемой погрешности при температуре				
	+25± ±10°C	+50 °C	+70 °C	-45 °C	-60 °C
0	±0,5	±1,0	±1,5	±1,0	±1,5
1	±0,75	±1,5	±2,0	±1,5	±2,0
4	±2,0	±2,5	±3,0	±2,5	±3,0
8					
12	±2,5	±3,0	±3,5	±3,0	±3,5
16					
20	±3,0	±3,5	±4,0	±3,5	±4,0
24					
30					

Неплавность хода стрелки прибора при плавном измерении величины в диапазоне от 0 до 30 м/с:

- при нормальной температуре - не более 1 м/с;
- при температуре +50, минус 45 и минус 60 °C – не более 2 м/с

Смещение стрелки с нулевой отметки шкалы:

- при нормальной температуре – не более ±0,5 м/с;
- при температуре +50 и минус 45 °C – не более ±1,0 м/с;
- при нормальной температуре – не более ±0,5 м/с;
- при температуре +60 °C – не более ±1,5 м/с.

8.8.7 АВИАЦИОННЫЕ ЧАСЫ АЧС-1К

Часы АЧС-1К предназначены для показания текущего времени в часах и минутах, измерения времени полета в часах и минутах и измерения коротких промежутков времени до 60 мин. в минутах и секундах.

Основные технические данные АЧС-1К

Продолжительность хода часов, сутки	3
Ошибка хода часов за сутки при $T = +20,5^{\circ}\text{C}$, в секундах	± 2
Количество камней	26
Начало работы часов	после двух полных оборотов заводной головки

Часы АЧС-1К состоят из трех механизмов:

- механизма для отсчета часов текущего времени;
- механизма секундомера для отсчета коротких промежутков времени;
- механизма времени полета для показаний времени нахождения самолета в воздухе.

Все три механизма имеют кинематическую связь в виде рычажной системы и работают от двигателя механизма часов.

Механизм обычных часов работает непрерывно, а механизмы времени полета и секундомера могут включаться и выключаться, т.е. работать порознь или одновременно.

Циферблат имеет три шкалы:

- большая шкала служит для отсчета времени работы часов в минутах и секундах;
- шкала ВРЕМЯ ПОЛЕТА служит для отсчета времени полета в часах и минутах;
- шкала секундомера СЕКУНДОМЕР служит для отсчета минут и секунд.

Управление часами осуществляется двумя головками:

- левая предназначена для завода часов, перевода стрелок, пуска, остановок и сброса показаний механизма времени полета;
 - правая предназначена для пуска и остановки часов, пуска и сброса показаний механизма секундомера.
-

Часы АЧС-1К установлены на левой панели приборной доски.

Работа

При работе механизма часов часовая и минутная стрелка движутся непрерывно. Завод пружины часов производится вращением левой головки, обратного вращения головка не имеет. Полный завод пружины обеспечивает работу механизма в течение 3 суток. Для обеспечения точности часы должны заводиться один раз за 2 суток.

Чтобы переключить заводное устройство в положение перевода стрелок, необходимо вытянуть левую головку до упора и, вращая ее против часовой стрелки, произвести установку времени. Для установки стрелок на точное время необходимо в момент прохождения секундной стрелкой нулевого положения повернуть правую головку по часовой стрелке, при этом механизм часов остановится. После этого переводят часовую и минутную стрелки на точное время с помощью левой головки, которая затем перемещается в исходное положение. При подаче сигнала точного времени необходимо правую головку повернуть против часовой стрелки.

Работа механизма времени полета определяется тремя положениями левой головки.

Положение 1 - пуск механизма в ход осуществляется нажатием на левую головку - в окне циферблата - серое поле.

Положение 2 - остановка механизма осуществляется вторым нажатием левой головки - в окне циферблата - серо-белое поле.

Положение 3 - возврат стрелок в исходное положение осуществляется третьим нажатием левой головки - в окне циферблата - белое поле.

Работа механизма секундомера определяется тремя положениями правой головки.

Положение 1 - пуск в ход механизма - первое нажатие головки.

Положение 2 - остановка механизма - второе нажатие головки.

Положение 3 - сброс показаний механизма - третье нажатие головки.

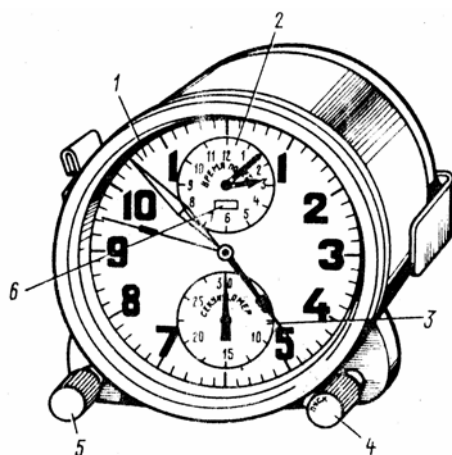


Рис. 9.8.13 Авиационные часы
АЧС-1К

- 1 - шкала текущего времени,
- 2 - шкала времени полета;
- 3 - шкала секундомера; 4 - правая головка;
- 5 - левая заводная головка;
- 6 - сигнальное отверстие в циферблате.

8.8.8 МАГНИТНЫЙ КОМПАС КИ-13БС

Магнитный жидкостный компас предназначен для определения магнитного курса самолета и используется в качестве дублирующего прибора.

Магнитный компас КИ-13БС имеет встроенный подсвет.

Компас установлен в кабине на передней дужке каркаса фонаря.

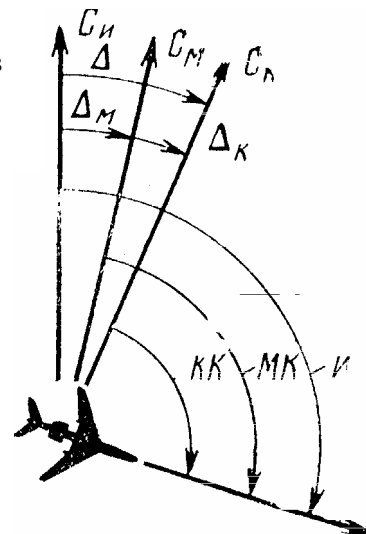
Основные данные

Температурный режим работы, °С	от +60 до —60
Инструментально-шкаловая погрешность	
компаса без девиационного устройства, град	±1
.....	
Угол застоя картушки без постукивания, град, не более	1
Время полного успокоения картушки, в	
диапазоне температур от +50 до —60 °С, с, не более .	17
Нормальная работа обеспечивается при	
кренах самолета, град, до	17



Рис. 8.8.14
К определению курсов
самолета

Рис. 8.8.15
Магнитный
компас КИ-13БС



Курсом самолета называется угол, заключенный между северным направлением меридиана, проходящего через самолет, и продольной осью самолета. Курс отсчитывается в горизонтальной плоскости от северного направления меридиана до продольной оси самолета по ходу часовой стрелки от 0 до 360° (рис. 8.8.14). Курс самолета может быть истинным, магнитным и компасным в зависимости от меридиана, от которого он отсчитывается.

Истинным курсом (ИК) называется угол, заключенный между северным направлением истинного меридиана, проходящего через

самолет, и продольной осью самолета. Магнитным курсом (МК) называется угол, заключенный между северным направлением магнитного меридиана, проходящего через самолет, и продольной осью самолета. Компасным

курсом (КК) называется угол, заключенный между северным направлением компасного меридиана, проходящего через самолет, и продольной осью самолета. Компасным меридианом (КМ) называется направление, по которому устанавливается магнитная стрелка компаса на самолете. Принцип действия магнитного компаса основан на взаимодействии магнитной стрелки (катушки) с магнитным полем Земли.

На картушке имеется лимб со шкалой, которая проградуирована от 0 до 360° с оцифровкой через 30° (цена деления 5°). Картушка вращается вокруг оси, выполненной в виде шпильки. Курсы 0 и 180° отмечены буквами С и Ю. Ось магнитов параллельна линии С — Ю шкалы. На лицевой части корпуса прибора нанесена курсовая черта. Компасный курс отсчитывается по делениям шкалы против курсовой черты. В нижней части корпуса смонтирован девиационный прибор, служащий для устранения девиации. Он состоит из двух поперечных и двух продольных валиков, в которые вставлены магниты-уничтожители.

Шкала соединяется с магнитной системой, а с самолетом жестко соединен индекс (курсовая черта). При поворотах самолета шкала остается неподвижной относительно меридиана, а индекс перемещается по шкале и показывает курс самолета.

Методические ошибки - это ошибки, возникающие в результате метода измерения. К ним относятся девиация, магнитное склонение, северная поворотная ошибка, креповая девиация.

Девиация компаса (АК) - это угол, заключенный между северными направлениями магнитного и компасного меридианов. Она отсчитывается от магнитного меридиана к компасному вправо (к востоку) со знаком плюс, влево (к западу - со знаком минус (рис. 8.8.16.). Причиной возникновения девиации является действие результирующего магнитного поля. самолета на магнитную систему компаса. Величина и знак девиации зависят от количества и расположения, на самолете стальных деталей, образующих постоянное и переменное магнитные поля.

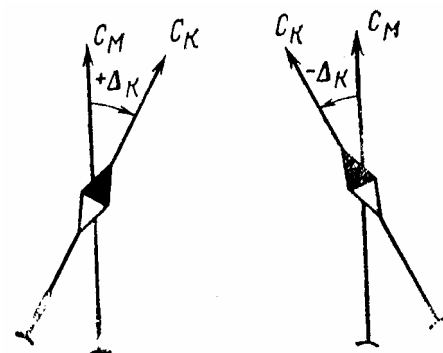


Рис. 8.8.16
К определению девиации компаса

Влияние постоянного магнитного поля вызывает полукруговую девиацию, которая при изменении курса самолета от 0 до 360° дважды меняет свой знак и величину (рис. 8.8.17). Влияние на картушку переменного магнитного поля вызывает четвертную девиацию (рис. 8.8.18).

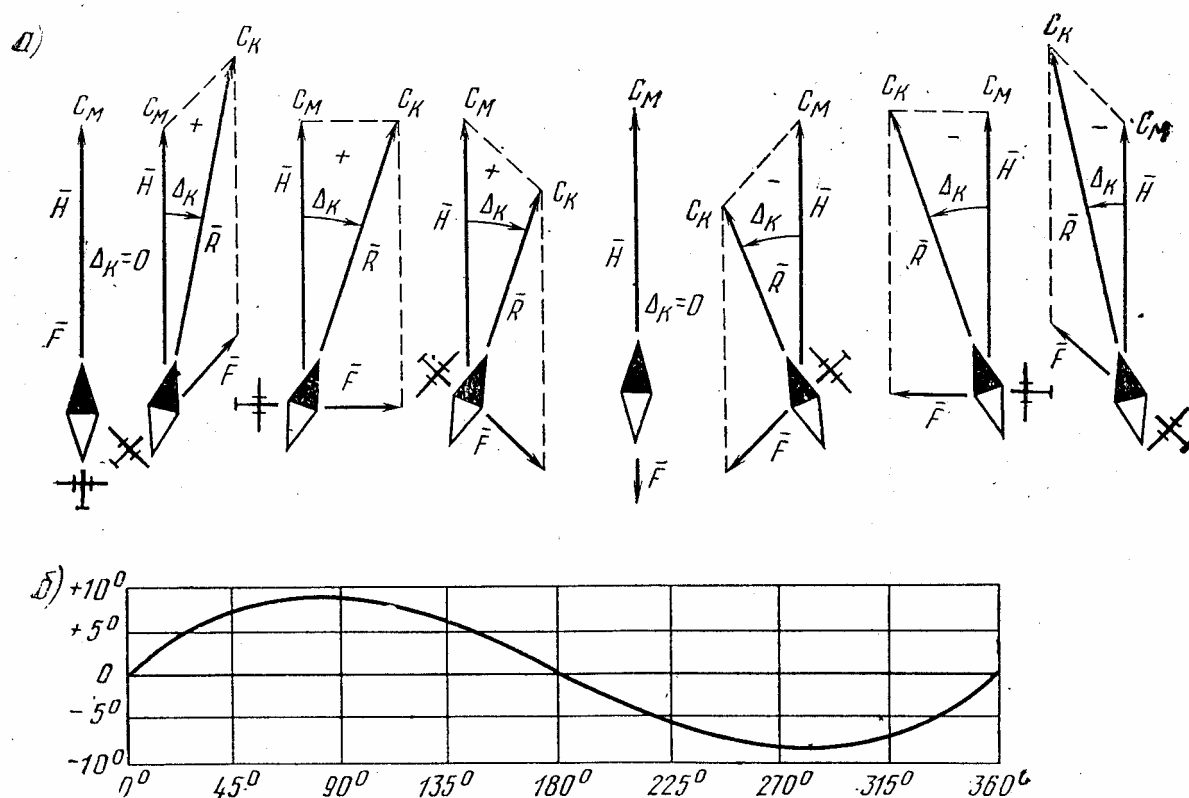


Рис. 8.8.17 График полукруговой девиации

а - магнитного действие поля твердого железа; б - график полукруговой девиации.

Полукруговая девиация уменьшается девиационным прибором на четырех основных курсах: 0 , 90 , 180 и 270° .

Четвертная девиация зависит от полу-круговой, уменьшить ее нельзя, поэтому ее описывают как остаточную на восьми курсах (0 , 45 , 90 , 135 , 180 , 225 , 270 и 315°) и строят график (рис. 8.8.19), которым пилот пользуется в полете.

Магнитное склонение ΔM — это угол, заключенный между северными направлениями истинного и магнитного меридианов. Причиной возникновения магнитного склонения является неравномерность

распределения на земном шаре магнитных аномалий. Магнитное склонение все время меняется и может быть положительным и отрицательным. Оно считается положительным, если магнитный меридиан отклонен к востоку от истинного, и отрицательным, если магнитный меридиан отклонен к западу от истинного.

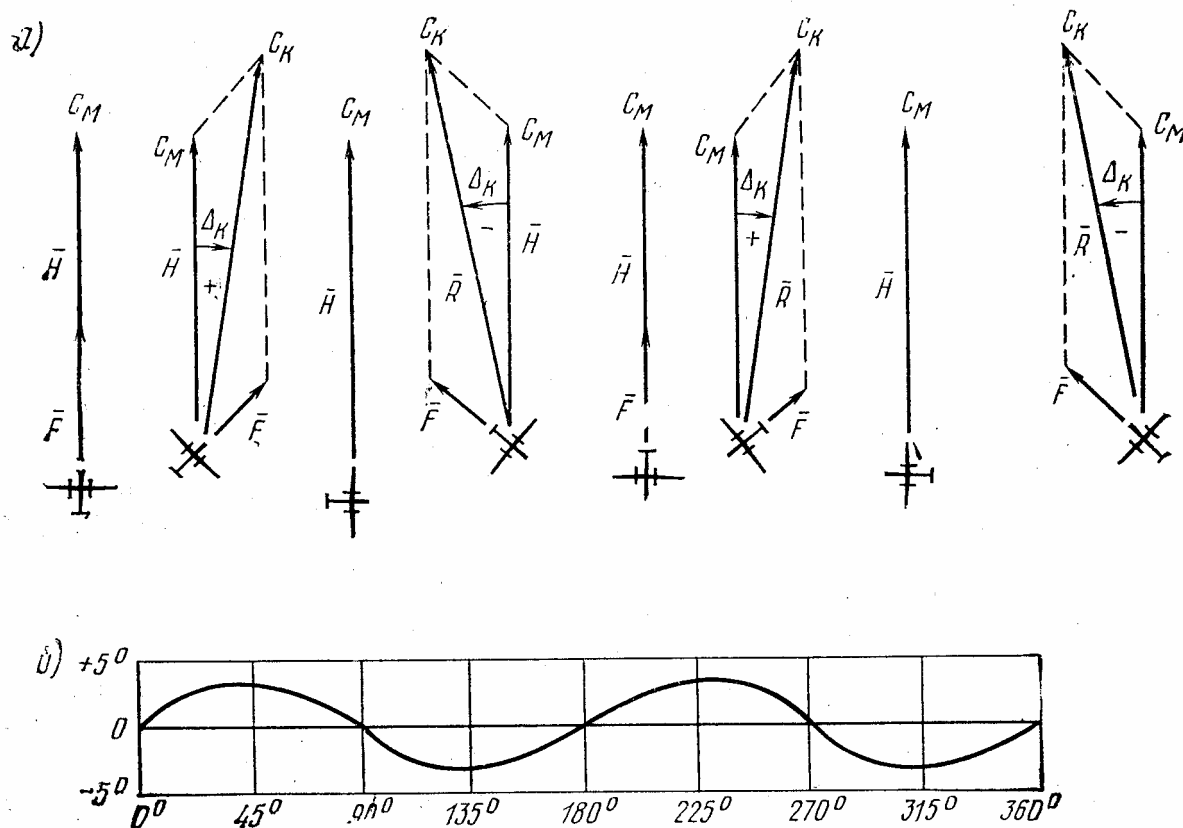


Рис. 8.8.18 График четвертной девиации

а - действие магнитного поля мягкого железа;

б - график четвертной девиации.

Магнитное склонение учитывается по полетным картам, на которые нанесены изогоны. Изогоны - это линии, соединяющие точки земной поверхности с одинаковым магнитным склонением. Полетные карты выпускаются на 5 лет.

Северная поворотная ошибка возникает при вираже, когда под действием центробежных сил картушка компаса наклоняется относительно горизонтальной плоскости. Причиной ее возникновения является утяжеление южной стороны картушки. Эта ошибка зависит от курса самолета, угловой скорости поворота, угла наклона, поступательной скорости, крена.

Для учета северной поворотной ошибки следует на северных курсах не доворачивать на угол крена, на южных курсах - проворачивать на угол крена. Это необходимо для компенсации действия центробежных сил на картушку.

На восточных и западных курсах северная поворотная ошибка равна нулю.

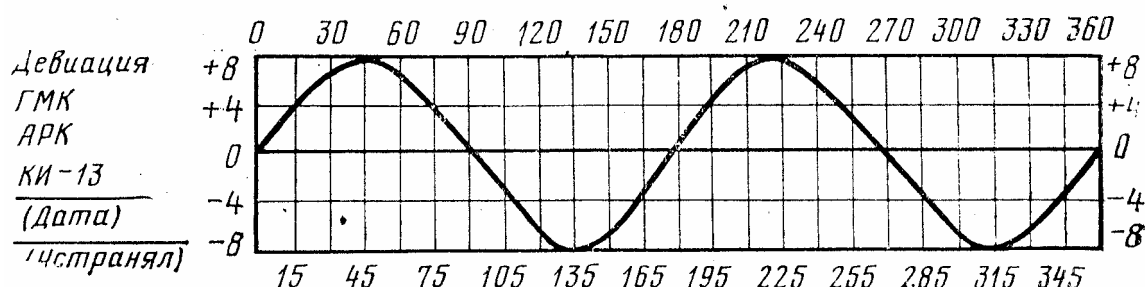


Рис. 8.8.19 График остаточной девиации

Креновая девиация возникает при полете с кренами в результате воздействия вертикальной составляющей магнитного поля самолета на магнитную систему компаса. Она образуется, если плоскость картушки остается горизонтальной, а меняется только положение горизонтальной плоскости самолета, т. е. при полете с неизменным курсом со скольжением, планировании или кабрировании без ускорения.

Причиной возникновения креновой девиации является поворот магнитных масс самолета относительно горизонтальной картушки на угол крена самолета. Пока самолет летит горизонтально, его вертикальная составляющая магнитного поля направлена вертикально вдоль вертикальной оси самолета. Картушка горизонтальна, и вертикальная составляющая не оказывает на нее воздействия. При крене самолета его вертикальная ось, оставаясь перпендикулярной к самолету, наклоняется, а картушка остается горизонтальной. При наборе высоты или планировании на северных и южных курсах креновая девиация равна нулю, на восточном и западном курсах она максимальна. Практически креновая девиация учитывается при снижении на восточных и западных курсах, поэтому следует помнить, что при снижении на восточном курсе курс увеличивается, а на западном - уменьшается.

Инструментальные ошибки - ошибки, возникающие в результате изготовления прибора, к ним относятся увлечение картушки жидкостью, неточность градуировки шкалы, застой картушки вследствие трений в опоре, температурная ошибка. Максимально допустимые ошибки не должны превышать $\pm 2,5^\circ$.

Работа с компасом в полете

Перед вылетом следует: произвести внешний осмотр прибора и убедиться в его исправности (прозрачная жидкость, нет воздушных пузырьков, опечатан девиационный прибор); для определения истинного курса в полете учесть девиацию по графику и магнитное склонение по карте, при разворотах самолета на северных и южных курсах - северную поворотную ошибку; при

снижении на восточных и западных курсах — креновую девиацию. Необходимо помнить, что в холодное время картушка компаса устанавливается после разворота дольше, чем в летнее.

8.8.9 АКСЕЛЕРОМЕТР АМ-9С

Акселерометр предназначен для определения перегрузок, действующих на самолет в направлении, перпендикулярном плоскости крыла.

Принцип действия акселерометра основан на измерении линейного ускорения, действующего на упруго подвешенную массу.

Перегрузкой называется число, показывающее, во сколько раз подъемная сила больше веса самолета. Перегрузка может быть как положительной, так и отрицательной. Положительная перегрузка возникает при направлении подъемной силы вверх, отрицательная перегрузка - при направлении подъемной силы вниз (например, при входе в пикирование). В горизонтальном полете вес самолета уравнивается подъемной силой. Перегрузка в этом случае равна единице и считается нормальной. В криволинейном полете к силам, действующим на самолете в горизонтальном полете, добавляются инерционные силы - нормальные и касательные, которые увеличивают перегрузки.

При выполнении фигур высшего пилотажа перегрузки могут достигать 6—8g, а продолжительность их воздействия может колебаться от нескольких секунд до нескольких минут. В это время вес пилота равен его массе, умноженной на величину перегрузки. Так, человек массой 70 кг при восьмикратной перегрузке «весит» 560 кгс.

Кроме того, большие перегрузки вызывают значительные напряжения конструкции самолета (для каждого типа самолета допускается определенная перегрузка). Для измерения перегрузок на самолете устанавливается акселерометр. Его действие основано на измерении сил инерции с помощью уравновешенного маятника, который состоит из двух грузов и двух противодействующих пружин. Грузы через рычаги жестко связаны с валиками, которые несут, на себе жестко связанные с ними кривошип, секторы и сектор трибки. Сектор находится в постоянном зацеплении с сектором валика, и их поворот происходит одновременно и на один и тот же угол. Поворот валика передается стрелке. Рабочие концы пружин связаны с помощью наконечников с кривошипами валиков, а другие концы их через наконечники свободно перемещаются по удлинительным.

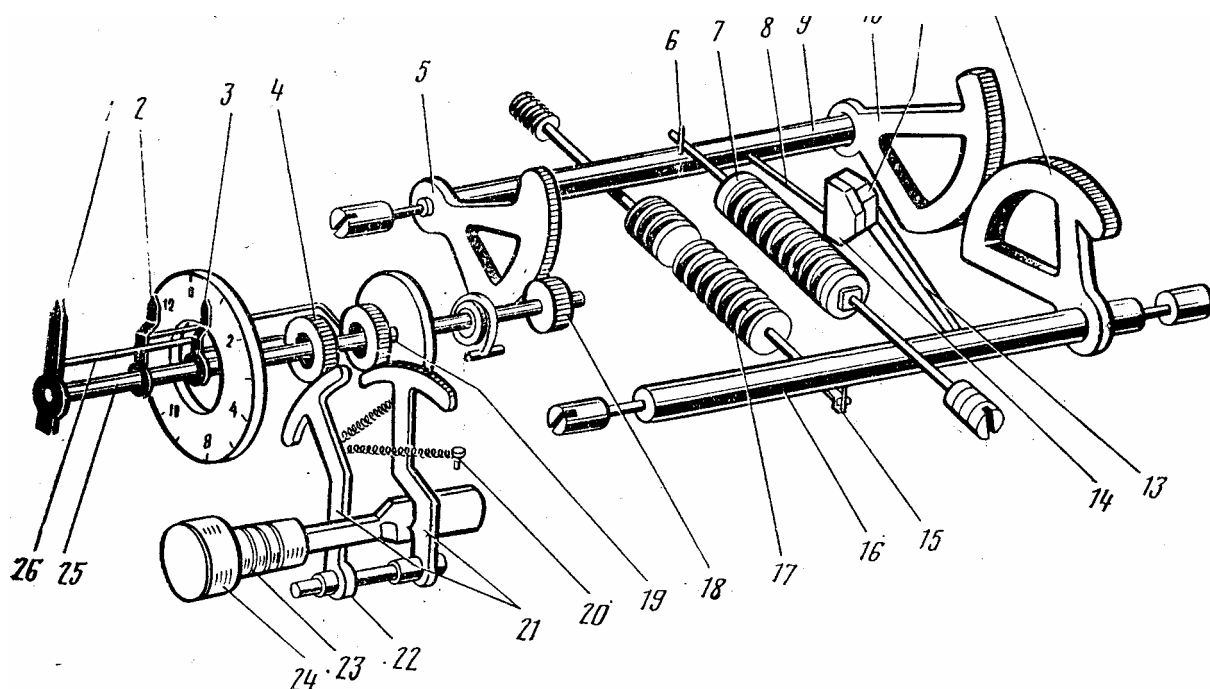


Рис. 8.8.20 Акселерометр АМ-9

1 - стрелка; 2 и 3 - фиксирующие стрелки; 4, 18 и 19 — шестерни; 10, 12 - секторы; 6 и 15 - кривошипные; 7, 17, 20, 23 - пружины; 8 и 13 - рычаги; 9 и 16 - велики; 11 и 14 - грузы; 21 - секторы сброса; 22 — кулачки; 24 - кнопка; 25 и 26 — поводки.

Для фиксации максимальных перегрузок, возникающих при различных эволюциях самолета, прибор имеет стрелки: которые указывают максимальное положительное ускорение (две) и максимальное отрицательное ускорение.



Рис. 8.8.21
Акселерометр
АМ-9

Стрелки удерживаются в любом положении силой трения, создаваемой пружинной шайбой. Перемещает фиксирующие стрелки указывающая, стрелка, увлекая соответствующую стрелку поводкам. Возврат фиксирующих стрелок из любого положения в начальное производится нажатием кнопки. При этом секторы сброса под действием пружин перемещаются и возвращают фиксирующие стрелки в начальное положение. При отпуске кнопки пружина, раздвигает секторы сброса и возвращает поводки в нерабочую зону шкалы.

В криволинейном полете грузы под действием сил инерции отклоняются. Отклонение их передается на стрелку 1, которая показывает перегрузку по шкале прибора. Фиксирующие стрелки укажут максимальные ускорения. В нормальном горизонтальном полете грузики под действием силы тяжести опускаются.

8.8.10 СИСТЕМА СИГНАЛИЗАЦИИ КРИТИЧЕСКИХ УГЛОВ АТАКИ ССКУА-1

Система сигнализации критических углов атаки ССКУА-1 предназначена для предупреждения экипажа о приближении самолета к критическому углу атаки при помощи световой и звуковой сигнализации.

Световая сигнализация выполнена в виде сигнальных ламп «СКОРОСТЬ МАЛА» и «СРЫВ» на панели приборной доски. Звуковая сигнализация производится путем подачи непрерывного звукового сигнала в шлемофоны пилотов. В изделие встроена система самоконтроля, позволяющая проверять исправность ее на земле.

Основные технические данные

- | | |
|---|-------------------------|
| 1. Диапазон отклонения чувствительного элемента от нулевого положения, град..... | ±15±2 |
| 2. Датчик обеспечивает выдачу сигналов: | |
| - по первому выходу на световой сигнализатор «Скорость мала» на угле, град..... | -1 ± 1 |
| - по второму выходу на световой сигнализатор «Срыв» и специальный предупреждающий звуковой сигнал на угле, град | +10±1 |
| 3. Разность между углами включения и выключения сигнализации по первому выходу, град | 2 |
| 4. Разность между углами включения и выключения по второму выходу, град | 3 |
| 5. Электропитание, В | 27 ^{+2,4} -3,0 |
| 6. Мощность цепи обогрева изделия постоянным током 27В, град, не более | 3 |

В комплект ССКУА-1 входят:

1. Датчик срыва ДС-1 - установлен на передней кромке левой консоли крыла между нервюрами 13 и 14.
2. Блок выходных сигналов БВС-1 - установлен за приборной доской.
3. Сигнальные лампы на приборной доске.
4. Кнопка «КОНТРОЛЬ СРЫВА» - на левой панели приборной доски.
5. Автоматы защиты «СРЫВ», «ОБОГРЕВ ДС» - на панели приборной доски.

На пластине датчика ДС-1 установлен вращающийся кронштейн, с одного конца которого установлен чувствительный элемент (лопатка), с другого - противовес с постоянными магнитами, которые производят включение или выключение герметичных контактов.

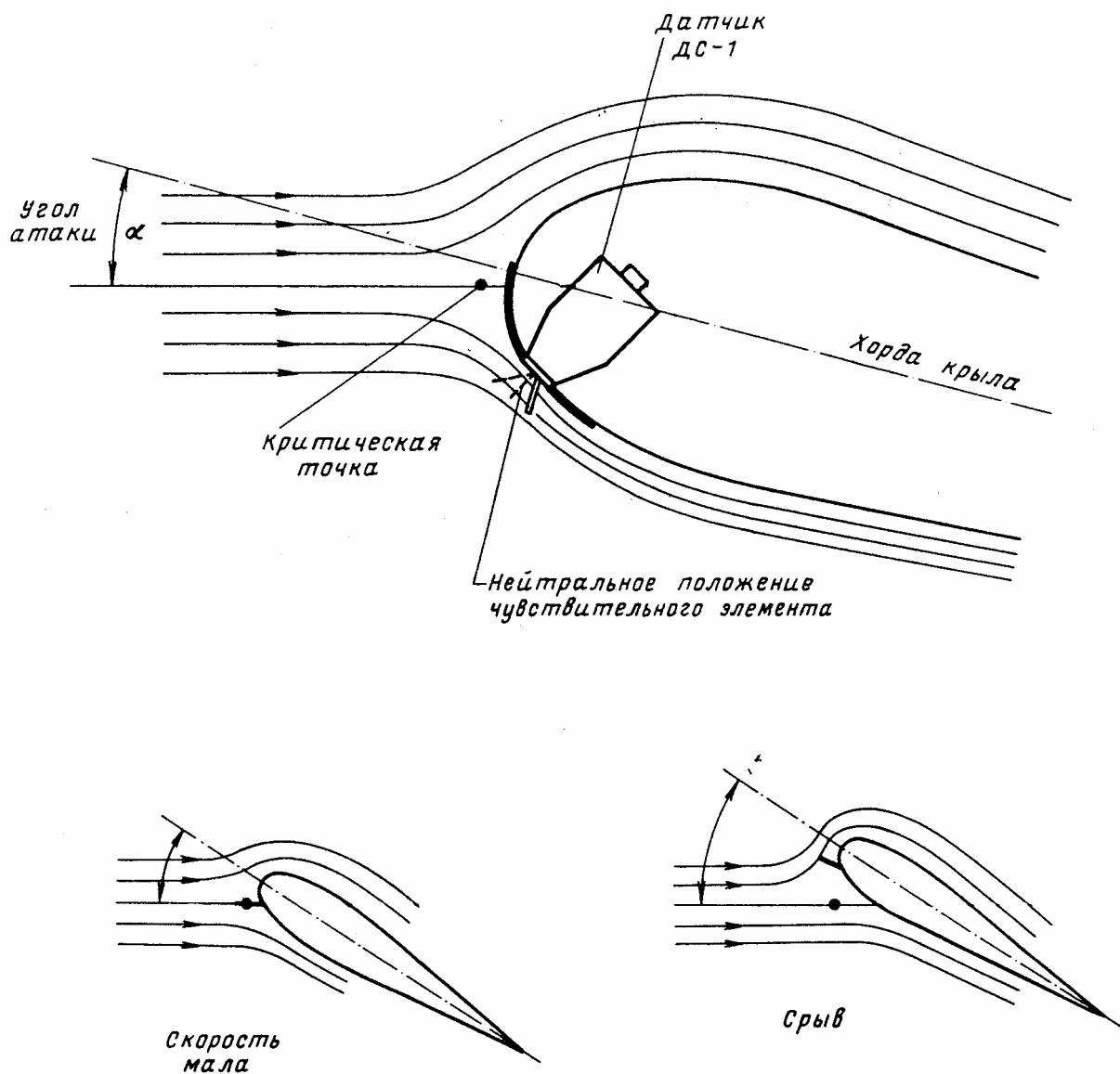


Рис. 8.8.22 Схема работы датчика ДС-1

Чувствительный элемент сбалансирован противовесом, который удерживает его в среднем положении (нейтральном). Для предохранения датчика от обледенения в чувствительном элементе и в щитке крепления датчика к консоли крыла предусмотрены нагревательные элементы.

Принцип действия изделия основан на определении положения точки полного торможения на передней кромке крыла. Положение точки полного торможения на крыле определяется углом атаки и улавливается при помощи чувствительного элемента (лопатки), расположенного в потоке на нижней передней кромке крыла.

При обтекании крыла в полете самолета воздушным потоком набегающий поток разделяется на два потока. В центре разделенного потока образуется область минимального давления потока (критическая точка) и ее положение на крыле зависит определенным образом от угла атаки.

При уменьшении угла атаки критическая точка смещается вверх; при увеличении угла атаки крыла - вниз до положения, при котором возникает срыв потока, самолет теряет устойчивость и управляемость.

Датчик ДС-1, при условии точной установки и регулировки его на крыле, улавливает положение критической точки с помощью чувствительного элемента, выступающего за внешний обвод передней кромки крыла в нижней части. В нормальном полете набегающий воздушный поток, обтекая крыло нижней своей ветвью, отклоняет чувствительный элемент вниз, в результате чего сигнальные - устройства отключены. Местоположение самого датчика на крыле тщательно выверяется таким образом, чтобы поток, растекающийся от критической точки, при эксплуатационном угле атаки отклонял лопатку вниз. По мере увеличения угла атаки крыла критическая точка смещается вниз. При определенном угле атаки крыла критическая точка совмещается с местом установки чувствительного элемента, в этом случае чувствительный элемент под действием противовеса устанавливается в нейтральном положении и обеспечивает включение сигнализации по первому выходу «СКОРОСТЬ МАЛА».

Когда чувствительный элемент окажется впереди критической точки, что произойдет при дальнейшем увеличении угла атаки, то он отклонится вверх. При этом срабатывает сигнальная лампа «СРЫВ», которая информирует о том, что самолет приблизился к режиму сваливания. Одновременно включается звуковой сигнал.

8.8.11 СИСТЕМА ПВД

Система ПВД (приемник воздушного давления) обеспечивает подачу статического и полного давления воздуха к мембранно-анероидным приборам. На самолете Як-18Т установлены две независимые системы ПВД. Датчики ПВД-6М размещены на левой и правой консолях крыла и вынесены вперед в зону невозмущенного потока на специальных штангах.

К статической проводке левого датчика подсоединен левый высотомер

ВМ-15ПБМ, левый указатель скорости УС-450К, вариометр ВР-10МК. К статической проводке правого датчика ПВД-6М подсоединен правый высотомер ВМ-15ПБМ, правый указатель скорости УС-450К, датчик высоты из состава аварийного регистратора БАРС-2М

К динамической проводке левого датчика ПВД-6М подсоединен только левый указатель скорости УС-450К, к динамической проводке правого ПВД-6М подсоединен правый указатель скорости УС-450К и датчик скорости из состава БАРС-2М.

Для обеспечения нормальной работы системы ПВД в условиях обледенения датчики ПВД-6М имеют электрообогрев.

8.9 БОРТОВОЙ АВАРИЙНЫЙ РЕГИСТРАТОР МОНОБЛОК МБР

Моноблок МБР предназначен для сбора и регистрации параметрической и речевой информации. МБР обеспечивает сохранение и перепись зарегистрированной информации в наземной комплекс обработки, сохранение зарегистрированной полетной информации в случае летного происшествия.

Внешний вид МБР представлен на рис.8.8.23.

Моноблок МБР устанавливается в фюзеляже объекта применения.

Моноблок МБР обеспечивает:

- прием и регистрацию параметрической информации, поступающей в аналоговом и цифровом виде от бортовых датчиков, бортовых систем и комплексов (аварийный канал);
- прием звуковой информации;
- регистрацию поступающей информации в объеме, необходимом для расследования летного происшествия, в защищенном модуле памяти и ее сохранение в случае летного происшествия;
- выдачу зарегистрированной информации по внешней команде по "быстрой" линии, при этом ячейки памяти МБР не обнуляются;
- перезапись зарегистрированной полетной и звуковой информации на наземное оборудование для последующей обработки и анализа.

Электропитание МБР осуществляется от системы постоянного тока напряжением 27 В по двум независимым входам.

Мощность, потребляемая МБР в диапазоне температур от минус 40 °С до плюс 60 °С, не превышает 20 Вт. Мощность, потребляемая МБР в диапазоне температур от минус 40 °С до плюс 55 °С, не превышает 50 Вт (на время работы подогрева).

Время готовности МБР к работе не более 5,0 с.

Время непрерывной работы не менее 24 ч с последующим перерывом не менее 0,5 ч.

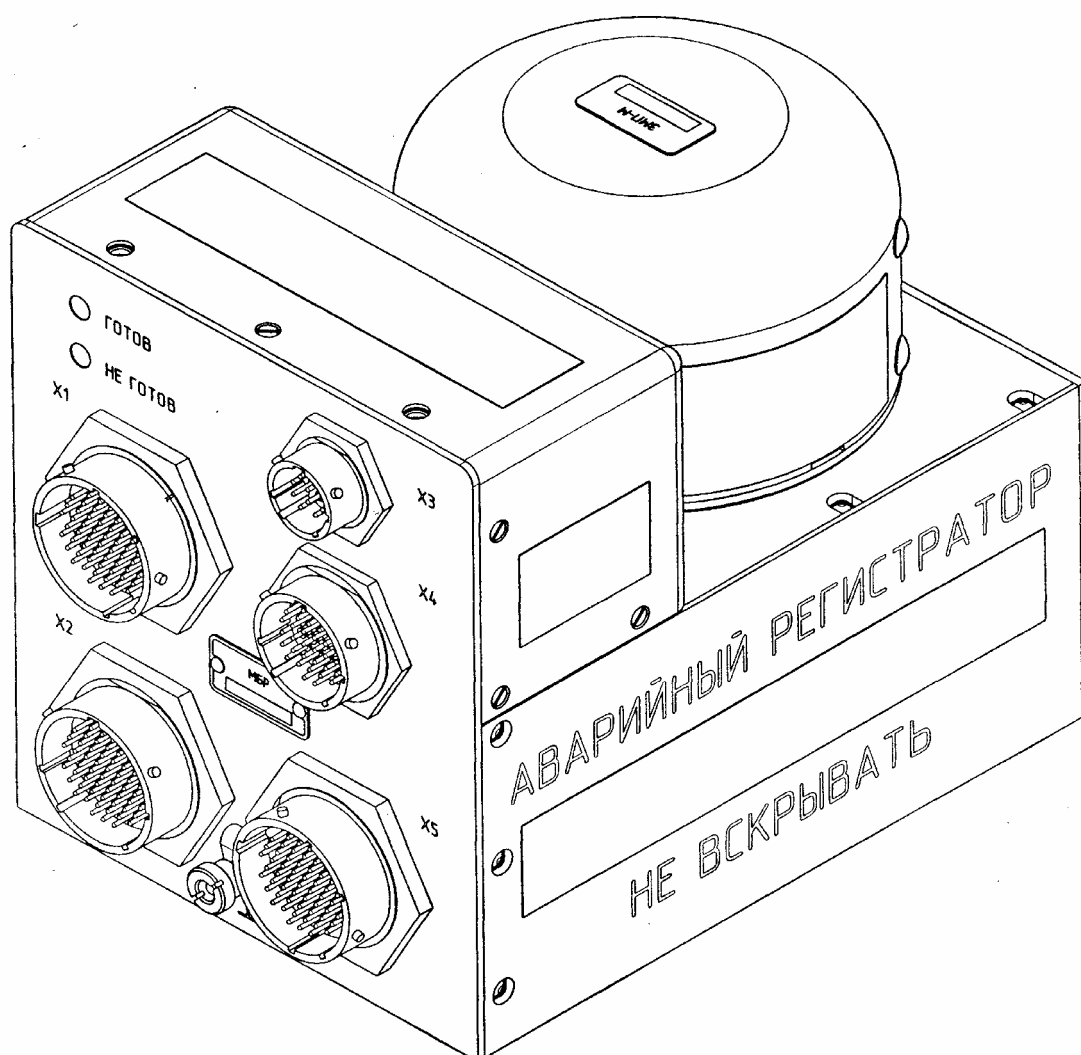


Рис. 8.8.23 Общий вид моноблока МБР