

Радиоэлектронное оборудование самолета обеспечивает:
— связь между самолетами и с наземными пунктами на-
ведения и управления;

- самолетовождение и посадку;
- государственное опознавание;
- внутрисамолетную связь.

Следует отметить, что авиационная техника в процессе ее совершенствования продолжает усложняться. Различные виды оборудования объединяются в единые комплексы, становятся взаимозависимыми. Появляются принципиально новые агрегаты и системы. Однако знание основ авиационного и радиоэлектронного оборудования, изложенных в данном пособии, позволяет летчику не только правильно эксплуатировать это оборудование учебного самолета, своевременно выполнять программу летной подготовки без летных происшествий и предпосылок к ним, но и быстро освоить любой тип боевой авиационной техники.

МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ СССР

ВОЕННО-ВОЗДУШНЫЕ СИЛЫ

САМОЛЕТ Л-39

ЧАСТЬ II

АВИАЦИОННОЕ И РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА

*Утверждено заместителем главнокомандующего ВВС по ВУЗ
в качестве учебного пособия для курсантов высших военных
авиационных училищ летчиков*

МОСКВА
ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
1990

Редактор Л. М. Фролов

Учебное пособие по самолету Л-39 (часть II «Авиационное и радиоэлектронное оборудование самолета») предназначено для курсантов и летного состава высших военных училищ летчиков. В пособии главное внимание уделяется изложению в достаточно простой форме физических основ, принципа работы, устройства и особенностей эксплуатации агрегатов, приборов и систем авиационного и радиоэлектронного оборудования Л-39.

Пособие может быть использовано летным составом учебных и строевых частей для изучения оборудования и подготовки летного состава к полетам, а также авиационными специалистами различных ведомств, эксплуатирующих авиационное и радиоэлектронное оборудование самолета Л-39.

ВВЕДЕНИЕ

Коммунистическая партия Советского Союза и Советское правительство постоянно заботятся об укреплении обороноспособности страны, об усилении боевой мощи Советских Вооруженных Сил, создают все условия для развития авиационной техники.

На основе интенсивного развития машиностроения, станкостроения, приборостроения, электронной и электротехнической промышленности совершенствуется установленный на летательном аппарате комплекс оборудования и вооружения, который определяет боевые качества летательного аппарата, его тактико-технические характеристики. Большое значение в этом комплексе на учебном самолете Л-39 имеет авиационное и радиоэлектронное оборудование.

Авиационное оборудование самолета Л-39 включает:

- электрооборудование;
- приборное оборудование;
- кислородное оборудование и высотное спецснаряжение летчика;
- бортовые средства контроля и регистрации полетных данных.

Авиационное оборудование самолета обеспечивает:

- электроснабжение потребителей электрической энергией постоянного и переменного тока;
- управление силовой установкой и контроль за ее работой;
- определение пилотажных и навигационных параметров полета, выполнение навигационных расчетов;
- управление агрегатами и системами самолета;
- создание нормальных рабочих условий экипажу в полете и обеспечение его жизнедеятельности;
- контроль и регистрацию полетных данных самолета.

Комплекс радиоэлектронного оборудования самолета Л-39 в зависимости от назначения и решаемых задач делится на группы (виды):

- радиосвязное оборудование;
- радионавигационное оборудование;
- радиолокационное оборудование.

РАЗДЕЛ ПЕРВЫЙ АВИАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА

Глава 1

ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА

К электрооборудованию самолета относятся:

- система электроснабжения постоянным током;
- система электроснабжения переменным током;
- электрическая система управления запуском авиационного двигателя;
- система передачи и распределения электрической энергии;
- электрические системы управления механизмами;
- противопожарное и светотехническое оборудование самолета;
- отдельные потребители электрической энергии постоянного и переменного тока.

1.1. Система электроснабжения постоянным током

Краткая характеристика

Система электроснабжения постоянным током предназначена для выработки, передачи и распределения электрической энергии между потребителями.

Система состоит:

- из источников электрической энергии постоянного тока;
- из аппаратуры, обеспечивающей работу источников электрической энергии;
- из системы передачи и распределения электрической энергии.

В качестве источников постоянного тока применяются два самолетных генератора: один — типа ВГ-7500Я, другой — ЛУН-2117.02 (типа ГСР-3000) и бортовая аккумуляторная батарея 12-САМ-28.

Установка двух генераторов позволяет осуществить резервирование и повысить надежность системы электроснабжения постоянным током. Генератор ВГ-7500Я является основным источником постоянного тока и работает в процессе всего полета.

Основные технические данные:

- номинальное напряжение — 28 В;
- рабочее напряжение — 27—29 В;
- номинальная мощность — 3000 Вт;
- частота вращения якоря — 4000—9000 об/мин;
- номинальный ток нагрузки — 100 А при скорости полета самолета $V=300$ км/ч.

Работу запасного генератора обеспечивают:

- транзисторный регулятор напряжения, установленный на напорной турбине;

- дифференциально-минимальное реле ДМР-200Д, установленное в отсеке двигателя слева.

Резервным (аварийным) источником электрической энергии постоянного тока является аккумуляторная батарея 12-САМ-28, установленная в носовом отсеке оборудования слева, в контейнере из слоистого пластика. Предназначена для кратковременного обеспечения электрической энергией наиболее важных потребителей при отказе основного и запасного генераторов и при автономном запуске авиационного двигателя.

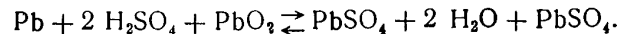
Первые цифры в обозначении указывают число аккумуляторов, соединенных последовательно в батарею. Буквы в обозначении определяют вид и область применения батареи: САМ — стартерная авиационная моноблочная. Последние цифры указывают емкость аккумуляторной батареи в ампер-часах.

Принцип действия аккумуляторов основан на обратимых окислительно-восстановительных реакциях между активным веществом электродов (двуокись свинца) и электролитом (водный раствор серной кислоты).

Активным веществом положительного электрода заряженного свинцового аккумулятора (рис. 1.3) является двуокись свинца PbO_2 , отрицательного — свинец Pb . В качестве электролита используется раствор серной кислоты.

При разряде на отрицательном электроде (рис. 1.3, а) протекает реакция окисления свинца, а в процессе заряда реакции протекают в обратном направлении (рис. 1.3, б).

Реакции, протекающие при разряде и заряде, обычно объединяют в одну, которая называется реакцией двойной сульфатации:



Аккумуляторная батарея состоит из двенадцати аккумуляторов 6, соединенных между собой последовательно (рис. 1.4, а). Аккумуляторы расположены в ячейках эбонитового моноблока 7. Каждый аккумулятор состоит из нескольких положительных 1 и отрицательных 3 пластин, отделенных одна от другой сепараторами 2 из микропористого эбонита. Спаянные пластины одной полярности образуют

При отказе основного генератора в работу автоматически вступает запасной генератор ЛУН-2117.02 типа ГСР-3000. При отказе основного и запасного генераторов в работу включается аварийный (резервный) источник — аккумуляторная батарея 12-САМ-28.

Источники электрической энергии постоянного тока и аппаратура, обеспечивающая их работу

Генератор постоянного тока ВГ-7500Я является основным источником электрической энергии на самолете. Предназначен для обеспечения электрической энергией всех потребителей постоянного тока.

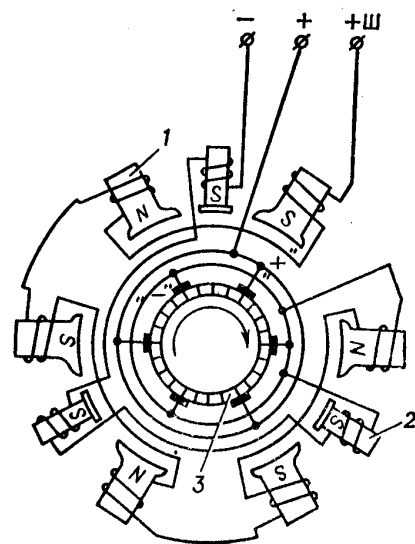


Рис. 1.1. Электрическая схема генератора ВГ-7500Я

Представляет собой электрическую машину постоянного тока (высокооборотный низковольтный генератор) с параллельным возбуждением, закрытого типа, с фланцевым креплением и приводом через упругий стальной вал от ротора высокого давления. Охлаждение генератора принудительное встречным потоком воздуха от эжектора двигателя. Воздух поступает через люк на фюзеляже справа вверху за кабиной, проходит через генератор и отсасывается эжектором, установленным в трубе выходящих газов. Установлен генератор на нижнем приливе разделительного корпуса двигателя справа внизу. Электрическая схема генератора ВГ-7500Я представлена на рис. 1.1.

Генератор имеет две клеммы для подключения нагрузки («+» и «-») и клемму «Ш» (вывод обмотки возбуждения) для подсоединения регулятора напряжения.

На шести основных полюсах 1 размещены катушки обмотки возбуждения.

Обмотка дополнительных полюсов 2 предназначена для уменьшения влияния реакции якоря 3 и для уменьшения искрения под щетками.

Закреплен в фюзеляже самолета снизу и соединен с рабочим цилиндром, предназначенным для выпуска и уборки турбины.

- Основные технические данные генератора:
- номинальное напряжение — 28,5 В (регулируемое);
 - номинальная мощность — 9000 Вт;
 - частота вращения якоря — 5000—8000 об/мин;
 - номинальный ток нагрузки — 300 А;
 - масса — 24,5 кг.

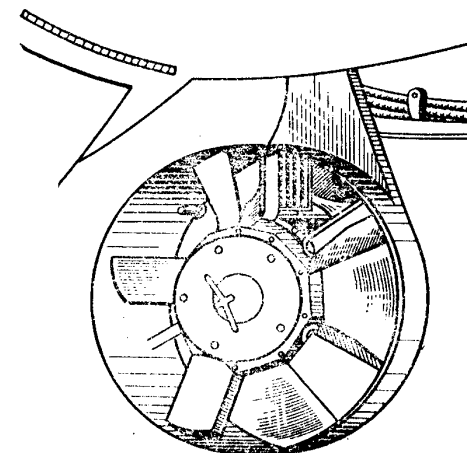


Рис. 1.2. Напорная турбина В-910

- Работу основного генератора ВГ-7500Я обеспечивают:
- угольный регулятор напряжения Р-27 с регулировочным резистором ВС-25Б, установлен в отсеке двигателя справа сзади;
 - трансформатор стабилизации ТС-9М-2;
 - автомат защиты сети от перенапряжения АЗП-1МБ, установлен в отсеке двигателя справа в средней части;
 - дифференциально-минимальное реле ДМР-400ДСИ, установлено в отсеке двигателя слева.

Запасной генератор ЛУН-2117.02 типа ГСР-3000 постоянного тока по принципу действия аналогичен генератору ВГ-7500Я. Конструктивно ЛУН-2117.02 отличается тем, что имеет четыре основных полюса и четыре дополнительных. Охлаждение осуществляется встречным потоком воздуха. Вращение якоря генератора осуществляется напорной турбиной В-910 (рис. 1.2). Корпус турбины закреплен в фюзеляже самолета снизу и соединен с рабочим цилиндром, предназначенным для выпуска и уборки турбины.

При отказе основного генератора автоматически открывается люк, напорная турбина с генератором выдвигаются во встречный поток воздуха, и генератор вступает в работу.

Параллельную работу генератора и аккумуляторной батареи обеспечивает дифференциально-минимальное реле ДМР-400ДСИ, которое выполняет следующие функции:

— автоматическое подключение генератора к сети, когда его напряжение превышает напряжение сети на 0,3—0,7 В;

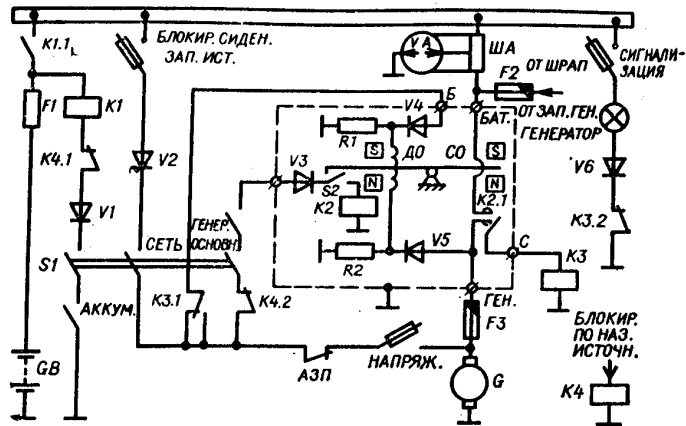


Рис. 1.6. Дифференциально-минимальное реле ДМР-400ДСИ

- автоматическое отключение генератора от сети, когда его напряжение понизится, при обратном токе 15—35 А;
- исключение возможности подключения к бортовой сети генератора с обратной полярностью;
- ручное дистанционное включение и отключение генератора;
- управление световой сигнализацией о работе генератора.

Основными элементами ДМР-400ДСИ (рис. 1.6) являются: дифференциальное реле, контактор К2, диоды V3, V4 и V5 и резисторы R1 и R2. Дифференциальное реле состоит из якоря, расположенного в поле постоянных магнитов, который управляет контактами S2. Якорь охватывает две обмотки: последовательная токовая СО, состоящая из одного витка шинной меди, и дифференциальная ДО в виде катушки.

Если по обмоткам СО и ДО протекает ток в направлении от генератора к сети, якорь намагнитится так, что северный полюс у него будет слева, а южный — справа. В результате якорь повернется против хода часовой стрелки и контакты S2 замкнутся. Контакт К2 срабатывает и контактами К2.1 подключает генератор к бортовой сети. Одновременно срабатывает реле К3, которое контактами К3.2 разорвет цепь лампы табло ГЕНЕРАТОР. Лампа гаснет, выдавая

полублоки 4 и 5. Каждый аккумулятор 6 закрывается крышкой 9 с двумя отверстиями для вывода электродов полублоков. В крышке имеется отверстие для заливки электролита,

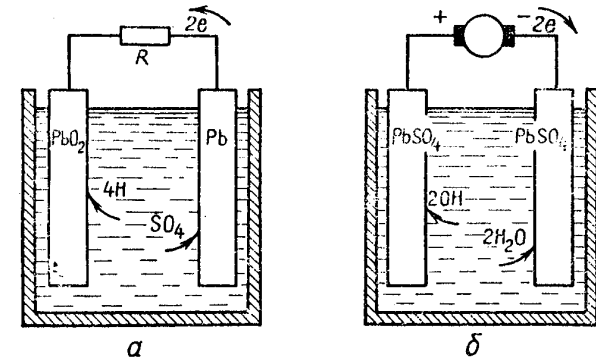


Рис. 1.3. Реакции разряда и заряда аккумулятора

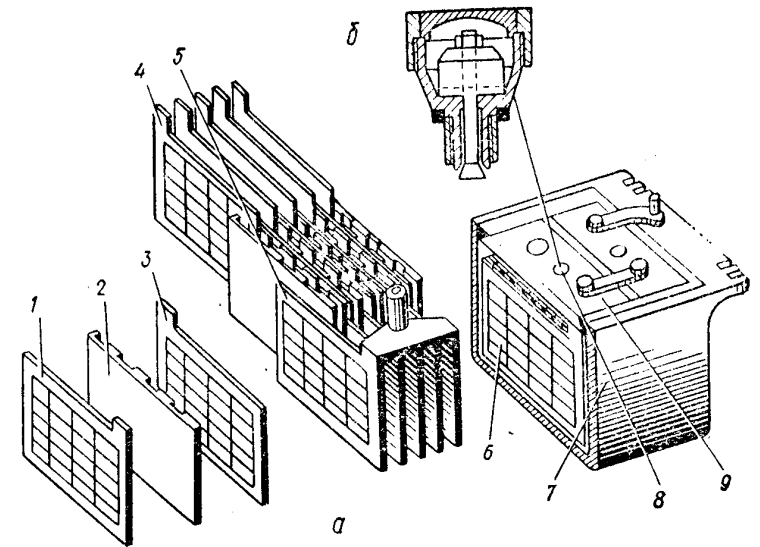


Рис. 1.4. Конструкция аккумуляторной батареи и рабочей пробки

которое закрывается рабочей пробкой 8. Рабочая пробка (рис. 1.4, б) аккумулятора служит для выпуска газов, образующихся при реакции, и не позволяет выливаться электролиту при любом положении аккумулятора в пространстве.

Основные технические данные батареи 12-САМ-28:

- номинальное напряжение — 24 В;
- номинальная емкость — 28 А·ч;
- плотность электролита — 1,265 г/см³;
- максимальная масса с электролитом — 28,5 кг;
- максимально допустимый ток разряда — 750 А.

Регулирование напряжения и защита генераторов

Угольный регулятор напряжения Р-27 предназначен для поддержания напряжения генератора постоянным при изменении частоты вращения якоря и тока нагрузки.

Напряжение генератора определяется зависимостью

$$U = c\omega\Phi - IR_{я}$$

- где U — напряжение генератора;
 c — коэффициент, определяемый конструктивными параметрами генератора;
 ω — частота вращения якоря генератора;
 Φ — магнитный поток обмотки возбуждения;
 I — ток якоря (нагрузки);
 $R_{я}$ — сопротивление цепи якоря.

Регулирование напряжения производится изменением магнитного потока Φ за счет изменения тока возбуждения путем изменения сопротивления угольного столба, включенного последовательно в цепь обмотки возбуждения генератора.

Работу регулятора Р-27 рассмотрим по принципиальной схеме простейшего угольного регулятора (рис. 1.5). Воспринимающим элементом регулятора является обмотка электромагнита W_3 , на которую подается напряжение генератора, исполнительным элементом — угольный столб УС, состоящий из набора (40—70 шт.) угольных шайб.

Сопротивление угольного столба $R_{у.с}$ зависит от силы сжатия его пружиной Пр, которая определяется силой тяги электромагнита F_3 и реакцией угольного столба F_c .

При увеличении частоты вращения ω якоря генератора или уменьшении нагрузки напряжение генератора увеличивается. Сила тяги электромагнита F_3 увеличится, сила сжатия угольного столба пружиной $F_{пр}$ уменьшится и сопротивление угольного столба $R_{у.с}$ увеличится. Ток I_a и магнитный поток Φ возбуждения уменьшаются, что приводит к понижению напряжения генератора. Таким образом, угольный регулятор поддерживает напряжение генератора постоянным при изменении эксплуатационных параметров — режима работы двигателя и изменении количества включенных потребителей электрической энергии.

Для улучшения статических характеристик системы регулирования напряжения в угольном регуляторе Р-27 применяются сопротивление и обмотка температурной компенсации. Для улучшения динамических характеристик Р-27 работает совместно с трансформатором стабилизации ТС-9М-2.

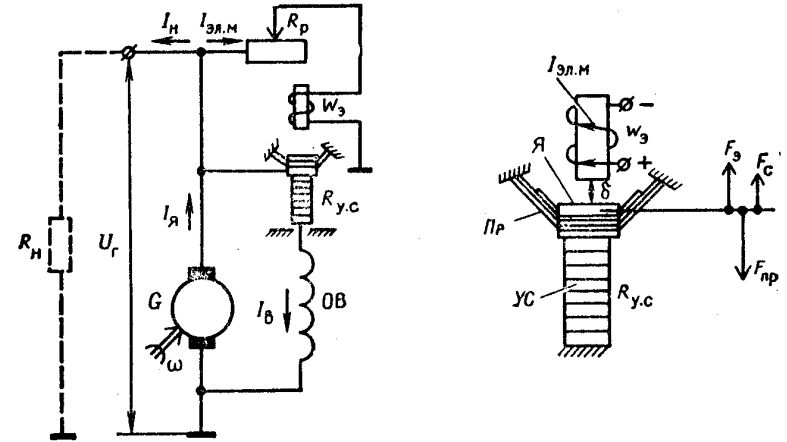


Рис. 1.5. Схема простейшего угольного регулятора

Для настройки работы системы регулирования напряжения в Р-27 применяется выносное регулировочное сопротивление типа ВС-25Б, которое установлено на корпусе электромагнита регулятора.

Основные технические данные Р-27:

- номинальное напряжение, поддерживаемое регулятором, — (28,5 ± 0,5) В;
- диапазон ручного регулирования напряжения с помощью выносного сопротивления — 1,5—3 В;
- масса — 1,85 кг.

Дифференциально-минимальное реле ДМР-400ДСИ. Генератор постоянного тока и аккумуляторная батарея подключены к бортовой сети параллельно. При запуске двигателя по мере повышения оборотов ротора увеличивается напряжение генератора. Однако подключение генератора к сети должно происходить лишь тогда, когда его напряжение станет несколько больше напряжения сети. В противном случае из сети к генератору потечет ток, называемый обратным током. Так как сопротивление цепи якоря генератора обычно мало, обратный ток может достигать больших значений (600 А). Такой ток опасен и для генератора и для аккумуляторной батареи.

— преобразователи постоянного тока в трехфазный переменный (типа СПТ-40) ЛУН-2456.01.8 (с 19-й серии ЛУН-2456.02) и ПТ-500Ц напряжением 36 В частотой 400 Гц;
— система передачи и распределения электрической энергии переменного тока.

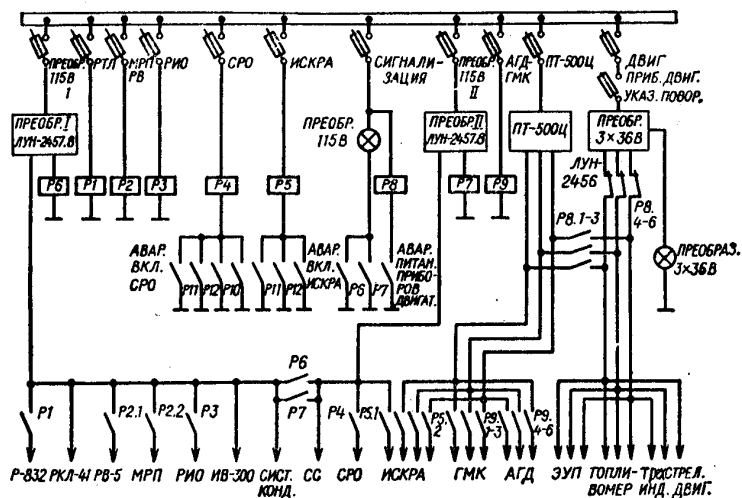


Рис. 1.9. Система электроснабжения переменным током с 19-й серии

Статический преобразователь однофазный ЛУН-2458.8 (типа СПО-1000) преобразует постоянный ток напряжением 28 В в переменный однофазный ток напряжением 115 В частотой 400 Гц. Предназначен для обеспечения электрической энергией переменного тока радиооборудования самолета (РСБН-5С, РВ-5, РКЛ-41, СРО, МРП-56ПС, Р-832М), аппаратуры системы кондиционирования кабины, измерителя вибраций ИВ-300 и радиоизотопного сигнализатора обледенения РИО-3 (рис. 1.9).

Преобразователь — статический, собран на транзисторах. Напряжение постоянного тока поступает на возбудитель, который питает транзисторный генератор переменного синусоидального тока частотой 400 Гц. На выходе преобразователя установлены четыре оконечных усилителя мощностью 250 В·А каждый. Они соединены параллельно. Принципиальная схема простейшего преобразователя приведена на рис. 1.10. При отказе одного из усилителей он автоматически отключается и мощность преобразователя соответственно уменьшается. Преобразователь имеет защиту от перегрузок и коротких замыканий в цепи нагрузки.

лечнику информацию о подключении генератора к бортовой сети.

При обратном направлении тока в обмотке СО полярность магнитного поля в якоре изменится и он повернется по ходу часовой стрелки, контакты S2 размыкаются, что приводит к отключению контактора К2 и реле К3. Контакты К3.2 замыкаются и включают лампу табло ГЕНЕРАТОР.

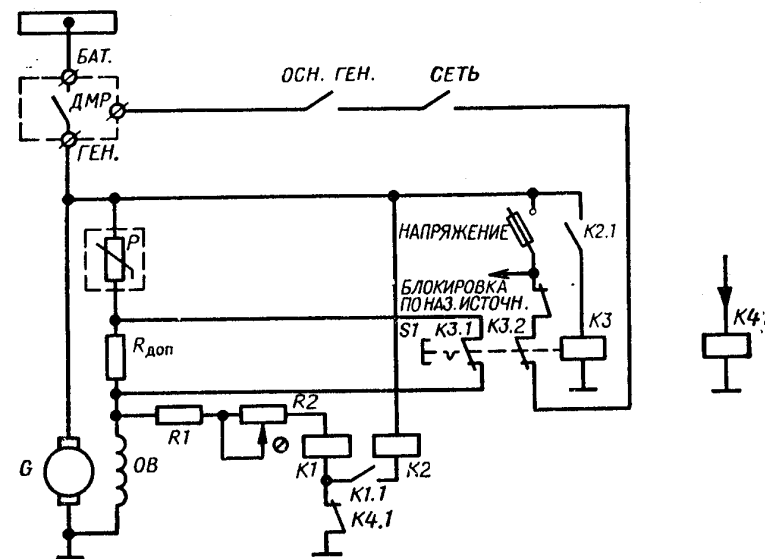


Рис. 1.7. Автомат защиты от перенапряжения АЗП-1МБ

Ручное дистанционное включение или выключение генератора может производиться выключателем ГЕНЕРАТОР ОСНОВН. на основном электрощитке. При включении или выключении выключателя замыкается или разрывается цепь питания обмотки контактора К2 в ДМР.

Автомат защиты сети от перенапряжения АЗП-1МБ предназначен для предотвращения выхода из строя потребителей электрической энергии и генератора при устойчивом повышении напряжения в сети выше допустимого значения. С 24-й серии установлен АЗП-А2.

Защита сети от перенапряжения производится отключением генератора через ДМР-400ДСИ, а генератора — включением в цепь обмотки возбуждения дополнительного сопротивления для уменьшения тока возбуждения.

Воспринимающим элементом АЗП (рис. 1.7) является реле К1 (реле замедленного действия). Оно подключено параллельно к обмотке возбуждения генератора ОВ.

Настроечный резистор R2 обеспечивает включение реле K1 при увеличении напряжения генератора до 31 В (или напряжения на обмотке возбуждения до 26,5—28 В), что соответствует недопустимому значению напряжения в бортовой сети.

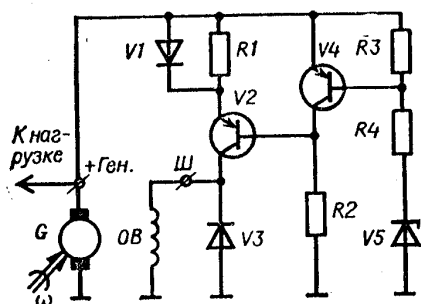


Рис. 1.8. Транзисторный регулятор напряжения

В случае повышения напряжения последовательно срабатывают реле K1, K2 и контактор K3. Контакт K3 своими нормально замкнутыми контактами K3.2 снимает напряжение с клеммы «+» ДМР, которое отключит генератор от бортовой сети, а нормально замкнутыми контактами K3.1 подключит в цепь обмотки возбуждения сопротивление $R_{доп}$. Это приведет к уменьшению тока возбуждения и снижению напряжения генератора до нескольких вольт, а также исключит размагничивание и перемгничивание генератора.

Для последующего приведения в рабочее состояние АЗП-1МБ после выполнения полета и устранения причины повышения напряжения необходимо нажать кнопку S1 на крышке автомата. Контакты контактора K3 придут в исходное состояние — автомат готов к работе.

Основные технические данные АЗП-1МБ:

- напряжение на обмотке возбуждения генератора, при котором АЗП срабатывает, — 26,5—28 В;
- время выдержки, при котором АЗП срабатывает, — не более 20 с;
- масса — не более 1,8 кг;
- время срабатывания АЗП при внезапном повышении напряжения на обмотке возбуждения должно быть:

1,2 с при повышении напряжения генератора до 31 В при нормальных условиях;

0,05 с при повышении напряжения до 50 В при нормальных условиях.

Транзисторный регулятор напряжения предназначен для поддержания напряжения запасного генератора постоянным при изменении частоты вращения якоря и тока нагрузки, представляет собой (рис. 1.8) электронный блок, собранный на печатных платах.

Обмотка возбуждения запасного генератора подключена к коллектору транзистора V2. Воспринимающим элементом схемы, реагирующим на повышение напряжения генератора, является стабилитрон V5. Диод V1 обеспечивает выбор рабочей точки транзистора V2 и совместно с резистором R1 температурную компенсацию.

Диод V3 исключает выход из строя транзистора V2 при резком его заперении.

Транзисторный регулятор обеспечивает стабилизацию напряжения, изменяя ток возбуждения при превышении напряжения выше заданного уровня (28 В).

При напряжении запасного генератора менее 28 В транзистор V2 открыт, а транзистор V4 закрыт. Через обмотку возбуждения генератора OB протекает максимальный ток, который создает максимальный магнитный поток. Напряжение генератора увеличивается. Когда оно превысит 28 В, откроется стабилитрон V5. Через резисторы R3 и R4 потечет ток. Потенциал базы транзистора V4 уменьшается, и он открывается, что приведет к прикрытию транзистора V2. Ток в обмотке возбуждения генератора уменьшится и напряжение генератора упадет. Когда напряжение станет равным 28 В, транзистор V4 снова закроется, а транзистор V2 откроется полностью. Таким образом, напряжение генератора поддерживается на уровне 28 В.

Дифференциально-минимальное реле ДМР-200Д выполняет такие же функции, как и ДМР-400ДСИ.

Электрическая схема ДМР-200Д и принцип работы подобны указанным для ДМР-400ДСИ.

Основные технические данные реле:

- генератор включается в сеть при превышении напряжения его над напряжением бортовой сети на 0,2—0,7 В;
- генератор отключается от бортовой сети при обратном токе 10—25 А.

1.2. Система электроснабжения переменным током

Система электроснабжения переменным током (рис. 1.9) предназначена для снабжения электрической энергией потребителей переменного тока напряжением 115 и 36 В частотой 400 Гц.

Переменный однофазный и трехфазный ток получается путем преобразования электрической энергии постоянного тока. Для преобразования применяются два метода: статический и электромашинный.

В состав системы входят:

- преобразователи постоянного тока в однофазный переменный (типа СПО-1000) ЛУН-2457.8 (с 19-й серии ЛУН-2458.8) напряжением 115 В частотой 400 Гц № 1 и 2 (на самолетах до 19-й серии преобразователь 115 В только один);

Основные технические данные преобразователя:

- рабочее напряжение питания постоянным током — $27 \text{ В} \pm 10\%$;
- потребляемый ток — не более 37 А ;
- частота вращения — $12\,000 \text{ об/мин}$;
- выходное трехфазное напряжение — $36 \text{ В} \pm 5\%$;
- частота переменного тока — $400 \text{ Гц} \pm 2\%$;
- номинальная мощность — $500 \text{ В} \cdot \text{А}$.

Электрическая схема электроснабжения самолета переменным током децентрализованная, каждый преобразователь обеспечивает работу своей группы потребителей. На рис. 1.12 показана схема электроснабжения переменным током для самолетов до 19-й серии.

1.3. Система передачи и распределения электрической энергии

Система передачи и распределения электрической энергии предназначена для обеспечения надежного подвода электрической энергии от источников к потребителям.

Распределение электрической энергии постоянного тока централизованное: питание к большинству потребителей поступает с электрощитков. Некоторые наиболее важные потребители питаются через постоянно включенные автоматы защиты, расположенные вне кабин, которые подключены непосредственно к аккумуляторной батарее.

В систему входят: электрическая сеть, центральные распределительные устройства, защитная и коммутационная аппаратура, устройства для защиты от радиопомех и статического электричества.

Принципиальная электрическая схема электроснабжения самолета постоянным током предусматривает (рис. 1.13):

- питание бортовой сети постоянным током от аккумуляторной батареи 12-САМ-28;
- питание бортовой сети постоянным током от основного генератора ВГ-7500Я;
- автоматический выпуск запасного генератора ЛУН-2117.02 при отказе основного, включение его в бортовую сеть и отключение аппаратуры «Искра-К»;
- параллельную работу аккумуляторной батареи с основным и запасным генератором постоянного тока;
- питание бортовой сети постоянным током от аэродромного источника электрической энергии и отключение от сети бортовых источников.

Самолетная электросеть постоянного тока однопроводная: к каждому из потребителей подходит один плюсовой провод, а минусовым служит металлический корпус самолета.

Преобразователи № 1 и 2 по конструкции аналогичны. Сигнализация отказа преобразователей осуществляется на табло ПРЕОБРАЗ. 115 В, расположенном слева над приборной доской.

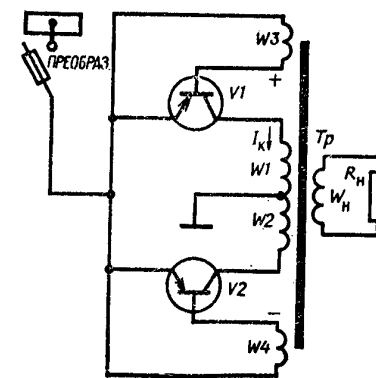


Рис. 1.10. Принципиальная схема простейшего преобразователя

Основные технические данные преобразователя:

- рабочее напряжение питания постоянного тока — $23,5\text{—}28,5 \text{ В}$;
- номинальный потребляемый ток — 53 А ;
- выходное напряжение переменного тока — $115 \text{ В} \pm 3\%$;
- частота переменного тока — $400 \text{ Гц} \pm 1\%$;
- номинальная мощность — $1000 \text{ В} \cdot \text{А}$.

Преобразователи установлены под полом передней кабины справа.

Статический преобразователь трехфазный ЛУН-2456.01.8 (типа СПТ-40) преобразует постоянный ток напряжением 28 В в переменный трехфазный синусоидальный ток напряжением 36 В частотой 400 Гц . Предназначен для обеспечения электрической энергией электрического указателя поворота дублера авиагоризонта, емкостного топливомера, манометров топлива и масла трехстрелочного индикатора (рис. 1.9). Преобразователь установлен в задней кабине под левым пультом.

Преобразователь статический, собран на транзисторах. Напряжение постоянного тока поступает на генератор переменного синусоидального тока частотой 400 Гц . Специальный каскад разделяет это напряжение на три сдвинутых по фазе на 120° . На выходе каждой фазы установлены усилители мощности. Преобразователь имеет стабилизатор напряжения и специальные сглаживающие фильтры.

Основные технические данные преобразователя:

- рабочее напряжение питания постоянным током — 23,5—28,5 В;
- номинальный потребляемый ток — не более 4 А;

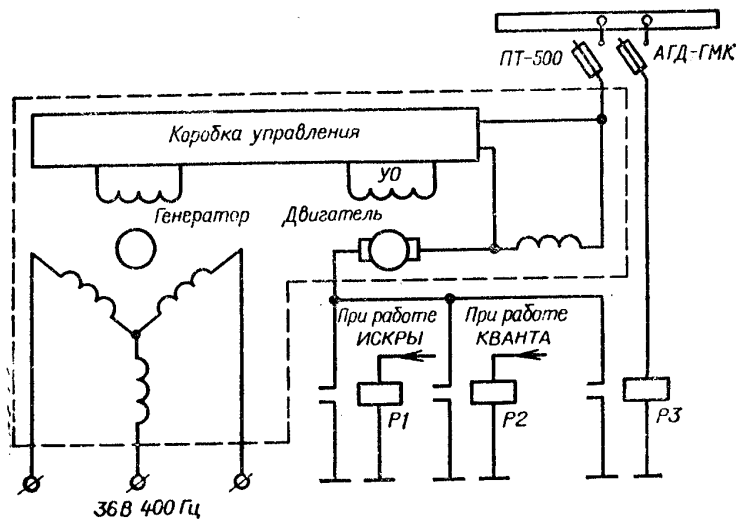


Рис. 1.11. Преобразователь ПТ-500Ц

- выходное трехфазное напряжение — $36 В \pm 3\%$;
- частота переменного тока — $400 Гц \pm 1\%$;
- номинальная мощность — 50 В·А.

Электромашинный преобразователь ПТ-500Ц преобразует постоянный ток напряжением 28 В в переменный трехфазный ток напряжением 36 В частотой 400 Гц. Предназначен для обеспечения электрической энергией переменного тока дистанционного авигоризонта АГД-1, курсовой системы ГМК-1АЭ и аппаратуры «Искра-К» (РСБН-5С) (рис. 1.9).

Установлен ПТ-500Ц под полом первой кабины.

Преобразователь ПТ-500Ц состоит из электродвигателя постоянного тока со смешанным возбуждением и синхронного трехфазного генератора, расположенного на одном валу с электродвигателем, коробки управления и элементов, обеспечивающих дистанционный запуск преобразователя. Стабилизация частоты переменного тока обеспечивается постоянством скорости вращения электродвигателя (рис. 1.11).

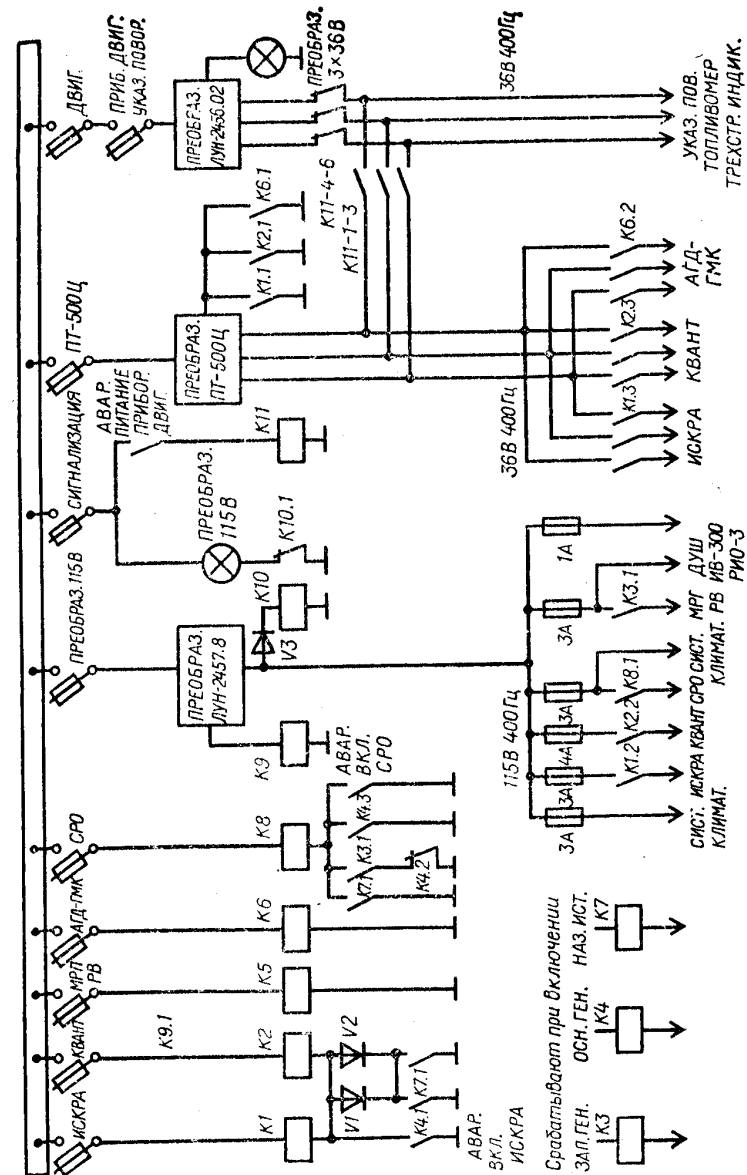


Рис. 1.12. Система электроснабжения переменным током до 19-й серии

Для предохранения источников и потребителей электроэнергии, а также участков электрической сети от перегрузок и последствий коротких замыканий устанавливается аппаратура защиты, которая обеспечивает автоматическое отключение потребителей или поврежденных участков сети.

На основном электрощитке установлены (рис. 1.14, а до 19-й серии и рис. 1.14, б после 19-й серии):

— выключатель АККУМ. — для включения в сеть аккумуляторной батареи или аэродромного питания;

— выключатель ГЕНЕРАТОР ОСНОВН. — для включения в сеть основного генератора ВГ-7500Я;

— выключатель ГЕНЕРАТОР ЗАПАСНОЙ — для включения в сеть запасного генератора;

— АЗС ДВИГ. — обеспечивает напряжением автоматы защиты вспомогательного электрощитка, обеспечивающие запуск, работу, контроль работы двигателя и включение преобразователя 3×36 В: ПУСКОВАЯ ПАНЕЛЬ, НАСОС ПОДКАЧ., ЗАЖИГАНИЕ, ПРИБ. УКАЗ. ПОВОР., ПОЖАР;

— АЗС АГД-ГМК — обеспечивает включение преобразователя ПТ-500Ц и подает постоянное напряжение бортовой сети в схему гироманитного компаса ГМК-1АЭ и авиаторизонта АГД-1;

— АЗР ПРЕОБР. 115 В — обеспечивает включение преобразователя ЛУН-2458.8 (СПО-1000), с 19-й серии для АЗР ПРЕОБР. 115 В I и II — обеспечивают раздельное включение двух преобразователей;

— АЗС РТЛ — включает радиостанцию РТЛ-11, с 19-й серии радиостанцию Р-832М;

— АЗС МРП-РВ — обеспечивает включение маркерного радиоприемника и радиовысотомера;

— АЗС ИСКРА — обеспечивает включение навигационной системы РСБН-5С;

— АЗС КВАНТ — обеспечивает включение радиолокационного дальномера, с 19-й серии отсутствует;

— АЗС АВАРИЙНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ «СРО» — в полете и на земле обеспечивает включение СРО при отказе основного и запасного генераторов от аккумуляторной батареи;

— АЗС АВАРИЙНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ ИСКРА — при отказе в полете основного генератора обеспечивает включение системы «Искра-К» от запасного генератора или от аккумуляторной батареи, на земле — от аккумуляторной батареи;

— АЗС БАКИ — включает систему сигнализации выработки крыльевых топливных баков;

— АЗС РИО — включает радионейтральный сигнализатор обледенения;

— АЗС СДУ — устанавливается с 19-й серии для включения системы СДУ Л-39,

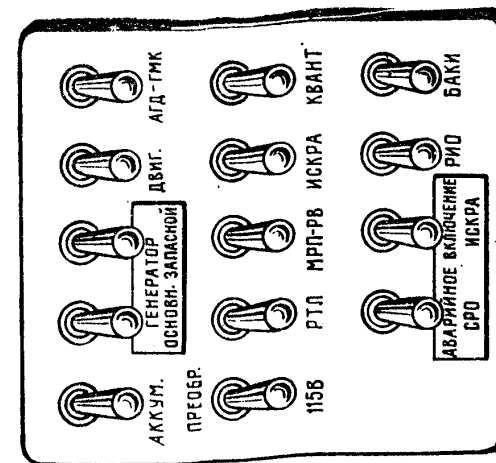
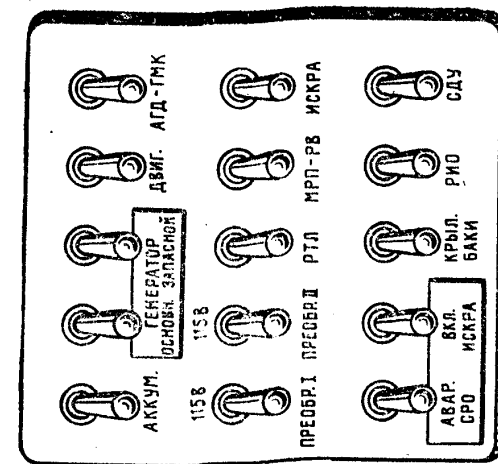


Рис. 1.14. Основной электрощиток до 19-й серии (а) и после 19-й серии (б)

на левом горизонтальном пульте за РУД. Для проверки напряжения аэродромного источника необходимо:

- подать команду «Включить электропитание», получив от техника ответ «Электропитание включено»;
- включить выключатель АККУМ.;
- проверить, горит ли сигнальное табло с символом «Тележка» дымчатого цвета на левом горизонтальном пульте;
- включить АЗС ДВИГ.;
- проверить напряжение в бортовой сети по вольтамперметру: напряжение должно быть не менее 24 В при неработающем генераторе наземного источника или 24—29 В при работающем генераторе наземного источника.

Выключатель СЕТЬ в задней кабине должен быть включен. После проверки выключить АЗС ДВИГ. При включении аэродромного источника бортовые источники электрической энергии постоянного тока отключаются от бортовой сети.

Проверка напряжения аккумуляторной батареи. Для проверки степени заряженности аккумуляторной батареи 12-САМ-28 (проверка производится под нагрузкой) необходимо:

- включить на основном электрощитке выключатель АККУМ.;
- включить на основном электрощитке передней кабины АЗС ДВИГ.;
- проверить напряжение бортовой аккумуляторной батареи (напряжение по вольтметру должно быть не менее 24 В);
- после проверки выключить АЗС ДВИГ. и выключатель АККУМ.

Выключатель СЕТЬ в задней кабине должен быть включен, так как он предназначен для выключения всех источников электрической энергии постоянного и переменного тока. Перед полетом летчик обязательно проверяет его включение.

Проверка включения основного и запасного генераторов. Контроль включения основного генератора осуществляется по погасанию табло ГЕНЕРАТОР и по вольтамперметру. Напряжение должно быть 28—29 В. При отказе основного генератора загорается в мигающем режиме лампа табло ГЕНЕРАТОР.

При отказе основного генератора автоматически выпускается напорная турбина и включается в работу запасной генератор. Контроль включения запасного генератора в работу производится по погасанию табло ЗАПАСНОЙ ГЕНЕРАТОР и по вольтамперметру. Напряжение должно быть 27—29 В, стрелка амперметра должна показывать ток нагрузки.

На самолете предусмотрен аварийный выпуск запасного генератора краном ЗАПАСНОЙ ГЕНЕРАТОР на правом пульте. Для выпуска рукоятку крана переместить от себя. Напорная турбина и запасной генератор автоматически уби-

На электрощитке задней кабины (рис. 1.16) установлены:

— выключатель СЕТЬ — обеспечивает возможность включения в сеть любого из источников постоянного тока. Включается выключатель СЕТЬ как при полете с инструктором, так и без него;

— АЗС СИДЕНЬЕ, СИГНАЛ., ОРУЖИЕ, ВЗРЫВ, НЕВЗРЫВ, КОНДИЦ. ВОЗД., ЗАПАС. СПУ этого электрощитка включаются в задней кабине в зависимости от характера выполняемого полета.

1.4. Включение источников электроэнергии в сеть и контроль за их работой

Включение в бортовую сеть аэродромного источника электрической энергии. Для питания потребителей электроэнергией на земле используются аэродромные источники постоянного тока. Подключение аэродромного источника осуществляется с помощью разъема ШРАП-500К, размещенного на левом борту фюзеляжа. При подключении кабеля работающего аэродромного источника техническим составом загорается лампа с зеленым светофильтром, установленная рядом с разъемом ШРАП-500К на фюзеляже, и срабатывает блокировочное реле К7. Это реле разрывает цепи включения аккумулятора и генераторов, не допуская одновременного подключения бортовых и аэродромного источников электроэнергии.

Для подключения напряжения аэродромного источника в бортовую сеть должны быть включены выключатель СЕТЬ в задней кабине и выключатель АККУМ. на главном электрощитке. При этом замыкается минусовая цепь обмотки контактора К6 и контактор подключает аэродромный источник к бортовой сети.

Контроль подключения наземного источника в кабине самолета летным составом осуществляется по загоранию лампы табло с символом стартовой тележки на левом горизонтальном пульте и по вольтамперметру ВА-62-8. Вольтметр покажет напряжение аэродромного источника, а амперметр — ток нагрузки.

При отключении аэродромного источника реле К7 обеспечит и своими контактами обеспечит подключение аккумуляторной батареи и основного генератора к бортовой сети, подготовит цепь управления ГА-18-4 на выпуск запасного генератора.

Включение в бортовую сеть аккумулятора 12-САМ-28. Для включения в сеть бортового аккумулятора необходимо включить выключатель СЕТЬ на электрощитке задней кабины и выключатель АККУМ. на основном электрощитке. При этом замыкается минусовая цепь обмотки контактора К5, который контактами К5.1 подключает аккумулятор к бор-

товой сети. Контроль включения осуществляется по вольт-амперметру ВА-62-8 и по загоранию ламп табло ГЕНЕРАТОР и ЗАПАСНОЙ ГЕНЕРАТОР, работающих в мигающем режиме.

Включение в бортовую сеть основного генератора. Для включения основного генератора необходимо включить выключатель СЕТЬ в задней кабине и выключатель ГЕНЕРАТОР ОСНОВН. на главном электрощитке передней кабины. Основной генератор подключится к сети после запуска авиационного двигателя и отключения наземного источника. Напряжение от генератора через АЗС НАПРЯЖЕНИЕ (расположен в отсеке двигателя, включен и законтрен), контакты блокировочного реле, выключатель ГЕНЕРАТОР ОСНОВН. подводится на клемму ДМР-400ДСИ. Дифференциально-минимальное реле подключает генератор в бортовую сеть, когда напряжение генератора превысит напряжение бортовой сети на 0,3—0,7 В. После подключения генератора срабатывает реле К4 и разрывает цепь питания ламп ГЕНЕРАТОР и ЗАПАСНОЙ ГЕНЕРАТОР в аварийном табло, лампы гаснут. Контроль напряжения и тока нагрузки осуществляется по вольтамперметру. Напряжение должно быть 28—29 В, а стрелка амперметра отклоняется от нуля вверх, показывая ток нагрузки.

Включение в бортовую сеть запасного генератора. Для включения запасного генератора необходимо включить выключатель СЕТЬ в задней кабине и ГЕНЕРАТОР ЗАПАСНОЙ на главном электрощитке передней кабины. При работе основного генератора цепи управления выпуском напорной турбины и включения ДМР-200Д обесточены. При отказе основного генератора в полете ДМР-400ДСИ обесточит реле К4, которое контактами К4.2 подключит обмотку электрогидрокрана ГА-184 выпуска напорной турбины В-910 под напряжением аккумуляторной батареи. Открывается люк, и напорная турбина вместе с генератором выдвигаются из фюзеляжа. Запасной генератор включается в работу автоматически. Напорная турбина встречным потоком воздуха раскручивается и передает вращение на якорь генератора. При скорости полета более 280 км/ч вырабатываемое напряжение генератора будет выше напряжения аккумуляторной батареи на 0,2—0,7 В, ДМР-200Д подключит запасной генератор в бортовую сеть. При подключении генератора срабатывает реле К3 и контактами К3.1 выключит лампу ЗАПАСНОЙ ГЕНЕРАТОР. Лампа ГЕНЕРАТОР горит, выдавая летчику информацию об отказе основного генератора. Контроль за напряжением генератора осуществляется по вольтамперметру. Напряжение должно быть 28—29 В, а стрелка амперметра отклоняется от нуля вверх, показывая ток нагрузки.

Защита источников электрической энергии осуществляется инерционными предохранителями типа ИП.

Включение преобразователей 115 В. Для включения преобразователей ЛУН-2457.8 (СПО-1000) I и II необходимо включить АЗР ПРЕОБР. 115 В I и АЗР ПРЕОБРАЗ. 115 В II на главном электрощитке передней кабины. Контроль исправности осуществляется по нормальной работе указанных выше потребителей, питание которых электрической энергией они обеспечивают.

Подключение потребителей к преобразователям осуществляется через плавкие предохранители. Непосредственно к предохранителям подключены ограничитель температуры за турбохолодильником, автомат регулирования температуры воздуха в кабине, обдув летчика, ИВ-300 и РИО-3М. Аппаратура РСБН-5С, СРО, МРП и РВ подключается к шине 115 В контактами соответствующих реле.

При отказе одного из преобразователей 115 В I или II все потребители автоматически переключаются на исправный преобразователь и загорается лампа табло ПРЕОБРАЗ. 115 В, потребители продолжают нормальную работу.

Включение преобразователя 3×36 В. Преобразователь ЛУН-2456.01.8 (СПТ-40) включается с помощью АЗС ДВИГ. на главном электрощитке и АЗС ПРИБ. ДВИГ., УКАЗ. ПОВОР. на вспомогательном электрощитке передней кабины. Указатель поворота дублера авиагоризонта, топливомер, манометры топлива и масла трехстрелочного индикатора непосредственно подключены к преобразователю. Контроль исправности осуществляется по нормальной работе указанных потребителей, питание которых он обеспечивает. При отказе преобразователя ЛУН-2456.01.8 загорается лампа табло ПРЕОБРАЗ. 3×36 В.

Включение преобразователя ПТ-500Ц. Преобразователь ПТ-500Ц включается АЗС ПТ-500Ц на вспомогательном электрощитке и одним из АЗС ИСКРА, АГД-ГМК на главном электрощитке передней кабины через контакты реле К1.3 или К6.1. Потребители подключаются к фазам преобразователя контактами соответствующих реле. Проверка работоспособности преобразователя ПТ-500Ц производится по нормальной работе аппаратуры, которую он обеспечивает электрической энергией.

1.5. Эксплуатация системы электроснабжения самолета постоянным и переменным током

Подключение и проверка напряжения наземного источника электрической энергии. Контроль подключения наземного источника осуществляется: техническим составом — по загоранию лампы с зеленым светофильтром, установленной рядом с разъемом ШРАП-500К на фюзеляже, летным составом — по загоранию лампы с символом стартовой тележки

реле К10 и контактами К10.1 включит лампу табло ПРЕОБРАЗ. 115 В. При отказе преобразователя не будут работать аппаратура кондиционирования воздуха в кабине, РКЛ-41, ИВ-300, РИО-3, «Искра», СРО.

При отказе одного из четырех выходных каскадов преобразователя ЛУН-2458 преобразователь продолжает работать, а мощность его снижается на величину мощности отказавшего каскада.

В случае отказа преобразователя ЛУН-2458 на самолете с двумя преобразователями 115 В горит в мигающем режиме лампа ПРЕОБРАЗ. 115 В на аварийном табло, вся аппаратура автоматически переключается на работоспособный преобразователь.

При отказе преобразователя ЛУН-2456.01.8 загорается лампа табло ПРЕОБРАЗ. 3×36 В. Необходимо включить выключатель АВАР. ПИТАНИЕ ПРИБОР. ДВИГ., питание переменным током 36 В 400 Гц указателя поворота, топливомера и трехстрелочного индикатора в этом случае осуществляется от преобразователя ПТ-500Ц.

1.6. Противопожарное оборудование

Противопожарное оборудование самолета предназначено для выдачи летчику информации о пожаре в отсеке двигателя и его тушения.

Противопожарное оборудование состоит из системы сигнализации о пожаре ССП-2И и системы пожаротушения.

Назначение, устройство и размещение на самолете противопожарного оборудования

Система сигнализации о пожаре ССП-2И предназначена для подачи светового сигнала о возникновении пожара в двигательных отсеках самолета.

Система ССП-2И состоит из групп датчиков типа ДТБГ и исполнительного блока БИ-2И.

Датчики ДТБГ предназначены для получения термоэлектродвижущей силы в зависимости от скорости изменения температуры окружающей среды. Чувствительным элементом датчика ДТБГ является дифференциальная термобатарея, собранная из семи последовательно соединенных хромель-копелевых термопар. Такое соединение термопар позволяет увеличить напряжение сигнала при возникновении пожара, так как термоэлектродвижущая сила (ТЭДС) всей батареи равна сумме ТЭДС отдельных термопар. Датчики ДТБГ в количестве шести штук установлены в средней части фюзеляжа в отсеке двигателя, по периметру, и образуют две группы по три датчика, соединенные последовательно. Таким образом,

каждый отсек защищается двумя самостоятельными группами датчиков. При выходе из строя любой группы датчиков работоспособность системы сохраняется.

Исполнительный блок БИ-2И принимает сигналы от датчиков и выдает сигнал постоянного тока на лампы сигнализации ПОЖАР, а также обеспечивает проверку исправности системы сигнализации. Блок установлен в отсеке левого воздухозаборника двигателя.

Лампы сигнализации ПОЖАР установлены в аварийном табло передней и задней кабин, работают в мигающем режиме и предназначены для сигнализации летчику о пожаре в отсеке двигателя.

Для контроля исправности цепей ДТБГ служит нажимной переключатель КОНТР. ССП, который установлен на среднем пульте передней кабины.

Система пожаротушения предназначена для тушения пожара и состоит:

- из кнопок тушения пожара, закрытых колпачками с символом факела на левом горизонтальном пульте передней и задней кабин;

- из пожарного баллона с огнегасящим составом, на котором установлены две пироголовки с пиропатронами, что обеспечивает надежность срабатывания системы;

- из пожарного коллектора, подводящего огнегасящий состав в отсек двигателя.

Принцип работы и эксплуатация системы противопожарного оборудования

Принцип работы системы основан на использовании явления возникновения ТЭДС в термопарах при изменении температуры окружающей их среды.

Для работы необходимо включить: выключатели АККУМ. и СЕТЬ, АЗС СИГНАЛИЗАЦИЯ, ПОЖАР — на вспомогательном электрощитке, ТУШЕНИЕ — носовой отсек слева и ДВИГ. — на основном электрощитке (рис. 1.17). При этом питание постоянного тока от бортовой сети подводится к резисторам R1 и R2, кнопкам тушения пожара S2 и S3, нажимному переключателю S1, лампам ПОЖАР.

При возникновении пожара в отсеке двигателя, если температура среды, окружающей группу датчиков, не ниже +200°C и скорость ее нарастания более 4°C/с, в датчиках ДТБГ термоэлектродвижущая сила достигает величины, при которой срабатывает поляризованное реле КР1 (КР2). Реле КР1 (КР2) контактами КР1.1 (КР2.1) включает реле К1, которое контактами К1.1 включает лампу в табло ПОЖАР, выдавая летчику информацию о наличии пожара в отсеке двигателя. Одновременно мигают сигнальные лампы сигнализатора аварийных режимов в обеих кабинах.

ключателю ФАРА РУЛЕЖ.-ПОСАД. При нейтральном положении переключателя напряжение на нити накала фар не подается. Перед вырубиванием ночью переключатель поставить в положение РУЛЕЖ. Напряжение бортовой сети через нормально замкнутые контакты реле K2.1 и K2.2 подается на рулежные нити накала фар.

Если после взлета самолета летчик не выключил фары, после уборки шасси подается напряжение на реле K2 от концевого выключателя убранного положения шасси, которое контактами K2.1 и K2.2 отключит рулежные нити накала фар от бортовой сети. Этим также обеспечивается возможность контроля выпуска шасси при полетах в ночных условиях.

Перед посадкой самолета переключатель ФАРА РУЛЕЖ.-ПОСАД. необходимо поставить в положение ПОСАД. Напряжение бортовой сети подается на посадочные нити накала фар, и фары горят полным светом. Одновременно срабатывает реле K2 и контактами K2.1 и K2.2 разрывает цепь рулежных нитей накала фар.

При выполнении полетов в ночных условиях летчик должен проверить работоспособность посадочно-рулежных фар, для чего переключатель управления светом посадочно-рулежных фар поочередно поставить в положение ПОСАД. и РУЛЕЖ., и, убедившись в исправности фар и правильности направления лучей, поставить переключатель в среднее положение.

Система внешней световой сигнализации объединяет систему аэронавигационных огней (АНО), систему сигнализации выпущенного положения шасси и предназначена для обозначения положения самолета в воздухе и на земле.

В состав системы АНО входят следующие элементы:

- две арматуры БАНО-45 с лампой СМ-22: одна — с зеленым светофильтром, установлена на правом крыльевом баке, другая — с красным светофильтром, установлена на левом крыльевом баке;
- арматура ХС-39 с белым светофильтром и лампой СМ-15, установлена в верхней части киля;
- прерыватель АНО ЛУН-3240, установлен слева в носовом отсеке;
- переключатель АНО МИГАНIE ВЫКЛ. НЕПРЕРЫВ., установлен на правом пульте передней кабины;
- переключатель АНО ЯРКОСТЬ 30%, 60% и 100%, установлен на правом пульте передней кабины;
- АЗС АНО МОНТ. ЛАМПА, установлен на вспомогательном электропитке.

Для работы системы АНО необходимо включить выключатели СЕТЬ, АККУМ. и АЗС АНО МОНТ. ЛАМПА. Напряжение бортовой сети подводится к переключателю АНО МИГАНIE ВЫКЛ. НЕПРЕРЫВ. При установке переключателя

При исправности цепи (отсутствует обрыв) реле КР1 срабатывает и замкнет свои контакты КР1.1, сработает реле К1, загорится лампа ПОЖАР. Аналогично работает система контроля исправности цепи сигнализации при установке нажимного переключателя S1 в положение II.

Следует помнить, что на самолете к кнопкам тушения пожара напряжение бортовой сети подводится по двум цепям:

- через АЗС ДВИГ. и ПОЖАР от бортовой сети;
- через АЗС ТУШЕНИЕ непосредственно от аккумуляторной батареи (в носовом отсеке, постоянно включен).

Поэтому, если на борту самолета подсоединена аккумуляторная батарея, то даже при выключенных выключателях АККУМ. и СЕТЬ при нажатии на кнопку тушения пожара сработает пиропатрон и пожарный баллон разрядится.

1.7. Светотехническое оборудование

Светотехническое оборудование самолета объединяет системы: освещения кабин красным и белым светом, управления посадочно-рулежными фарами, внешней световой сигнализации, внутрикабинной световой сигнализации.

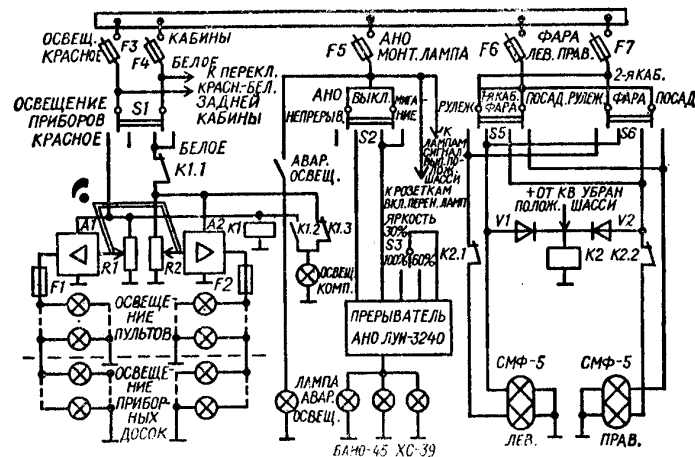


Рис. 1.18. Светотехническое оборудование

Система освещения кабин красным и белым светом предназначена для освещения приборов, приборной доски и пультов красным (основным) и белым (резервным) светом. Подсвет приборов на приборных досках производится светильниками с красным и белым светофильтрами, а левого, правого и центрального пультов — светильниками заливающего красного и белого света.

В систему освещения кабин (рис. 1.18) входят следующие элементы:

— арматура подсвета низкая (АПН) с красным и белым светофильтрами и лампой СМ-37, которая используется для подсвета приборов на приборных досках, пультов управления радиооборудования и курсовой системы, светильники установлены на приборной доске под фальшпанелью, что обеспечивает равномерное освещение всех приборов на приборной доске. Шкалы авиационных часов АЧС-1М, акселерометра АМ-10 и КПП подсвечиваются индивидуально;

— арматура заливающего света с красным и белым светофильтрами с лампами «Тесла» для освещения левого, правого и среднего пультов передней и задней кабин. В передней кабине установлены три арматуры по правому борту, две — по левому и одна — на ручке управления самолетом, в задней кабине по правому и левому борту установлено по две арматуры и одна — на ручке управления самолетом;

— переключатель ОСВЕЩЕНИЕ ПРИБОРОВ с красной и белой чертами, обозначающими положение переключателя для включения красного и белого света. Рядом с переключателем установлен реостат регулировки силы света. Переключатель и реостат установлены на левом пульте передней и задней кабин;

— транзисторные усилители в цепи красного и белого света, предназначенные для регулировки яркости ламп, установлены на левом борту кабин снизу;

— лампа аварийного освещения СМ-1БМ, расположенная слева от прицела, предназначена для аварийного подсвета приборной доски передней кабины;

— выключатель АВАР. ОСВЕЩ. на левой панели над приборной доской в передней кабине для включения лампы аварийного освещения СМ-1БМ;

— два АЗС ОСВЕЩ. КРАСНОЕ, БЕЛОЕ установлены на вспомогательном электрощитке передней кабины.

Освещение кабин осуществляется по двум взаимно не связанным цепям.

Для работы системы освещения необходимо включить выключатели СЕТЬ, АККУМ. и два АЗС ОСВЕЩ. КРАСНОЕ, БЕЛОЕ. Напряжение бортовой сети подводится к переключателю ОСВЕЩЕНИЕ ПРИБОРОВ. Установить переключатель в сторону красной черты на первых сериях или в положение КРАСНОЕ — на последующих. Напряжение бортовой сети подается на реле К1 и через потенциометр регулировки яркости ламп R1 — на усилитель А1 в цепи питания ламп красного света. Реле К1 контактами К1.2 включает лампу освещения магнитного компаса белым светом, контактами К1.1 отключает цепь подачи напряжения на лампы белого света, контактами К1.3 отключает лампу подсвета магнитного компаса от цепи белого света,

При отказе системы красного света (при коротком замыкании цепи красного света) или в случае отключения АЗС ОСВЕЩ. КРАСНОЕ снимается напряжение с реле К1, которое контактами К1.1 подает напряжение через потенциометр регулировки яркости света R2 на усилитель А2 цепи белого света. Автоматически включается подсвет белым светом той же яркости, что и красным светом, так как потенциометр ОСВЕЩЕНИЕ ПРИБОРОВ одновременно управляет системой белого и красного света.

Для работы лампы аварийного освещения СМ-1МБ необходимо включить АЗС АНО МОНТ. ЛАМПА на вспомогательном электрощитке и выключатель АВАР. ОСВЕЩ.

Подсвет магнитного компаса, установленного на козырьке в передней кабине, осуществляется белым светом независимо от регулировки яркости освещения кабины и положения переключателя ОСВЕЩЕНИЕ ПРИБОРОВ.

На самолете установлены три розетки для подключения переносной лампы, если необходимо работать в ночных условиях. Розетки установлены в носовой части фюзеляжа слева, в кабине и в двигательном отсеке справа. Питание на розетки поступает через АЗС АНО МОНТ. ЛАМПА.

При выполнении полетов ночью летчик должен проверить исправность системы освещения кабины красным и белым светом и с помощью реостата на левом пульте отрегулировать освещение так, чтобы снятие показаний с приборов и пользование агрегатами не вызвали затруднений в полете.

Переключатель системы белого и красного света поставить в положение, обеспечивающее подсвет приборных досок и пультов красным светом.

Система управления посадочно-рулежными фарами предназначена для освещения рулежных дорожек и взлетно-посадочной полосы при полетах ночью. В состав системы входят следующие элементы:

— две самолетные лампы-фары СМФ-5, установленные в носовых частях крыльевых топливных баков. Фара представляет собой колбу с зеркальной задней стенкой специального профиля. Внутри колбы расположены посадочная и рулежная нити накаливания. Мощность нитей накаливания посадочной — 600 Вт, рулежной — 200 Вт;

— реле выключения рулежного света при уборке шасси после взлета;

— переключатели ФАРА РУЛЕЖ.-ПОСАД. управления включением и выключением режима работы фар, установленные на левом борту передней и задней кабин;

— два АЗС ФАРА ЛЕВ.-ПРАВ., установленные на вспомогательном электрощитке передней кабины.

Для работы системы управления фарами необходимо включить выключатели СЕТЬ, АККУМ. и АЗС ФАРА ЛЕВ.-ПРАВ. Напряжение бортовой сети подводится к пере-

— табло сигнализации о нейтральном положении триммеров БАЛАНС ДЛЯ ВЗЛЕТА (зеленое) ЛУН-2690.06 — на среднем пульте передней и задней кабин с сигналами КРЕН, ТАНГАЖ. На самолетах с 24-й серии вместо сигнала ТАНГАЖ установлен указатель положения триммера тангажа;

— табло сигнализации о подключении аэродромного источника электропитания (дымчатого цвета) ЛУН-2690.08 с символом аэродромной тележки — на левом пульте передней кабины;

— табло сигнализации вооружения ЛУН-2690.52 на среднем пульте передней кабины с сигналом ГРУЗЫ ПОДВЕШЕНЫ с символом авиабомбы, левое и правое крыло (зеленое); ВЗРЫВ — (красное); СС — самонаводящийся снаряд, левое и правое крыло (зеленые);

— табло сигнализации исходного положения ПУС 36-Д ЛУН-2690.07 на среднем пульте передней кабины с сигналом ПУС 0 (зеленое);

— табло сигнализации вооружения ЛУН-2690.53 в левой верхней части приборной доски в передней кабине с сигналами ГОТОВ (зеленое); ОПАСНАЯ ПЕРЕГРУЗКА (желтое);

— табло сигнализации вооружения ЛУН-2690.54 в левой верхней части приборной доски в задней кабине с сигналами ГОТОВ (зеленое); ОПАСНАЯ ПЕРЕГРУЗКА (желтое); ВЗРЫВ (красное);

— табло сигнализации вооружения ЛУН-2690.55 в правой верхней части приборной доски в задней кабине с сигналами СБРОС — ПУСК (белое); НАКАЛ (зеленое); ОБОГРЕВ (зеленое);

— табло сигнализации вооружения в левой верхней части приборной доски в задней кабине с сигналом ГРУЗЫ ПОДВЕШЕНЫ с символом авиабомбы, левое и правое крыло (зеленое); СС — самонаводящийся снаряд, левое крыло, правое крыло;

— сигнализатор аварийных режимов ЛУН-2690.17 красного цвета, установлен над приборной доской в передней и задней кабинах, работает в мигающем режиме одновременно с выдачей аварийных сигналов: ПОЖАР, 150 кг ТОПЛИВА, ФИЛЬТР ТОПЛИВА, НЕ ЗАПУСКАЙ, ГЕНЕРАТОР, ФОНАРЬ НЕ ЗАКРЫТ, ВИБРАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ, СПАД ДАВЛ. ГИДРОСИСТ.

При ликвидации опасного режима гаснут лампы вышеперечисленных табло и красная лампа сигнализатора аварийных режимов.

Лампы сигнализации подключены к блоку питания ЛУН-2145-8, содержащему два транзисторных стабилизатора напряжения с регулируемыми выходами и два транзисторных прерывателя, которые питают сигнальные лампочки аварийных состояний с мигающим режимом горения. Блок питания

в положение НЕПРЕРЫВ. лампы арматур БАНО-45 и ХС-39 включены в режим непрерывного света, при установке в положение МИГАНИЕ лампы включаются в режим импульсной работы.

Переключателем АНО ЯРКОСТЬ 30%, 60% и 100% управляют необходимой силой света ламп БАНО-45 и ХС-39.

	БАКИ	ПРОБ.В. ОКОНЧЕНО	ПРЕОБРАЗ. 3 x 36 В
КОНДИЦ. АВАР.	МАРКЕР	СОГЛАС. АЗИМУТА	МИН.ДАВЛ. МАСЛА
	КОНДИЦ. ЗАКРЫТО	ТУРБО- СТАРТЕР	Т. В. Г. 730°C
АНТИОБЛ. РАБОТАЕТ	ФИЛЬТР ТОПЛИВА	АВАР. ТОПЛИВО	Т. В. Г. 700°C

Рис. 1.19. Информационное табло ЛУН-2690.59

Система сигнализации выпущенного положения шасси состоит из трех арматур ХС-39, расположенных на стойках шасси. Напряжение на лампы сигнализации выпущенного положения шасси подводится через АЗС АНО МОНТ. ЛАМПА и не зависит от положения переключателей АНО МИГАНИЕ ВЫКЛ. НЕПРЕРЫВ. и АНО ЯРКОСТЬ 30%, 60% и 100%.

При выполнении ночных полетов летчик должен проверить работу аэронавигационных огней в режиме мигания и постоянного свечения при 30 и 60% яркости (по докладу техника).

Система внутрикабинной световой сигнализации предназначена для указания нормальных режимов работы, положения отдельных агрегатов и органов управления самолетом, а также для указания аварийного или опасного состояния в работе отдельных агрегатов и систем.

Система объединяет следующие элементы:

— информационное табло ЛУН-2690.43 или ЛУН-2690.59, установлено в правой верхней части приборной доски передней кабины. Табло ЛУН-2690.59 имеет пятнадцать сигналов (рис. 1.19): КОНДИЦ. АВАР. — о переходе регулятора температуры системы кондиционирования в аварийный режим работы (красное); с символом «Снежинка» — о попадании самолета в зону обледенения (белое); АНТИОБЛ. РАБОТАЕТ — о включении антиобледенительной системы (зеленое); БАКИ — о выработке топлива из подвесных баков (зе-

ленное); **МАРКЕР** — о работе маркерного радиоприемника (зеленое); **КОНДИЦ. ЗАКРЫТО** — о закрытии крана отбора горячего воздуха от двигателя в систему кондиционирования (красное); **ФИЛЬТР ТОПЛИВА** — о возрастании перепада давления топлива на основном топливном фильтре при его засорении (красное); **ПРОБИВ. ОКОНЧЕНО** — о пробива-

	БАКИ	ПРОБИВ. ОКОНЧЕНО
ПРЕОБРАЗ. 3x36 В	МАРКЕР	АЗИМУТ ТОЧНО
	КОНДИЦ. ЗАКРЫТО	ДАЛЬНОСТЬ ТОЧНО
АНТИОБЛ. РАБОТАЕТ	ФИЛЬТР ТОПЛИВА	АВАР. ТОПЛИВО

Рис. 1.20. Информационное табло ЛУН-2690.40

нии облачности (зеленое); **СОГЛАС. АЗИМУТА** — о согласовании азимута (зеленое); **ТУРБОСТАРТЕР** — о работе турбостартера (желтое); **АВАР. ТОПЛИВО** — об аварийном остатке топлива (желтое); **ПРЕОБРАЗ. 3x36 В** — об отказе преобразователя ЛУН-2456.01.8 (или ЛУН-2456.02) (красное); **МИН. ДАВЛ. МАСЛА** — о минимальном давлении масла (ниже 1,4 кгс/см²) (красное); **ТВГ 730°C** — о возрастании температуры газов за турбиной до (730±15)°C (красное); **ТВГ 700°C** — о возрастании температуры газов за турбиной до (700±15)°C (желтое).

В информационном табло ЛУН-2690.43 (на самолетах до 22-й серии) отсутствует сигнал **КОНДИЦ. АВАР.**;

— информационное табло ЛУН-2690.40, установлено в правой верхней части приборной доски задней кабины и имеет одиннадцать сигналов (рис. 1.20).

Данное табло имеет следующие отличия от информационного табло ЛУН-2690.59: вместо транспаранта **КОНДИЦ. АВАР.** установлен **ПРЕОБРАЗ. 3x36 В** (красный); вместо **СОГЛАС. АЗИМУТА** установлен **АЗИМУТ ТОЧНО** (зеленый); вместо **ТУРБОСТАРТЕР** установлен **ДАЛЬНОСТЬ ТОЧНО** (зеленый); транспарант с символом «Снежинка» имеет синий цвет. Кроме того, отсутствуют сигналы **МИН. ДАВЛ. МАСЛА**, **ТВГ 730°C**, **ТВГ 700°C**;

— аварийное табло ЛУН-2690.31, установлено в левой верхней части приборной доски в передней и задней каби-

нах. Табло имеет двенадцать красных световых сигналов (рис. 1.21).

Сигналы: **ПОЖАР** с символом пламени, сигнализирующий о возникновении пожара в отсеке двигателя; **150 кг ТОПЛИВА** — об аварийном остатке топлива (150 кг); **НЕ ЗАПУСКАЙ** — о падении давления топлива в топливной системе

	ОПАСНАЯ ВЫСОТА	М МАКС.
150 кг ТОПЛИВА	СПАД ДАВЛ. ГИДРОСИСТ.	ГЕНЕРАТОР
НЕ ЗАПУСКАЙ	ВИБРАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ	ЗАПАСНОЙ ГЕНЕРАТОР
ФОНАРЬ НЕ ЗАКРЫТ	ДАВЛЕНИЕ В КАБИНЕ	ПРЕОБРАЗ. 115V

Рис. 1.21. Аварийное табло ЛУН-2690.31

до величины 0,3 кгс/см²; **ОПАСНАЯ ВЫСОТА** — об опасной высоте полета; **СПАД ДАВЛ. ГИДРОСИСТ.** — о падении давления в гидросистеме ($p < (110 \pm 5)$ кгс/см²); **ВИБРАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ** — о недопустимой вибрации двигателя (более 35 мм/с); **ДАВЛЕНИЕ В КАБИНЕ** — об опасном перепаде давления в кабине (0,29—0,01 кгс/см²); **ГЕНЕРАТОР** — об отказе основного генератора; **ЗАПАСНОЙ ГЕНЕРАТОР** — об отказе запасного генератора; **ПРЕОБРАЗ. 115 В** — об отказе любого из двух преобразователей 115 В — работают в мигающем режиме.

Остальные сигналы: **ФОНАРЬ НЕ ЗАКРЫТ** — если один из фонарей находится в открытом положении; **М_{макс}** — о превышении скорости полета по числу $M > 0,78$ — работают в постоянном режиме;

— пилотажно-посадочный сигнализатор (ППС) ЛУН-1696-8, в котором три красных сигнала показывают, что шасси убрано, три зеленых — что шасси выпущено, а также сигналы **ЛЮКИ ОТКРЫТЫ** — для контроля положения створок шасси; **ЩИТКИ ВЫПУЩЕНЫ** — для контроля положения тормозных щитков, **ВЫПУСТИ ШАССИ** — предупреждающий сигнал выпуска шасси. Установлены на левой части приборной доски в передней и задней кабинах;

— табло сигнализации положения закрылков (зеленое) ЛУН-2690.05 на левом пульте передней и задней кабин с символическим обозначением положения закрылков **ПОЛЕТ (0°)**, **ВЗЛЕТ (25°)**, **ПОСАДКА (44°)**;

При взлете после подъема носового колеса замыкаются контакты концевого выключателя S1 обжатия передней стойки и замыкают минусовую цепь реле K1, которое контактами K1.1 подготавливает цепь подачи напряжения на ГА-142, а контактами K1.2 — цепь подачи напряжения на реле K4.

Для уборки шасси из передней кабины необходимо поставить переключатель шасси (кран шасси) E2 в верхнее положение (УБОР.), при этом замыкаются контакты 2 переключателя E2, включается реле K4, которое контактами K4.2 подает напряжение на обмотку Y2 ГА-185. Кран подает гидросмесь в силовые цилиндры управления люками шасси, и люки открываются. Концевые выключатели S6 и S7 обесточивают реле K2, которое контактами K2.1 включает лампу НЗ табло ЛЮКИ ОТКР. в ППС. После открытия люков шасси концевые выключатели S8 и S9 подают напряжение на обмотку Y2 ГА-142, который подает гидросмесь в силовые цилиндры управления шасси, и шасси убирается. Когда шасси уберется, концевые выключатели S13—S15 выключат реле K4, которое контактами K4.2 снимает напряжение с обмотки Y2 ГА-185 на открытие люков, а контактами K4.1 подает напряжение через контакты концевых выключателей S3—S5 на обмотку Y1 ГА-185. Кран подает гидросмесь в силовые цилиндры управления люками шасси, и люки закрываются. Концевые выключатели S6 и S7 включают реле K2, которое контактами K2.1 выключит лампу НЗ ЛЮКИ ОТКР.

После уборки шасси концевые выключатели S13—S15 замыкают минусовую цепь красных ламп Н7—Н9 убранного положения шасси в ППС, и лампы загораются. Концевые выключатели S10—S12 выключают зеленые лампы Н4—Н6 и лампы внешней сигнализации Н10—Н12. Для выпуска шасси переключатель шасси (кран шасси) E2 необходимо поставить в нижнее положение (ВЫП.). При этом замыкаются контакты 1 переключателя E2 и через замкнутые концевые выключатели S10—S12 подается напряжение на реле K4, которое контактами K4.2 подает напряжение на обмотку Y2 ГА-185, люки открываются, загорается лампа НЗ. После открытия люков шасси контакты концевых выключателей S6 и S7 подают напряжение на обмотку Y1 ГА-142 и шасси выпускается. После выпуска шасси концевые выключатели S10—S12 обесточивают реле K4, которое контактами K4.2 снимает напряжение с обмотки Y2 ГА-185, а контактами K4.1 подает напряжение через замкнутые концевые выключатели S3—S5 на обмотку Y1 ГА-185, и люки закрываются. Гаснет лампа НЗ.

После выпуска шасси концевые выключатели S13—S15 размыкают минусовую цепь красных ламп Н7—Н9 в ППС, лампы гаснут. Концевые выключатели S10—S12 замыкают минусовую цепь зеленых ламп Н4—Н6 и реле K3. Зеленые

работает совместно с коробкой управления ЛУН-2146-8, которая установлена под краном управления шасси (с 24-й серии — на правом пульте) в передней кабине и на левом пульте (с 24-й серии — на правом пульте) в задней кабине.

В коробке управления установлены потенциометр ЯРКОСТЬ СИГНАЛИЗАТОРОВ и кнопка КОНТРОЛЬ для проверки исправности ламп.

Все сигнальные лампы, расположенные в табло, подключаются через АЗС СИГНАЛИЗАЦИЯ на вспомогательном электрощитке передней и электрощитке задней кабины.

Перед полетом летчик после посадки в кабину должен проверить исправность сигнальных ламп всех табло по их загоранию при нажатии кнопки КОНТРОЛЬ и отрегулировать яркость свечения с помощью потенциометра ЯРКОСТЬ СИГНАЛИЗАТОРОВ.

1.8. Электрические системы управления шасси, закрылками и тормозными щитками

Система управления шасси

Электрогидравлическая система управления шасси предназначена для выполнения следующих функций:

- управления открытием и закрытием люков шасси и сигнализации об открытом положении люков;
- управления уборкой и выпуском шасси;
- блокировки уборки шасси на земле при обжатой передней стойке;
- световой сигнализации о выпущенном и убранном положении шасси;
- предупредительной световой и звуковой сигнализации об убранном положении шасси при заходе на посадку с выпущенными на 44° закрылками.

В состав системы (рис. 1.22) входят следующие элементы:

- переключатели управления выпуском, уборкой шасси и аварийной уборкой запасного генератора постоянного тока, механически связанные с рукоятками кранов шасси, установлены на приборных досках передней и задней кабин слева; переключатель задней кабины является командным, управление из передней кабины возможно только при нейтральном положении переключателя задней кабины;
- электрогидрокран ГА-185 управления силовыми цилиндрами открытия и закрытия люков шасси, установлен в центроплане слева;
- электрогидрокран ГА-142 уборки и выпуска шасси, установлен в нише левой стойки шасси;
- пилотажно-посадочные сигнализаторы ЛУН-1696-8, установлены на приборных досках передней и задней кабин слева;

При уборке закрылков в положение 0° срабатывают контактные выключатели S1 и S3. Концевой выключатель S1 контактами S1.1 обесточивает обмотку Y1 ГА-142 и реле K2. Уборка закрылков прекращается, и кнопка возвращается в исходное положение. Контактными S1.1 замыкается минусовая цепь лампы Н1, и лампа загорается, сигнализируя о полетном положении закрылков. Концевой выключатель S3 контактами S3.2 выключает лампу Н2, а контактами S3.1 подготавливает цепь включения обмотки Y2 ГА-142.

При заходе на посадку для выпуска закрылков в посадочное положение (44°) необходимо нажать кнопку посадочного положения 44°. При этом кнопка арретируется в нажатом положении, закрылки выпускаются в посадочное положение (44°), отклоняется триммер руля высоты для компенсации момента на пикирование, гаснет лампа Н1, загорается лампа Н3 посадочного положения. После выпуска закрылков кнопка возвращается в исходное положение.

При нажатии кнопки 44° напряжение через АЗС F1, замкнутые контакты реле K1.1, замкнутые контакты E1, замкнутые контакты 9—10 кнопок 0° и 25°, замкнутые контакты 5—6 кнопки 44°, замкнутые контакты S4.1 подается на обмотку Y2 ГА-142 и на обмотки реле K2 и K3. Гидросмесь поступает в силовой цилиндр, закрылки выпускаются, кнопка 44° арретируется в нажатом положении. Система арретации кнопки работает так, как было описано выше.

При выпуске закрылков на 25° замыкаются контакты микровыключателя S3.3 и срабатывает реле K3, которое контактами S3.1 замыкает минусовую цепь электромеханизма УТ-6Д триммера руля высоты. Напряжение бортовой сети на обмотку возбуждения УТ-6Д подводится через контакты 5—6 кнопки 44°. Электромеханизм отклоняет триммер для компенсации момента на пикирование, возникающего при выпуске закрылков.

После выпуска закрылков на 44° срабатывает концевой выключатель S4, который контактами S4.1 обесточивает обмотку Y2 ГА-142, обмотки реле K2 и K3 и электромеханизм УТ-6Д. Закрылки фиксируются в положении 44°, и кнопка возвращается в исходное положение. Контакты S4.2 включают лампу Н3. Лампа загорается, сигнализируя о посадочном положении закрылков.

Концевой выключатель S1 контактами S1.2 гасит лампу Н1, а замкнувшимися контактами S1.1 подготавливает цепь включения обмотки Y1 ГА-142.

Концевой выключатель S2 замкнувшимися контактами S2.1 подготавливает цепь включения обмотки Y1 ГА-142 для уборки закрылков в положение 25°, а контактами S2.2 гасит лампу Н2.

Концевой выключатель S5 разрывает цепь питания обмотки возбуждения ОВ1 УТ-6Д, когда триммер руля высоты

лампы горят, сигнализируя о выпущенном положении шасси. Одновременно загораются и лампы внешней сигнализации о выпущенном положении шасси Н10—Н12. Реле K3 контактами K3.1 подает питание на обмотку Y1 ГА-142, которая после выпуска шасси остается под током. Гидравлическая система обеспечивает дополнительную фиксацию стоек шасси в выпущенном положении.

При заходе на посадку с выпущенными на 44° закрылками и убранном шасси концевой выключатель S2 включает лампу Н2 табло ВЫПУСТИ ШАССИ в ППС и сирену Н1 звуковой сигнализации.

Контроль за положением шасси летчиком производится по сигнальным лампам на пилотажно-посадочном сигнализаторе и механическим указателям, а с земли — по лампам внешней сигнализации.

Летчик может проконтролировать выпуск шасси в ночном полете с помощью рулежной фары. Для этого необходимо переключатель ФАРЫ РУЛЕЖ.—ПОСАД. поставить в положение РУЛЕЖ. Если фары не горят, шасси убрано, если фары горят, шасси выпущено.

В системе управления шасси имеется блокировка уборки шасси на земле. Если переключатель шасси стоит в положении УБОРКА, то при обжатой передней стойке уборки шасси на земле не произойдет. Но при взлете после подъема носового колеса блокировка снимается и шасси убирается.

Система управления шасси предусматривает аварийный выпуск и уборку шасси. Для аварийной уборки шасси, например при посадке с остановившимся двигателем, необходимо открыть кран (взять на себя) СОЕДИНЕНИЕ ГЛАВНОЙ И АВАРИЙНОЙ ГИДРАВЛ. ЦЕПИ, установленный на правом пульте (крайний справа в ряду аварийных кранов), и переключатель управления шасси поставить в верхнее положение. Время аварийной уборки составляет (15±3) с.

Для аварийного выпуска шасси переключатель шасси следует поставить в нижнее положение и кран аварийного выпуска, установленный на правом пульте (первый слева), переместить на себя.

После посадки в кабину летчик должен проверить, находятся ли рукоятки кранов управления уборкой и выпуском шасси в передней кабине в крайнем нижнем положении на выпуск, в задней кабине — в среднем положении. При полете только в передней кабине обязательно проконтролировать положение переключателя управления шасси в задней кабине. Он должен стоять в нейтральном положении.

Система управления закрылками

Электрогидравлическая система управления закрылками предназначена для выполнения следующих функций:

— управления положением закрылков;

- сигнализации положения закрылков;
- автоматической перестановки триммера руля высоты для компенсации пикирующего момента от закрылков при выпуске их в посадочное положение;
- автоматической уборки закрылков при скорости полета 310 км/ч и более.

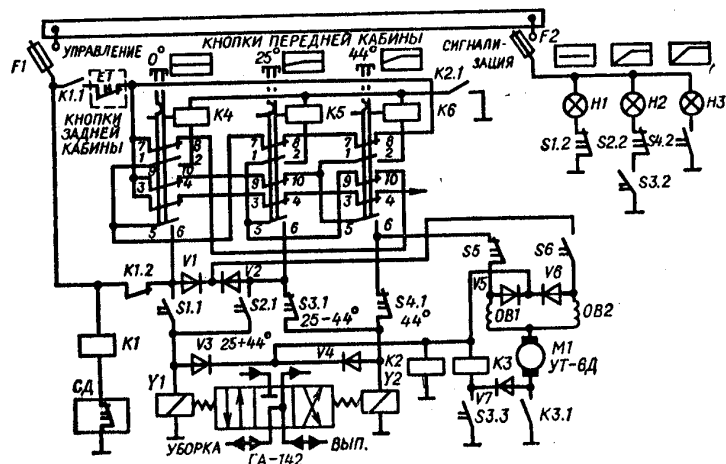


Рис. 1.23. Система управления закрылками

- В состав системы (рис. 1.23) входят следующие элементы:
- три кнопки управления закрылками с символическим обозначением полетного (0°), взлетного (25°) и посадочного (44°) положений, расположенные на левом горизонтальном пульте за РУД в передней и задней кабинах;
 - три лампы с символическим обозначением положений закрылков ПОЛЕТ, ВЗЛЕТ, ПОСАДКА зеленого цвета, расположенные рядом с кнопками управления закрылками;
 - гидрэлектрокран ГА-142 управления силовым цилиндром выпуска и уборки закрылков, установлен в центроплане слева;
 - сигнализатор скоростного напора (СД) ЛУН-1461.8, установлен в нише левой стойки шасси;
 - электромеханизм триммера автоматической балансировки самолета УТ-6Д, установлен на руле высоты слева;
 - АЗС УПРАВЛЕНИЕ и СИГНАЛИЗАЦИЯ, установленные на вспомогательном электропитании передней кабины.

Исходное состояние концевых выключателей в схеме соответствует убранному положению закрылков и нейтральному положению триммера.

Для работы системы необходимо включить выключатели СЕТЬ и АККУМ., АЗС УПРАВЛЕНИЕ (F1) и СИГНАЛИ-

ЗАЦИЯ (F2) на вспомогательном электропитании. При включении АЗС F1 срабатывает реле K1 и контактами K1.1 подготавливает систему управления к работе. При включении АЗС F2 загорается лампа H1 с символом полетного положения закрылков, выдавая информацию об убранном положении закрылков.

Для выпуска закрылков во взлетное положение (25°) необходимо нажать кнопку с символом взлетного положения, кнопка арретируется в нажатом положении, закрылки выпускаются на 25°, загорается лампа H2 взлетного положения, после выпуска закрылков кнопка возвращается в исходное положение. При нажатии кнопки 25° напряжение бортовой сети через АЗС F1, замкнутые контакты K1.1 реле K1, замкнутые контакты E1 кнопок задней кабины, замкнутые контакты 7—8 кнопки 0°, замкнутые контакты 9—10 кнопки 44°, замкнувшиеся контакты 5—6 кнопки 25°, замкнутые контакты концевого выключателя S3.1 подается на обмотку Y2 гидрэлектрокрана ГА-142 и через диод V4 — на обмотку реле K2. Гидросмесь поступает в силовой цилиндр, и закрылки выпускаются, а реле K2 контактами K2.1 замыкает минусовую цепь обмотки K5 арретации кнопки. Напряжение бортовой сети к обмотке K5 подводится через замкнувшиеся контакты 1—2. Кнопка арретируется в нажатом положении.

При выпуске закрылков в положение 25° размыкаются контакты концевого выключателя S3.1. Контакты S3.1 обесточивают обмотку Y2 ГА-142 и реле K2. Выпуск закрылков прекращается, и кнопка 25° возвращается в исходное положение. Контакты S3.2 замыкают минусовую цепь лампы H2 взлетного положения закрылков, и лампа загорается, сигнализируя о взлетном положении закрылков.

Концевой выключатель S1 замкнувшимися контактами S1.1 подготавливает цепь включения обмотки Y1 ГА-142, а контактами S1.2 гасит лампу H1.

Для уборки закрылков в положение 0° после взлета самолета необходимо нажать кнопку полетного положения (0°). При этом кнопка арретируется в нажатом положении, закрылки убираются в положение 0°, гаснет лампа H2, загорается лампа H1. После уборки закрылков кнопка возвращается в исходное положение.

При нажатии кнопки 0° напряжение бортовой сети через АЗС F1, замкнутые контакты реле K1.1, замкнутые контакты E1, замкнутые контакты 7—8 кнопок 44° и 25°, замкнутые контакты 5—6 кнопки 0°, замкнутые контакты S1.1 подается на обмотку Y1 ГА-142 и на обмотку реле K2. Гидросмесь поступает в силовой цилиндр, и закрылки убираются. Реле K2 контактами K2.1 замыкает минусовую цепь обмотки K4 арретации кнопки. Напряжение бортовой сети к обмотке подводится через замкнувшиеся контакты 1—2. Кнопка арретируется в нажатом положении.

гателя от основной или аварийной топливной системы путем отключения подачи топлива;

— для сигнализации предельных значений температуры выходящих газов за турбиной (700 ± 15)°C и (730 ± 15)°C.

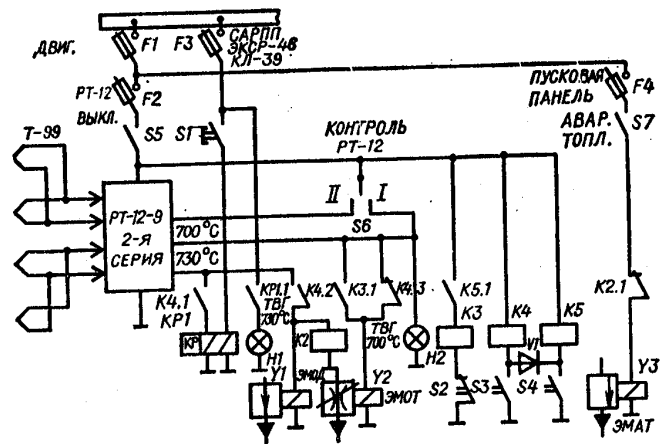


Рис. 1.25. Система защиты двигателя от перегрева лопаток турбины

В состав системы (рис. 1.25) входят:

- регулятор температуры РТ-12-9 второй серии;
- электромагнитный клапан останова двигателя (ЭМОД);
- электромагнитный клапан ограничения топлива (ЭМОТ);
- электромагнитный клапан отключения аварийного топлива (ЭМАТ);
- две лампы табло ТВГ 700°C и ТВГ 730°C;
- кнопка выключения сигнального табло ТВГ 730°C (S1), расположенная за катапультным сиденьем на коробке реле справа в задней кабине;
- АЗС РТ-12, установленный на вспомогательном электропитании передней кабины;
- выключатель ВЫКЛ. РТ-12, установленный на левом пульте передней кабины;
- переключатель КОНТРОЛЬ РТ-12, установленный на правом борту передней кабины.

Датчиками температуры для регулятора РТ-12-9 служат четыре термомпары Т-99, установленные по периметру реактивного сопла.

Для включения системы в работу необходимо включить: АЗС ДВИГ. РТ-12, ПУСКОВАЯ ПАНЕЛЬ, САРПП КЛ-39, ЭКСР-46, выключатель ВЫКЛ. РТ-12 (предохранительный колпачок должен быть закрыт).

отклонится на 10° вниз. Отклонение триммера прекращается.

Концевой выключатель S6 (S5, S6 расположены в электромеханизме УТ-6Д) подготавливает цепь включения обмотки возбуждения ОВ2 УТ-6Д на отклонение триммера в нейтральное положение.

В системе управления балансировкой предусмотрена блокировка. Если закрылки выпустятся на 44°, а перестановка триммера руля высоты не закончится, то концевой выключатель S4 контактами S4.1 разомкнет цепь только обмотки ГА-142. Реле К2, К3 и электромеханизм УТ-6Д останутся под напряжением до тех пор, пока триммер не переместится в крайнее положение и не разомкнется концевой выключатель S5.

Для уборки закрылков из положения 44° в положение 0° после посадки самолета необходимо нажать кнопку 0°. При этом кнопка арретируется в нажатом положении, закрылки убираются в положение 0°, триммер руля высоты автоматически устанавливается в нейтральное положение, гаснет лампа Н3, загорается лампа Н1 и после уборки закрылков кнопка возвращается в исходное положение.

Работа схемы при уборке закрылков из положения 44° в положение 0° аналогична работе при уборке из положения 25°. Отличие заключается в том, что через контакты 5—6 кнопки 0°, замкнутые контакты S6 подается напряжение на электромеханизм УТ-6Д и триммер возвращается в нейтральное положение.

Автоматическая уборка закрылков из положений 25° и 44° происходит в полете, если скорость полета превысит 310 км/ч. В этом случае контакты сигнализатора скорости СД размыкаются, реле К1 обесточивается и контактами К1.2 подает напряжение на обмотку Y1 ГА-142, а если закрылки выпущены на 44°, то и на электромеханизм УТ-6Д.

Закрылки убираются в положение 0°, и электромеханизм УТ-6Д переставляет триммер руля высоты в нейтральное положение. Работа схемы аналогична ее работе при ручной уборке закрылков. Отличие заключается в том, что напряжение подается помимо кнопок управления, которые обесточены контактами реле К1.1. После уборки закрылков загорается лампа Н1.

Кнопки управления положением закрылков задней кабины являются командными. Инструктор может прервать команду на управление закрылками и изменить ее, нажав на соответствующую кнопку.

Аварийный выпуск закрылков осуществляется вторым слева краном АВАРИЙНЫЕ КРАНЫ на правом пульте передней кабины.

Система управления тормозными щитками

Электрогидравлическая система управления тормозными щитками предназначена для ручного управления выпуском и уборкой тормозных щитков; автоматического выпуска и уборки тормозных щитков; сигнализации о положении тормозных щитков.

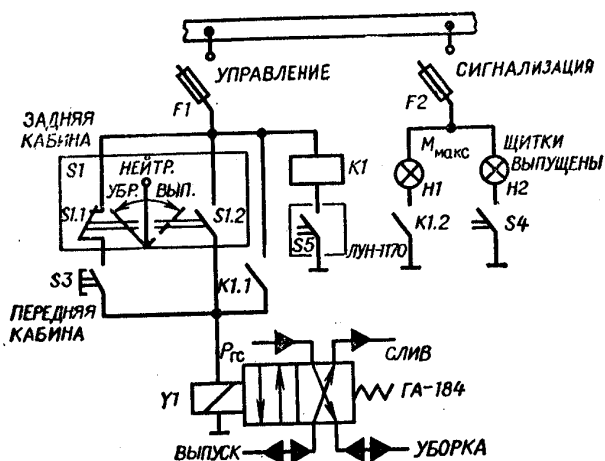


Рис. 1.24. Система управления тормозными щитками

В состав системы (рис. 1.24) входят следующие элементы:

- переключатели управления тормозными щитками, установленные на РУД передней и задней кабин;
- электрогидрокранный клапан ГА-184У, расположенный в фюзеляже с левой стороны внизу, шпангоут № 25;
- контакты включения реле автоматического выпуска тормозных щитков в комбинированном указателе скорости и числа М полета ЛУН-1170;
- лампа табло ЩИТКИ ВЫПУЩЕНЫ зеленого цвета в пилотажно-посадочном сигнализаторе;
- АЗС УПРАВЛЕНИЕ и СИГНАЛИЗАЦИЯ.

Переключатель управления тормозными щитками в задней кабине имеет три положения: НЕЙТРАЛЬНОЕ, ВЫПУСК, УБОРКА. В среднем положении через замкнутые контакты S1.1 подводится напряжение к переключателю S3 передней кабины, который имеет два фиксированных положения — УБОРКА или ВЫПУСК. Этим обеспечивается командное положение переключателя второй кабины.

Для работы системы управления тормозными щитками необходимо включить выключатели СЕТЬ, АККУМ. и АЗС УПРАВЛЕНИЕ (F1), СИГНАЛИЗАЦИЯ (F2).

Для выпуска тормозных щитков необходимо переключатель S3 на РУД передней кабины установить на выпуск. Напряжение бортовой сети через АЗС F1, контакты S1.1 переключателя S1 задней кабины и микровыключателя S3 подается на обмотку Y1 электрогидрокранный клапан ГА-184У. Кран подает гидросмесь в силовой цилиндр, и тормозные щитки выпускаются. Концевой выключатель S4 включает лампу Н2 табло ЩИТКИ ВЫПУЩЕНЫ в ППС, лампа загорается, сигнализируя о выпуске тормозных щитков.

Для уборки тормозных щитков необходимо переключатель на РУД установить в положение на уборку. Контакты микровыключателя S3 обесточивают электрогидрокранный клапан ГА-184У, тормозные щитки убираются, лампа Н2 гаснет.

Автоматическое управление выпуском и уборкой осуществляется по сигналам с комбинированного указателя скорости и числа М. При достижении числа М, равного 0,78, замыкаются контакты S5 в указателе ЛУН-1170 и срабатывает реле К1, которое контактами K1.1 подает напряжение на обмотку электрогидрокранный клапан ГА-184У (тормозные щитки выпускаются), а контактами K1.2 включает лампу Н1 табло M_{макс}. После выпуска тормозных щитков срабатывает концевой выключатель S4 и загорается лампа Н2 в ППС.

При уменьшении скорости менее 0,78М контакты S5 в указателе ЛУН-1170 размыкаются, реле К1 обесточивается и тормозные щитки убираются. Лампы табло M_{макс} и ЩИТКИ ВЫПУЩЕНЫ гаснут.

Переключатель S1 управления выпуском и уборкой тормозных щитков задней кабины является командным, инструктор может в любой момент вмешаться в управление щитками.

При посадке самолета с убранными шасси необходимо убрать тормозные щитки.

При выпущенной напорной турбине запасного генератора запрещается выпускать тормозные щитки, так как они экранируют воздушную турбину и мощность запасного генератора уменьшается.

1.9. Система защиты двигателя от перегрева лопаток турбины

Система предназначена:

- для ограничения температуры выходящих газов за турбиной в случае достижения температуры $(700 \pm 15)^\circ\text{C}$ при работе двигателя на земле и в полете (с убранными шасси и закрылками) от основной топливной системы путем ограничения подачи топлива;

- для останова двигателя на земле в случае достижения температуры выходящих газов $(730 \pm 15)^\circ\text{C}$ при работе дви-

РАБОТА, установленным на левом горизонтальном пульте, в положении ЗАПАС, обеспечивается подача полного давления ко всей аппаратуре, а статическое давление подается только к группе приборов, которые подсоединены к камере С1 основного ПВД.

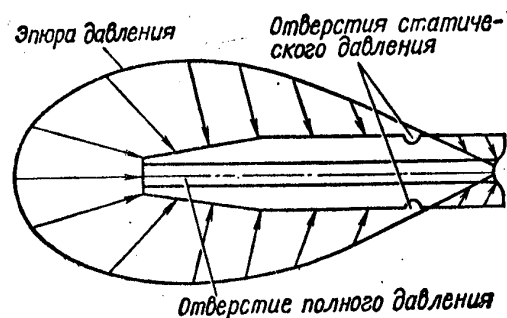


Рис. 2.2. Распределение давлений по поверхности ПВД

В системе трубопроводов статического и полного давления установлены влагоотстойники ВО для исключения создания ледяных пробок в трубопроводах и попадания влаги в приборы.

Для ввода имитации отказа ПВД в трубопроводах статического и полного давлений передней кабины установлены два крана ПОЛН. ДАВЛ. РАБОТА — ДРОС. 30 с — ОТКАЗ и СТАТ. ДАВЛ. РАБОТА — ДРОС. 30 с — ОТКАЗ. Краны установлены в задней кабине на среднем пульте.

Для исключения раздутия манометрических коробок приборов при перестановке кранов из положения ОТКАЗ в положение РАБОТА установлены дроссели ДР. При включении приборов после ввода отказов необходимо установить краны из положения ОТКАЗ в положение ДРОС. 30 с и через 30 с поставить в положение РАБОТА.

Приемники воздушного давления имеют электрический обогрев, управление которым производится кнопками ОБОГРЕВ ПВД Л и П, установленными на левом горизонтальном пульте передней кабины.

Приемники воздушных давлений имеют погрешности, обусловленные изменением характера обтекания приемника потоком воздуха при различных режимах полета. На рис. 2.2 показана эпюра давлений на корпус ПВД. Наибольшее давление, равное полному давлению, будет на торцевой кромке приемника. Далее давление вдоль приемника уменьшается и становится равным статическому давлению у приемных отверстий камеры статического давления, к концу ПВД оно

При работе двигателя на земле и убранных закрылках концевой выключатель S2 закрылков замкнут, S3 обжатия передней стойки разомкнут, S4 убранного положения передней стойки разомкнут. Реле K3, K4 и K5 обесточены. При повышении температуры выходящих газов до $(700 \pm 15)^\circ\text{C}$ регулятор РТ-12-9 по сигналам с терморпар Т-99 выдает сигнал на включение лампы табло ТВГ 700°C и через замкнутые контакты K4.3 подает напряжение на обмотку Y2 ЭМОТ. Подача топлива уменьшается, и частота вращения РВД двигателя уменьшается до 56%.

Если температура выходящих газов повышается до $(730 \pm 15)^\circ\text{C}$, регулятор РТ-12-9 через замкнутые контакты K4.2 подает напряжение на обмотку Y1 ЭМОД и реле K2. Реле контактами K2.1 отключает ЭМАТ. Подача основного или аварийного топлива в двигатель прекращается, и двигатель останавливается. Лампа табло ТВГ 730°C не включается.

В процессе взлета с закрылками, выпущенными на 25° , и подъеме носового колеса концевые выключатели S2 и S4 разомкнуты, а S3 замкнут. Реле K3 и K5 обесточены. Реле K4 срабатывает и размыкает контакты K4.2 и K4.3, контакты K4.1 замыкаются. При повышении температуры выходящих газов до $(700 \pm 15)^\circ\text{C}$ включается только лампа табло ТВГ 700°C , а ЭМОТ не включается, так как цепь управления разорвана контактами реле K3.1 и K4.3.

При повышении температуры выходящих газов до $(730 \pm 15)^\circ\text{C}$ из РТ-12-9 через замкнутые контакты K4.1 выдается сигнал на включение реле КР1, которое контактами КР1.1 включает лампу табло ТВГ 730°C . Изменений в режиме работы двигателя не происходит, так как цепи управления ЭМОД и ЭМАТ отключены контактами K4.2.

После уборки шасси и закрылков замыкаются концевые выключатели S2 и S4, срабатывают реле K5 и K3. Реле K3 контактами K3.1 подготавливает цепь включения ЭМОТ. При повышении температуры выходящих газов до $(700 \pm 15)^\circ\text{C}$ включаются лампа табло ТВГ 700°C и ЭМОТ. Подача топлива в двигатель уменьшается. При дальнейшем повышении температуры до $(730 \pm 15)^\circ\text{C}$ включается только лампа табло ТВГ 730°C .

Если в полете загорелась лампа табло ТВГ 730°C , для ее выключения необходимо после окончания полета, на земле выключить АЗС РТ-12 и нажать кнопку S1 (рис. 1.25). Лампа должна погаснуть.

Для проверки исправности системы при неработающем двигателе необходимо последовательно нажать переключатель КОНТРОЛЬ РТ-12 в положения I и II. Загорание лампы табло ТВГ 700°C свидетельствует о нормальной работе системы.

После запуска двигателя не рекомендуется работать переключателем КОНТРОЛЬ РТ-12, так как при постановке его в положение I или II включается электромагнитный клапан ограничения топлива.

Глава 2 ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Для управления полетом необходимо получать информацию о положении самолета в пространстве, о величине и характере изменения параметров полета, о режиме работы двигателя, топливной, гидравлической и других самолетных систем. Измерение всех этих параметров во время полета осуществляется с помощью авиационных приборов.

По назначению приборы, установленные на самолете Л-39, подразделяются на три группы:

- пилотажно-навигационные приборы;
- приборы контроля работы двигателя;
- приборы контроля работы отдельных систем.

В данной главе рассмотрены пилотажно-навигационные приборы и приборы контроля работы двигателя. Приборы контроля работы отдельных систем рассматриваются при изучении этих систем.

2.1. Пилотажно-навигационные приборы и их эксплуатация

Пилотажно-навигационные приборы предназначены для выдачи летчику информации о высоте и скоростях полета, угловом положении самолета в пространстве, наличии угловой скорости и скольжения, величине перегрузки и времени полета.

Измерение высоты и скоростей полета производится аэрометрическими приборами, подключенными к системе приемников воздушных давлений самолета.

Измерение углового положения самолета в пространстве и угловой скорости производится гироскопическими приборами.

Перегрузка измеряется акселерометром, время — авиационными часами.

Система приемников воздушных давлений

Система приемников воздушных давлений (ПВД) предназначена для восприятия полного и статического давлений и передачи этих давлений к потребителям.

Система ПВД (рис. 2.1) состоит из основного и запасного приемников воздушных давлений, трубопроводов, влаго-

отстойников, кранов переключения питания приборов с основного на запасной ПВД и кранов ввода отказов систем полного и статического давлений.

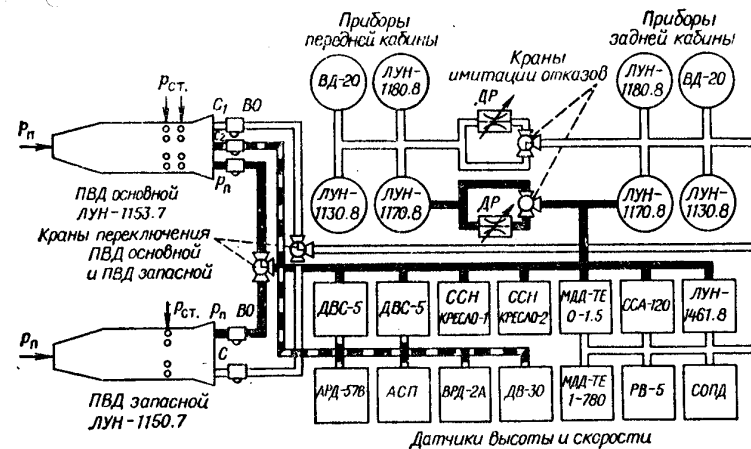


Рис. 2.1. Система ПВД самолета

Основной приемник ПВД ЛУН-1153.7 установлен на правой плоскости, воспринимает статическое $P_{ст}$ и полное $P_{п}$ давления. Статическое давление воспринимается двумя камерами— C_1 и C_2 . Камера C_1 подает статическое давление к комбинированному указателю скорости и числа M ЛУН-1170.8, высотомеру ВД-20, вариометру дублера авиагоризонта ЛУН-1180.8, указателю высоты и перепада давлений ЛУН-1130.8 передней и задней кабин, к сигнализатору скорости в цепи управления закрылков ЛУН-1461.8, радиовысотометру РВ-5, к датчикам высоты МДД-ТЕ 1—780, скорости МДД-ТЕ 0—1.5, датчику ССА-120 автоматического включения САРПП-12ГМ и датчику сигнализации опасного давления в кабине (СОПД) ЛУН-1461.8.

Камера C_2 подает статическое давление к прицелу АСП, датчикам аппаратуры «Искра» и регулятору давления в кабине.

Полное давление от основного ПВД поступает к комбинированному указателю скорости и числа M ЛУН-1170.8, сигнализаторам скоростного напора на катапультных сиденьях летчика ССН, сигнализатору скорости в цепи управления закрылков ЛУН-1461.8, датчику скорости и автоматического включения САРПП-12ГМ, датчику аппаратуры «Искра».

Запасной ПВД ЛУН-1150.7, установленный на левой плоскости, имеет одну камеру для восприятия статического давления. При переключении питания краном ПВД ЗАПАС.

Прибор ЛУН-1130.8 (рис. 2.4) является комбинированным и объединяет в одном корпусе высотомер (кабинной «высоты») и дифференциальный манометр — измеритель перепада давления.

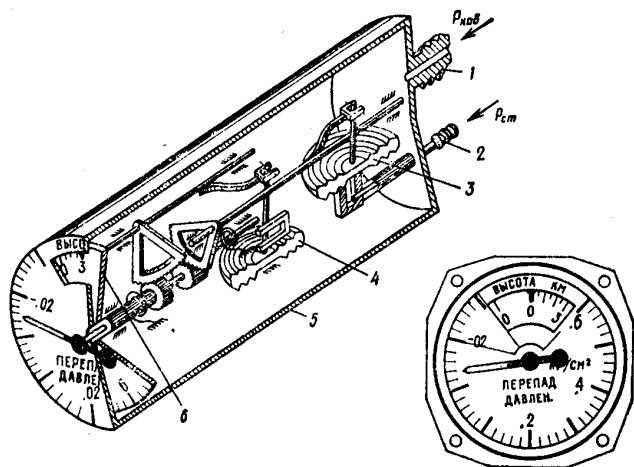


Рис. 2.4. Указатель высоты и перепада давления

Принцип работы барометрического измерителя «высоты» в кабине аналогичен принципу работы высотомера ВД-20. Чувствительным элементом измерителя является anerоид 4, установленный внутри герметичного корпуса прибора 5. В корпус прибора через штуцер 1 подается давление из кабины. При изменении давления («высоты») в кабине anerоид расширяется и через передаточный механизм поворачивает шкалу 6. Значение «высоты» в кабине отсчитывается против треугольного индекса в окне шкалы перепадов давления.

Чувствительным элементом измерителя перепада давления является манометрическая коробка 3, которая реагирует на разность давлений внутри кабины самолета (внутри корпуса прибора) и статического давления окружающей среды. Статическое давление атмосферы подводится внутрь манометрической коробки через штуцер 2. Перемещение подвижного центра манометрической коробки передаточным механизмом преобразуется в перемещение стрелки прибора, которая по внешней шкале прибора показывает величину перепада давления.

Основные технические данные указателя ЛУН-1130.8:

- диапазон измерения высоты — 0—20 км;
- цена деления шкалы высот — 0,5 км;

может стать меньше статического. Показанная эпюра давлений имеет место только при одной скорости полета. При других скоростях эпюра перемещается вдоль ПВД, в результате чего прибор будет измерять не статическое, а искаженное давление. Это приводит к появлению погрешностей в показаниях аэрометрических приборов. Такие погрешности называются аэродинамическими, их величина зависит от высоты, скорости полета и угла атаки. Учет аэродинамических погрешностей производится по специальным таблицам поправки, устанавливаемых в кабине самолета.

Барометрический высотомер ВД-20

Барометрический высотомер ВД-20 предназначен для измерения относительной высоты полета.

Высотомер установлен на приборных досках передней и задней кабин.

Принцип действия высотомера ВД-20 основан на барометрическом методе измерения высоты. Зависимость между высотой и барометрическим давлением (до высоты 11 км) определяется гипсометрической формулой

$$H = \frac{T_0}{\tau} \left[1 - \left(\frac{P_{ст}}{P_0} \right)^{R\tau} \right], \quad (2.1)$$

где H — высота полета;

$P_{ст}$ — атмосферное давление на высоте полета;

P_0, T_0 — давление и температура на нулевой высоте;

τ — температурный градиент;

R — универсальная газовая постоянная.

Если принять, что P_0, T_0, τ — постоянные величины, то высота H будет однозначно зависеть от давления $P_{ст}$, т. е. $H = f(P_{ст})$. Из выражения (2.1) видно, что барометрический высотомер показывает высоту относительно того уровня, давление и температура на котором (P_0, T_0) заданы при тарировке прибора. Барометрические высотомеры тарируются при $P_0 = 760$ мм рт. ст. и $T_0 = 288,12$ К (+15°C).

Фактическое давление P_0 и температура T_0 не остаются постоянными и могут отличаться от указанных значений. Поэтому эти изменения необходимо учитывать при пользовании барометрическим высотомером.

Чувствительным элементом высотомера является anerоидная коробка 5 (рис. 2.3), установленная на основании механизма внутри герметичного корпуса прибора. В корпус прибора подается статическое давление от системы ПВД. При изменении высоты полета статическое давление $P_{ст}$ изменяется и anerоидная коробка деформируется. Эта деформация передаточным механизмом (тягой 6, сектором 4, редуктором 3) преобразуется в поворот большой и малой стрелок прибора.

Значение высоты отсчитывается по двум шкалам. Внешняя шкала отградуирована в метрах, внутренняя — в километрах.

Внешняя шкала имеет окно, в котором против нижнего широкого индекса отсчитывается по шкале 2 значение барометрического давления.

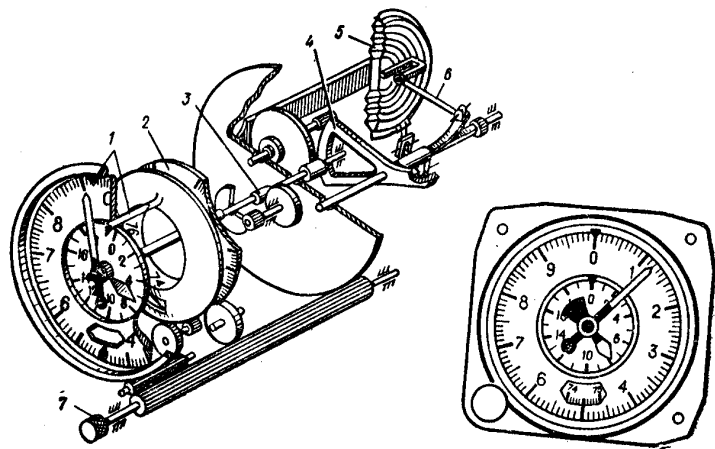


Рис. 2.3. Высотомер ВД-20

На лицевую панель прибора выведена кремальера 7, помощью которой стрелки прибора устанавливаются на нуль шкалы путем поворота всего механизма прибора относительно корпуса. Одновременно поворачивается и шкала давлений.

На шкалах прибора имеются два подвижных индекса 1. Эти индексы предназначены для ввода поправки на давление при посадке на высокогорные аэродромы, где давление меньше 670 мм рт. ст. Индексы перемещаются кремальерой 7.

Высотомеру присущи методические, инструментальные и аэродинамические погрешности.

Методические погрешности обусловлены:

- изменением давления у земли перед взлетом и после взлета;
- отклонением температуры воздуха от стандартной;
- изменением рельефа местности.

Погрешность в показаниях высотомера, обусловленная изменением давления у земли перед взлетом, проявляется в смещении стрелок прибора с нулевого давления шкалы. Для компенсации этой погрешности необходимо кремальерой установить стрелки прибора на нулевое деление шкалы и про-

верить давление по шкале барометрического давления. Давление должно соответствовать давлению у земли или отличаться от него не более чем на ± 2 мм рт. ст. После вылета высотомер будет показывать высоту относительно точки вылета.

Если после вылета на аэродроме изменилось барометрическое давление p_0 , прибор будет показывать относительную высоту с погрешностью. Для компенсации этой погрешности необходимо на борт самолета по радио сообщить новое значение барометрического давления, которое затем с помощью кремальеры по барометрической шкале вводят в высотомер. Так же вводятся данные в высотомер о давлении для измерения высоты относительно аэродрома посадки.

Погрешность, вызванная отклонением температуры воздуха у земли и на данной высоте, сравнительно невелика и в приборе не компенсируется.

Методическая погрешность, вызванная изменением рельефа местности, не может быть компенсирована в барометрических высотомерах, если нет дополнительной информации об истинной высоте полета.

Инструментальные погрешности зависят от конструкции прибора. Одни из них компенсируются технологическим путем, другие уменьшаются или компенсируются с помощью специальных устройств.

Аэродинамические погрешности вызваны неточностью восприятия статического давления приемниками ПВД. Эти погрешности имеют различные значения в зависимости от высоты, скорости полета и углов атаки. Учет погрешностей производится по таблицам поправок в показания высотомера. Таблицы установлены в кабине самолета.

Основные технические данные высотомера ВД-20:

- диапазон измерения высоты — 0—20 км;
- допустимая погрешность показаний прибора у земли при температуре 20°C — ± 20 м;
- внешняя шкала:
 - диапазон измерения высоты — 0—1000 м;
 - оцифровка — через 100 м;
 - цена деления — 10 м;
- внутренняя шкала:
 - диапазон измерения высоты — 0—20 км;
 - оцифровка — через 2 км;
 - цена деления — 1 км.

Указатель высоты и перепада давления в кабине ЛУН-1130.8

Указатель высоты и перепада давления предназначен для измерения «высоты» в кабине самолета и перепада давления между кабиной и окружающей самолет атмосферой.

Основные технические данные указателя ЛУН-1170.8:

— диапазон измерения приборной скорости — 100—1200 км/ч;
— диапазон измерения истинной скорости — 300—1200 км/ч;

— цена деления шкалы скорости:

до 500 км/ч — 10 км/ч;

с 500 км/ч — 20 км/ч;

— оцифровка шкалы скорости:

до 200 км/ч — через 50 км/ч;

с 200 до 600 км/ч — через 100 км/ч;

с 600 км/ч — через 200 км/ч;

предел измерения числа M — 0,5—1;

— цена деления шкалы числа M — 0,01;

— оцифровка шкалы числа M — через 0,1.

Вариометр комбинированного прибора (дублера авиагоризонта) ЛУН-1180.8

На самолете Л-39 вариометр входит в состав комбинированного прибора ЛУН-1180.8.

Вариометр предназначен для измерения вертикальной скорости полета самолета.

Принцип действия вариометра основан на измерении разности давлений, возникающей при изменении высоты полета, в манометрической коробке и корпусе прибора. Манометрическая коробка непосредственно соединена с атмосферой, а корпус прибора — через капиллярную трубку.

Зависимость перепада давления на манометрической коробке от вертикальной скорости определяется выражением

$$\Delta p = p_k - p_{ст} = \frac{V_y}{kR} \left[1 - e^{-\frac{(p_{ст} - p_0) kR}{V_y}} \right],$$

где Δp — перепад давления на манометрической коробке;

p_k — давление в корпусе прибора при постоянной вертикальной скорости;

V_y — вертикальная скорость полета самолета;

k — коэффициент, характеризующий конструктивные особенности прибора.

Первое слагаемое формулы V_y/kR характеризует установившееся значение перепада давления Δp , пропорциональное вертикальной скорости V_y .

— оцифровка шкалы высот — через 3 км;

— предел измерения отрицательного перепада давления — 0—0,04 кгс/см²;

— цена деления шкалы отрицательного перепада давления — 0,01 кгс/см²;

— оцифровка шкалы отрицательного перепада давления — через — 0,02 кгс/см²;

— предел измерения положительного перепада давления — 0—0,6 кгс/см²;

— цена деления шкалы положительного перепада давления — 0,02 кгс/см²;

— оцифровка шкалы положительного перепада давления — через 0,2 кгс/см².

Комбинированный указатель скорости и числа M ЛУН-1170.8

Комбинированный указатель скорости и числа M ЛУН-1170.8 служит для измерения приборной (индикаторной) скорости от 100 до 1200 км/ч, истинной воздушной скорости — от 300 до 1200 км/ч, числа M полета — от 0,5 до 1 и сигнализации о критическом значении числа M самолета, равного 0,78.

Комбинированный указатель скорости и числа M установлен на приборных досках передней и задней кабин.

Принцип действия комбинированного указателя скорости и числа M основан на измерении скоростного напора p_d , создаваемого встречным потоком воздуха p_n :

$$p_d = p_n - p_{ст} = k(M) \frac{\rho V_{ист}^2}{2}, \quad (2.2)$$

где ρ — массовая плотность воздуха;

$k(M)$ — коэффициент, учитывающий сжимаемость воздуха.

Он изменяется от 1 до 1,84 при соответствующем изменении числа M от 0 до ∞ .

Поскольку плотность воздуха определяется законом Клапейрона

$$\rho = \frac{p_{ст}}{gRT}, \quad (2.3)$$

где g — ускорение свободного падения, из формул (2.2) и (2.3) получается выражение для истинной воздушной скорости

$$V_{ист} = \sqrt{\frac{2p_d gRT}{k(M) p_{ст}}}. \quad (2.4)$$

Приборная скорость равна истинной $V_{пр} = V_{ист}$ при стандартных условиях ($T = T_0 = 288,12$ К (+15°C); $p_{ст} = p_0 =$

=760 мм рт. ст.). Преобразуя (2.2) с учетом (2.3), получим

$$V_{\text{ист}} = V_{\text{пр}} \sqrt{\frac{\rho_0 T}{\rho_{\text{ст}} T_0}}. \quad (2.5)$$

Скорость звука зависит только от температуры воздуха и не зависит от давления:

$$a = a_0 \sqrt{\frac{T}{T_3}},$$

где a_0 — скорость звука при $T_3 = 273$ К.

Учитывая, что

$$M = \frac{V_{\text{ист}}}{a} = \frac{V_{\text{пр}}}{a_0} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_{\text{ст}}}}, \quad (2.6)$$

и сравнивая выражения (2.2), (2.5), (2.6), можно сделать следующие выводы:

— для получения измерителя $V_{\text{пр}}$ необходимо измерять величину скоростного напора;

— для получения измерителя $V_{\text{ист}}$ величину скоростного напора следует корректировать в зависимости от высоты полета $\rho_{\text{ст}} = f_1(H)$ и температуры $T = f_2(H)$ одновременно;

— измеритель числа M полета может быть получен путем коррекции данных указателя $V_{\text{пр}}$ на величину $\rho_{\text{ст}} = f_1(H)$;

— для измерения $V_{\text{ист}}$, $V_{\text{пр}}$ и числа M можно использовать один чувствительный элемент, измеряющий скоростной напор.

Чувствительным элементом измерителя приборной скорости является манометрическая коробка 2 (рис. 2.5), установленная внутри герметичного корпуса прибора 1. Во внутреннюю полость корпуса прибора 1 подается статическое давление, в манометрическую коробку — полное давление. При изменении скорости полета манометрическая коробка деформируется под действием динамического давления p_d , равного разности полного p_n и статического $p_{\text{ст}}$ давлений. Эта деформация передаточным механизмом преобразуется в перемещение широкой стрелки прибора.

Коррекция показаний числа M и $V_{\text{ист}}$ на величину статического давления воздуха осуществляется анероидной коробкой 3, которая изменяет передаточное отношение от манометрической коробки к указателям $V_{\text{ист}}$ и M в функции высоты. Зависимость показаний $V_{\text{ист}}$ от температуры учитывается конструкцией передаточно-множительного механизма. При этом считается, что температура с увеличением высоты изменяется по стандартному закону. Истинная скорость определяется по положению узкой стрелки относительно неподвижной шкалы 5. Значение числа M полета определяется в окне

шкалы скоростей против треугольного индекса по подвижной шкале числа M .

Комбинированному измерителю скорости полета присущи методические, инструментальные и аэродинамические погрешности.

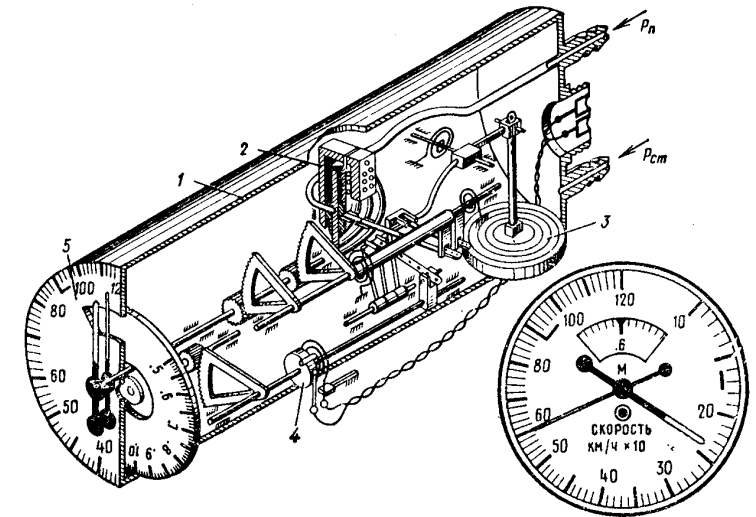


Рис. 2.5. Комбинированный указатель скорости и числа M

Измерители приборной скорости и числа M полета методических погрешностей не имеют. Измеритель истинной воздушной скорости имеет методическую погрешность, обусловленную отклонением температуры воздуха на высоте от стандартной.

Инструментальные погрешности вызваны в основном теми же причинами, что и у барометрического высотомера. Они частично компенсируются особенностями конструкции прибора.

Аэродинамические погрешности вызваны ошибками в восприятии полного и статического давлений приемником ПВД. Они учитываются с помощью поправочных таблиц, установленных в кабине самолета.

Для выдачи летчику информации о предельном значении числа M в приборе установлено контактное устройство 4. При достижении числа M , равного 0,78, замыкаются контакты, включается лампа табло $M_{\text{макс}}$ и подается сигнал на автоматический выпуск тормозных щитков.

При выполнении полета одним летчиком в задней кабине необходимо проверить, установлены ли в положение РАБОТА краны ввода отказов в аэрметрические приборы передней кабины.

2.2. Измерители углов крена, тангажа, угловой скорости и перегрузки

Принцип построения вертикали на самолете

Для пилотирования самолета необходимо знать его положение относительно плоскости горизонта, характеризующееся углами крена и тангажа.

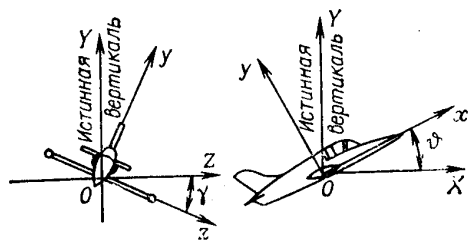


Рис. 2.7. Определение углов крена и тангажа на самолете

Для определения углов крена γ и тангажа ϕ на борту самолета нужно воспроизвести плоскость горизонта или истинную вертикаль места (рис. 2.7). Свойством устанавливаться по направлению истинной вертикали обладает обычный физический маятник, если на него не действуют никакие силы, кроме гравитационных.

Однако при полете с некоторым ускорением a на массу маятника m будут действовать две силы: гравитационная $F_1 = mg$ и инерционная $F_2 = ma$ (рис. 2.8). При этом маятник будет стремиться устанавливаться по направлению «кажущейся» вертикали, отклоненной от истинной на угол $\alpha = \text{arctg} \frac{a}{g}$.

Ускорения самолета соизмеримы по величине с ускорением свободного падения g , поэтому угол α может быть достаточно большим.

В качестве указателя направления вертикали может быть использован свободный трехстепенной гироскоп, который не подвержен влиянию инерционных сил. Если ось ротора свободного гироскопа установить по вертикали места, гироскоп будет указывать направление вертикали независимо от воз-

Второе слагаемое $\frac{V_y}{kR} e^{-\frac{(\rho_{ст} - \rho_0) kR}{V_y}}$ переменено во времени. Это вызвано тем, что при возникновении вертикальной скорости непрерывно изменяется величина давления $\rho_{ст}$. Это приводит к тому, что показания вариометра устанавливаются

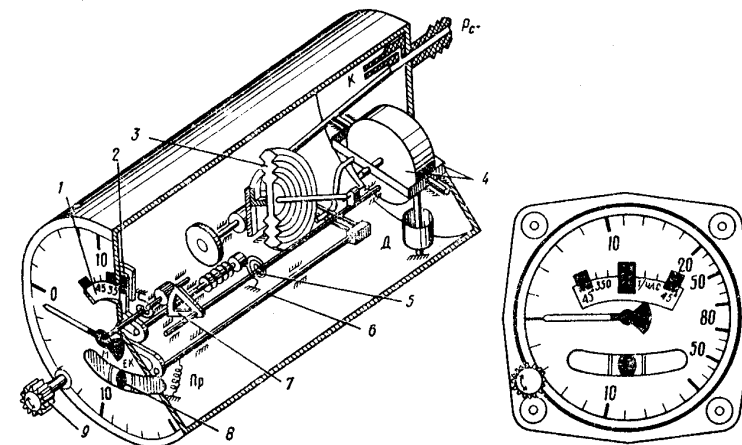


Рис. 2.6. Комбинированный указатель вертикальной скорости, поворота и скольжения

с запаздыванием, величина которого определяется конструктивным коэффициентом k и величиной вертикальной скорости.

Чувствительным элементом вариометра (рис. 2.6) является манометрическая коробка 3, установленная внутри герметичного корпуса прибора. Во внутреннюю полость коробки 3 подается статическое давление от системы ПВД. В корпус прибора статическое давление подводится через капиллярную трубку K .

Манометрическая коробка воспринимает разность давлений в корпусе прибора и внутри коробки.

В горизонтальном полете давления внутри коробки и в корпусе прибора одинаковы, разность давлений равна нулю, и стрелка вариометра установлена против нулевой отметки шкалы вертикальной скорости прибора ЛУН-1180.8.

При подъеме самолета высота увеличивается, а атмосферное давление уменьшается. Это уменьшение давления одновременно передается во внутреннюю полость манометрической коробки и в корпус прибора. Внутри манометрической коробки практически без запаздывания устанавливается давление, равное атмосферному. Давление внутри корпуса прибора не успевает стать равным атмосферному, так как воздух

из корпуса прибора, где давление при подъеме больше, выходит через капилляр *К*. Под действием разности давлений коробка *З* деформируется. Эта деформация передаточным механизмом *б* преобразуется в отклонение стрелки. Стрелка по шкале прибора показывает вертикальную скорость подъема.

При снижении самолета высота уменьшается, давление внутри коробки увеличивается, а внутри корпуса увеличивается с запаздыванием. Под действием разности давлений коробка расширяется, а стрелка вариометра показывает вертикальную скорость снижения.

На лицевой панели прибора установлена кремальера *9*, с помощью которой стрелка вариометра устанавливается на нулевую отметку шкалы.

Вариометру присущи методические, инструментальные и аэродинамические погрешности.

Основной методической погрешностью вариометра является запаздывание. Его инструментальные и аэродинамические погрешности аналогичны погрешностям барометрического высотомера и указателя скорости.

Шкала вариометра неравномерная — с крупными делениями у нуля и уменьшающимися делениями к концу шкалы («затухающая» шкала). Затухание шкалы создается с помощью специальной пружины *5*. Один конец пружины укреплен на оси зубчатого сектора *7* передаточного механизма *б*, а другой свободно перемещается в зазоре между упорами, чувствительность наибольшая. При достижении скорости 20 м/с свободный конец пружины касается того или иного упора, чувствительность прибора уменьшается.

Основные технические данные вариометра в приборе ЛУН-1180.8:

— диапазон измерения вертикальной скорости — 0—80 м/с;

— цена деления шкалы:

до 20 м/с — 2 м/с;

с 20 до 80 м/с — 10 м/с;

— оцифровка шкалы нанесена на делениях, соответствующих 0, 10, 20, 50 и 80 м/с.

Эксплуатация аэрометрических приборов

Перед полетом произвести осмотр аэрометрических приборов и убедиться:

— что отсутствуют механические повреждения;

— что стрелки вариометра комбинированного прибора ЛУН-1180.8 и указателя высоты и перепада давления прибора ЛУН-1130.8 находятся на нулевых отметках шкалы;

— что стрелки истинной и приборной скоростей комбинированного прибора ЛУН-1170.8 находятся на отметке шкалы 1200 км/ч.

Перед полетом проверить, установлены ли стрелки высотомера на нуль. Если не установлены, поворотом кремальеры установить их на нуль и проверить, соответствует ли давление по барометрической шкале высотомера давлению в данный момент на уровне аэродрома. Допустимое расхождение не должно превышать ± 2 мм рт. ст.

Запрещается:

— устранять рассогласование между показаниями на приборе и давлением по данным метеостанции отворачиванием гайки кремальеры прибора;

— вылетать с прибором, у которого расхождение между показанием барометрического давления на приборе и давлением по данным метеостанции превышает величину ± 2 мм рт. ст.

Перед посадкой на другой аэродром необходимо запросить по радио барометрическое давление и поворотом кремальеры установить его по шкале барометрического давления. Этим вводится поправка на изменение давления у земли.

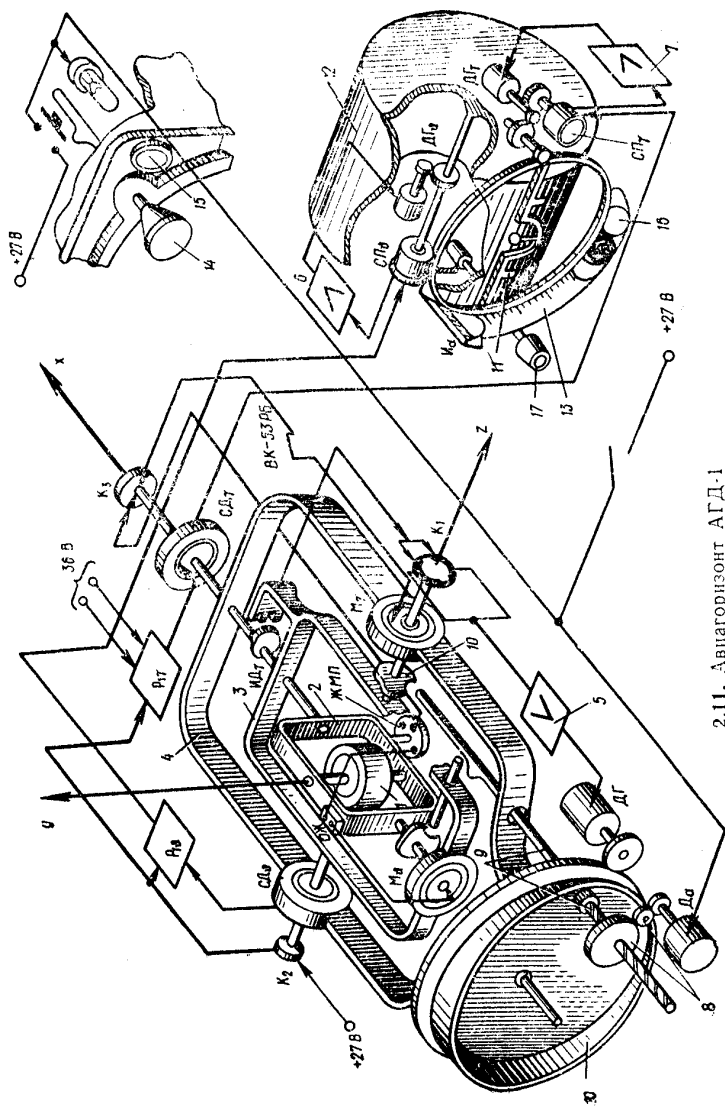
При посадке на высокогорный аэродром, высота ВПП которого выше 1050 м, поправка на изменение барометрического давления вводится с помощью индексов, которыми устанавливается относительная высота аэродрома посадки. Поворот индексов производится кремальерой на лицевой панели прибора.

Высота эшелона в полете определяется и выдерживается по барометрическому высотомеру с учетом суммарной поправки. При этом по шкале барометрического высотомера должно быть установлено давление 760 мм рт. ст. При наборе высоты шкала барометрического давления высотомера переводится с атмосферного давления на уровне ВПП на давление 760 мм рт. ст. при пересечении высоты перехода, равной высоте полета по кругу. Высота перехода указывается на схемах снижения и захода на посадку.

При отказе барометрического высотомера высоту можно определить по указателю высоты и перепада давления УВПД. До высоты 2000 м показания УВПД соответствуют показаниям высотомера ВД-20, на высотах более 2000 м они примерно равны половине высоты полета.

При подготовке к полетам в сложных метеорологических условиях необходимо проверить работу обогрева основного и запасного ПВД. Перед взлетом следует включить обогрев основного и запасного ПВД.

В случае отказа основного ПВД перевести кран ПВД ЗАПАС. РАБОТА в положение ЗАПАС. и проверить, включен ли обогрев ПВД. При переводе питания статической системы на запасной ПВД приборы, получавшие питание от второй статической камеры С2 основного ПВД, на запасной ПВД не подключаются.



2.11. Авигоризонт АГД-1

действия инерционных сил. Но вертикаль места в результате суточного вращения Земли и перемещения самолета поворачивается по отношению к звездам, а ось ротора гироскопа сохраняет неизменное направление относительно звезд. Поэтому ось ротора гироскопа отклоняется от вертикали места и возникает так называемый кажущийся уход гироскопа. Уход реальных гироскопов обусловлен дополнительно влиянием моментов сил трения и разбаланса.

Таким образом, ни физический маятник, ни гироскоп с тремя степенями свободы (каждый в отдельности) не могут быть использованы для определения направления истинной вертикали в течение всего полета. Тем не менее и маятник, и гироскоп обладают рядом важных свойств. Особенностью маятника является способность его устанавливаться по истинной вертикали. Однако он не отличается способностью сопротивляться действию инерционных сил. Гироскоп обладает противоположными свойствами: он не следит за направлением истинной вертикали, но интенсивно сопротивляется действию приложенных к нему сил. Поэтому оказалось целесообразным строить системы, в которых сочетаются положительные свойства маятника и гироскопа. Такими системами являются гировертикали, представляющие собой гироскопы с маятниковой коррекцией их положения.

Принцип работы гировертикали с маятниковой коррекцией состоит в следующем. В начальный момент времени на Земле главная ось гироскопа по сигналам с маятника выставляется по направлению истинной вертикали. В полете при появлении ускорений маятник отключается и гироскоп сохраняет положение оси неизменным. Когда на прибор перестают действовать ускорения, вновь включается коррекция и ось гироскопа приводится к положению вертикали места.

Простейшая кинематическая схема корректируемой гировертикали приведена на рис. 2.9. Ось внешней рамки 1 расположена параллельно продольной оси самолета Ox , внутренней 2 — параллельно поперечной оси Oz . Внутренняя рамка и гироскоп образуют гироузел, в нижней части которого имеется маятниковое устройство 3. Его сигналы при отклонении главной оси гироскопа Oy от вертикали подаются на моментные двухфазные асинхронные двигатели $M1$ и $M2$ поперечной и продольной коррекции. Корректирующие моменты этих двигателей, прикладываемые к гироскопу, обеспечивают его восстановление к вертикали. В результате оси

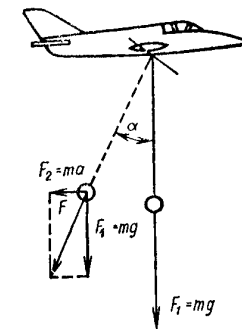


Рис. 2.8. Определение вертикали с помощью физического маятника

гироузла Ox и Oz удерживаются в горизонте. Ось Oz является осью измерения угла тангажа. Ось измерения угла крена является ось внешней рамки Ox .

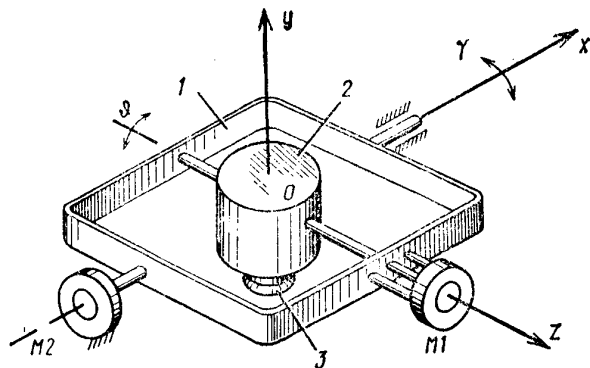


Рис. 2.9. Корректируемая гировертикаль

Маятниковое устройство (рис. 2.10) представляет собой жидкостный маятниковый переключатель (ЖМП). Его медный герметичный корпус 1 заполнен токопроводящей жидкостью 2.

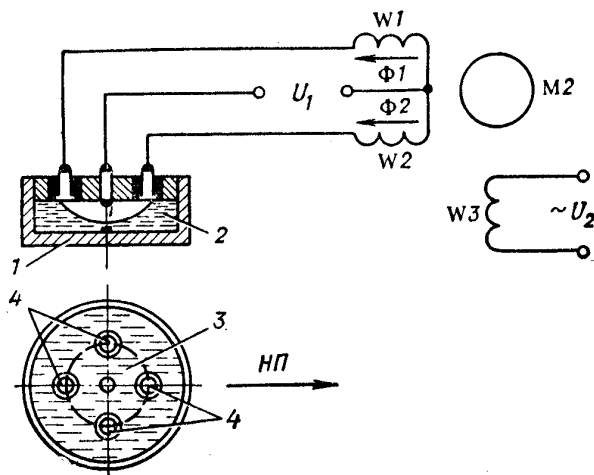


Рис. 2.10. Жидкостный маятниковый переключатель

костью — электролитом 2. Жидкости в корпусе столько, что остается место для воздушного пузырька 3, который и выполняет роль маятника. В верхней части переключателя находятся четыре контакта 4, расположенные диаметрально

противоположно от центра и электрически изолированные от корпуса переключателя. Крышка сосуда также является электродом. Включение контактов в цепь управляющих обмоток $W1$ и $W2$ электродвигателя $M2$ продольной коррекции показано на рисунке. Обмотка возбуждения $W3$ питается напряжением U_2 , сдвинутым по фазе на 90° по отношению к напряжению U_1 , подводимому к корпусу и общей точке обмоток $W1$ и $W2$. Таким же образом включены два других контакта цепи поперечной коррекции.

Если гироузел вертикален, пузырек занимает центральное положение и все четыре контакта равномерно перекрываются электролитом. В этом случае сопротивления между каждым из контактов и корпусом одинаковы, что обеспечивает равенство магнитных потоков $\Phi1$ и $\Phi2$ включенных встречно обмоток $W1$ и $W2$. Результирующий момент двигателя будет равен нулю.

При продольных отклонениях гироскопа от вертикали места пузырек смещается по оси Ox . Вследствие этого площади перекрытия контактов, расположенных вдоль этой оси, становятся различными. Нарушается равенство сопротивлений в цепях обмоток управления $W1$ и $W2$, а значит, и равенство потоков $\Phi1$ и $\Phi2$, что обуславливает возникновение корректирующего момента двигателя $M2$. Под действием этого момента гироскоп будет прецессировать к направлению вертикали места. Аналогично работают и цепи поперечной коррекции.

Дистанционный авиагоризонт АГД-1

Дистанционный авиагоризонт АГД-1 предназначен для выдачи летчику информации о положении самолета в пространстве относительно плоскости горизонта, а также о наличии и направлении скольжения.

В комплект авиагоризонта АГД-1 входят:

- гиродатчик (агрегат 458), установлен под правым пультом задней кабины;

- два указателя (агрегат 1122 или КПП-1273К), установлены на приборных досках передней и задней кабин.

Рассмотрим назначение и устройство гиродатчика АГД-1 (рис. 2.11).

Гиродатчик предназначен для измерения углов крена и тангажа и выдачи электрических сигналов, пропорциональных измеренным углам, в указатели.

Чувствительным элементом гиродатчика является гироскоп с тремя степенями свободы. Одна степень свободы — вращение ротора гироскопа 1 вокруг собственной (главной) оси, которое обеспечивается гиромотором. Вторая степень свободы обусловлена внутренней рамкой (кожухом гиромотора) 2, третья степень свободы — возможностью поворота главной оси гироскопа вокруг оси внешней рамки 3.

и дополнительными стрелочными указателями (рис. 2.12). Информация о фактических углах крена и тангажа выдается стрелкой — силуэтом самолета 10 и ленточной подвижной шкалой 2. В центре шкалы расположен неподвижный индекс, окруженный кольцом 9. Командные стрелки бокового 3 и продольного 5 каналов, а также стрелки 7 бокового отклоне-

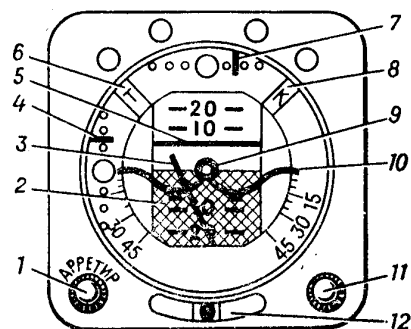


Рис. 2.12. Командно-пилотажный прибор

ния и стрелки 4 отклонения по высоте перемещаются магнитоэлектрическими устройствами по сигналам, поступающим из системы директорного управления СДУ Л-39, обеспечивающей полуавтоматическое управление самолетом в режиме захода на посадку.

Кнопка-лампа 1 АРРЕТИР. используется для арретирования авиагоризонта. Красная сигнальная лампа загорается в случае отказа авиагоризонта, а также во время арретирования гиросузда. Кремальера 11 служит для перемещения шкалы тангажа. Бленкеры 6 и 8 служат для сигнализации об отсутствии питания продольного и бокового каналов СДУ Л-39. В нижней части КПП имеется указатель скольжения 12.

Работу авиагоризонта при изменении углов крена и тангажа рассмотрим на примере работы канала тангажа.

При изменении положения самолета по тангажу статор СД₉ поворачивается относительно ротора на угол θ . Происходит рассогласование дистанционной следящей передачи тангажа (ДСП₉). Сигнал рассогласования снимается с ротора СП₉, поступает на усилитель, усиливается и управляет работой двигателя ДГ₉. Двигатель через редуктор поворачивает ротор СП₉ в согласованное положение с ротором СД₉ и одновременно вращает шкалу тангажа. Когда ДСП₉ согласуется, двигатель остановится, указатель покажет текущий угол тангажа. Генератор является элементом скоростной отрицательной обратной связи следящих систем, которая

Уход главной оси гироскопа от заданного положения вследствие суточного вращения Земли, неточного изготовления подвеса, трения в осях подвеса устраняются системой коррекции. Система коррекции состоит из жидкостного маятникового переключателя и двух двигателей коррекции: двигателя продольной коррекции М₉ и двигателя поперечной коррекции М₇.

Однако при разворотах самолета и продольных ускорениях ЖМП выдает ложный сигнал управления на двигатели коррекции. Двигатели коррекции устанавливают главную ось гироскопа вдоль кажущейся вертикали. Гиросдатчик будет определять положение истинной вертикали, а следовательно, углы крена и тангажа с погрешностью.

Для уменьшения выраженных погрешностей, обусловленных появлением ложного корректирующего момента при разворотах самолета, производится выключение двигателя поперечной коррекции М₇. Это делается с помощью контактного устройства К₃ при достижении самолетом крена 10—12°, а также выключателем коррекции ВК-53РБ, если установившаяся угловая скорость разворота превысит 0,1—0,3°/с. Последовательное включение контактов выключателя коррекции и контактного устройства К₃ обеспечивает более надежное отключение поперечной коррекции при разворотах на различных режимах полета.

Для уменьшения погрешностей, обусловленных появлением ложного корректирующего момента при продольных ускорениях самолета, выключается двигатель продольной коррекции М₉ с помощью отключателя жидкостного (ОЖ). ОЖ по устройству и принципу действия аналогичен жидкостному маятниковому переключателю, но в крышку его корпуса впрессована всего одна пара электродов. При продольных ускорениях, больших $\pm 1,67 \text{ м/с}^2$, пузырек воздуха перекрывает один из электродов ОЖ и разрывает цепь питания обмотки возбуждения двигателя.

При неограниченном маневрировании самолета возможно совмещение оси ротора трехстепенного гироскопа с осью внешней рамки. Это, как известно, ведет к выбиванию гиросузда. Для обеспечения невыбиваемости гиросузда последний в АГД-1 заключен в следящую раму 4 крена, которая обеспечивает взаимную перпендикулярность осей гиросузда при любых эволюциях самолета. Узел отработки следящей рамы состоит из индуктивного датчика ИД₇, усилителя 5 и двигателя-генератора ДГ.

Когда ось внешней рамы гиросузда и главная ось гироскопа перпендикулярны, сигнал с ИД₇ равен нулю. Двигатель ДГ не работает.

При появлении крена самолета следящая рама крена вместе с внешней рамкой стремится повернуться вслед за самолетом. Расположенный на внешней рамке статор ИД_γ повернется относительно неподвижного якоря, укрепленного на оси внутренней рамы. Возникшее напряжение, величина и фаза которого определяются величиной и направлением отклонения, усиливается и подается на двигатель-генератор ДГ, который поворачивает следящую раму и вместе с ней внешнюю рамку. Поворот происходит до тех пор, пока не будет восстановлена перпендикулярность осей ротора гироскопа и внешней рамки. Скорость отработки следящей рамы значительно больше максимально возможной угловой скорости вращения самолета вокруг продольной оси.

Для правильной отработки следящей рамы крена в перевернутом полете при угле тангажа, равном 90—270°, фаза сигнала управления с ИД_γ меняется на 180° контактным устройством К₁. Контактное устройство К₂ обеспечивает правильную работу указателя при углах тангажа 90—270°. Происходит изменение направления движения шкалы тангажа.

Быстрой подготовке гиросузла к работе способствует арретирующее устройство. Оно состоит из двигателя постоянного тока Д_а с редуктором 8, системы толкателей 9 и кулачков 10. Арретирующее устройство включается в работу автоматически при включении прибора и по мере необходимости нажатием красной кнопки на лицевой части указателя с надписью АРРЕТИР. ТОЛЬКО В ГОРИЗ. ПОЛЕТЕ. Двигатель через редуктор перемещает толкатели, которые, нажимая на кулачки, устанавливают следящую раму горизонтально основанию гиродатчика, а главную ось гироскопа — вдоль нормальной оси самолета. Поскольку стояночные углы крена и тангажа самолета малы, при включении прибора арретирующее устройство автоматически устанавливает гиросузел в положение, близкое к рабочему. Устранение небольших отклонений оси ротора гироскопа от вертикали осуществляется системой маятниковой коррекции после автоматического разарретирования. Когда главная ось гироскопа займет рабочее положение, гиродатчик готов к работе.

Преобразование углов крена и тангажа в электрические сигналы осуществляется сельсинами-датчиками крена СД_γ и тангажа СД_β. Ротор СД_γ закреплен на оси следящей рамы крена, ротор СД_β — на оси внешней рамки гиросузла, т. е. они через кинематику карданного подвеса связаны с главной осью гироскопа. Статор СД_β закреплен на следящей раме, а статор СД_γ — на корпусе гиродатчика. При возникновении крена или тангажа самолета статоры соответствующих сельсинов-датчиков поворачиваются, роторы остаются неподвижными. Следовательно, положение статора относительно рото-

ра СД_γ соответствует текущему углу крена, а положение статора относительно ротора СД_β — текущему углу тангажа.

Сельсины-датчики крена и тангажа вместе с сельсинами-приемниками крена СП_γ и тангажа СП_β, расположенными в указателе, образуют дистанционные следящие передачи крена и тангажа (ДСП). Сигналы рассогласования дистанционных следящих передач усиливаются усилителями 6, 7. Соогласование ДСП осуществляется двигателями-генераторами ДГ_β и ДГ_γ, которые поворачивают соответственно силуэт 11 самолета и шкалу 12 тангажа.

Оцифрована шкала тангажа от 0 до 80° на кабрирование и от 0 до 80° на пикирование через 10°. Цена деления до 5°—2,5°, от 5 до 40°—5°, далее — 10°.

Шкала 13 крена имеет оцифровку от 0 до ±45° через 15°, цена деления до 30°—5°, далее до 60°—15°.

Силуэт 11 самолета служит для индикации положения самолета в пространстве и определения углов крена и тангажа. Углы крена отсчитываются по положению концов крыльев силуэта относительно шкалы крена. Углы тангажа отсчитываются по положению центра силуэта самолета относительно шкалы тангажа.

На лицевой панели указателя имеются красная кнопка АРРЕТИР. ТОЛЬКО В ГОРИЗ. ПОЛЕТЕ 14, красная сигнальная лампа 15, указатель скольжения 16, кремальера 17.

Красная кнопка нажимается только в горизонтальном полете для быстрого устранения больших послевиражных погрешностей в случае явного несоответствия показаний указателя действительному положению самолета в пространстве.

Красная сигнальная лампа служит для сигнализации об отказе АГД-1. Она загорается, когда отсутствует питание комплекта переменным током, при отсутствии питания переменным и постоянным током, а также во время арретирования гиросузла.

Кремальера служит для перемещения шкалы тангажа, треугольный индекс И_α показывает направление ее смещения, а по величине отклонения индекса от нулевого деления шкалы крена можно судить об угле атаки самолета в горизонтальном полете, если совместить линию горизонта с силуэтом самолета. Максимальное отклонение шкалы тангажа от нулевого положения, обеспечиваемое кремальерой, составляет ±12°. Указатель скольжения определяет направление скольжения самолета.

На самолетах с 19-й серии вместо указателя авиагоризонта агр. 1122 устанавливается командно-пилотажный прибор КПП-1273К. Командно-пилотажный прибор представляет собой комбинацию указателя авиагоризонта с командными

ники 1 через секторы 4, 5 и валики 2 связаны со стрелкой 7.

При паличии перегрузки маятники под действием инерционных сил отклоняются.

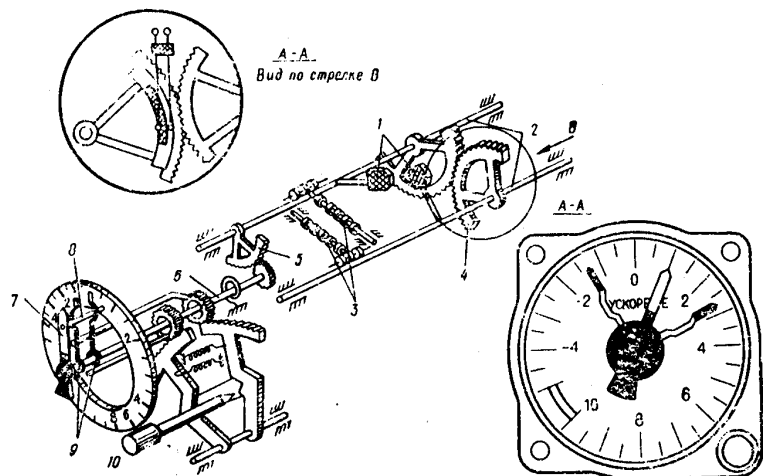


Рис. 2.14. Акселерометр

Перемещение маятников через передаточный механизм (сектор 5) передается на ось 6 и стрелку 7, которая по шкале прибора покажет величину перегрузки. Стрелка 7 с помощью поводка 8 поворачивает одну из фиксирующих стрелок 9, которые показывают значения максимальных перегрузок, имевших место в полете.

После прекращения действия перегрузки стрелка 7 устанавливается в исходное положение под действием пружин 3, а стрелки 9 фиксируются в положении максимальной отрицательной или положительной перегрузки, действовавшей на самолет в полете. Возврат фиксирующих стрелок из любого положения в начальное производится нажатием кнопки 10. При достижении положительных перегрузок +7,5 или отрицательных —3,5 контактное устройство (разрез А—А) включает реле, подающее в телефоны шлемофонов предупредительный сигнал. Частота сигнала — 400 Гц.

Основные технические данные акселерометра:

— предел измерения нормальных перегрузок — от —4 до +10;

— величина перегрузки включения предупредительного сигнала — положительной +7,5, отрицательной —3,5.

обеспечивает быструю и стабильную скорость отработки и предотвращает перегулирование. Аналогично работает канал крена.

Если самолет достигнет углов тангажа 90° и более, контактное устройство K_2 включит реле P_{15} и P_{17} , которые до $\theta = 270^\circ$ будут находиться под напряжением.

Реле P_{15} меняет чередование фаз статора $СД_9$. В результате при дальнейшем увеличении θ направление вращения шкалы тангажа изменяется на обратное и при $\theta = 180^\circ$ указатель покажет тангаж, равный нулю.

Реле P_{17} меняет фазу напряжения питания ротора $СД_7$, вследствие чего силуэт самолета поворачивает на 180° . Итак, индикация нормального горизонтального полета и перевернутого горизонтального полета отличается только положением силуэта самолета.

Основные технические данные авиационного АГД-1:

— время готовности к работе после включения питания — не более 1,5 мин;

— рабочие углы, при которых выдаются правильные показания:

по крену — 360° ;

по тангажу — 360° (исключая углы $85-95^\circ$ пикирования и кабрирования);

— ошибка в показаниях углов крена:

после разворота на 360° с угловой скоростью более $0,3^\circ/\text{с}$ или с углом крена более 12° — не более $\pm 3^\circ$;

после выполнения фигур сложного пилотажа — не более $\pm 5^\circ$;

после взлета — не более 3° .

Электрический указатель поворота и скольжения

Электрический указатель поворота и скольжения объединены в одном корпусе с вариометром — прибор ЛУН-1180.8.

Прибор предназначен для определения направления разворота самолета и скольжения, при скорости полета 350 км/ч — углов крена самолета.

Принцип действия указателя поворота основан на использовании свойств гироскопа с двумя степенями свободы, одна степень которого имеет упругое ограничение. Упругое ограничение движения рамки создается пружиной.

При развороте самолета с угловой скоростью ω_c относительно оси OY (рис. 2.13) на ось вращения рамки будут действовать силы реакции подшипников F_1 и F_2 . Направление момента $M_{\text{ин}}$ от этих сил совпадает с направлением вращения самолета ω_c . Под действием момента $M_{\text{ин}}$ рамка гироскопа

будет поворачиваться вокруг оси OX в таком направлении, чтобы вектор угловой скорости собственного вращения ротора гироскопа Ω совместился с вектором внешнего момента M_{np} , а следовательно, и с вектором угловой скорости разворота самолета ω_c .

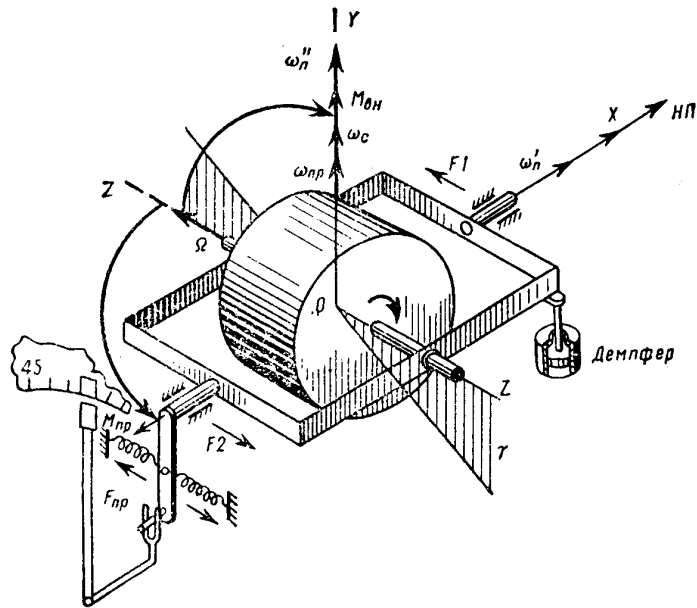


Рис. 2.13. Электрический указатель поворота

Вектор угловой скорости прецессии ω_n' направлен по оси OX . Поворот рамки вызовет натяжение пружины F_{np} , вследствие чего возникнет момент пружины M_{np} , направленный вдоль оси рамки OX . Этот момент будет стремиться повернуть рамку. Действие момента M_{np} приводит к появлению угловой скорости прецессии ω_n' , направление которой совпадает с направлением вращения самолета ω_c . Если угол поворота рамки и скорость прецессии ω_n' малы, силы реакции подшипников $F1$ и $F2$ сохраняются, вызывая дальнейший поворот рамки вокруг ее оси. Рамка будет поворачиваться до тех пор, пока не повернется на такой угол, при котором момент пружины M_{np} создаст угловую скорость прецессии ω_n' , равную угловой скорости вращения самолета ω_c вокруг оси OY . Перемещение рамки передается на стрелку прибора.

При правильном выраже самолета выполняется равенство

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{V_{\text{лет}} \omega_c}{g},$$

где γ — угол крена самолета.

Следовательно, если скорость полета постоянная, угол крена зависит от угловой скорости разворота самолета. Прибор оттарирован так, что при скорости 350 км/ч по шкале указателя поворота можно измерять угол крена.

Принцип действия указателя скольжения основан на свойстве физического маятника устанавливаться по направлению результирующей силы тяжести и центробежных сил, действующих при развороте самолета. О наличии и величине скольжения самолета судят по отклонению физического маятника. В прямолинейном полете указатель скольжения может служить указателем крена.

Электрический указатель поворота состоит (см. рис. 2.6) из следующих элементов:

- гироскопа 4 с двумя степенями свободы;
- демфера Д;
- противодействующей пружины Пр;
- передаточного механизма б;
- шкалы 1;
- стрелки 2.

Указатель скольжения представляет собой шарик 8, помещенный в изогнутую стеклянную трубку, заполненную толуолом для демпфирования колебаний шарика.

Основные технические данные указателя поворота и скольжения:

- предел измерения угловой скорости — $\pm 5,7^\circ/\text{с}$;
- цена деления шкалы кренов — 15° ;
- оцифровка шкалы крена нанесена на отметке $\pm 45^\circ$;
- истинная скорость, при которой углы крена соответствуют фактическим, — 350 км/ч;
- напряжение питания — 36 В 400 Гц.

Акселерометр ЛУН-1722.2

Акселерометр предназначен для выдачи летчику информации о величине нормальной перегрузки и включения предупредительного сигнала о наличии недопустимой перегрузки.

Принцип действия акселерометра основан на измерении сил инерции с помощью уравновешенного маятника.

Чувствительным элементом акселерометра (рис. 2.14) являются два маятника 1, подвешенные на пружинах 3. Маят-

печивает демпфирование колебаний катушки и уменьшение трения в ошоре вследствие частичного взвешивания катушки. На лицевом стекле 6 корпуса нанесена линия отсчета курса по лимбу катушки. Шкала прибора равномерная. Цена деления шкалы — 5° , оцифровка нанесена через 30° .

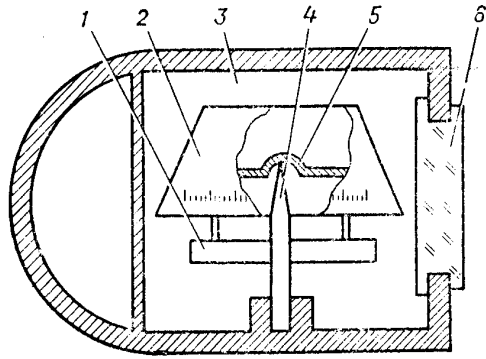


Рис. 2.16. Магнитный компас

Магнитный компас имеет ряд недостатков, приводящих к большим ошибкам в измерении курса. Так, погрешность от увлечения катушки жидкостью при развороте самолета на угол 360° достигает $5-35^\circ$ в зависимости от скорости разворота. При эволюциях самолета возникает так называемая креновая девиация, обусловленная изменением положения магнитных масс самолета относительно магнитной системы компаса. Кроме того, магнитным компасам свойственна поворотная погрешность, вызываемая влиянием на чувствительный элемент при его наклонах на вираже вертикальной составляющей вектора напряженности магнитного поля Земли.

Применяемые в настоящее время курсовые системы свободны от перечисленных недостатков. Принцип их действия основан на комплексном использовании разнородных датчиков курса и совместной обработке получаемой от них информации, что позволяет компенсировать погрешности отдельных датчиков. На самолете Л-39 установлена курсовая система ГМК-1АЭ, которая является основным измерителем курса, а магнитный компас используется в качестве резервного.

Курсовая система ГМК-1АЭ

Курсовая система ГМК-1АЭ предназначена для определения и выдачи информации летчику о курсе и углах разворота самолета, а также выдает сигналы курса и отклонений от заданного курса потребителям.

Эксплуатация авиагоризонта, электрического указателя поворота и акселерометра

Авиагоризонт АГД-1. Для проверки работоспособности АГД-1 включить выключатель АККУМ. и АЗС АГД—ГМК, предварительно проверив включение АЗС ПТ-500Ц на вспомогательном электрошитке. После включения загорается красная лампа на указателе и не более чем через 15 с гаснет. Авиагоризонт должен показывать нулевые углы крена и тангажа. Через 1,5 мин после включения авиагоризонт должен показывать фактические стояночные углы крена и тангажа самолета.

При пилотировании в зоне углов тангажа $\pm 8,5 \div 95^\circ$ авиагоризонт выдает неопределенные показания и пользоваться им нельзя.

Если в полете авиагоризонт выдает неправильные показания, что определяется сравнением с показаниями пилотажных приборов или по положению самолета относительно горизонта, необходимо вывести самолет в горизонтальный полет, установить постоянную скорость полета и кратковременно нажать кнопку АРРЕТИР. ТОЛЬКО В ГОРИЗ. ПОЛЕТЕ (АРРЕТИР.) на указателе. На лицевой панели загорится красная лампа, сигнализируя о работе системы арретирования. Через 15 с лампа погаснет и авиагоризонт покажет нулевые, а через 1,5 мин — фактические углы крена и тангажа.

При нормальной работе авиагоризонта пользоваться кнопкой АРРЕТИР. ТОЛЬКО В ГОРИЗ. ПОЛЕТЕ (АРРЕТИР.) на земле и в полете запрещается.

Для имитации отказа АГД-1 на среднем пульте второй кабины имеются два выключателя АГД ТАНГАЖ КРЕН, которые отключают указатель первой кабины от гиродатчика.

Электрический указатель поворота прибора ЛУН-1180.8.

Для включения электрического указателя поворота необходимо включить выключатель АККУМ. и АЗС ДВИГ., предварительно проверив включение АЗС ПРИБ. ДВИГ. УКАЗ. ПОВОР. на вспомогательном электрошитке.

Проверка работоспособности производится нажатием на приборную доску слева (стрелка указателя поворота должна отклониться вправо) или справа (стрелка отклонится влево).

При координированном развороте с истинной скоростью 350 км/ч по отклонению стрелки указателя поворота можно определять величину крена самолета.

Акселерометр ЛУН-1722.2. Для нормальной работы акселерометра необходимо перед полетом проверить, установлены ли стрелки указателя перегрузки на деление $+1$. Если фиксирующие стрелки смещены, нажать кнопку возврата стрелок.

Авиационные бортовые часы АЧС-1М

Авиационные бортовые часы АЧС-1М предназначены для показания текущего времени в часах и минутах, измерения времени полета в часах и минутах, а также измерения коротких промежутков времени в минутах и секундах.

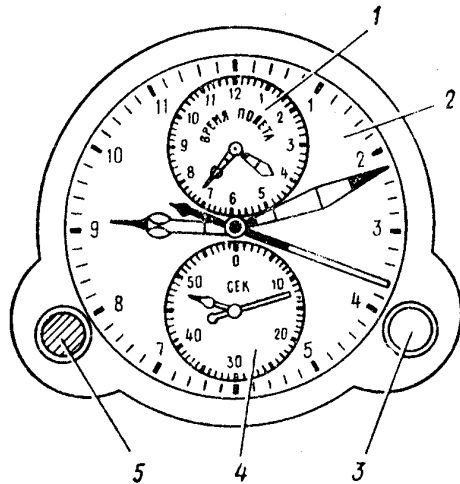


Рис. 2.15. Авиационные часы АЧС-1

Часы АЧС-1М состоят из трех механизмов:

- механизма обычных механических часов для отсчета текущего времени;
- механизма секундомера для замера и отсчета коротких промежутков времени;
- механизма времени полета для отсчета времени нахождения самолета в пути.

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. эти механизмы могут работать порознь или одновременно.

Для снятия показаний времени служит циферблат, на котором имеются три шкалы (рис. 2.15):

- большая шкала 2, предназначенная для отсчета времени работы часов в часах и минутах и времени работы секундомера в секундах;
- шкала ВРЕМЯ ПОЛЕТА 1, предназначенная для отсчета времени полета в часах и минутах;

— шкала секундомера 4, предназначенная для отсчета коротких промежутков времени в минутах и секундах.

Управление часами осуществляется двумя кнопками:

- левой 5 для завода часов, перевода стрелок, пуска, останова и возврата на нуль стрелок механизма времени полета;
- правой 3 для пуска и останова часов, пуска, останова и возврата на нуль стрелок секундомера.

Завода часов хватает на трое суток работы. Точность хода часов составляет ± 1 мин за сутки.

2.3. Измерители курса

Курсом летательного аппарата ψ называется угол между некоторым направлением, заданным в плоскости местного горизонта, и горизонтальной проекцией продольной оси самолета.

В качестве таких направлений в плоскости местного горизонта в авиации наиболее часто используют либо направление географического меридиана (тогда курс называется истинным), либо направление магнитного меридиана (тогда курс называется магнитным), либо направление ортодромии (тогда курс называется ортодромическим). Ортодромия — это дуга большого круга, проходящая через две заданные точки земной поверхности.

Приборы и системы, предназначенные для измерения курса, называются собственно компасами и курсовыми системами.

Магнитный компас ЛУН-1221

Земной шар является огромным естественным магнитом, полюсы которого несколько смещены относительно географических полюсов. Состояние магнитного поля Земли в каждой точке ее поверхности характеризуется вектором напряженности \vec{T} , который является касательным к магнитным силовым линиям. Касательные к магнитным силовым линиям направлены под некоторым углом к горизонту, за исключением области магнитного экватора. Направление проекций касательных на горизонтальную плоскость является направлением магнитного меридиана. Свободно подвешенный магнит обладает свойством ориентироваться вдоль направления магнитного меридиана под действием горизонтальной составляющей вектора напряженности \vec{T} . Именно это свойство и используется при построении магнитного компаса.

Чувствительным элементом компаса (рис. 2.16) являются два цилиндрических постоянных магнита 1, образующих вместе с лимбом 2 подвижную систему, называемую картушкой. Шпиль 4 картушки опирается на амортизированный подпятник 5. Герметичный корпус 3 заполнен жидкостью, что обес-

Сигнал курса φ , выдаваемый гиросагрегатом ГА-6, поступает в коррекционный механизм КМ-8 и в навигационно-пилотажный прибор НПП. Шкала курса установится в положение, соответствующее этому сигналу. В КМ-8 подается также сигнал курса φ , выдаваемый индукционным датчиком ИД-3. Если значение гироскопического курса не равно магнитному, в КМ-8 формируется сигнал, пропорциональный отклонению гироскопического курса от магнитного. Сигнал отклонения, усиленный в автомате согласования АС-1, подается в ГА-6. Выходной сигнал ГА-6, пропорциональный гироскопическому курсу, будет корректироваться. Коррекция осуществляется до тех пор, пока сигнал гироскопического курса не станет равным сигналу магнитного курса. При этом НПП будет показывать величину магнитного курса.

В режиме гиropolукомпыа широтная коррекция гироскопического курса осуществляется по сигналам, поступающим с пульта управления ПУ-26Э.

Режимы работы курсовой системы ГМК-1АЭ

Курсовая система ГМК-1АЭ работает в двух режимах: режиме гиropolукомпыа (ГПК) и режиме магнитной коррекции (МК). Выбор режима работы курсовой системы осуществляется переключателем режимов работы МК — ГПК на пульте управления ПУ-26Э (рис. 2.18).

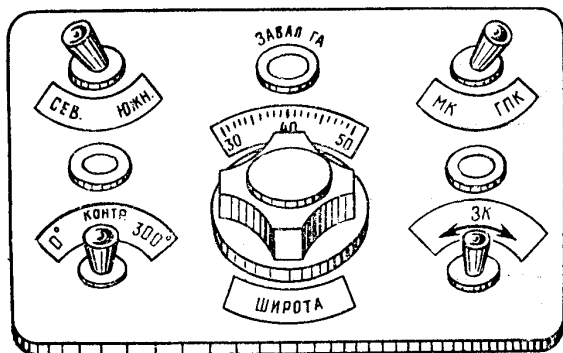


Рис. 2.18. Пульт управления ПУ-26Э

Режим гиropolукомпыа включается установкой переключателя режимов работы на ПУ-26Э в положение ГПК. Сигнал, пропорциональный гироскопическому курсу, снимается с сельсина-датчика СД φ гиросагрегата ГА-6. При изменении курса самолета гироскоп и жестко связанный с ним ротор СД φ сохраняет свое положение в азимуте неизменным. Ста-

В комплект курсовой системы входят: гиросагрегат ГА-6, установленный в передней кабине под правым пультом, индукционный датчик ИД-3 — в правой плоскости крыла, коррекционный механизм КМ-8 — на правом пульте задней кабины, автомат согласования АС-1 — за сиденьем передней кабины, две кнопки согласования — на передней и задней приборных досках и две сигнальные лампы ЗАВАЛ ГА с оранжевым светофильтром, также размещенные на приборных досках. В качестве указателя курса используется комбинационный навигационно-пилотажный прибор НПП.

Гиросагрегат ГА-6 предназначен для выдачи сигналов, пропорциональных гироскопическому курсу. Он представляет собой трехстепенной гироскоп с горизонтально расположенной главной осью. Сигнал курса снимается с сельсина-датчика СД φ , ротор которого закреплен на оси внешней рамы, а статор связан с корпусом гиросагрегата. Таким образом, при развороте самолета ротор сельсина-датчика остается неподвижным, а статор поворачивается вместе с корпусом гиросагрегата на угол изменения курса. Главная ось гироскопа удерживается в плоскости горизонта с помощью системы коррекции, состоящей из жидкостного маятникового переключателя и моментного электродвигателя. При отклонении оси гироскопа от плоскости горизонта с маятникового переключателя снимается сигнал, который управляет работой электродвигателя. Последний развивает момент и вызывает прецессию гироскопа в сторону плоскости горизонта. При разворотах самолета система коррекции вызывает отклонения оси ротора от горизонтальной плоскости, так как равновесным положением маятникового переключателя будет кажущаяся вертикаль. Поэтому при разворотах коррекция отключается с помощью выключателя коррекции ВК-53РБ.

При измерении курса возникает погрешность, обусловленная вращением Земли. Она носит название кажущегося ухода гироскопа в азимуте. Уход гироскопа в азимуте вследствие суточного вращения Земли происходит с угловой скоростью

$$\omega = \omega_3 \sin \varphi,$$

где ω_3 — угловая скорость суточного вращения Земли;
 φ — широта места.

Если обеспечить прецессию гироскопа в азимуте с угловой скоростью $\omega_3 \sin \varphi$, то при полете ось собственного вращения гироскопа будет сохранять неизменным свое положение относительно Земли. Компенсация составляющей $\omega_3 \sin \varphi$ осуществляется системой азимутальной коррекции, содержащей моментный электродвигатель, который развивает момент, обеспечивающий прецессию гироскопа в азимуте с данной уг-

- погрешность системы от ухода оси гироскопа в азимуте при работе в режиме ГПК за 1 ч — $\pm 2,5^\circ$;
- время готовности к работе — 3—5 мин;
- масса — не более 10 кг.

Особенности эксплуатации курсовой системы

В процессе предполетной подготовки самолета курсовая система проверяется на обоих режимах ее работы. При этом на пульте ПУ-26Э необходимо проверить установку переключателя СЕВ.—ЮЖН. в положение СЕВ. По шкале широтного потенциометра должна быть установлена широта аэродрома. На коррекционном механизме КМ-8 следует проверить установку стрелки магнитного склонения на отметку шкалы, соответствующую фактическому значению магнитного склонения.

В режиме ГПК при нажатии на переключатель задатчика курса поочередно влево и вправо шкала указателя курса должна вращаться соответственно в сторону уменьшения и увеличения курса.

В режиме магнитной коррекции после нажатия кнопки согласования указатели системы должны показывать магнитный курс стоянки самолета, а при установке переключателя КОНТР. 0—300° в то или иное положение — соответственно 0 или 300°. При этом загораются лампы ЗАВАЛ ГА на пульте ПУ-26Э и на приборных досках.

Перед взлетом необходимо согласовать систему по магнитному курсу. После 45 мин — 1 ч полета можно нажатием кнопки согласования в режиме прямолинейного горизонтального полета с постоянной скоростью скорректировать показания системы, приведя их в соответствие с магнитным курсом.

В полете возможен отказ курсовой системы. Об отказе можно судить по следующим признакам:

- при разворотах самолета шкала курса неподвижна или перемещается рывками;

- в установившемся прямолинейном полете наблюдаются вращение шкалы курса или колебания.

В случае отказа курсовой системы курс при возвращении на аэродром определяется по радиокомпасу, магнитному компасу и аэродромным средствам навигации и посадки.

2.4. Приборы контроля работы двигателя

Приборы контроля работы двигателя предназначены для выдачи информации о величине давления топлива и масла, о температуре масла и выходящих газов, частоте вращения роторов компрессоров, количестве топлива в баках, вращении скорости двигателя.

тор $СД_\psi$ вместе с самолетом поворачивается относительно ротора на угол изменения курса. Сигнал, пропорциональный этому углу, подается в навигационно-пилотажный прибор НПП. Шкала НПП устанавливается на новое значение курса.

В режиме ГПК осуществляется компенсация кажущегося ухода оси гироскопа, вызванного суточным вращением Земли, и ухода, вызванного трением в осях и разбалансировкой гироскопа, системой азимутальной коррекции. Напряжение, пропорциональное уходу оси гироскопа в азимуте, задается рукояткой ШИРОТА на ПУ-26Э и подается на электродвигатель М3. Двигатель создает момент, направленный по оси внутренней рамы. Под воздействием этого момента гироскоп начинает прецессировать в горизонтальной плоскости. Ось внешней рамы и ротор $СД_\psi$ поворачиваются на угол, пропорциональный уходу оси гироскопа. Вследствие этого ось ротора гироскопа не имеет вращения в азимуте относительно Земли. Тем самым устраняется погрешность курсовой системы от ухода оси гироскопа в азимуте.

Для установки необходимого гироскопического курса на пульте ПУ-26Э установлен переключатель ЗК (задатчик курса). В зависимости от направления отклонения переключателя ЗК к электродвигателю М2 ускоренной коррекции подводится напряжение одной или другой фазы. Двигатель М2 поворачивает статор сельсина-датчика $СД_\psi$. Изменение сигнала в статорной обмотке датчика $СД_\psi$ приводит к повороту шкалы НПП. При достижении заданного курса и установке переключателя ЗК в нейтральное положение система вновь переходит в режим ГПК.

Горизонтальное положение оси ротора гироскопа обеспечивается системой коррекции, состоящей из жидкостного маятникового переключателя и моментного электродвигателя. Система коррекции аналогична применяемой в авиагоризонтах, но у маятникового переключателя используется только одна пара контактов. При разворотах самолета система коррекции вызывает отклонения оси ротора от горизонтальной плоскости, так как равновесным положением маятникового переключателя будет кажущаяся вертикаль. Поэтому при разворотах система коррекции отключается с помощью выключателя коррекции ВК-53РБ. В случае завала гироскопа гироскопа ГА-6 на пульте П2-26Э и на приборных досках загораются сигнальные лампы ЗАВАЛ ГА.

Режим магнитной коррекции включается установкой переключателя режимов работы на ПУ-26Э в положение МК. Так как при запуске курсовой системы ось ротора гироскопа занимает произвольное положение в азимуте, необходима начальная выставка системы по стояночному курсу. Напряжения на сигнальных обмотках индукционного датчика ИД-3

определяются магнитным курсом самолета. Сигнальные обмотки ИД-3 соединены с обмотками статора сельсина-приемника СП1. Напряжения сигнальных обмоток создают соответствующие токи в обмотках статора СП1. Направление вектора результирующего магнитного потока статора, обусловленного этими токами, однозначно определяется, таким образом, значением магнитного курса.

Если ось обмотки ротора СП1 не перпендикулярна вектору магнитного потока статора, то возникающее при этом напряжение обмотки ротора после усиления усилителем А1 подается на электродвигатель М1. Последний поворачивает ротор СП1 до согласованного положения, соответствующего магнитному курсу. Одновременно двигатель М1 через лекальное устройство ЛУ, с помощью которого устраняются четвертная девиация и инструментальная погрешность, поворачивает и ротор сельсина-приемника СП2, устанавливая его в положение, соответствующее магнитному курсу.

Обмотки статора СП2 электрически связаны с обмотками статора СД_φ. Напряжения обмоток статора СД_φ создают соответствующие токи в обмотках статоров СП2 и СД_φ. Направление обусловленного этими токами вектора результирующего магнитного потока статора СП2 определяется, следовательно, значением гироскопического курса.

Таким образом, сельсин-приемник СП2 формирует сигнал, пропорциональный отклонению гироскопического курса от магнитного. Если ось обмотки ротора СП2 не перпендикулярна вектору магнитного потока статора СП2, то возникающее при этом напряжение обмотки ротора после усиления усилителем А2 подается на электродвигатель М3. Под действием момента, развиваемого двигателем, гироскоп будет прецессировать и поворачивать ротор СД_φ. Согласование продолжается до тех пор, пока напряжение обмотки ротора СП2 не станет равным нулю. Это происходит вследствие изменения величины и направления магнитного потока в обмотках статора СП2, электрически связанных с обмотками статора СД_φ. Поскольку положение ротора СП2 соответствует магнитному курсу, в согласованном положении напряжение в его обмотках статора (а следовательно, и в обмотках статора СД_φ) будет определяться только значением магнитного курса. Следовательно, шкала НПП покажет магнитный курс.

Для быстрого согласования гироскопического курса по магнитному необходимо нажать кнопку СОГЛАС. МК на приборной доске или нажать переключатель ЗК на пульте ПУ-26Э. При этом электродвигатель М2 ускоренной коррекции подключается к выходу усилителя А2. При наличии рассогласования между гироскопическим и магнитным курсами двигатель М2 поворачивает статор сельсина-датчика СД_φ с

большой скоростью до согласованного положения до тех пор, пока сигнал с ротора СП2 не станет равным нулю. Одновременно обрабатывает и следящая система НПП. Кнопку или переключатель следует держать нажатыми до полной остановки шкалы НПП. При отпускании кнопки или переключателя система переходит в режим магнитной коррекции с нормальной скоростью согласования.

При включении питания курсовой системы происходит автоматическое согласование системы по магнитному курсу с большой скоростью независимо от того, в каком положении находится переключатель режимов работы МК — ГПК на пульте ПУ-26Э. При подаче питания в систему срабатывает реле времени и подает (в течение 60 с) напряжение с усилителя А2 на двигатель ускоренной коррекции М2. Работа системы при этом аналогична работе при нажатой кнопке согласования (по этой причине реле времени и его контакты на схеме не указаны). Через 60 с система, согласованная по магнитному курсу, переходит в режим работы, заданный переключателем МК — ГПК на пульте.

Установкой переключателя режимов работы на ПУ-26Э из положения ГПК в положение МК обеспечивается автоматическое включение быстрой скорости согласования. Автоматическое согласование осуществляется подключением двигателя ускоренной коррекции М2 к выходу усилителя А2. При уменьшении рассогласования между магнитным и гироскопическим курсами до 2° система переводится в режим магнитной коррекции с нормальной скоростью согласования.

При работе курсовой системы в режиме магнитной коррекции осуществляется проверка работоспособности системы, для чего переключатель МК — ГПК надо поставить в положение МК, а переключатель КОНТР. 0—300° установить в положение 0, затем в положение 300. Этим вводится рассогласование в систему определенной величины. После отработки рассогласования с большой скоростью шкала НПП должна установиться на отметку 0 или 300 в соответствии с положением переключателя. При нажатии на переключатель КОНТР. 0—300° подается питание на сигнальные лампы ЗАВАЛ ГА, расположенные на ПУ-26Э и приборных досках. Лампы загораются, что свидетельствует об их исправности. После отпускания переключателя КОНТР. 0—300° курсовая система будет согласовываться по магнитному курсу с нормальной скоростью. Для того чтобы ускорить согласование курсовой системы по магнитному курсу, необходимо нажать кнопку СОГЛАС. МК на приборной доске или нажать переключатель ЗК на пульте. Произойдет согласование по магнитному курсу с большой скоростью.

Основные технические данные ГМК-1АЭ:
— погрешность системы в измерении курса — ±1,5°;

Таким образом, синхронный генератор датчика ДТЭ-2 и синхронный двигатель указателя ИТЭ-2 представляют собой «электрический вал», передающий частоту вращения вала турбины авиационного двигателя к чувствительному элементу указателя.

Чувствительным элементом указателя является магнитный узел 3, закрепленный на оси двигателя 2. Магнитный узел — это два диска, жестко соединенных между собой. На дисках расположены постоянные магниты 6. В воздушном зазоре между постоянными магнитами помещен чувствительный элемент — диск 5 магнитоиндукционного тахометра.

При вращении магнитного узла 6 в диске 5 наводятся вихревые токи. Взаимодействие вихревых токов с полем постоянных магнитов приводит к повороту диска. Угол поворота диска ограничивается противодействующей пружиной 4. Момент, действующий на диск со стороны магнитного узла, пропорционален частоте вращения магнитного узла, а противодействующий момент — углу закручивания пружины, т. е. углу поворота диска. Таким образом, угол отклонения диска, а следовательно, и угол отклонения стрелки, закрепленной на оси диска, пропорционален частоте вращения ротора турбины авиационного двигателя.

В корпусе указателя совмещены два указателя частоты вращения роторов высокого давления (РВД) и ротора низкого давления (РНД).

Прибор имеет две стрелки. Стрелка 1 показывает частоту вращения РВД, стрелка 2 — частоту вращения РНД.

Основные технические данные тахометра ИТЭ-2:

- предел измерения частоты вращения — 0—110%;
- цена деления — 1%;
- оцифровка — через 20%;
- 1% шкалы РВД соответствует 165,4 об/мин;
- 1% шкалы РНД соответствует 118,5 об/мин;
- максимальная частота вращения — 106,8% (17 600 об/мин).

Емкостный топливомер

Топливомер предназначен для измерения массового количества топлива и сигнализации критического остатка топлива.

В комплект топливомера входят два указателя ЛУФ-1671, установленные на приборных досках передней и задней кабин, емкостный датчик топливомера ЛУН-1670, установленный в топливном баке за фонарем задней кабины, коробка питания ЛУН-1643, установленная под полом задней кабины.

Принцип действия емкостного топливомера (рис. 2.21) основан на использовании свойства емкостного датчика изме-

Трехстрелочный индикатор

Трехстрелочный индикатор предназначен для выдачи информации о величине давления топлива, давления и температуры масла. В комплект индикатора входят (рис. 2.19) три самостоятельных прибора: манометр топлива, манометр масла и термометр масла. Каждый прибор состоит из указателя и датчика. Все указатели объединены в одном корпусе указателя трехстрелочного индикатора ЛУН-1530.8 и установлены на приборных досках кабины.

Датчики давления топлива ЛУН-1550.8, давления масла ЛУН-1566.8 и температуры масла ЛУН-1357.8 установлены соответственно в магистралях топливной и масляной систем. В качестве указателей применяются магнитоэлектрические логометры с подвижными рамками и неподвижным постоянным магнитом.

Датчики давления топлива и масла индуктивные. Под действием давления мембрана датчика прогибается, якорь индуктивного датчика перемещается, что вызывает изменение индуктивности и индуктивного сопротивления обмоток датчика L2 в манометре масла и L4 в манометре топлива. Обмотки включены в мостовую схему, которая питается переменным током напряжением 36 В частотой 400 Гц от преобразователя ЛУН-2456.8. Так как магнитоэлектрические логометры работают только на постоянном токе, в мостовой схеме установлены диоды V1 и V2 в манометре масла и V3 и V4 в манометре топлива.

Рамки логометра включены в измерительную диагональ мостовой схемы, к другой диагонали подводится напряжение питания.

При изменении давления изменяется индуктивное сопротивление обмоток и перераспределяются токи, протекающие по рамкам логометра. Взаимодействие магнитного поля рамок с полем постоянного магнита приводит к повороту рамок и связанной с ними стрелки, которая по шкале указателя показывает давление.

Принцип действия термометра масла аналогичен принципу действия манометра масла и топлива. Отличие заключается в том, что вместо индуктивного датчика применяется датчик сопротивления. Сопротивление резистора R11 изменяется под действием температуры масла. Мостовая схема питается постоянным током, поэтому в схеме отсутствуют диоды.

Основные технические данные трехстрелочного индикатора:

манометр масла:

- предел измерения — 0—6 кгс/см²;
- цена деления — 0,5 кгс/см²;
- оцифровка — через 2 кгс/см²;

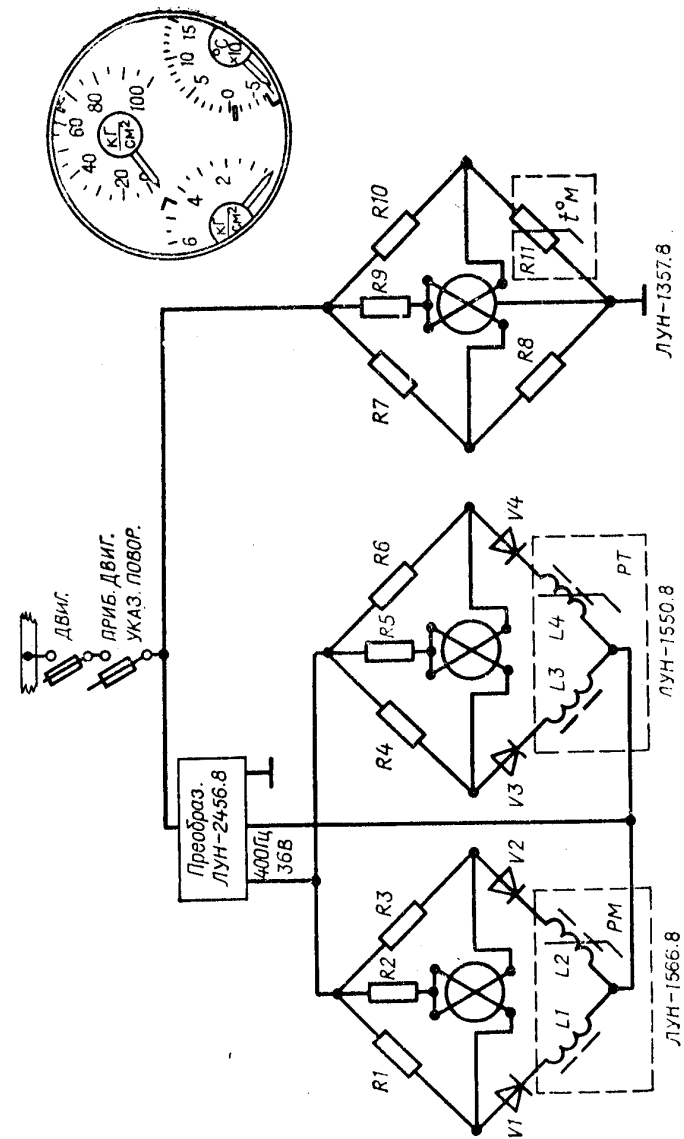


Рис. 2.19. Трехстрелочный индикатор

- манометр топлива:
- предел измерения — 0—100 кгс/см²;
- цена деления — 5 кгс/см²;
- оцифровка — через 20 кгс/см²;
- термометр масла:
- предел измерения — от —50 до +150°С;
- цена деления — 10°С;
- оцифровка — через 50°С.

Магнитоиндукционный тахометр ИТЭ-2

Тахометр предназначен для выдачи информации о величине частоты вращения роторов компрессоров двигателя.

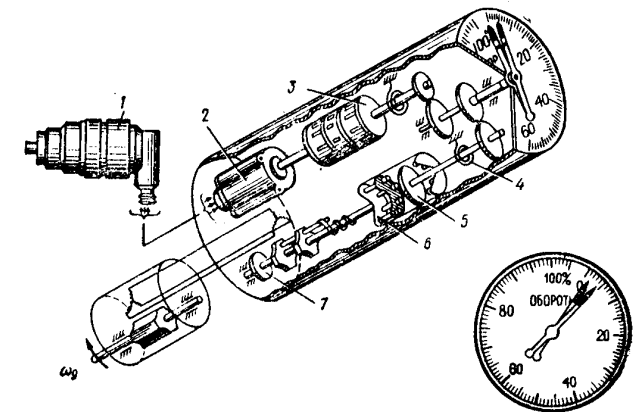


Рис. 2.20. Магнитоиндукционный тахометр

В комплект тахометра ИТЭ-2 входят два указателя ИТЭ-2, установленные на приборных досках передней и задней кабин, и два датчика ДТЭ-2 1, установленные на двигателе. Принцип действия тахометра (рис. 2.20) заключается в следующем. Датчик магнитоиндукционного тахометра ДТЭ-2 представляет собой синхронный генератор трехфазного переменного тока, преобразующий вращение вала ротора турбины ω_d в переменное напряжение, частота которого пропорциональна частоте вращения вала. В указателе установлен трехфазный синхронный двигатель 2, который производит обратное преобразование частоты переменного тока генератора в частоту вращения вала электродвигателя. Для облегчения условий запуска, входа ротора синхронного двигателя в синхронизм на валу двигателя жестко закреплен гистерезисный диск 7.

раллельно. На самолетах последних серий вторая группа термомпар подключается к регулятору термонары РТ-12-9, а указатели ТСТ-2 в передней и задней кабинах подключаются к первой группе термонпар через переключатель СИ УКАЗАТЕЛЬ — ПЕРЕДНИЙ — ЗАДНИЙ, установленный в задней кабине на левом пульте.

Основные технические данные термометра ТСТ-2:

- предел измерения — 0—900°С;
- цена деления — 20°С;
- оцифровка — через 300°С.

Измеритель вибрации ИВ-300

Измеритель вибрации ИВ-300 предназначен для выдачи информации о величине виброскорости двигателя АИ-25ГЛ в процессе эксплуатации на земле, в полете и для выдачи светового сигнала о недопустимой виброскорости.

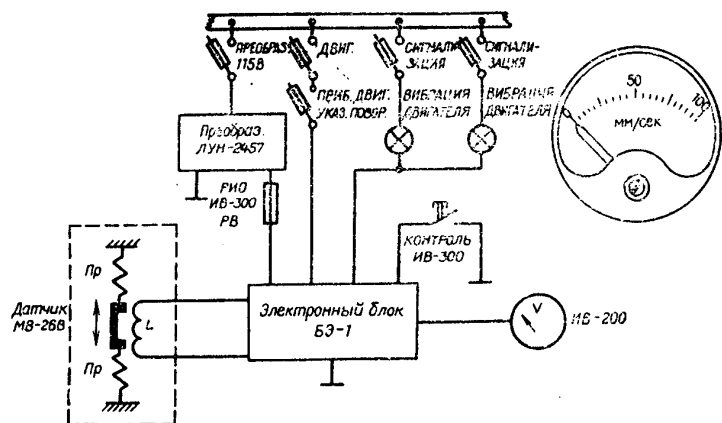


Рис. 2.23. Измеритель вибрации

В комплект измерителя (рис. 2.23) входят указатель ИВ-200, установленный на приборной доске передней кабины; датчик ИВ-26В, установленный на двигателе; электронный блок БЭ-1, установленный под полом передней кабины; лампа табло ВИБРАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ, установленная на левом табло над приборной доской; кнопка КОНТРОЛЬ ИВ-300, установленная на левом горизонтальном пульте передней кабины.

При работе авиационного двигателя датчик вибраций выдает сигнал в виде напряжения, пропорционального виброскорости двигателя в вертикальном направлении, в элек-

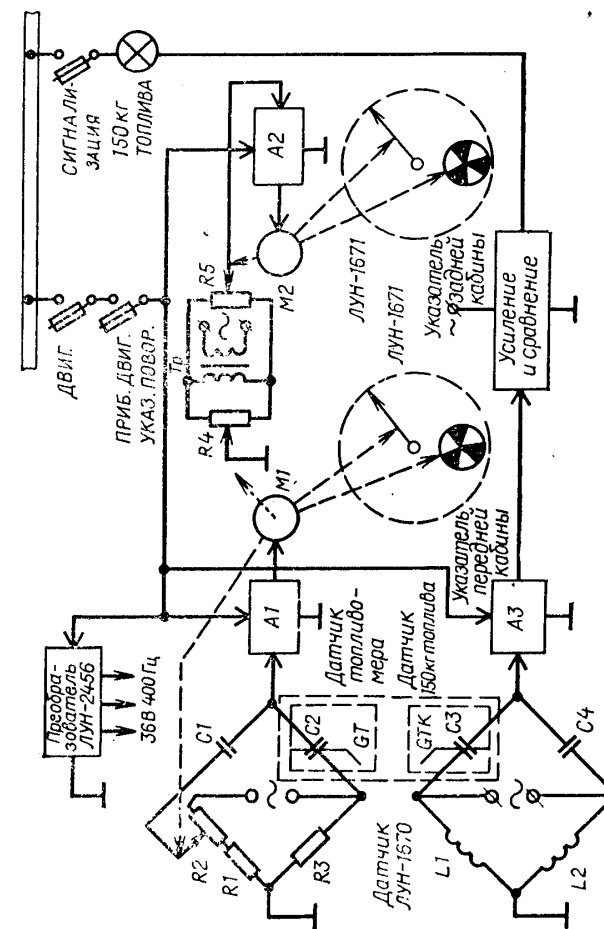
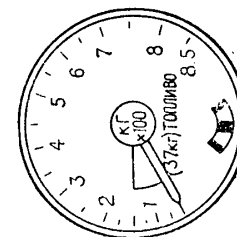


Рис. 2.21. Емкостный топливомер

нять величину электрической емкости в зависимости от изменения диэлектрической проницаемости среды, заполняющей пространство между обкладками конденсатора. Датчик состоит из двух концентрических труб, между которыми имеется зазор. Суммарная емкость датчика, а следовательно, и его емкостное сопротивление зависят от того, какая часть датчика по высоте заполнена топливом, а какая воздухом. Так как диэлектрическая проницаемость воздуха и топлива различна, при изменении уровня топлива суммарная емкость меняется.

Датчик включен в плечо измерительного моста, которое состоит из резисторов R1, R2, R3, постоянной емкости C1 и переменной емкости датчика C2.

При измерении уровня топлива нарушается баланс моста и в измерительной диагонали появляется напряжение. Это напряжение усиливается усилителем A1 и подается на двигатель M1 указателя передней кабины. Двигатель перемещает через редуктор стрелку указателя и бленкерное устройство. Стрелка показывает по шкале количество топлива, а диск бленкерного устройства, вращаясь, выдает информацию о нормальной работе топливомера.

Двигатель M1, перемещая ползунок резистора R2, приводит мостовую схему в сбалансированное положение, а перемещая ползунок резистора R4, рассогласовывает измерительную мостовую схему второго указателя. Сигнал рассогласования усиливается усилителем A2 и подается на двигатель M2, который, перемещая ползунок резистора R5, приводит мостовую схему в сбалансированное положение. Одновременно перемещаются стрелка указателя и диск бленкерного устройства.

Мостовые схемы питаются переменным током напряжением 36 В частотой 400 Гц от преобразователя ЛУН-2456.8.

В датчике топливомера установлен емкостный датчик критического остатка топлива. Емкостное сопротивление датчика включено в плечо моста переменного тока, составленного емкостями C3 и C4 и индуктивностями L1 и L2. При аварийном остатке топлива в баке мост разбалансируется, в диагонали появится напряжение, которое усиливается усилителем A3 и подается в каскад усиления и сравнения, где фаза сигнала сравнивается с фазой опорного напряжения. В случае совпадения фаз (этому соответствует остаток топлива 150 кг) в каскаде усиления и сравнения открывается выходной транзистор и включается лампа 150 кг ТОПЛИВА.

Основные технические данные топливомера:

- диапазон измерения количества топлива — 0—850 кг;
- цена деления — 25 кг;
- оцифровка шкалы — через 100 кг;

- точность измерения — 2,5% — передняя кабина;
- 4,5% — задняя кабина;
- установленная сигнализация критического остатка топлива — 150 кг.

Термометр выходящих газов ТСТ-2

Термоэлектрический термометр ТСТ-2 предназначен для измерения средней температуры выходящих газов за турбиной авиационного двигателя.

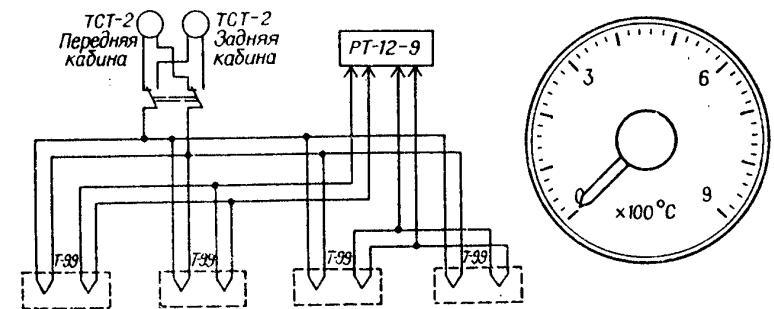


Рис. 2.22. Термометр выходящих газов

В комплект термометра ТСТ-2 (рис. 2.22) входят:

- четыре датчика (термопары) Т-99, установленные по периметру реактивного сопла;
- два указателя ТСТ-2, установленные на приборных досках передней и задней кабин.

Принцип действия термометра ТСТ-2 основан на измерении термоэлектродвижущей силы, возникающей при нагревании «горячего» спая термопары.

Величина ТЭДС зависит от степени разнородности материалов электродов термопары и от разности температур «холодного» и «горячего» спаев термопары. Если сохранить температуру «холодного» спая неизменной, то, измерив ТЭДС с помощью милливольтметра, можно судить о температуре среды, в которую помещен «горячий» спай термопары.

Корпус датчика изготовлен из жаропрочной стали. Внутри корпуса помещены две термопары, электроды которых изолированы один от другого керамической трубкой. В термометре ТСТ-2 используются копель-алюмелевые термопары.

Указатель представляет собой магнитоэлектрический милливольтметр постоянного тока, который измеряет суммарную ТЭДС четырех термопар.

Указатель задней кабины на самолетах первых серий подключен ко второй группе четырех термопар, соединенных па-

ное давление кислорода в артериальной крови равно 90—98 мм рт. ст. Это и определяет нижний предел снижения P_{O_2} во вдыхаемом воздухе.

За физиологическую норму парциального давления кислорода для летчика принято 98 мм рт. ст., что соответствует высоте 3 км. При дальнейшем уменьшении P_{O_2} возникает явление гипоксии — неполного насыщения крови кислородом, что приводит к снижению работоспособности и различным функциональным расстройствам: апатии, нарушению зрения, слуха, учащению пульса и частоты дыхания, потере сознания.

Характерная особенность гипоксии состоит в том, что функциональные расстройства в организме протекают незаметно и человек не испытывает особых страданий, при этом появляется полное безразличие к окружающим явлениям.

Влияние пониженного барометрического давления

Нормальный газообмен между организмом человека и атмосферным воздухом происходит при определенном барометрическом давлении. Если атмосферное давление уменьшается, то уменьшается количество кислорода, поступающего в кровь, и наступает кислородное голодание, что приводит к потере сознания летчика.

Например, на высоте 11—13 км при дыхании даже чистым кислородом человек через несколько секунд теряет сознание.

Кроме того, пониженное давление является причиной расстройства функции дыхания и сердечно-сосудистой системы. При снижении барометрического давления ниже 230 мм рт. ст. происходит выделение из жидкостей организма пузырьков (амбол) свободного газа, состоящего из азота (75—80%), кислорода (15—18%) и углекислого газа (2—10%).

Пузырьки газа раздражают нервные окончания клеток, вызывая боль и зуд в тканях и суставах.

На высоте 19 км при атмосферном давлении менее 47 мм рт. ст. закипает подкожная жидкость.

Функциональные расстройства дыхания и сердечно-сосудистой системы с увеличением высоты полета наступают не мгновенно, а с течением времени.

Время, в течение которого летчик сохраняет сознание и может принять меры к спасению, называется резервным временем.

Для защиты летных экипажей от влияния пониженного барометрического давления самолеты должны оборудоваться герметическими кабинами.

тронный блок БЭ-1. Датчик представляет собой постоянный магнит, подвешенный на пружинках. Пр внутри катушки L. При наличии вибрации магнит пересекает витки катушки и наводит в них ЭДС, пропорциональную виброскорости.

В электронном блоке сигнал усиливается, выпрямляется и подается в указатель (микроамперметр), отградуированный в единицах виброскорости, и на реле, включающее лампу табло ВИБРАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ.

Измеритель вибраций питается электрической энергией переменного тока напряжением 115 В частотой 400 Гц от преобразователя ЛУН-2467.8 и постоянным током от бортовой сети.

Основные технические данные измерителя ИВ-300:

- предел измерения — 0—100 мм/с;
- цена деления — 5 мм/с;
- оцифровка — через 50 мм/с;
- установленная величина виброскорости срабатывания сигнализации — 35 мм/с.

Эксплуатация приборов контроля работы силовой установки

Трехстрелочный индикатор. Для включения в работу трехстрелочного индикатора необходимо включить выключатели СЕТЬ, АККУМ., АЗС ДВ—ЛЬ и ПРИБ. ДВИГ., УКАЗ. ПОВОР. Стрелки манометра масла и топлива после включения устанавливаются на нулевые деления шкал, а стрелка термометра масла покажет фактическую температуру масла.

В задней кабине не работает указатель температуры масла, так как в комплекте отсутствует датчик температуры для задней кабины.

При отказе преобразователя ЛУН-2456.8 манометры масла и топлива не работают, а термометр масла продолжает работать, так как получает питание от бортовой сети постоянного тока.

Для обеспечения работоспособности манометров масла и топлива необходимо включить выключатель АВАР. ПИТАНИЕ ПРИБ. ДВ—ЛЯ на правом горизонтальном пульте передней кабины. При этом питание приборов осуществляется от преобразователя ПТ-500Ц.

Тахометр ИТЭ-2. При запуске авиационного двигателя должна первой перемещаться стрелка 1, показывающая частоту вращения ротора высокого давления, затем стрелка 2, показывающая частоту вращения ротора низкого давления.

Емкостный топливомер. Для проверки работоспособности топливомера включить выключатели СЕТЬ, АККУМ., АЗС ДВ—ЛЬ и ПРИБ. ДВИГ., УКАЗ. ПОВОР. Стрелка указателя топливомера должна показать фактическое количество топ-

лива в баке, шкала бленкерного устройства при перемещении стрелки должна вращаться.

При выработке топлива из бака стрелка топливомера перемещается к нулю, а шкала бленкерного устройства вращается, выдавая информацию о нормальной работе топливомера. На последних сериях бленкерного устройства нет.

Отсчет количества топлива производить только в горизонтальном полете. При остатке топлива 150 кг загорается лампа табло 150 кг ТОПЛИВА.

При отказе указателя передней кабины не будет работать и указатель задней кабины.

При отказе преобразователя ЛУН-2456 питание переменным током топливомера осуществляется от преобразователя ПТ-500Ц. Для переключения питания включить выключатель АВАР. ПИТАНИЕ ПРИБ. ДВИГ.

Термометр выходящих газов ТСТ-2. Работоспособность термометра выходящих газов сохраняется при перегорании одной, двух и трех термопар, так как все четыре термопары соединены параллельно.

Измеритель вибраций ИВ-300. Для проверки работоспособности ИВ-300 включить выключатели СЕТЬ И АККУМ., АЗС ПРЕОБРАЗ. 115 В (ПРЕОБРАЗ. I 115 В на самолетах с 19-й серией), ДВИГ. Нажать на кнопку КОНТРОЛЬ ИВ-300, при этом стрелка указателя ИВ-300 должна отклониться за отметку 50 и загорается лампа табло ВИБРАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ.

При неработающем двигателе стрелка указателя ИВ-200 должна стоять на нулевой отметке. Если после запуска двигателя стрелка находится за механическим индексом и горит лампа табло ВИБРАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ, необходимо выключить двигатель.

После запуска убедиться, что уровень вибрации не превышает значения 35 по ИВ-300 и не горит лампа табло ВИБРАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ.

Глава 3

КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ И ВЫСОТНОЕ СПЕЦИАЛЬНОЕ СНАРЯЖЕНИЕ

3.1. Общие сведения о системах обеспечения жизнедеятельности экипажа в высотном полете

Современные летательные аппараты совершают длительные полеты на больших и стратосферных высотах в условиях, которые значительно отличаются от земных. Атмосферу Земли характеризуют следующие параметры: атмосферное давление, парциальное давление кислорода, температура, отно-

сительная влажность, чистота воздуха. С увеличением высоты эти параметры изменяются. Кроме того, экипажи современных маневренных самолетов находятся под воздействием перегрузок, вибраций, шумов и ионизации воздуха. Поэтому для обеспечения нормальных условий жизнедеятельности экипажей при выполнении высотных полетов и спасения их в аварийных ситуациях применяется комплекс специального авиационного оборудования, называемый «Системы обеспечения жизнедеятельности и спасения экипажей летательных аппаратов», в который входят:

— системы кондиционирования воздуха в герметических кабинах, поддерживающие параметры искусственной атмосферы (давление, влажность, температуру) на уровне, обеспечивающем нормальные жизненные условия экипажей;

— катапультные и парашютные системы, обеспечивающие аварийное покидание самолета на больших скоростях и высотах полета, безопасный спуск и приземление;

— системы кислородного питания и высотного снаряжения, обеспечивающие необходимое парциальное давление кислорода во вдыхаемом воздухе на всех высотах полета современных ЛА, а также защищающие экипажи от воздействия атмосферы больших высот, перегрузок и скоростного напора при катапультировании.

Для дыхания человека необходим кислород. Количество кислорода во вдыхаемом воздухе определяется величиной парциального давления. Парциальное давление — это доля (часть общего) давления газовой смеси, приходящаяся на какую-либо компоненту воздушной (газовой) смеси. На входе в легкие человека парциальное давление кислорода в миллиметрах ртутного столба с учетом парциального давления водяных паров и легких определяется по формуле

$$P_{O_2} = \frac{K_{O_2} (P_H - 47)}{100},$$

где K_{O_2} — процентное содержание кислорода во вдыхаемом воздухе;

47 — парциальное давление водяных паров в легких при нормальной температуре тела человека;

P_H — атмосферное давление, мм рт. ст.

В нормальных условиях, когда атмосферное давление равно 760 мм рт. ст., а процентное содержание кислорода — 21%, парциальное давление кислорода

$$P_{O_2} = \frac{21(760 - 47)}{100} = 150 \text{ мм рт. ст.}$$

Так как с увеличением высоты атмосферное давление уменьшается, соответственно будет уменьшаться и парциальное давление кислорода. В нормальных условиях парциаль-

Влияние скорости изменения давления воздуха в кабине

При резком изменении давления воздуха возникает декомпрессионная болезнь, сопровождающаяся боковыми ощущениями в замкнутых и полужамкнутых полостях организма (в полости среднего уха, лобной пазухи, брюшной полости) и расстройствами сердечно-сосудистой системы.

Резкое снижение давления в кабине называется взрывной декомпрессией.

Физиологически явление взрывной декомпрессии обусловлено воздействием избыточного давления некоторого количества свободного газа, содержащегося в желудочно-кишечном тракте и воздухе в легких.

При внезапном быстром понижении давления в окружающей летчика среде имеющийся в легких воздух расширяется. Поскольку выдох его из легких ограничен, возникает избыточное давление.

При взрывной декомпрессии происходит повреждение легких, внутреннее кровоизлияние, падение кровяного давления, замедление деятельности сердца. Для предупреждения этого явления необходимо иметь автоматическое устройство, предохраняющее кабину от резкого снижения давления и индивидуальные средства защиты легких экипажа.

Влияние температуры и влажности воздуха

Физиологически нейтральной температурой для человеческого организма является температура 20°C. Повышение температуры в кабине летательного аппарата приводит к усталости, головокружению, болям, ожогам.

При снижении температуры ощущаются ооченелость и боли.

Влажность также оказывает определенное воздействие на организм человека. При понижении относительной влажности воздуха (менее 20%) появляется сухость в носоглотке и слизистой оболочке глаз, кожа становится восприимчивой к инфекции.

При повышении влажности воздуха (более 80%) организм человека не способен поддерживать нормальную температуру тела.

Для устранения влияния изменения температуры и влажности в кабинах самолетов применяется автоматическая система климатизации.

Работа системы кислородного питания сводится к повышению процентного содержания кислорода во вдыхаемом воздухе по мере увеличения высоты. Таким образом удается поддерживать парциальное давление кислорода во вдыхаемом

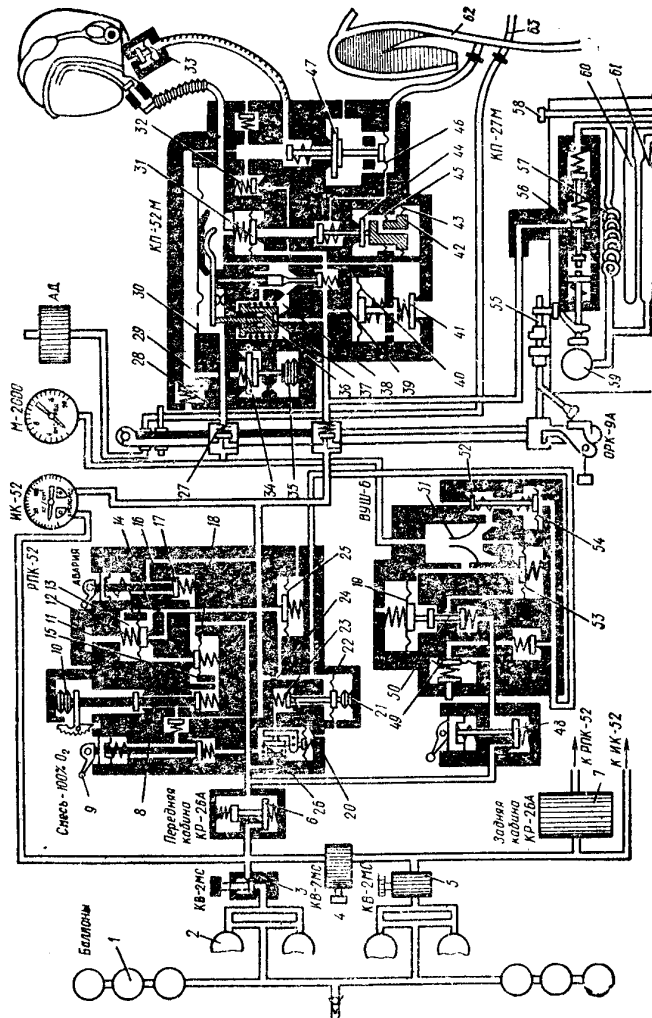


Рис. 3.1. Комплект кислородного оборудования ККО-5

мом воздухе, равное 150 мм рт. ст., до высоты 10 км, где на дыхание начинает поступать чистый кислород. Дальнейшее увеличение высоты приводит к снижению парциального давления кислорода до физиологической нормы — 98 мм рт. ст., что соответствует высоте 12 км и атмосферному давлению 145 мм рт. ст. В дальнейшем при увеличении высоты необходимо поддерживать физиологическую норму парциального давления кислорода на уровне 98 мм рт. ст., что достигается созданием в легких избыточного давления по отношению к давлению атмосферы. Избыточное давление зависит от высоты и определяется по формуле

$$\Delta p = p_{12} - p_H = 145 - p_H,$$

где p_{12} — атмосферное давление на высоте 12 км (145 мм рт. ст.).

Следовательно, максимальное избыточное давление в легких $\Delta p = 145$ мм рт. ст. Такое избыточное давление в легких обеспечивает даже при полетах в верхних слоях атмосферы парциальное давление кислорода не менее 98 мм рт. ст. (с учетом парциального давления водяных паров в легких).

Увеличение избыточного давления кислорода приводит к появлению у человека ряда физиологических расстройств: нарушений ритма дыхания, кровообращения, расстройств органов зрения, слуха. Для предотвращения этих расстройств необходимо создавать соответствующее противодействие на тело и голову летчика. Это обеспечивается применением специальной компенсирующей одежды и герметичного шлема или маски. Существующая компенсирующая одежда позволяет обеспечить компенсацию избыточного давления в легких в течение 10—15 мин. Это ограничение связано с физиологической выносливостью организма к обжатию тела и зависит от тщательности подгонки костюма и степени тренировки летчика к дыханию под избыточным давлением.

Современные летательные аппараты оборудованы гермокабинами вентиляционного типа, в которых поддерживается давление, большее, чем в окружающей среде. Это обеспечивают автоматические регуляторы давления, которые поддерживают давление воздуха в гермокабине по определенному закону в зависимости от высоты полета, но не менее 145 мм рт. ст., что соответствует высоте 12 км.

Таким образом, «высота» в гермокабине не может быть больше 12 км, из чего следует, что режим работы под избыточным давлением не является рабочим, а используется лишь при разгерметизации кабины на высотах более 12 км.

В дальнейшем при рассмотрении работы кислородного оборудования под понятием «высота» будем понимать «высоту» в гермокабине.

3.2. Комплект кислородного оборудования ККО-5

Назначение и состав комплекта

Комплект кислородного оборудования (ККО) предназначен для обеспечения нормальной жизнедеятельности и работоспособности летчика на больших высотах и обеспечения безопасности при катапультировании на любых высотах.

Комплект ККО обеспечивает питание летчика кислородом в следующих условиях:

— длительные полеты на высотах до 40 км в загерметизированной кабине и на высотах до 12 км в разгерметизированной кабине;

— кратковременные полеты (до 10—15 мин) на высотах более 12 км в разгерметизированной кабине, когда комплект работает под избыточным давлением, при снижении до безопасной высоты;

— катапультирование с максимальных высот полета с одновременным автоматическим переключением на питание кислородом от парашютного кислородного прибора. Ввиду того что практический потолок Л-39 составляет 11,5 км, не все возможности системы используются. Установка ККО-5 дает возможность тренироваться в использовании спецснаряжения для приобретения курсантами необходимых навыков.

Комплект ККО состоит из бортового оборудования, установленного на самолете, и высотного спецснаряжения летчика.

Бортовое оборудование состоит из следующих элементов (рис. 3.1):

- кислородного прибора КП-52М;
- регулятора подачи кислорода РПК-52;
- вентиляционного устройства шлема ВУШ-6;
- объединенного разъема коммуникаций ОРК-9А;
- кислородного редуктора КР-26А;
- индикатора кислорода ИК-52;
- манометра избыточного давления М-2000К;
- кислородного вентиля КВ-2МС;
- кислородных баллонов — 6 шт.;
- бортовой аппаратуры;
- парашютного кислородного прибора КП-27М.

К высотному спецснаряжению летчика относятся:

- высотно-компенсирующий костюм ВКК-6М;
- герметический шлем ГШ-6А (ГШ-6М);
- защитный шлем ЗШ-3М с кислородной маской КМ-32 или ЗШ-5 (ЗШ-5А) с кислородной маской КМ-34 (КМ-34Д);
- вентилирующий костюм ВК-3М.

Использование компенсирующего костюма ВКК-6М с гермошлемом ГШ-6М на самолете Л-39 рассчитано только для передней кабины.

Натяжное устройство является элементом ВКК-6М, воздействующим на комбинезон для создания механического обжатия тела летчика. Оно расположено на комбинезоне вдоль

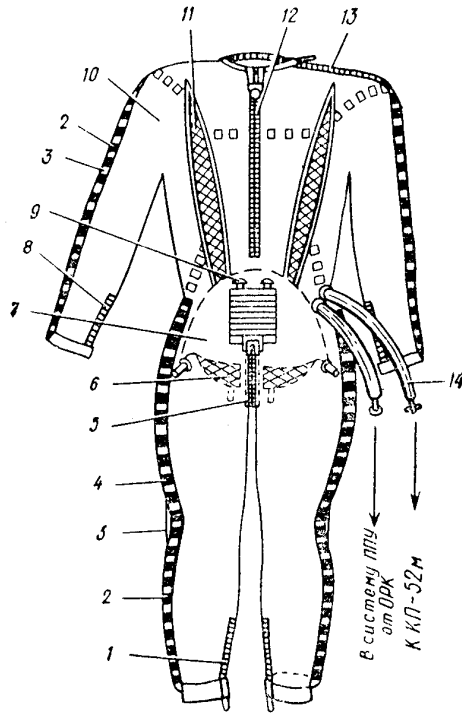


Рис. 3.2. Высотно-компенсирующий костюм ВКК-6М

туловища, рук, ног с таким расчетом, чтобы обеспечить наибольшее равномерное обжатие тела летчика, сохранив при этом необходимую подвижность в суставах.

Камеры 3 НУ и чехлы 2 камер изготовлены так же, как и комбинезон для положения «сидя». Конструктивно НУ состоит из резиновых камер (дутиков), заключенных в капроновые чехлы, и капроновой тесьмы, охватывающей резиновые камеры в чехлах. Концы тесьмы пришиты к ткани комбинезона. Резиновые камеры НУ левой и правой частей комбинезона соединены между собой перемычкой, расположенной на спине комбинезона.

Камеры НУ наполняются кислородом через армированный резиновый шланг 14, подключенный к кислородному прибору КП-52М. При наполнении дутиков кислородом проис-

Бортное оборудование

Кислородные приборы КП-52М (два) соединены шлангами с разъемом ОРК-9А, обеспечивают прерывистую подачу кислорода в ГШ, подсос воздуха (до высоты 8 км), регулирование избыточного давления и соотношения давлений между ГШ и ВКК (на высотах более 12 км). Крепятся к подвесной системе парашюта на левой лямке ножного обхвата подвесной системы парашюта в передней и задней кабинах, имеют по три штуцера для подсоединения магистралей ГШ и ВКК. Для быстрого покидания самолета без катапультирования надо раскрыть быстродействующий разъем, для чего выдернуть двухрожковую шпильку. При полете без ВКК вместо шланга, соединяющего КП-52М с ВКК, подсоединяется специальный предохранительный клапан, который предназначен для предотвращения потери кислорода при питании от парашютного кислородного прибора КП-27М во время катапультирования и в случае срабатывания механизма непрерывной подачи.

Для предохранения прибора от загрязнения и механических повреждений после полета на штуцера прибора устанавливаются заглушки и корпус прибора помещается в специальный чехол.

Регуляторы подачи кислорода РПК-52 (два) установлены на левых пультах 1-й и 2-й кабин, обеспечивают автоматическое регулирование подачи кислорода в зависимости от высоты полета и включение непрерывной подачи кислорода при разгерметизации на высоте более 12 км.

На приборе имеется кнопка включения непрерывной подачи кислорода, которая используется при проверке комплекта под избыточным давлением на земле.

Вентиляционное устройство шлема ВУШ-6 расположено под левым пультом 1-й кабины, предназначено для вентиляции подшлемного пространства кислородно-воздушной смесью или чистым кислородом для удаления углекислого газа и устранения запотевания лица летчика при полетах в гермошлеме.

Кран вентиляции шлема КВШ-6 предназначен для включения вентиляционного устройства шлема. Установлен на левом пульте передней кабины.

Объединенный разъем коммуникаций ОРК-9А предназначен для соединения коммуникаций бортового оборудования и личного снаряжения летчика, одновременного автоматического разъединения всех коммуникаций и автоматического переключения на питание от КП-27М при катапультировании. Состоит из двух колодок, соединенных между собой механическим замком. Верхняя колодка крепится на левом борту рамки кресла. Каждая колодка имеет пять магистралей:

— питание камер противоперегрузочного устройства — 1;

- вентиляции одежды летчика — 2;
- низкого давления кислорода — 3;
- высокого давления кислорода — 4;
- жгут электрорадиопроводки — 5.

Кислородные редукторы КР-26А (два) расположены под левыми пультами 1-й и 2-й кабин, понижают давление кислорода со 150—30 до 8—12 кгс/см² и обеспечивают постоянство подачи кислорода при изменении давления в баллонах. Редуктор имеет предохранительный клапан, который стравливает кислород в атмосферу при повышении давления до 15—29 кгс/см², тем самым исключая поступление кислорода в систему при завышенном давлении.

Индикаторы кислорода ИК-52 (два) служат для контроля за подачей кислорода на дыхание и для измерения давления кислорода в баллонах. Установлены на левых пультах в кабинах. Прибор состоит из двух самостоятельных приборов, смонтированных в одном корпусе: кислородного манометра с диапазоном измерения от 0 до 150 кгс/см² и ценой деления 10 кгс/см² и механизма индикатора.

Флажки индикатора при вдохе за счет падения давления кислорода и под действием усилия сжатия пружин сходятся, при выдохе под действием давления поступившего кислорода расходятся.

Манометр избыточного давления М-2000К расположен на левом пульте в передней кабине рядом с ИК-52. Предназначен для контроля избыточного давления, создаваемого прибором КП-52М в системе дыхания. Шкала манометра проградуирована от 0 до 2000 мм вод. ст. с ценой деления 100 мм вод. ст.

Кислородные вентили КВ-2МС расположены: один — на левом пульте в 1-й кабине и два — на левом пульте во 2-й кабине. Предназначены для подачи кислорода от емкостей к комплекту. В случае необходимости можно произвести взаимное соединение магистралей 1-й и 2-й кабин кислородным вентилем, находящимся во 2-й кабине.

Кислородные баллоны предназначены для хранения запаса кислорода. В верхнем носовом отсеке расположены четыре цилиндрических МА-4 по 4 л и два шаровых Ш-2 по 2 л.

Бортовая арматура обеспечивает работу кислородной системы. В нее входят обратные клапаны, тройники, переходники, зарядный штуцер, трубопроводы и шланги. Для сокращения сроков подготовки кислородного оборудования к полету введена объединенная зарядка кислородом систем кислородного питания летчика и кислородной подпитки двигателя от одного зарядного штуцера. Зарядные штуцер и вентиль расположены в левой консоли крыла.

Парашютные кислородные приборы КП-27М (два) расположены в чашках сидений парашютных систем. Предназначены для питания летчика кислородом при катапультирова-

нии или в случае отказа основной кислородной системы. Для ручного включения имеется красная рукоятка. Обеспечивает дыхание летчика до $H=4$ км в течение 15 мин.

Высотное специальное снаряжение летчика

К высотному специальному снаряжению летчика относятся:

- высотно-компенсирующий костюм ВКК-6М;
- герметический шлем ГШ-6А (ГШ-6М);
- защитный шлем ЗШ-3М с кислородной маской КМ-32 или защитный шлем ЗШ-5 (ЗШ-5А) с кислородной маской КМ-34 (КМ-34Д);
- вентилирующий костюм ВК-3М.

Высотно-компенсирующий костюм ВКК-6М предназначен для создания механического противодействия на тело летчика при полетах на высотах более 12 км в аварийных ситуациях (разгерметизация кабины, катапультирование). Это механическое обжатие имеет целью компенсировать понижение атмосферного давления на высотах более 12 км и предотвратить травму легких летчика при создании в гермошлеме (маске) избыточного давления.

Высотно-компенсирующий костюм ВКК-6М состоит из следующих основных частей (рис. 3.2):

- комбинезона;
- натяжного устройства (НУ);
- противоперегрузочного устройства (ППУ);
- брюшного компенсатора.

Комбинезон 10 является оболочкой, создающей механическое сжатие тела летчика при работе натяжного и противоперегрузочного устройств, и изготавливается из высококачественной и прочной ткани «лен-капрон». Раскрой комбинезона выполнен для положения «сидя», что обеспечивает необходимую подвижность летчика при выполнении пилотажа и катапультировании. Для подгонки комбинезона по спине, груди, вдоль туловища, рук и ног расположена шнуровка 11, позволяющая индивидуально подгонять костюм в необходимых пределах.

Для легкого и быстрого снятия и надевания подогнанного костюма на комбинезоне на левом плече и на груди от шеи до пояса имеются плечевой 13 и передний 12 распах, закрываемые застежками «молния». Такие же застежки имеются на разрезах рукавов 8 и штанов 1. Гульфик 5 закрывается также застежкой «молния».

Спереди по обеим сторонам гульфика и сзади по обеим сторонам спинной застежки «молния» нашиты усилительные ленты, которые заканчиваются полукольцами 9, служащими для подсоединения системы подтяга ГШ-6М.

кольцам, пришитым на спине ВКК, а капроновая тесьма крепится к подвесной системе парашюта. Система подтяга регулируется по длине натяжением тесьмы.

Шлемофон 12 изготовляется из ткани «лен-капрон» четырех размеров. Справа на шлемофоне устанавливается на телескопическом держателе 15 шумостойкий микрофон 14 ДЭМШ-1А. В резиновых гнездах смонтированы телефоны 13 (ТА-56М) и усилитель УК-8 (в правом). Т-образный валик 11 служит для фиксации гермошлема на шлемофоне.

Для предотвращения запотевания смотрового стекла ГШ при окружающей температуре ниже $+27^{\circ}\text{C}$ и обмерзании при минусовой температуре предусмотрен электрообогрев стекла с автоматическим и ручным регулированием через переключатель ОБОГРЕВ ГШ АВТОМ. РУЧН., установленный на левом вертикальном пульте.

Автоматическое регулирование обогрева обеспечивается расположенным в кабине за приборной доской терморегулятором РТСС-2М, который автоматически поддерживает температуру стекла в пределах $(32 \pm 5)^{\circ}\text{C}$ при установке переключателя ОБОГРЕВ ГШ АВТОМ. РУЧН. в положение АВТОМ. Обогревательным элементом являются смонтированные внутрь стекла проволоки. Датчиком температуры стекла является термосопротивление 5. При изменении температуры термосопротивление с помощью терморегулятора РТСС-2М включает или выключает электрообогрев стекла. Электрообогрев осуществляется постоянным напряжением $(27 \pm 10)\text{В}$.

При установке переключателя ОБОГРЕВ ГШ АВТОМ. РУЧН. в положение РУЧН. температура обогрева стекла регулируется вручную реостатом РГ-10, установленным на левом вертикальном пульте. Для поддержания температуры стекла в диапазоне $(32 \pm 5)^{\circ}\text{C}$ необходимо своевременно устанавливать рукоятку реостата в положение, соответствующее температуре воздуха в кабине. Шкала реостата градуирована от $+20$ до -20°C .

Для быстрого прогрева стекла ГШ на левом борту рядом с реостатом РГ-10 установлена кнопка БЫСТР. ОБОГРЕВ ГШ.

Защитный шлем ЗШ-5 (ЗШ-5А) с кислородной маской КМ-34 (КМ-34Д) является составной частью высотного снаряжения и обеспечивает летчику в комплекте с кислородным оборудованием необходимые жизненные условия и работоспособность при выполнении высотных полетов.

Шлем защищает голову летчика от травм при ударах о внутренние части кабины, от действия воздушного потока при катапультировании, защищает глаза и лицо летчика от солнечной радиации и ослепляющего действия солнечных и прожекторных лучей, а также обеспечивает двустороннюю радиосвязь и шумозаглушение.

ходит натяжение капроновых петель, охватывающих дутки. Это усилие передается на комбинезон, оболочка которого натягивается, создавая обжатие тела летчика. Так как радиус кривизны камер НУ ВКК меньше радиуса кривизны компенсируемых участков тела, давление комбинезона на тело летчика будет меньше, чем давление в НУ ВКК. Чтобы давление комбинезона на тело летчика соответствовало избыточному давлению в ГШ, необходимо создавать давление в камерах НУ ВКК, в 3—10 раз большее (в зависимости от высоты), чем избыточное давление в ГШ. Это обеспечивает регулятор соотношения давлений РСД в приборе КП-52М.

Противоперегрузочное устройство смонтировано в комбинезоне ВКК и составляет с ним одно целое. Оно состоит из двух ножных и одной брюшной 7 резиновых камер, соединенных между собой переходниками. Ножные камеры ППУ заключены в капроновые чехлы и смонтированы в НУ ВКК на участке от талии до низа штанин. Брюшная камера ППУ, заключенная в капроновый чехол, монтируется внутри комбинезона и пристегивается к нему кнопками. На чехле брюшной камеры имеется шнуровка, которая служит для регулирования объема камеры при индивидуальной подгонке костюма на летчике. Для предохранения брюшной камеры от слипания внутрь ее вкладывается стальная спираль, заключенная в капроновый чехол.

Давление воздуха в камерах ППУ регулируется специальным автоматом давления АД-6Е в зависимости от действующей перегрузки. Принцип работы автомата давления основан на перемещении груза, подвешенного на пружине, под действием инерциальных сил. Груз связан с золотником, управляющим расходом воздуха в камеры ППУ. При перегрузке меньше двукратной автомат давления не срабатывает. ППК уменьшает вредное действие перегрузок на 2—3 единицы.

Брюшной компенсатор 6 состоит из резиновой камеры, заключенной в капроновый чехол. Внутри резиновая камера наполнена воздухом объемом 33 см^3 . Брюшной компенсатор пришивается к брюшной камере ППУ. Компенсатор, имеющий замкнутый объем воздуха, с увеличением высоты, расширяясь, создает механическое давление на брюшную часть тела.

При полетах на высотах более 19 км применяются компенсирующие перчатки и носки, предохраняющие конечности от закипания подкожной жидкости (явление эмфиземы).

Компенсирующие носки по внешнему виду представляют собой обычные носки, сшитые из хлопчатобумажной ткани. Сверху носка имеется мягкая шнуровка для плотной подгонки и закрепления носка на ноге. Применяются только в том случае, если полетная обувь летчика неплотно облегает ноги.

Компенсирующие перчатки представляют собой кожаные пятипалые перчатки с двойной тыльной стороной, между стенками которой помещается резиновая камера, внутри наполненная воздухом, на внутренней стороне перчатки у запястья пришит хлястик. Камера при наполнении расширяется и натягивает кожаную перчатку, которая обжимает руку.

Высотно-компенсирующие костюмы ВКК-6М изготавливаются 12 размеров (с 42-го по 58-й гражданской классификации), соответствующих росту летчика от 156 до 185 см. Масса костюма — около 3 кг.

Герметический шлем ГШ-6А (ГШ-6М) предназначен для защиты головы и шеи летчика от воздействия низкого давления при полетах на высотах более 18 км и для спасения летчика при катапультировании. Кроме того, он обеспечивает полную пневматическую компенсацию головы при создании в легких избыточного давления, а также защищает голову от случайных ударов, от встречного потока воздуха при катапультировании, защищает лицо и глаза летчика от воздействия солнечных и прожекторных лучей.

Гермошлем ГШ-6М выпускается трех размеров, каждый из которых имеет два подразмера — малый и большой, что позволяет обеспечить гермошлемами летный состав с обхватом головы от 54 до 62 см включительно.

Гермошлем состоит из следующих основных узлов: каски 7, шейной части 18 и шлемофона 12 (рис. 3.3).

Каска гермошлема представляет собой сварную жесткую конструкцию из алюминиевого сплава. Основными узлами каски являются смотровой щиток 6 из органического стекла в металлической окантовке, замок 8 смотрового щитка, светофильтр 4 с механизмом управления 2, шланг магистрали вдоха 1 с клапаном вдоха, компенсированный клапан выдоха 9 и шейное кольцо 10 с герметизирующим клапаном, предназначенное для герметизации разъема каски с шейной частью. Герметизация шлема по смотровому вырезу осуществляется прижатием смотрового стекла к трубке герметизации, вклеенной в канавку вокруг смотрового выреза. Стекло смотрового щитка триплексное с вмонтированными внутрь элементами электрообогрева.

К внутренней поверхности каски приклеивается трубка 3 вентиляции шлема. Она соединена с клапаном вдоха и обеспечивает подачу воздуха (кислорода) для дыхания, обдува лица и шеи летчика, а также для обдува смотрового стекла.

Светофильтр изготовлен из органического стекла нейтрального цвета со светопоглощением $(86 \pm 5)\%$ для защиты глаз летчика от действия солнечных и прожекторных лучей. Светофильтр установлен на каске ГШ. В нерабочем состоянии светофильтр убирается в полость между каской и кожухом.

Шейная часть 18 обеспечивает необходимую подвижность ГШ, его герметизацию и передачу усилий, возникающих при создании избыточного давления под каской и воздействии воздушного потока при катапультировании, через систему на-

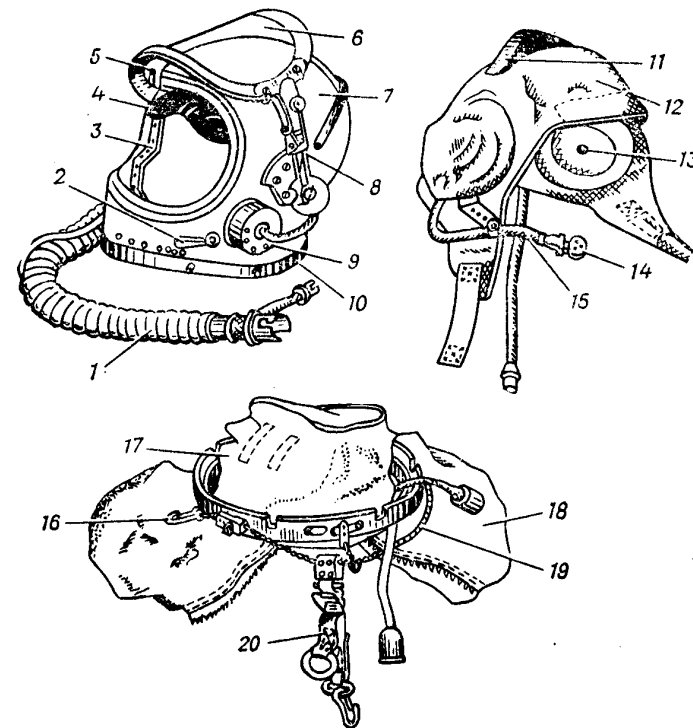


Рис. 3.3. Герметический шлем ГШ 6М

тяжного устройства на ВКК-6М и подвесную систему парашюта. Она состоит из шейного разъема с клапаном, системы подтяга и матерчатой части. На вращающемся шейном разъеме под матерчатую часть крепится герметизирующий резиновый шейный клапан 17, обеспечивающий герметичность подшлемного пространства. Такая конструкция ГШ позволяет легко снимать и надевать ГШ, что очень удобно при дежурстве летчика в готовности, не предусматривающей немедленного вылета.

Для удержания шлема на голове при катапультировании и действия избыточного давления применяется система подтяга. Она состоит из стального троса 19, который перекинут через ролики-шарниры, и капроновой тесьмы 20 с кольцом. Свободные концы троса с помощью карабинов 16 крепятся к

ЗАКРЫТЬ и обеспечивает плавное регулирование интенсивности вентиляции. При вращении маховичка крана против хода часовой стрелки интенсивность вентиляции возрастает, и наоборот.

Вентиляция или обогрев костюмов ВК-3М на земле производится от специального наземного кондиционера путем нагнетания. Шланг кондиционера присоединяется с помощью быстроразъемного штуцера, который присоединяется к бортовому штуцеру, расположенному около фонаря, на левом борту фюзеляжа, на место снимаемой заглушки с надписью **НАЗЕМНАЯ ВЕНТИЛЯЦИЯ КОСТЮМА**. При пользовании кондиционером кран **ВЕНТИЛЯЦИЯ КОСТЮМА** необходимо закрыть.

Вентиляция костюма ВК-3М на земле производится от специального наземного кондиционера или пылесосом «Уралец», который подсоединяется к быстроразъемной муфте шланга ВК-3М специальным переходником. Наземный кондиционер присоединяется к бортовой вентиляционной

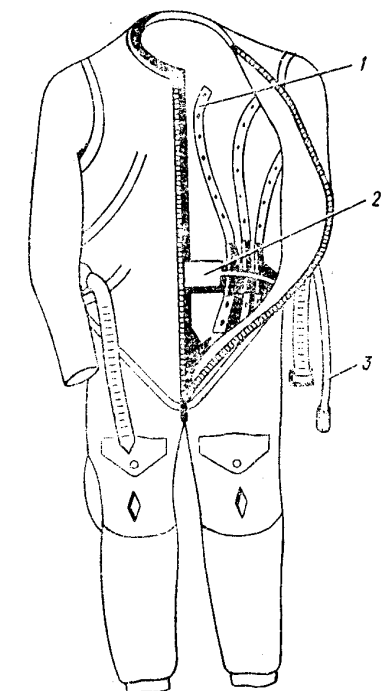


Рис. 3.6. Вентилирующий костюм ВК-3М

системе с помощью быстроразъемного штуцера, который присоединяется к бортовому штуцеру вместо снимаемого эжектора.

Вентилирующий костюм (рис. 3.6) предназначен для вентиляции одежды и устранения запотевания тела летчика как в полете, так и при дежурстве в кабине на аэродроме. Костюм служит также верхней летной одеждой. Вентилирующий костюм изготовлен из прочной ткани типа «капрон-хлопок». Для удобства эксплуатации комбинезон костюма имеет застежки типа «молния» и карманы для пистолета, ножа и принадлежностей.

В целях равномерного распределения вентилярующего воздуха по телу летчика внутри костюма вмонтированы 24 воздухопроводные трубки 1, идущие от спаренного коллектора 2. Трубки представляют собой проволочные спирали, по-

Кислородная маска предназначена для изоляции органов дыхания от окружающей среды и обеспечения питания летчика кислородом. Кислородная маска и опущенный светочика кислородом.

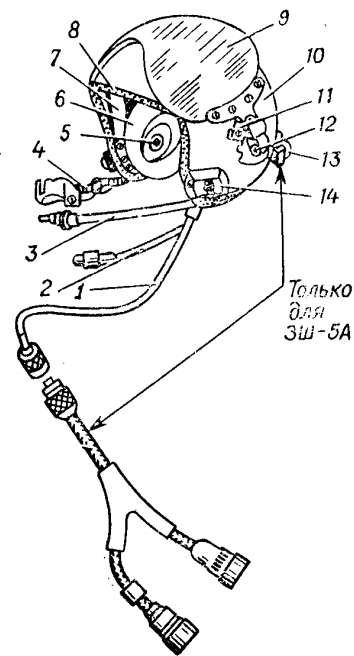


Рис. 3.4. Защитный шлем ЗШ-5А

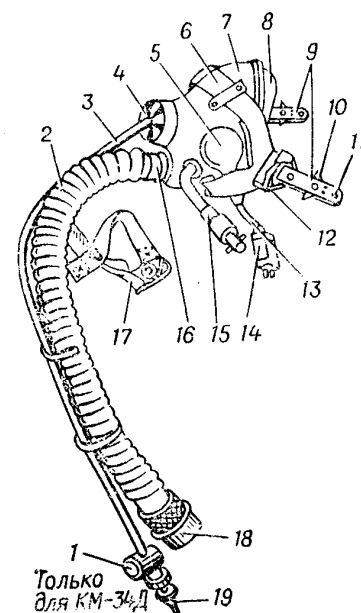


Рис. 3.5. Кислородная маска 34-Д

фильтр придают передней части шлема обтекаемую форму, что снижает нагрузки на голову летчика при катапультировании.

Шлем (рис. 3.4) представляет собой каску 10, на которой установлены с внутренней стороны амортизаторы 7, телефонные наушники 6 с вмонтированными в них телефонами ТА-56М (поз. 5), компенсатор натяга и жгуты 1, 2 связи, а с внешней стороны — светофильтр 9, оси вращения светофильтра 12, рукоятка 11 управления светофильтром, корпуса 14 замков для соединения с кислородной маской и подбородочный ремень.

Каска изготовлена из стеклопластика. По всему контуру обреза она обклеена резиновой окантовкой 8. К внутренней поверхности каски приклеены амортизаторы из пенополистирола. В лобовой и теменной частях установлены сменные амортизаторы из поролона, вставленные в чехлы, которые

служат для плотного прилегания шлема к голове и улучшения условий обзора.

В затылочной части внутренней поверхности шлема размещен компенсатор натяга, который представляет собой резиновую камеру в чехле, от которой отходит резиновая трубка 3 с байонетной муфтой для подсоединения к маске. На подбородочном ремне установлены передвижная амортизационная подушка и регулировочная пряжка.

Светофильтр 9 изготовлен из дымчатого органического стекла. На нем справа и слева смонтированы кронштейны, с помощью которых светофильтр шарнирно закреплен на осях вращения, установленных на шлеме. На левом кронштейне закреплены подпружинная рукоятка 11 управления светофильтром и фиксатор. Светофильтр фиксируется в трех положениях — нижнем, среднем и верхнем.

На внешней поверхности защитного шлема ЗШ-5А закреплен пиромеханизм 13 со штоком для автоматического опускания светофильтра при катапультировании.

Кислородная маска (рис. 3.5) представляет собой жесткий стеклопластиковый каркас 7 и резиновый корпус. На маске установлены: клапан 16 вдоха, клапан 4 выдоха, трубка 3 подпора клапана выдоха, гофрированный шланг вдоха 2, трубка 15 для подсоединения к компенсатору натяга, микрофон ДЭМШ-1А (поз. 5) со жгутом 13 и усилителем УК-9 (поз. 14) и тесьма 6 подтяга с ригелями 9 замков подтяга маски.

Стеклопластиковый каркас маски воспринимает усилия от внутреннего избыточного давления в маске и защищает резиновый корпус от воздушного потока при катапультировании. Каркас маски по контуру обреза обклеен резиновой окантовкой.

На внешней стороне каркаса закреплена подгоночная тесьма 6, которая проходит в направляющих. На тесьме установлены ригели, которыми маска соединяется в двух точках со шлемом. Внутри ригелей установлены подпружинные зубцы 10, которые при нажатии на лапки 12 убираются в ригель. Когда ригели вставлены в корпуса замков, расположенных на шлеме, зубцы входят в зацепление с зубчатыми рейками замка и фиксируют маску на лице летчика. Выступом 11 ригель зацепляется за подпружинный упор в корпусе замка, когда летчик оставляет маску свободно висеть на ригелях.

Гофрированный шланг 2 соединяет клапан вдоха с кислородным прибором, обеспечивая питание летчика кислородом. Шланг заканчивается байонетной муфтой 18 для подсоединения к кислородному прибору. В средней части шланга установлена лямка 17 крепления к скобе подвесной системы парашюта.

Трубка 3 подпора клапана выдоха служит для поддержа-

ния в маске избыточного давления, создаваемого кислородным прибором, и представляет собой гладкий резиновый шланг, один конец которого подсоединен к патрубку клапана выдоха, а другой — к кислородному прибору байонетной муфты 19.

На трубке подпора кислородной маски КМ-34Д имеется ограничительный клапан 1, который служит для ограничения в маске избыточного давления в пределах 900—1100 мм вод. ст. За счет этого повышается высотность применения маски до 20 км (КМ-34 может применяться до 18 км).

Корпус маски выполнен из резины с широким обтюратором для обхвата подбородка, обклеенным замшей. Обтюратор обеспечивает герметичное прилегание маски к лицу. С левой стороны в корпус маски вмонтирована трубка 15 с байонетным штуцером, предназначенным для соединения маски с компенсатором натяга, расположенным в шлеме. При создании в маске избыточного давления последнее подводится в резиновую камеру затылочного компенсатора натяга. За счет расширения резиновой камеры усилие прижатия маски к лицу увеличивается, благодаря этому сохраняется герметичность маски. Для предотвращения падения избыточного давления в маске при отсоединенном компенсаторе натяга в штуцере имеется обратный клапан.

Клапан вдоха вмонтирован в специальное отверстие в канале с правой стороны корпуса маски и состоит из резинового лепесткового клапана, вставленного в пластмассовую седловину. При вдохе клапан пропускает кислород в маску, при выдохе — препятствует проникновению выдыхаемой смеси в гофрированный шланг.

Клапан 4 выдоха установлен в центре корпуса маски. Он предназначен для удаления выдыхаемой смеси и поддержания в маске избыточного давления, создаваемого кислородным прибором. Клапан выдоха представляет собой лепестковый клапан, установленный в седловине, с мембраной, закрепленной в корпусе клапана выдоха.

С внутренней стороны корпуса маски в специальном пластмассовом держателе установлен микрофон ДЭМШ-1А, жгут которого герметично закреплен в корпусе маски и соединяется со шлемом через усилитель УК-9 (поз. 14).

Система вентиляции одежды летчика. Вентилирующий костюм ВК-3М. Система вентиляции одежды летчика служит для защиты летчика от температурных воздействий внешней среды при колебании температур от -50 до $+50^{\circ}\text{C}$ как в полете, так и при дежурстве в кабине самолета на аэродроме. В системе применяется вентилирующий костюм ВК-3М.

Включение вентиляции и регулирование интенсивности работы осуществляется краном ВЕНТИЛЯЦИЯ КОСТЮМА, установленным в кабине на горизонтальной части левого пульта. Кран вентиляции имеет положения ОТКРЫТЬ и

ванный шланг ГШ, открывая клапан вдоха, поступает на вентиляцию шлема и обдув лица летчика.

Увеличение процентного содержания кислорода в системе вентиляции шлема с увеличением «высоты» в кабине производится за счет уменьшения подсоса воздуха через клапан 52. С увеличением высоты увеличивается количество кислорода, поступающего под мембрану 54. Давление под мембраной увеличивается, что приводит к увеличению усилия прижатия клапана 52 к седлу и, следовательно, к уменьшению подсоса воздуха. С высоты 8 до 12 км вентиляция шлема производится чистым кислородом.

В случае засорения сопла в полости перед эжектором создается избыточное давление, которое прогнет мембрану 53, при этом клапан откроется и кислород, минуя эжектор, поступит на вентиляцию ГШ.

При необходимости летчик может перейти на дыхание чистым кислородом на любой высоте, поставив кран СМЕСЬ — 100% O₂ на РПК-52 в положение 100% O₂. Кислород из редуктора 26 РПК через открытый клапан поступает в КП-52 и в ИК-52. Сегменты в ИК-52 раскрываются. В КП-52 кислород давит на мембрану 40 и закрывает клапан 41 подсоса воздуха. Летчик дышит чистым кислородом.

На РПК-52 расположена рукоятка АВАРИЯ ВКЛ. — ВЫКЛ., с помощью которой можно включить непрерывную подачу кислорода. При установке рукоятки АВАРИЯ в положение ВКЛ. кислород через открытый клапан 17, ограничиваясь дюзой 16, поступает в КП-52, открывает клапаны 31, 44 и непрерывным потоком поступает в ГШ.

При полетах с маской КМ-32 и ВКК комплект ККО работает так, как при полетах в ГШ. Отличие заключается в том, что не работает ВУШ-6 и кран КВШ-6 должен стоять в положении ВЫКЛ.

В случае полетов с маской КМ-32 и противоперегрузочным костюмом ППК комплект работает так, как описано выше. Отличие заключается в том, что не работает ВУШ-6, кран КВШ-6 должен стоять в положении ВЫКЛ. и на КП-52М штуцер подключения шланга ВКК закрывается заглушкой.

Работа ККО при катапультировании и обеспечение дыхания летчика при снижении его на парашюте

Комплект ККО при катапультировании обеспечивает переключение кислородного прибора РПК-52 на парашютный кислородный прибор КП-27М.

В момент катапультирования ОРК-9А, закрепленный на катапультином сиденье, движется вместе с сиденьем вверх. Трос аварийного открытия разъема, закрепленный в кабине,

мешенные в капроновые чехлы с отверстиями. Коллектор 2 установлен внутри костюма, на спине у талии. К коллектору снаружи костюма подходит гибкий шланг с быстроразъемной муфтой 3 для подсоединения к ОРК-11А. При стирке костюма коллектор с трубками может быть снят.

3.3. Режимы работы комплекта ККО-5

Комплект ККО имеет три режима работы:

— первый режим — работа комплекта в герметической кабине («высота» в кабине не превышает 12 км);

— второй режим — работа комплекта при разгерметизации кабины на высоте более 12 км;

— третий режим — работа комплекта при катапультировании.

Рассмотрим работу ККО в каждом из этих режимов, используя принципиальную схему комплекта (рис. 3.1).

Работа комплекта ККО в герметической кабине до высоты 12 км

Комплект кислородного оборудования при работе до высоты 12 км в разгерметизированной кабине или до высоты практического потолка в загерметизированной кабине в зависимости от высоты в кабине обеспечивает:

— до высоты 2 км дыхание летчика только кабинным воздухом;

— с высоты 2 до 8 км дыхание летчика кислородно-воздушной смесью, в которой процентное содержание кислорода увеличивается с увеличением высоты;

— с высоты 8 до 12 км дыхание летчика чистым кислородом;

— питание летчика чистым кислородом в случае необходимости на любой высоте;

— вентиляцию гермошлема кислородно-воздушной смесью, в которой процентное содержание кислорода регулируется по высоте.

Для работы ККО необходимо открыть вентиль КВ-2МС 3 КИСЛОРОД в передней кабине (рис. 3.1). Кислород из баллонов 1 и 2, обеспечивающих питание летчика передней кабины, поступает к редуктору КР-26А 6 и манометру индикатора ИК-52. Редуктор понижает давление кислорода до (10 ± 2) кгс/см², а манометр ИК-52 покажет давление кислорода в системе, которое должно быть в пределах 130—150 кгс/см².

От КР-26А кислород подводится к редуктору 26 регулятора подачи кислорода РПК-52. Рукоятки регулятора на левом пульте должны стоять: 100% O₂ — СМЕСЬ в положении

СМЕСЬ, АВАРИЯ — в положении ВЫКЛ. Когда давление в полости редуктора 26 достигнет 2,5—3 кгс/см², усиление мембраны преодолет усилие пружины и клапан редуктора закроется, подача кислорода в полость редуктора прекратится. Редуктор поддерживает давление кислорода 2,5—3 кгс/см².

До высоты 2 км anerоид 21 в РПК-52 сжат, клапан 23 прижат пружиной к седлу и закрывает доступ кислорода в прибор КП-52М. При вдохе усилием легких создается разрежение в полости под мембраной легочного автомата 30 прибора КП-52М. Это разрежение распространяется под клапан подсоса кабины воздуха 41. Под действием давления воздуха кабины клапан 41 открывается и воздух из кабины поступает в ГШ для дыхания летчика. Сегменты индикатора ИК-52 не реагируют на вдох и выдох.

С высоты в кабине от 2 до 8 км осуществляется автоматическое постепенное увеличение процентного содержания кислорода во вдыхаемой кислородно-воздушной смеси. Anerоид 21 РПК-52 с увеличением «высоты» в кабине расширяется, клапан 23 открывается и кислород поступает через дюзу 24 в КП-52М и к индикатору ИК-52.

В КП-52М кислород поступает в полость над мембраной 40 и через открытый клапан 37, дюзу 38 — в полость под мембрану 30 легочного автомата. При отсутствии расхода кислорода летчик не делает вдоха и, если система низкого давления герметична, под мембраной 30 создается давление 15—18 мм рт. ст. Под действием этого давления мембрана прогибается и через рычаг легочного автомата закрывает клапан 37. Поступление кислорода в КП-52М прекращается. Сегменты индикатора ИК-52 открыты.

Мембрана 40 под давлением кислорода прогибается и усиливает прижатие клапана 41 подсоса воздуха из кабины к седлу. С увеличением высоты это усилие возрастает, так как увеличивается подача кислорода от РПК-52.

При малых легочных вентиляциях (до 7,5 л/мин) мембрана 30 занимает нейтральное положение или незначительно прогибается вниз.

Клапан 37 легочного автомата открывается под действием пружины 36. Количество кислорода, поступающего для дыхания летчика через клапан 37 и дюзу 38, вполне достаточно для дыхания летчика.

При больших легочных вентиляциях количества кислорода, проходящего через дюзу 38, недостаточно для обеспечения дыхания летчика. Поэтому при вдохе под действием разрежения мембрана 30 прогибается на большую величину и открывает два клапана легочного автомата 37 и 39. Количество кислорода, поступающего для дыхания, увеличивается, а подсос воздуха через клапан 41 уменьшается.

При выдохе увеличивается давление кислорода под мем-

браной 30, так как кислород поступает через открытые клапаны 37 и 39, а клапан вдоха в ГШ закрыт. Мембрана 30 прогибается и закрывает клапаны 37 и 39. Поступление кислорода в полость легочного автомата прекращается. Так как клапан 23 в РПК-52 открыт, а расхода кислорода нет, давление над мембраной 22 в РПК-52 увеличивается. Мембрана прогибается, сжимает anerоид 21 и закрывает клапан 23. Поступление кислорода из редуктора 26 прекращается.

Контроль системы дыхания производится по работе сегментов в ИК-52. При вдохе давление кислорода в магистрали уменьшается и сегменты закрываются, при выдохе давление кислорода увеличивается и сегменты открываются.

При негерметичной системе низкого давления, снятой с лица маске или открытом щитке ГШ происходит непрерывное истечение кислорода. Это обусловлено тем, что повышается давление в полости над мембраной 22 и что клапан 23 открыт.

С увеличением высоты полета до 8 км процентное содержание кислорода во вдыхаемой смеси увеличивается, так как anerоид 21, расширяясь, увеличивает проходное сечение клапана 23 и к прибору КП-52М поступает большое количество кислорода. Давление над мембраной 40 увеличивается, что приводит к увеличению усилия прижатия клапана 41 к седлу. Подсос воздуха из кабины уменьшается.

На высотах 8—12 км anerоид 21 расширится до максимальной величины. Клапан 23 открыт постоянно. Давление кислорода под дюзой 24 увеличивается и распространяется в полость над мембраной обратного клапана 25, который открывается, тогда кислород под большим давлением поступает в КП-52М. Мембрана 40 выключает из работы клапан 41 подсоса воздуха. Для дыхания летчика поступает чистый кислород. При дыхании чистым кислородом работа легочного автомата аналогична вышеописанной.

Включение в работу вентиляционного устройства ГШ производится краном 48 КВШ-6 ВЕНТИЛЯЦИЯ ШЛЕМА только после закрытия смотрового щитка. До высоты 8 км вентиляционное устройство ВУШ-6 подает для вентиляции ГШ кислородно-воздушную смесь, в которой процентное содержание кислорода увеличивается с увеличением «высоты» в кабине, на высоте 8 км для вентиляции подается чистый кислород.

При постановке крана ВЕНТИЛЯЦИЯ ШЛЕМА в положение ВЫКЛ. открывается кран 48 КВШ-6 и кислород поступает через открытый клапан 50 в сопло 51 эжектора. Проходя с большой скоростью через сопло, кислород создает под клапаном 52 подсоса воздуха разрежение. Клапан открывается. Кабинный воздух поступает в эжектор и смешивается с кислородом. Кислородно-воздушная смесь идет под давлением в КП-52М в полость под мембрану 30 и через гофриро-

Чтобы убедиться в исправности кислородного оборудования, необходимо произвести два-три глубоких вдоха и выдоха или рукоятку 100% O₂ — СМЕСЬ установить в положение 100% O₂, при этом сегменты индикатора при вдохе должны сходиться, а при выдохе расходиться.

При полеге в ГШ нужно следить за степенью нагрева смотрового стекла и при необходимости пользоваться кнопкой быстрого обогрева стекла ГШ.

Глава 4

СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОЙ РЕГИСТРАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЕТА САРПП-12ГМ

Бортовые системы регистрации полетных данных предназначены для регистрации и сохранения полетной информации, характеризующей режимы полета и функционирование бортового оборудования. Системы регистрации накапливают информацию, которая используется для оценки полноты и качества выполнения полетного задания, действий летного состава и контроля состояния авиационной техники.

Самой жизнью поставлен вопрос о необходимости получения данных о действиях летчика и работе авиационной техники после каждого полета, с тем чтобы предотвратить выпуск в следующий полет летчика без анализа и устранения причин допущенных им ошибок, а также предотвратить выпуск в полет неисправного самолета.

По принципу записи информации системы регистрации полетных данных делятся на механические, оптические и магнитные.

На самолете Л-39 установлена система автоматической регистрации параметров полета САРПП-12ГМ, которая относится к оптической группе регистраторов. В качестве достоинств таких систем следует отметить простоту их устройства, наглядность представления результатов записи, отсутствие сложной наземной аппаратуры дешифрирования.

4.1. Назначение, состав, размещение на самолете, основные технические данные

Система автоматической регистрации параметров полета САРПП-12ГМ предназначена для записи на фотопленку параметров полета, состояния отдельных систем самолета и сохранения полученной информации в нормальных и аварийных условиях. Система построена на базе шлейфового осциллографа.носителем информации в системе является фотопленка.

натягивается и с помощью рычага раскрывает ОРК-9А. Нижняя колодка разъема остается в самолете, корпус разъема — на сиденье, а верхняя колодка вместе с прибором КП-52М — на шлангах ГШ.

При раскрытии ОРК-9А тросом вытягивается чека 55 и парашютный кислородный прибор вступает в работу, одновременно обратные клапаны верхней колодки ОРК-9А разобщают магистрали КП-52М и ВКК с атмосферой.

При открытии запорно-пускового клапана 56 кислород из дополнительного баллончика 60 КП-27М по шлангу поступает в КП-52М, который переходит на режим непрерывной подачи кислорода, и распределяется по четырем направлениям:

- под клапан 37 легочного автомата, открывает его и через дюзу 38 поступает на дыхание летчика;

- в полость под мембрану 40, которая прижимает клапан 41 к седлу и исключает подсос воздуха;

- в полость под клапан 31, который открывает доступ кислорода в камеры натяжного устройства ВКК;

- через дюзу под клапан 32, который открывается, тогда кислород подводится под клапан выдоха 33 и в полость над мембраной 30.

При катапультировании с высот менее 12 км анероид регулятора избыточного давления 35 сжат и клапан 34 открыт. Кислород из полости над мембраной 30 и из-под клапана 33 выдоха стравливается в атмосферу. Избыточное давление в ГШ не создается.

После заполнения камер натяжного устройства ВКК, так как избыточное давление в ГШ не создается, под давлением кислорода открывается клапан 44. Кислород из камер поступает для дыхания летчика. Давление в камерах уменьшается, и под действием пружины клапан 44 закрывается.

Под действием давления кислорода мембрана 30, прогибаясь, через рычаг закрывает клапан 37 легочного автомата. После израсходования кислорода дополнительного баллончика кислород из основной батареи 61 поступает в систему через капиллярный редуктор 57. Прибор КП-52М переходит на режим прерывистой подачи кислорода. При частичном израсходовании кислорода из баллонов КП-27М открывается обратный клапан 27 и летчик переходит на дыхание кислородно-воздушной смесью. При полном израсходовании кислорода летчик через обратный клапан дышит окружающим воздухом.

Работа комплекта ККО в задней кабине в основном аналогична работе комплекта в передней кабине. Отличие заключается в том, что комплект рассчитан на работу с маской КМ-32 без использования ВКК, отсутствуют манометр избыточного давления М-2000, кран вентиляции шлема КВШ-6 и вентиляционное устройство шлема ВУШ-6.

3.4. Эксплуатация кислородного оборудования и высотного снаряжения летчика

Проверка ККО после посадки в кабину. После посадки в кабину при выполнении полетов в ВКК и ГШ подсоединить шланг натяжного устройства костюма к прибору КП-52М. Надеть прыжку натяжного устройства и тесьму крепления гофрированного шланга ГШ-6 на прыжку левого ножного обхвата перед соединением ее с замком ТП. Закрывать замок ТП и вставить в него прыжки грудной перемычки и ножных обхватов. Поставить предохранительную планку в положение ЗАКРЫТО и проверить надежность крепления замка.

В случае выполнения полета в маске КМ-31 и ППК выполнить те же действия, а вместо шланга, соединяющего КП-52М с ВКК, установить предохранительный клапан на КП-52М.

Подсоединить шланг ВКК (ППК) к верхней колодке ОРК-9А, а шланг ГШ (КМ) — к прибору КП-52М, не допуская пережатия и перекручивания шланга подпора клапана выдоха. Закрепить прибор КП-52М на замке, установленном на левом ножном обхвате подвесной системы парашюта, ниже большой полупетли.

Соединить электроразъемы обогрева смотрового щитка ГШ и радио со жгутом на ОРК-9А, предварительно пропустив этот жгут под подвесную систему парашюта.

Проверить, открыт ли вентиль КИСЛОРОД. Давление по манометру индикатора кислорода ИК-52 должно быть в пределах 130—150 кгс/см².

Проверить установку рукояток регулятора подачи кислорода РПК-52 100% O₂ — СМЕСЬ и АВАРИЯ соответственно в положения СМЕСЬ и ВЫКЛ. Рукоятка крана КВШ-6 ВЕНТИЛЯЦИЯ ШЛЕМА должна стоять в положении ВЫКЛ. Треугольный индекс рукоятки реостата ТЕМПЕРАТУРА в кабине должен стоять в положении, соответствующем температуре воздуха в кабине, а переключатель обогрева смотрового щитка ВРУЧНУЮ — АВТ. — в положении АВТ.

Для проверки исправности системы обогрева смотрового щитка ГШ включить выключатели СЕТЬ, АККУМ., через 2—3 мин после включения подышать на стекло ГШ и убедиться, что оно не запотеваает.

Проверка работы ККО без избыточного давления при полетах с маской КМ-32 и ППК. Необходимо надеть маску и сделать два-три глубоких вдоха и выдоха. Убедиться в легкости дыхания. Сегменты индикатора ИК-52 не должны реагировать на вдох и выдох. Установить рукоятку РПК-52 100% O₂ — СМЕСЬ в положение 100% O₂ и сделать два-три глубоких вдоха и выдоха. Если дыхание не вызывает затруднений и сегменты индикатора ИК-52 при вдохе сходятся, а

при выдохе расходятся, комплект работает исправно. После проверки установить рукоятку 100% O₂ — СМЕСЬ в положение СМЕСЬ.

Проверить непрерывную подачу кислорода, установив рукоятку АВАРИЯ в положение ВКЛ., при этом должен ощущаться обдув лица постоянным потоком кислорода. Установить рукоятку АВАРИЯ в положение ВЫКЛ., обдув лица кислородом должен прекратиться.

При полетах с ГШ и ВКК в передней кабине для проверки ККО без избыточного давления закрыть смотровой щиток ГШ и подтянуть натяжное устройство ГШ с помощью тесьмы. Дальнейшие действия такие же, как и при полетах с маской КМ-32. После проверки непрерывной подачи кислорода при включении крана АВАРИЯ необходимо проверить работу ВУШ-6. Для проверки установить рукоятку крана КВШ-6 ВЕНТИЛЯЦИЯ ШЛЕМА в передней кабине в положение ВКЛ., при этом должен ощущаться обдув лица потоком кислорода. После проверки установить кран КВШ-6 в положение ВЫКЛ., обдув лица должен прекратиться.

Проверка ККО под избыточным давлением. Такая проверка производится только при полетах с ГШ (КМ) и ВКК в передней кабине.

Для проверки установить рукоятки кранов РПК-52 100% O₂ — СМЕСЬ и АВАРИЯ соответственно в положения 100% O₂ и ВКЛ. и убедиться в течение 15—20 с, что нет нарастания избыточного давления кислорода в ГШ (КМ) по манометру М-2000. Если давление растет, что свидетельствует о неисправности КП-52, следует прекратить проверку. Выполнять полет запрещается.

Если давление не растет, открыть лючок КОНТРОЛЬ O₂, нажать на гашетку включения большой подачи кислорода на РПК-52 и удерживать ее нажатой на протяжении всей проверки. После прохождения большой подачи кислорода, прикрывая пальцем отверстие на приборе КП-52М, создать по манометру М-2000 избыточное давление в КМ-32 до 500 мм вод. ст., а в ГШ — до 1000 мм вод. ст. В случае невозможности создания давления, что свидетельствует о неисправности ККО, выполнять полет запрещается. Если давление создано, сделать несколько вдохов и выдохов. Стрелка манометра М-2000 при вдохе отклоняется влево, а при выдохе возвращается в исходное положение и ВКК должен плотно (без болезненных ощущений) облегать тело летчика, что свидетельствует об исправной работе комплекта.

После проверки плавно открыть отверстие на КП-52М, отпустить гашетку ручного включения большой подачи кислорода на РПК-52, рукоятки 100% O₂ — СМЕСЬ и АВАРИЯ установить соответственно в положения СМЕСЬ и ВЫКЛ.

При включенной вентиляции ГШ сегменты могут не реагировать на вдох и выдох и на высотах более 2000 м.

световым лучом лампы 2, отраженным от неподвижного зеркала 3.

При нулевых значениях параметров на фотопленке прописываются прямые линии, которые называются электрическими нулями. При отсутствии электрических сигналов на фотопленке прописываются линии обесточенных вибраторов. Расстояние этой линии от базовой для каждого параметра вполне определено. Эти линии характеризуют исходное положение зеркал вибраторов, и их называют механическими нулями параметров.

Для записи линий отметки времени используется лампа, работающая в импульсном режиме. Световой поток лампы через определенные промежутки времени экспонируется на фотопленку в виде тонких линий, перпендикулярных направлению движения фотопленки.

4.3. Определение линий записи регистрируемых параметров

Распознавание линий записи параметров полета осуществляется по периодически повторяющимся разрывам в линиях через каждые 3,5 интервала отметки времени. Разрывы в линиях появляются слева направо в определенной последовательности. Линия, которая в каждом цикле разметки рвется первой, является записью высоты полета H . Линия, которая рвется второй, — записью скорости полета V , третьей — нормальных перегрузок n_y , четвертой — частоты вращения ротора высокого давления двигателя n , пятой — положения РУД, шестой — угловых перемещений руля высоты φ . Седьмой по счету разрыв имеет базовая линия.

Запись разовых команд осуществляется следующим образом. Первые пять разовых команд регистрируются в виде сплошных линий, следующие пять — методом наложения на линии записи непрерывно регистрируемых параметров.

Запись разовых команд в виде сплошных линий осуществляется с помощью блока из пяти ламп. Напряжение питания на лампы подается при наличии разовой команды. Запись происходит по принципу «да — нет». Если сигнал разовой команды подается, он регистрируется на фотопленке, если сигнал снимается, запись его на фотопленку прекращается. Расположение линий записи разовых команд строго определено (рис. 4.3). Линия записи первой разовой команды РК1 наиболее удалена от базовой линии. Ординаты этих линий указываются в паспорте на накопитель информации.

Электрический сигнал первой разовой команды поступает в том случае, если давление топлива упадет ниже минимально допустимой величины. Одновременно загорается сигнальная лампа в табло НЕ ЗАПУСКАЙ.

Электрический сигнал второй разовой команды подается в систему при открытии люков шасси. Она регистрируется

В комплект системы САРПП-12ГМ, функциональная схема которой представлена на рис. 4.1, входят:

— накопитель информации К12-51, служащий для записи световым лучом на фотопленку параметров, преобразованных в электрические сигналы постоянного тока, и сохранения записанной информации. Накопитель информации установлен в хвостовой части фюзеляжа;

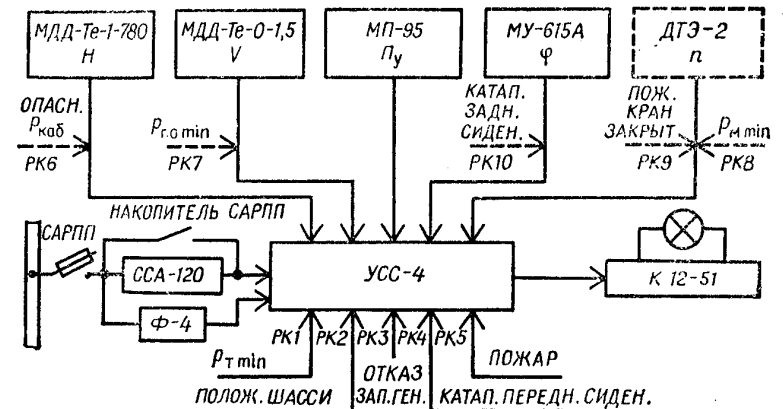


Рис. 4.1. Функциональная схема САРПП-12ГМ

— согласующее устройство УСС-4, которое предназначено для преобразования сигналов, поступающих от датчиков, в сигналы постоянного тока, для питания системы стабилизированным напряжением и коммутации электрических цепей. Согласующее устройство расположено рядом с К12-51;

— малогабаритные датчики давления МДД-Те-0-1,5 и МДД-Те-1-780, предназначенные для измерения давлений, пропорциональных скорости и высоте полета соответственно, и преобразования их в электрические сигналы. Датчики расположены под полом передней кабины, слева;

— датчик перегрузок МП-95, служащий для измерения нормальной перегрузки и преобразования ее в электрический сигнал. Датчик нормальной перегрузки установлен в фюзеляже в районе запасного генератора, справа;

— датчик угловых перемещений МУ-615А, который предназначен для преобразования углов поворота руля высоты в электрические сигналы. Датчик установлен в фюзеляже между шпангоутами № 31 и 32, вверху слева;

— сигнализатор скорости ССА-120, который служит для автоматического включения системы САРПП-12ГМ в работу при достижении самолетом скорости, равной 120 км/ч. Сигнализатор скорости установлен под полом передней кабины;

— фильтр радиопомех Ф-4, предназначенный для устранения радиопомех, возникающих при работе системы. Фильтр установлен в хвостовой части фюзеляжа вблизи согласующего устройства.

Кроме того, система САРПП-12ГМ использует сигналы датчика тахометра ДТЭ-2 для записи частоты вращения ротора высокого давления двигателя и сигналы отдельных систем самолета для записи разовых команд.

Основные технические данные системы:

1. Система САРПП-12ГМ записывает:

а) пять непрерывно регистрируемых параметров:

— барометрическую высоту полета в диапазоне от 250 до 25 000 м;

— приборную скорость полета от 200 до 1500 км/ч;

— нормальную перегрузку от $-3,5$ до $+10$;

— частоту вращения ротора высокого давления двигателя от 10 до 110%;

— положение рычага управления двигателем (на последних сериях самолетов);

— угол поворота руля высоты в диапазоне $\pm 30^\circ$;

б) десять сигналов разовых команд:

— минимальное давление топлива — первая разовая команда (РК1);

— положение шасси — вторая разовая команда (РК2);

— отказ запасного генератора — третья разовая команда (РК3);

— катапультирование переднего сиденья — четвертая разовая команда (РК4);

— пожар — пятая разовая команда (РК5);

— опасное давление в кабине — шестая разовая команда (РК6);

— минимальное давление в гидравлической системе — седьмая разовая команда (РК7);

— минимальное давление масла — восьмая разовая команда (РК8);

— закрытие пожарного крана — девятая разовая команда (РК9);

— катапультирование заднего сиденья — десятая разовая команда (РК10);

в) базовую линию;

г) отметки времени.

2. Запись производится на перфорированную аэрофотопленку шириной 35 мм. Запас фотопленки в кассете накопителя информации — 12 м.

3. Скорость протяжки фотопленки — 1 мм/с.

4. Временной интервал между отметками времени — 10 с.

5. Напряжение питания — 27 В постоянного тока (в аварийном режиме — 24—20 В).

6. Погрешность регистрации составляет $\pm 5\%$ от полного диапазона изменения соответствующего параметра.

4.2. Принцип действия системы

Принцип записи непрерывно регистрируемых параметров заключается в следующем (рис. 4.2). Чувствительный элемент ЧЭ измеряет и преобразует записываемый параметр П

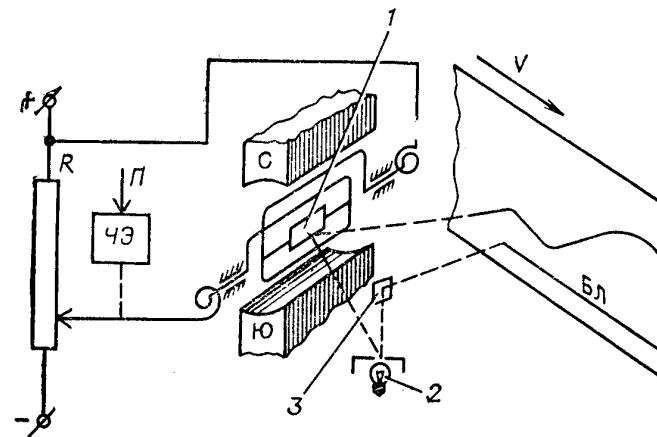


Рис. 4.2. Принцип записи регистрируемых параметров

в электрический сигнал постоянного тока. Этот сигнал поступает на рамку вибратора накопителя информации. Рамка подвешена на двух бронзовых упругих растяжках, на ней закреплено зеркало 1. Взаимодействие магнитного потока постоянного магнита с магнитным потоком, создаваемым постоянным током, который протекает по рамке вибратора, обуславливает появление вращающего момента. Вращающий момент, действуя на рамку вибратора, отклоняет ее, а вместе с ней отклоняет и закрепленное на рамке зеркало. Угол отклонения рамки прямо пропорционален величине тока, следовательно, и величине записываемого параметра. Световой поток, излучаемый лампой 2, отражается от зеркала 1 и направляется на фотопленку. Фотопленка перемещается с постоянной скоростью лентопротяжным механизмом. Движение пленки обеспечивает развертку записываемого параметра во времени. В результате на пленке записывается непрерывная линия, расстояние любой точки которой от базовой линии БЛ соответствует величине записываемого параметра в определенный момент времени.

Базовая линия является началом отсчета ординат записываемых параметров. Запись базовой линии производится

РАЗДЕЛ ВТОРОЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА

На самолете Л-39 установлено следующее радиоэлектронное оборудование: радиостанция связи Р-832М (на первых сериях самолета — радиостанция РТЛ-11), самолетное переговорное устройство СПУ-9, автоматический радиокompас РКЛ-41, самолетное оборудование радиотехнической системы ближней навигации РСБН-5С, радиовысотомер малых высот РВ-5, маркерный радиоприемник МРП-56П и самолетный радиолокационный ответчик. С помощью этого оборудования решаются задачи связи, самолетовождения (навигации), посадки самолетов и государственного опознавания.

Глава 5

РАДИОСВЯЗНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

К радиосвязному оборудованию относятся командная УКВ-радиостанция Р-832М (РТЛ-11) и самолетное переговорное устройство СПУ-9. При установке на самолете радиостанции РТЛ-11 самолетное переговорное устройство СПУ-9 не устанавливается. Внутрисамолетная связь в этом случае обеспечивается радиостанцией РТЛ-11.

5.1. Радиостанция связи Р-832М

Назначение

Радиостанция Р-832М предназначена для обеспечения двусторонней радиотелефонной связи между самолетами и наземными пунктами управления или между самолетами в метровом (МВ) и дециметровом (ДМВ) диапазонах радиоволн. Радиостанция является беспоисковой и бесподстроечной, что освобождает летчика от настройки и подстройки радиостанции в полете.

Основные тактико-технические данные радиостанции Р-832М:

- диапазон частот метровых волн — 118—140 МГц;
- диапазон частот дециметровых волн — 220—390 МГц;
- общее число волн связи в диапазоне метровых волн —

617;

136

в течение времени выпуска и уборки шасси. Одновременно загорается сигнальная лампа в пилотажно-посадочном сигнализаторе ЛЮКИ ОТКРЫТЫ.

Электрический сигнал третьей разовой команды поступает при отказе запасного генератора. При этом загорается сигнальная лампа в табло ЗАПАСНОЙ ГЕНЕРАТОР.

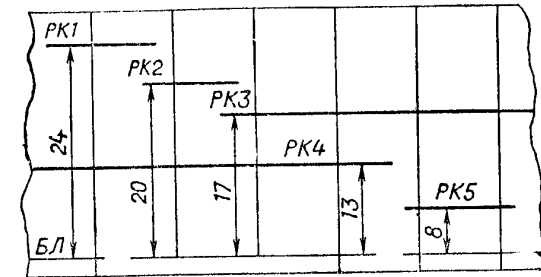


Рис. 4.3. Расположение линий записи разовых команд

Сигнал четвертой разовой команды подается в систему при катапультировании из передней кабины в результате разрыва электрической цепи и характеризуется прекращением регистрации линии записи.

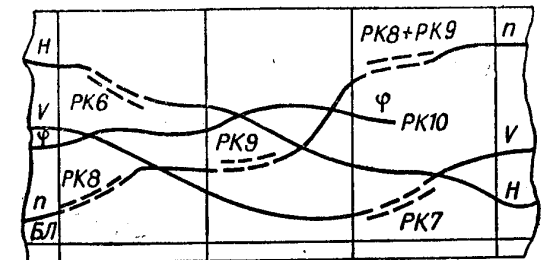


Рис. 4.4. Образец пленки САРПП

Сигнал пятой разовой команды поступает при выдаче системой сигнализации о пожаре информации о наличии пожара в районе двигателя. Одновременно загорается сигнальная лампа в табло ПОЖАР.

Запись разовых команд РК6—РК9 методом наложения осуществляется путем периодического изменения ординат линии записи непрерывно регистрируемых параметров на определенную величину. На фотопленке основной параметр и разовая команда регистрируются в виде двух пунктирных линий (рис. 4.4.). При таком виде записи можно измерить ор-

динату записи основного параметра при наличии разовой команды. Запись десятой разовой команды осуществляется вследствие разрыва электрической цепи канала регистрации непрерывно регистрируемого параметра и характеризуется прекращением записи линии этого параметра.

Сигнал шестой разовой команды поступает, когда давление в кабине достигает опасной величины. Одновременно загорается сигнальная лампа в табло ДАВЛЕНИЕ В КАБИНЕ. Эта разовая команда записывается наложением на линию записи высоты полета.

Сигнал седьмой разовой команды поступает в систему, если давление в гидросистеме уменьшается до (100 ± 5) кгс/см². Одновременно загорается сигнальная лампа ПАД. ДАВЛ. ГИДРОСИСТ. Сигнал выдается датчиком ЛУН-1469 минимального давления в гидросистеме. Разовая команда записывается наложением на линию записи скорости полета.

Сигнал восьмой разовой команды подается с помощью датчика ЛУН-1469 минимального давления масла при уменьшении давления до величины 1,4—1,8 кгс/см². Одновременно загорается сигнальная лампа МИН. ДАВЛ. МАСЛА.

Сигнал девятой разовой команды поступает в систему при установке летчиком пожарного крана в заднее крайнее положение.

Восьмая и девятая разовые команды записываются наложением на линию записи частоты вращения ротора высокого давления двигателя. При подаче одной разовой команды или обеих одновременно линия частоты вращения будет записываться в виде пунктирных линий, расстояния между которыми являются заданными величинами для каждой разовой команды или обеих вместе.

Сигнал десятой разовой команды подается в систему при катапультировании из задней кабины в результате разрыва электрической цепи сигнала, поступающего с датчика МУ-615А угла отклонения руля высоты. При этом прекращается регистрация линии записи положения руля высоты.

4.4. Эксплуатация системы

Включение и выключение системы САРПП-12ГМ производится включением выключателя с надписью НАКОПИТЕЛЬ САРПП, расположенным на левом горизонтальном пульте кабины. Включается система перед полетом после получения разрешения на запуск двигателя. Выключается система после заруливания на стоянку и остановки двигателя.

Предполетный осмотр и проверка работоспособности системы САРПП-12ГМ выполняются следующим образом. При выполнении осмотра левой стороны самолета необходимо проверить, закрыт ли лючок накопителя информации. Перед посадкой в кабину надо убедиться, включен ли АЗС САРПП

на дополнительном электропитании передней кабины. После посадки в кабину и проверки оборудования самолета (выключатель АККУМ. включен) проверить работоспособность системы САРПП, для чего включить выключатель НАКОПИТЕЛЬ САРПП. При этом сигнальная лампа с зеленым светофильтром, расположенная рядом с выключателем, должна мигать, что свидетельствует о работе лентопротяжного механизма накопителя информации. Не более чем через 10 с выключить выключатель НАКОПИТЕЛЬ САРПП.

Для исключения засветки высокочувствительной фотопленки от воздействия солнечных лучей на кассету должен быть надет чехол. Заряженные кассеты следует переносить в мешке, входящем в комплект системы. Перед каждым полетом проверяется запас фотопленки в кассете по индикатору, находящемуся на кожухе кассеты. За 1 ч полета расходуются примерно 4 м фотопленки.

Фотопленка с записанной на ней информацией является официальным документом при анализе и оценке качества выполнения полетного задания, техники пилотирования, состояния авиационной техники и при определении причин летных происшествий и предпосылок к ним. В целях получения объективных и наглядных данных для анализа необходимо выполнить дешифрирование записей на фотопленке. Под дешифрированием понимается процесс определения по записям на фотопленке системы численных значений параметров. Процесс дешифрирования записей на фотопленке заключается в измерении величины отклонения линий записи параметров от базовой линии (ординат) с последующим переводом их в численные значения параметров по тарировочным графикам.

Дешифрирование можно также проводить непосредственным снятием значений параметров с фотопленки с помощью тарировочных шаблонов. Тарировочные графики и шаблоны строятся по данным фотопленок с тарировочными записями. Тарировка системы выполняется для установления зависимости ординат линий записи на фотопленке от величины записываемого параметра. Для дешифрирования записей фотопленок используются проекционные аппараты типа ЭДИ-452 и 5ПО-1 «Микрофот». Результаты дешифрирования заносятся в протокол.

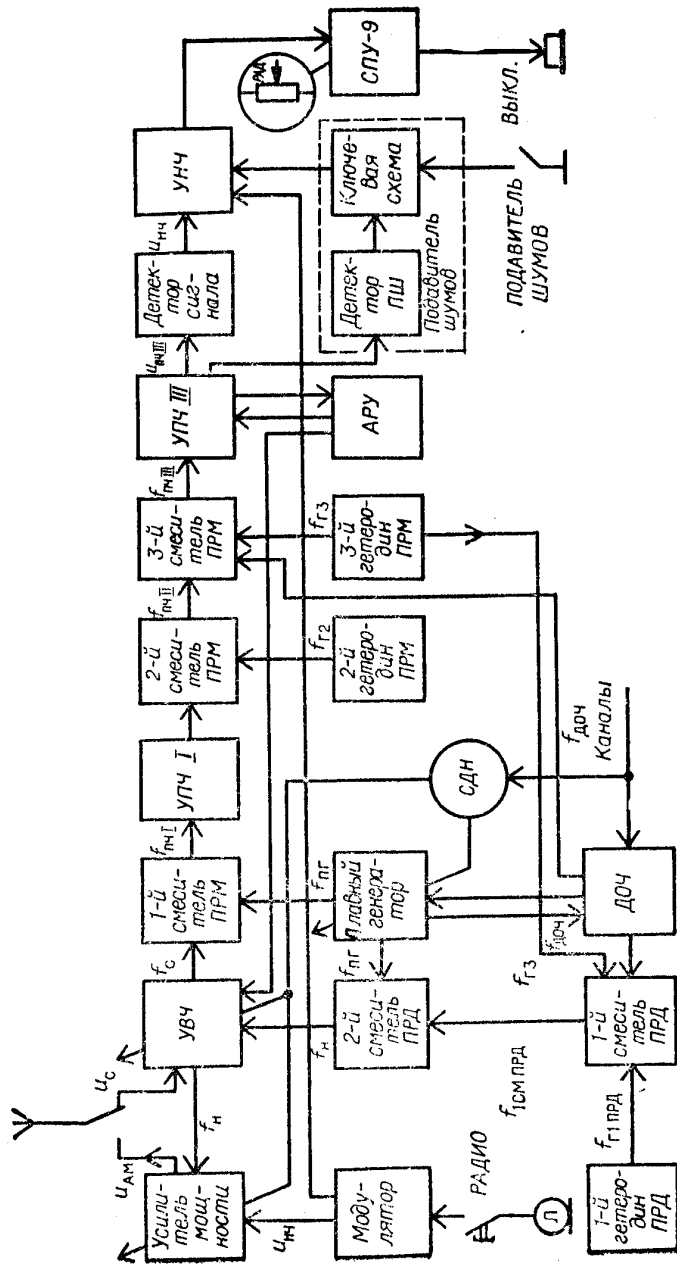


Рис. 5.3. Функциональная схема радиостанции Р-832М

- общее число волн связи в диапазоне дециметровых волн — 3400;
- количество предварительно настраиваемых каналов — 20;
- время перехода с канала на канал — не более 4 с;
- время перехода с приема на передачу — не более 0,5 с;
- чувствительность приемника — не хуже 4 мкВ;
- мощность передатчика — не менее 15 Вт;
- дальность связи с наземными пунктами управления зависит от высоты полета и составляет:
 - на $H=1000$ м — 120 км;
 - на $H=5000$ м — 230 км;
 - на $H=10000$ м — 350 км;
- дальность связи между самолетами в воздухе при полете на $H=500$ м и выше — не менее 120 км;
- масса радиостанции — около 28 кг.

Электропитание радиостанции осуществляется от бортовой сети постоянного тока напряжением 28,5 В и сети переменного тока напряжением 115 В частотой 400 Гц.

Состав и размещение на самолете

Конструктивно радиостанция выполнена из отдельных элементов. В комплект радиостанции входят приемопередатчик с блоком питания, два пульта управления, две кнопки РАДИО, антенна.

Размещение элементов радиостанции Р-832М на самолете приведено в табл. 5.1.

Таблица 5.1

Наименование элементов	Место установки на самолете
Приемопередатчик с блоком питания	В носовой части фюзеляжа, с правой стороны под откидным люком
Пульты управления (2 шт.)	В передней и задней кабинах на горизонтальной части левого пульта
Кнопки РАДИО (2 шт.)	В передней и задней кабинах на торцевой части РУД
Антенна	В верхней части киля под радиопрозрачным обтекателем
Автомат защиты сети РТЛ	В первой кабине на основном электричке

Принцип действия

Радиостанция Р-832М построена по трансиверному принципу, при котором некоторые элементы радиостанции используются как в режиме передачи, так и в режиме приема. Такой принцип построения позволяет упростить схему, уменьшить массу и габариты радиостанции.

Основным блоком радиостанции является приемопередатчик, который состоит из приемного и передающего трактов, датчика опорных частот (ДОЧ) и системы дистанционной настройки радиостанции (СДН).

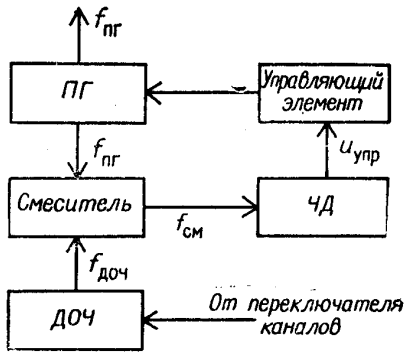


Рис. 5.1. Функциональная схема автоматической подстройки частоты

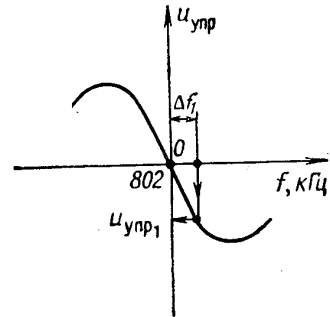


Рис. 5.2. Характеристика частотного дискриминатора

Приемный тракт предназначен для усиления и преобразования принятых амплитудно-модулированных (АМ) радиосигналов в напряжение звуковой частоты, поступающее через усилитель СПУ-9 в телефоны летчиков. Выполнен приемный тракт по супергетеродинной схеме с тройным преобразованием частоты, что обеспечивает высокую чувствительность и избирательность приемника радиостанции.

Передающий тракт предназначен для формирования, усиления и передачи в антенну АМ-радиосигналов. Выполнен по схеме с двойным преобразованием частоты.

Датчик опорных частот предназначен для формирования дискретной сетки опорных частот (617 фиксированных частот в диапазоне МВ и 3400 — в диапазоне ДМВ). В диапазоне ДМВ фиксированные частоты равномерно разнесены через 50 кГц. В диапазоне МВ часть фиксированных частот идут через 83,3 кГц, а часть — через 50 кГц. Высокая стабильность колебаний дискретной сетки частот обеспечивается за счет использования в ДОЧ кварцевой стабилизации. Управляется ДОЧ с пульта управления переключателем КАНАЛЫ. ДОЧ используется для автоматической подстройки частоты (АПЧ) плавного генератора (ПГ) по фиксированным опорным частотам, что обеспечивает достаточно высокую стабильность частот связи радиостанции. Общий уход частоты при действии различных дестабилизирующих факторов составляет не более ± 6 кГц. Схема АПЧ приведена на рис. 5.1. Принцип работы схемы автоматической подстройки частоты заключается в следующем.

В зависимости от номера фиксированной частоты, установленной переключателем КАНАЛЫ, в ДОЧ формируется напряжение соответствующей стабильной опорной частоты $f_{\text{доч}}$. Напряжение с выхода ДОЧ поступает на вход смесителя. На другой вход смесителя подается напряжение с выхода плавного генератора, частоту которого необходимо стабилизировать.

В результате преобразования частоты на выходе смесителя появляется напряжение с частотой $f_{\text{см}}$ значительно ниже частоты плавного генератора. Полученное напряжение частоты $f_{\text{см}}$ поступает на вход частотного дискриминатора (ЧД), имеющего фиксированную частоту настройки $f_{\text{чд}} = 802$ кГц. Если частота плавного генератора соответствует номинальной, частота выходного напряжения смесителя равна 802 кГц. При этом выходное напряжение частотного дискриминатора равно нулю (рис. 5.2) и управляющий элемент не оказывает влияния на частоту плавного генератора. Если же имеется отклонение частоты плавного генератора от номинального значения, частота выходного напряжения смесителя не равна 802 кГц. Это приводит к появлению на выходе частотного дискриминатора напряжения $U_{\text{чд}}$, величина которого зависит от отклонения частоты $f_{\text{см}}$ от 802 кГц, следовательно, и частоты $f_{\text{пг}}$ от номинальной.

Напряжение $U_{\text{чд}}$ поступает на вход управляющего элемента — ферровариометра. В результате изменяется индуктивность колебательной системы плавного генератора, следовательно, и его частота, достигая номинального значения.

Система дистанционной настройки (СДН) предназначена для настройки радиостанции с пульта управления с помощью переключателя КАНАЛЫ. Работа системы состоит из трех основных этапов: а) установки опорной частоты в ДОЧ (в соответствии с заданной частотой связи); б) электромеханической настройки контуров плавного генератора, приемного и передающего трактов; в) автоматической подстройки частоты плавного генератора по опорной частоте с помощью схемы АПЧ.

Радиостанция может работать в одном из двух режимов: в режиме «Прием» и режиме «Передача».

Рассмотрим работу радиостанции по функциональной схеме (рис. 5.3) в каждом из этих режимов.

В режим «Прием» радиостанция переводится после включения АЗС РТЛ на основном электрощитке в передней кабине. Антенна при этом через контакты антенного реле подключена к усилителю высокой частоты (УВЧ) приемного тракта.

При работе радиостанции в дециметровом диапазоне радиоволн (220—390 МГц) амплитудно-модулированный сигнал частоты f_c (рис. 5.4, а) поступает на вход УВЧ. Усиленный радиосигнал подается на вход первого смесителя прием-

смесителя передатчика подается напряжение не с ДОЧ, а с третьего гетеродина приемника $f_{Г_1} = 2,429$ МГц, а на вход второго смесителя передатчика подается напряжение с плавного генератора, частота которого изменяется в диапазоне $f_{ПГ} = 93,012 \div 115,012$ МГц. Это обеспечивает получение на выходе второго смесителя передатчика напряжения, частота которого изменяется в диапазоне $f_{МВ} = 118 \div 140$ МГц.

5.2. Самолетное переговорное устройство СПУ-9

Назначение, состав и размещение на самолете

Самолетное переговорное устройство СПУ-9 предназначено для ведения двусторонней телефонной связи между членами экипажа, а также для прослушивания сигналов с выхода радиостанции Р-832М, автоматического радиокompаса РКЛ-41, радиотехнической системы ближней навигации РСБН-5С, маркерного радиоприемника МРП-56П, радиовысотомера РВ-5 и акселерометра.

В комплект самолетного переговорного устройства СПУ-9 входят:

- блок усилителей, состоящий из двух разделительных усилителей и усилителя внутрисамолетной связи. Каждый разделительный усилитель обеспечивает свою кабину. Блок усилителей размещается в носовой части фюзеляжа рядом с приемопередатчиком радиостанции Р-832М;

- блок сигналов специального назначения, обеспечивающий предварительное усиление сигналов с выхода маркерного радиоприемника МРП-56П, радиовысотомера РВ-5, аппаратуры РСБН-5С и акселерометра. Размещается блок сигналов специального назначения в нише передней стойки, с правой стороны;

- два пульта управления, которые размещаются на горизонтальной части левых пультов обеих кабин, рядом с пультом управления радиостанции Р-832М;

- три кнопки СПУ (две — на РУД обеих кабин и одна — на ручке управления самолетом, в задней кабине).

Принцип действия СПУ-9

Рассмотрим прохождение сигналов на телефоны по функциональной схеме (рис. 5.5).

Для ведения внутрисамолетной связи необходимо нажать на одну из кнопок СПУ. При этом сигналы с ларингофонов летчика, нажавшего на кнопку СПУ, подаются на вход усилителя внутрисамолетной связи. Нагрузкой этого усилителя являются потенциометры R1 и R2 (регуляторы громкости СПУ), расположенные на пультах управления СПУ-9. С этих

ника. Одновременно на вход первого смесителя поступает сигнал частоты $f_{ПГ}$ от плавного генератора (ПГ), выполняющего в режиме приема роль первого гетеродина.

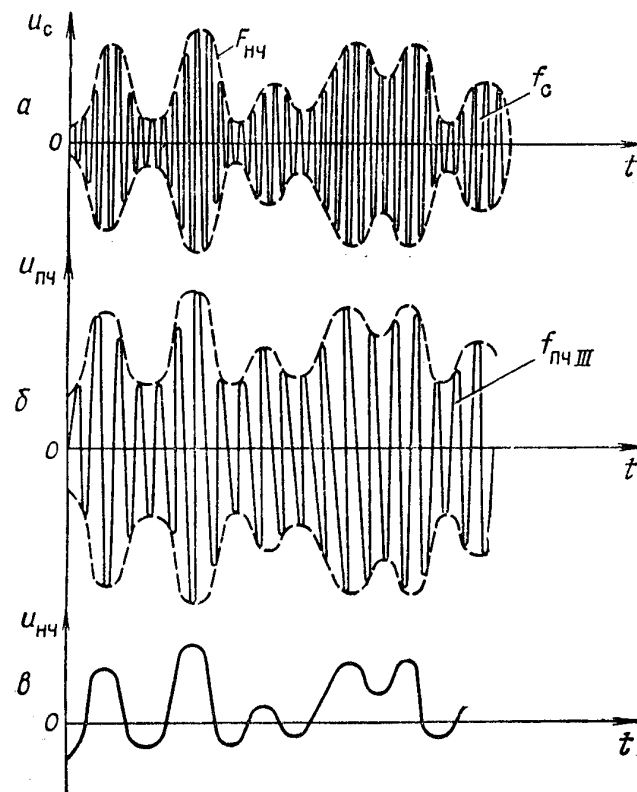


Рис. 5.4. Временные диаграммы напряжений приемного тракта

В результате преобразования частоты на выходе первого смесителя образуется напряжение первой промежуточной частоты $f_{ПЧ I} = f_c - f_{ПГ} = 24,965$ МГц. Это напряжение после усиления в усилителе напряжения первой промежуточной частоты подается на вход второго смесителя. Одновременно на вход этого смесителя подается сигнал от второго гетеродина приемника, частота которого $f_{Г_2} = 22,075$ МГц стабилизирована кварцем. В результате преобразования на выходе второго смесителя образуется напряжение второй промежуточной частоты $f_{ПЧ II} = f_{ПЧ I} - f_{Г_2} = 2,89$ МГц. Полученное напря-

женне подается на вход третьего смесителя, куда одновременно поступает напряжение ДОЧ. На выходе третьего смесителя образуется напряжение третьей промежуточной частоты $f_{ПЧ3} = f_{ПЧ2} - f_{ДОЧ} = 484$ кГц (рис. 5.4, б). Таким образом, в результате трехкратного преобразования частота принятого радиосигнала понижается в сотни раз с сохранением закона модуляции. Сигнал частоты $f_{ПЧ3}$ поступает на вход УПЧ3, который обеспечивает основное усиление приемного тракта. После усиления до величины, необходимой для нормальной работы детектора, сигнал третьей промежуточной частоты подается на вход детектора. С нагрузки детектора низкочастотный сигнал (рис. 5.4, в), усиленный усилителем напряжения низкой частоты (УНЧ), через регулятор громкости РАД блока усилителей самолетного переговорного устройства СПУ-9 подается на телефоны летчиков обеих кабин.

Для поддержания постоянства сигнала на выходе приемного тракта радиостанции при изменении входного сигнала (например, из-за изменения дальности между самолетом и наземной радиостанцией или случайного затухания радиоволн в атмосфере) применена автоматическая регулировка усиления (АРУ).

В радиостанции используется двухкольцевая схема АРУ. Первое кольцо АРУ регулирует усиление приемника в каскадах УПЧ1, второе — в каскадах УВЧ. Первое кольцо АПЧ начинает действовать при изменении входного напряжения приемного тракта в 1,5 раза относительно чувствительности приемника E_a . Второе кольцо АПЧ действует при изменении входного сигнала в 20—50 раз относительно E_a . В результате совместного действия двух колец АРУ динамический диапазон входных сигналов составляет около 80 дБ. Это освобождает летчика от многократной регулировки громкости при ведении связи.

Для исключения прослушивания собственных шумов радиостанции в приемном устройстве применяется подавитель шумов (ПШ). Подавитель шумов включается с помощью переключателя ПОДАВИТЕЛЬ ШУМОВ — ВЫКЛ. При установке этого переключателя в положение ПОДАВИТЕЛЬ ШУМОВ схема подавителя шумов работает и в телефонах отсутствуют собственные шумы радиостанции. При установке в положение ВЫКЛ. схема ПШ отключается и собственные шумы проходят на выход приемника и прослушиваются в телефонах. Работа схемы подавителя шумов заключается в следующем. Выходное напряжение УПЧ3 поступает на детектор ПШ. Продетектированный сигнал подается на ключевую схему, которая отпирает УНЧ приемного тракта. УНЧ отпирается при напряжении на входе приемника более 10 мкВ. Слабые сигналы (менее 10 мкВ) не прослушиваются, по-

скольку при этом выходное напряжение детектора ПШ мало, и ключевая схема не отпирает УНЧ.

При выключенном ПШ ключевая схема отпирает УНЧ независимо от величины напряжения сигнала. Подавитель шумов выключается при ухудшении слышимости команд на большом удалении от наземной радиостанции и при проверке работоспособности радиостанции.

В диапазоне метровых волн приемный тракт работает аналогично рассмотренному с тем лишь различием, что на вход первого смесителя приемника подается напряжение с плавного генератора частоты $f_{ПГ} = 93,012 \div 115,012$ МГц.

Для получения третьей промежуточной частоты, равной 484 кГц, на третий смеситель приемника вместо напряжения частоты 2,406 МГц, подаваемого с ДОЧ, подается напряжение с третьего гетеродина приемника частотой 2,429 МГц.

В режим «Передача» радиостанция переводится после нажатия кнопки РАДИО.

Работа радиостанции в дециметровом диапазоне волн в этом режиме происходит следующим образом. Сигнал от первого гетеродина передатчика частотой $f_{Г1} = 22,559$ МГц подается на вход первого смесителя передатчика. Одновременно на вход этого смесителя подается напряжение от ДОЧ частотой $f_{ДОЧ} = 2,406$ МГц. В результате преобразования на нагрузке смесителя выделяется напряжение суммарной частоты $f_{1\text{ см прд}} = 24,965$ МГц. Это напряжение подается на вход второго смесителя, куда одновременно подается сигнал от плавного генератора в диапазоне частот $f_{ПГ} = 195,035 \div 364,985$ МГц. С нагрузки второго смесителя снимается напряжение суммарной частоты $f_{ДМ3} = 220 \div 390$ МГц. После усиления усилителем напряжения высокой частоты, являющимся общим для режимов приема и передачи, напряжение подается на вход усилителя мощности. Нагрузкой этого усилителя является подключенная в режиме передачи антенна.

Для модуляции высокочастотного сигнала используется низкочастотное напряжение, снимаемое с ларингофонов. Модулирующее напряжение с ларингофонов, усиленное в усилителе низкой частоты (модуляторе), поступает на вход усилителя мощности радиопередающего устройства, вызывая амплитудную модуляцию высокочастотного сигнала.

Для контроля работоспособности передающего тракта летчиком имеется цепь прослушивания своего сообщения (самопрослушивания). В режиме передачи низкочастотное напряжение с выхода модулятора подается на усилитель напряжения низкой частоты приемного тракта. Сигнал с выхода УНЧ через СПУ-9 подается на телефоны.

В диапазонах метровых волн передающий тракт работает аналогично с тем лишь различием, что на вход первого

- убедиться, что лампа подсвета номера канала загорелась. Если лампа подсвета не горит, переключатель УПРАВЛЕНИЕ установить в другое положение;
- через 2—3 мин после включения АЗС РТЛ нажать на кнопку РАДИО и запросить руководителя полетов (РП);
- по наличию самопрослушивания убедиться в работоспособности передающего тракта;
- по ответу РП убедиться в работоспособности приемного тракта;
- ручкой регулировки громкости РАД установить желаемую громкость;
- проверить работу радиостанции на других каналах;
- установить переключатель ПОДАВИТЕЛЬ ШУМОВ в выключенное положение, при этом в телефонах должны появиться характерные шумы;
- включить выключатель ПОДАВИТЕЛЬ ШУМОВ, после чего шумы в телефонах должны исчезнуть;
- установить рабочий канал связи;
- нажать на кнопку СПУ и установить связь с инструктором;
- ручкой регулировки громкости СПУ установить желаемую громкость внутренней связи;
- выключить радиостанцию и СПУ-9 с помощью АЗС РТЛ.

Особенности эксплуатации Р-832М и СПУ-9:

- а) приоритет в ведении внешней радиосвязи имеет летчик задней кабины. При нажатии кнопки РАДИО в задней кабине ларингофоны в передней кабине отключаются от входа передатчика;
- б) при работе радиостанции в режиме «Передача» и одновременном нажатии кнопки СПУ (в любой кабине) радиостанция автоматически переводится в режим приема, при этом устанавливается внутрисамолетная связь и прослушиваются сигналы внешней радиосвязи, но с пониженной громкостью;
- в) в случае выхода из строя радиостанции связь по СПУ не прекращается;
- г) включить СПУ-9 можно и без включения радиостанции, для чего необходимо включить на правом пульте в задней кабине АЗС НАЗ. СПУ (НАЗЕМНОЕ СПУ).

5.5. Особенности радиостанции РТЛ-11

Основные тактико-технические данные, состав и размещение на самолете

Радиостанция РТЛ-11, устанавливаемая на самолетах Л-39 ранних серий, является командной радиостанцией ме-

резисторов сигналы через разделительные усилители и переключатели РЕЗ. (резерв) в положении ВЫКЛ., расположенные на пультах управления СПУ-9, подаются на телефоны летчиков обеих кабин.

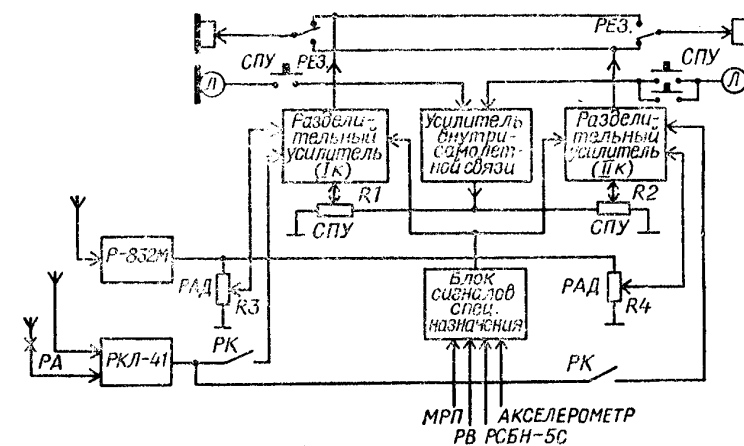


Рис. 5.5. Функциональная схема самолётного переговорного устройства СПУ-9

Разделительные усилители обеспечивают одновременное прослушивание внешних сигналов от сопряженных устройств без взаимного влияния этих сигналов на другие устройства.

Таким образом, при ведении передачи одним из членов экипажа обеспечивается прослушивание передачи в обеих кабинах. Ручкой регулировки громкости СПУ обеспечивается установка необходимой громкости в телефонах обоих абонентов.

При ведении внешней радиосвязи сигнал с выхода приемника радиостанции Р-832М подается на потенциометры R3 и R4 с надписью РАД, расположенные на пультах управления СПУ-9. С резисторов R3 и R4 через соответствующие разделительные усилители сигнал внешней радиосвязи подается на телефоны. Ручкой регулировки громкости РАД устанавливают необходимую громкость в телефонах при ведении внешней радиосвязи.

Сигнал с выхода приемника РКЛ-41 подается на вход разделительных усилителей через переключатели РК (радиокомпас) в положении РК. С выхода разделительных усилителей сигналы позывных ПАР подаются на телефоны. Таким образом, если один из этих переключателей установлен в положение РК, то в этой кабине будут прослушиваться позывные ПАР. Регулировка громкости позывных сигналов ПАР

осуществляется на пульте управления радиоконпасом РКЛ-41.

Сигналы с маркерного радиоприемника МРП-56П, аппаратуры РСБН-5С, радиовысотомера РВ-5 и акселерометра перед поступлением на соответствующий разделительный усилитель предварительно усиливаются блоком сигналов специального назначения.

При отказе одного из разделительных усилителей предусмотрено подключение телефонов летчика этой кабины параллельно телефонам летчика другой кабины. Для этого в кабине, в которой не прослушиваются сигналы, необходимо переключатель РЕЗ. установить во включенное положение. При этом громкость сигналов в телефонах несколько уменьшится. При нормальной работе СПУ-9 переключателя РЕЗ. должны находиться в выключенном положении.

Самолетное переговорное устройство СПУ-9 питается только от источника постоянного тока напряжением 28,5 В.

5.3. Органы управления радиостанции Р-832М и самолетного переговорного устройства СПУ-9

На пульте управления (ПУ) радиостанции (рис. 5.6, а) установлены:

- переключатель КАНАЛ 1 для переключения каналов связи;
- выключатель ПОДАВИТЕЛЬ ШУМОВ — ВЫКЛ. 7 для включения подавителя шумов;
- переключатель УПРАВЛЕНИЕ 2 для подключения ПУ к приемопередатчику.

Ввиду наличия в комплекте радиостанции двух пультов управления полное управление ею можно осуществлять только из одной кабины (с одного пульта управления), с того пульта, на котором подсвечивается номер канала. В это время с другой кабины можно вести связь, но на канале подключенного пульта управления.

На пульте управления СПУ-9 (рис. 5.6, б) установлены:

- регулятор громкости РАД 3 для регулировки уровня сигналов внешней радиосвязи и сигналов самопрослушивания;
- регулятор громкости СПУ 5 для регулировки уровня сигналов внутрисамолетной связи;
- переключатель РК 4 для подключения выхода радиоконпаса РКЛ-41 к телефонам летчиков. В положении РК прослушиваются сигналы внешней радиосвязи и позывные ПАР. В выключенном положении этого переключателя прослушиваются только сигналы внешней радиосвязи;
- переключатель РЕЗ. 6 для подключения телефонов к разделительному усилителю СПУ-9, обеспечивающему прослушивание сигналов в другой кабине (положение РЕЗ.).

При установке этого переключателя в положение РЕЗ. пользоваться ручками РАД и СПУ, а также переключателем РК можно только в другой кабине, так как в данной кабине они перестают работать. При нормальной работе СПУ-9 переключатели РК и РЕЗ. должны быть установлены в выключенное положение.

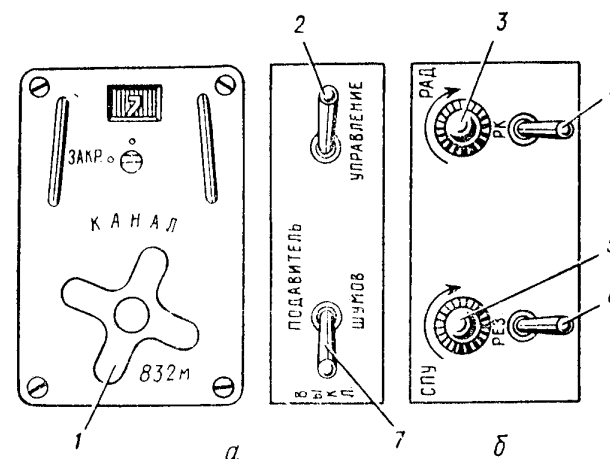


Рис. 5.6. Органы управления Р-832М (а) и СПУ-9 (б)

5.4. Эксплуатация радиостанции Р-832М и самолетного переговорного устройства СПУ-9

Перед включением радиостанции и самолетного переговорного устройства необходимо убедиться, что органы управления установлены в следующие положения:

- переключатель КАНАЛ — на рабочий канал связи;
- выключатель ПОДАВИТЕЛЬ ШУМОВ — во включенное положение;
- ручки регулировки громкости РАД и СПУ — в правое крайнее положение;
- переключатели РК и РЕЗ. — в выключенное положение;
- фиксатор запоминающего устройства закрыт.

Проверка работоспособности радиостанции и СПУ-9 производится при подключенном аэродромном источнике питания в следующем порядке:

- включить выключатель АККУМ. АЗС ПРЕОБР. 115 и АЗС РТЛ на основном электрощитке первой кабины;

Эксплуатация радиостанции РТЛ-11

1. Проверка работоспособности радиостанции производится при работающем двигателе или подключенном аэродромном источнике питания. Для проверки радиостанции при включенном в задней кабине выключателе СЕТЬ необходимо:

— установить на пульте управления РТЛ-11 заданный канал связи, переключатель АРК — УКВ установить в положение УКВ, переключатель ШУМ — ПОД установить в положение ШУМ, ручку регулятора громкости ГРОМК. повернуть вправо до упора (положение максимальной громкости);

— включить выключатель АККУМ. и АЗС РТЛ;

— убедиться в работоспособности приемника по появлению в телефонах характерных шумов;

— установить переключатель ШУМ — ПОД в положение ПОД, шумы должны прекратиться;

— нажать на кнопку РАДИО на РУД и запросить руководителя полетов. По наличию самопрослушивания и ответу РП убедиться в работоспособности радиостанции;

— регулятором громкости ГРОМК. по ответу РП установить желаемую громкость;

— проверить работу радиостанции на других каналах;

— установить рабочий канал связи.

2. Проверить работу основного переговорного устройства, для чего нажать кнопку СПУ и установить связь с летчиком задней кабины. По его ответу регулятором громкости СПУ установить желаемую громкость. Аналогично проверить работу СПУ из задней кабины.

3. Проверить работу запасного СПУ, для чего:

— включить в задней кабине АЗС СПУ;

— аналогично сказанному в п. 2 проверить работоспособность запасного СПУ.

4. После проверки выключить АЗС СПУ и РТЛ.

5.6. Аварийный канал связи

При отказе УКВ-радиостанции Р-832М или РТЛ-11 необходимые команды летчику передаются по аварийному каналу связи в средневолновом диапазоне радиоволн (рис. 5.9).

Команды руководителя полетов передаются маломощной УКВ-радиостанцией, расположенной на КДП (КП), и принимаются радиостанцией такого же типа, установленной на дальнем приводном радиомаркерном пункте (ДПРМ). С выхода этой УКВ-радиостанции низкочастотный сигнал поступает на вход приводной аэродромной радиостанции (ПАР) для амплитудной модуляции высокочастотного сигнала (позывные ПАР при этом не передаются). Сформированный амплитудно-модулированный сигнал излучается ПАР в диапазоне средних волн и принимается радиоконпасом РҚЛ-41,

трового диапазона радиоволн и имеет следующие основные тактико-технические данные:

— диапазон рабочих частот — 100—150 МГц;

— количество предварительно настраиваемых каналов связи — 21;

— количество фиксированных частот связи — 601;

— чувствительность приемника — не хуже 3,5 мкВ;

— выходная мощность передатчика — 5 Вт;

— дальность связи с наземными пунктами управления зависит от высоты полета:

на $H = 1000$ м — 120 км;

на $H = 5000$ м — 230 км;

на $H = 10\,000$ м — 350 км;

— дальность связи между самолетами в воздухе на $H = 500$ м и выше — не менее 120 км;

— масса комплекта — около 24 кг.

Электропитание радиостанции осуществляется только от сети постоянного тока напряжением 28,5 В.

Конструктивно радиостанция выполнена в виде отдельных блоков.

Состав и размещение блоков радиостанции РТЛ-11 на самолете приведены в табл. 5.2.

Таблица 5.2

Наименование блоков	Место установки на самолете
Высокочастотный блок А, низкочастотный блок В, датчик опорных частот С, распределительная коробка	В носовой части фюзеляжа, справа под откидным люком
Пульт дистанционного управления (блок О)	В передней кабине, на горизонтальной части левого пульта
Абонентский щиток (пульт управления инструктора)	В задней кабине, на горизонтальной части левого пульта
Антенна	В верхней части киля, под обтекателем. Антенна выполнена по форме верхней части киля
Кнопки РАДИО (2 шт.)	В передней и задней кабинах на торцевой части РУД
Кнопки СПУ (3 шт.)	В передней и задней кабинах на горизонтальной площадке РУД — две, на ручке управления самолетом — одна
АЗС РТЛ	В передней кабине, на основном электрощитке
АЗС СПУ	В задней кабине, на правом пульте

Особенности функциональной схемы и органы управления

Приемный тракт радиостанции выполнен по супергетеродинной схеме с двукратным преобразованием частоты принятого амплитудно-модулированного сигнала. В приемнике применены двухкольцевая схема АРУ и электронный подавитель шумов (ПШ). Включается ПШ с пульта управления переключателем ШУМ — ПОД в положении ПОД.

Передающий тракт радиостанции выполнен по схеме с однократным преобразованием частоты. Амплитудная модуляция высокочастотных колебаний осуществляется в оконечном усилительном каскаде передатчика. Для контроля работоспособности передающего тракта предусмотрена схема самопрослушивания.

В схеме радиостанции предусмотрена возможность работы на передачу лишь того абонента, который первым нажал кнопку передачи РАДИО. При этом ларингофоны и кнопка РАДИО второго абонента отключаются до окончания передачи первым абонентом.

Внутрисамолетная связь между членами экипажа обеспечивается усилителем низкой частоты радиостанции, который выполняет роль модулятора в режиме «Передача» и роль усилителя низкой частоты в режиме «Прием».

В режиме «СПУ» предусмотрена возможность прослушивания сигналов внешней радиосвязи. Режим «СПУ» имеет преимущество по сравнению с режимом «Передача». Это значит: если первой будет нажата любая из кнопок СПУ, радиостанция не переводится в режим «Передача» нажатием кнопки РАДИО, пока не будет отпущена кнопка СПУ.

В случае отказа УНЧ радиостанции (пропадание внешней и внутрисамолетной связи) предусмотрено запасное СПУ, которое является автономным УНЧ, размещенным в распределительной коробке. Электропитание запасного СПУ осуществляется от сети постоянного тока 28,5 В включением в задней кабине АЗС СПУ.

Органы управления радиостанции расположены на пульте дистанционного управления и на абонентском щитке.

На пульте дистанционного управления (рис. 5.7) расположены:

- переключатель ШУМ — ПОД 1;
- регулятор ЯРК. 2, предназначенный для регулировки яркости подсветки надписей на пульте управления;
- переключатель АРК — УКВ 3, предназначенный для подключения выхода автоматического радиоконуса РКЛ-41 к телефонам летчика (положение АРК). Выход радиостанции РТЛ-11 подключен к телефонам как в положении УКВ, так и в положении АРК;
- переключатель 4 каналов;

— устройство индикации номера установленного канала 5;

— регулятор ГРОМК. 6, предназначенный для регулировки громкости сигналов приемника радиостанции, самопрослушивания и радиоконуса;

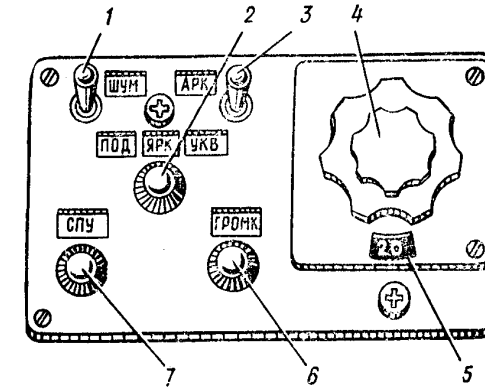


Рис. 5.7. Пульт управления РТЛ-11

— регулятор СПУ 7, предназначенный для регулировки громкости сигналов внутрисамолетной связи с использованием основного или запасного СПУ.

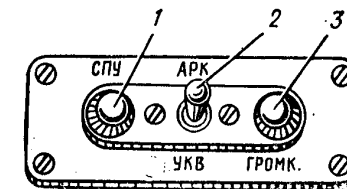


Рис. 5.8. Абонентский щиток РТЛ-11

На абонентском щитке (рис. 5.8) расположены:

- регулятор громкости сигналов внутрисамолетной связи СПУ 1;
- переключатель АРК — УКВ 2 для подключения телефонов летчика к выходу радиоконуса (положение АРК);
- регулятор громкости выходных сигналов приемника радиостанции, сигналов самопрослушивания и сигналов радиоконуса ГРОМК. 3.

ную в пространстве между полевыми катушками. Каждая из полевых катушек гониометра соединена с соответствующей рамочной антенной.

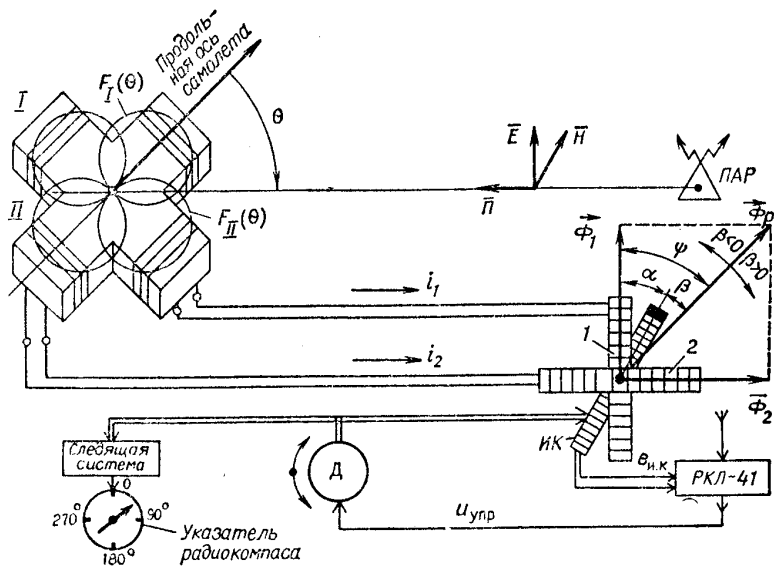


Рис. 6.2. Радиогониометрическая антенна

Каждая из рамочных антенн обладает направленными свойствами приема радиоволн и имеет диаграмму направленности в виде двух соприкасающихся окружностей (восьмерки). Функции направленности рамочных антенн I и II имеют соответственно вид: $F_I(\theta) = \cos \theta$, $F_{II}(\theta) = \sin \theta$, где θ — угол прихода радиоволн, т. е. угол между продольной осью самолета и направлением на радиостанцию.

Пусть пеленгуемая радиостанция создает в точке приема напряженность поля $E = E_m \cos \omega_0 t$. Тогда ЭДС, наводимые в первой e_I и второй e_{II} рамочных антеннах:

$$e_I = F_I(\theta) E_m \sin \omega_0 t = E_m \cos \theta \sin \omega_0 t;$$

$$e_{II} = F_{II}(\theta) E_m \sin \omega_0 t = E_m \sin \theta \sin \omega_0 t,$$

где $E_m = E h_g$ — максимальное значение ЭДС;
 h_g — действующая высота рамочных антенн.

С выхода РКЛ-41 низкочастотный сигнал через замкнутый переключатель РК и усилитель СПУ-9 поступает в телефоны первой и второй кабин. Громкость сигналов в телефонах в этом случае регулируется регулятором громкости, установленным на пульте управления радиоконпаса РКЛ-41.

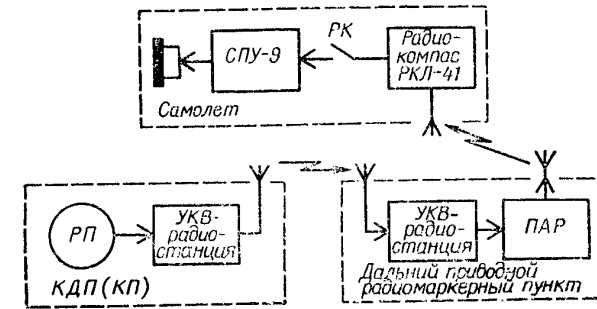


Рис. 5.9. Аварийный канал связи

При установке на самолете радиостанции РТЛ-11 для создания аварийного канала связи переключатель АРК — УКВ следует установить в положение АРК.

Глава 6

РАДИОНАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

К радионавигационному оборудованию самолета относятся автоматический радиоконпас (АРК) типа РКЛ-41, бортовое оборудование радиотехнической системы ближней навигации РСБН-5С («Искра»), радиовысотомер малых высот РВ-5 и маркерный радиоприемник МРП-56П. С помощью этого оборудования определяются такие навигационные параметры, как курсовой угол радиостанции (РКЛ-41), азимут самолета и дальность до наземного радиомаяка (РСБН-5С), истинная высота полета (РВ-5). С помощью маркерного радиоприемника МРП-56П определяется момент пролета самолета над приводными радиомаркерными пунктами.

6.1. Автоматический радиоконпас РКЛ-41

Назначение и основные тактико-технические данные

Автоматический радиоконпас РКЛ-41 является бортовым радиоприемным устройством угломерной радионавигационной системы, позволяющей определить направление на источник

излучения радиоволн. В качестве источника радиоволн используются приводные аэродромные радиостанции, широко-вещательные радиостанции (ШВРС) и другие радиостанции.

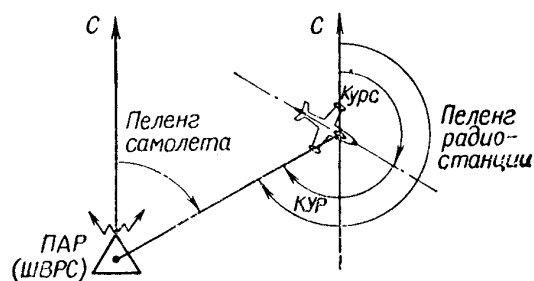


Рис. 6.1. Навигационные параметры полета

С помощью радиокомпаса РКЛ-41 на самолете определяется курсовой угол радиостанции (КУР) — угол, заключенный между продольной осью самолета и направлением на радиостанцию (рис. 6.1). Радиокомпас РКЛ-41 позволяет в любых метеорологических условиях днем и ночью решать следующие задачи:

- совершать полет на радиостанцию и от нее с визуальной индикацией КУР;
- определять пеленг радиостанции с использованием данных о курсе самолета;
- производить расчет и заход на посадку по системе ОСП;
- принимать и прослушивать сигналы средневолновых радиостанций, работающих в диапазоне частот радиокомпаса.

Кроме того, при отказе самолетной УКВ-радиостанции Р-832М (РТЛ-11) приемник автоматического радиокомпаса РКЛ-41 обеспечивает прием команд руководителя полетов, передаваемых через приводную аэродромную радиостанцию.

Из перечня задач следует, что радиокомпас является одним из важнейших навигационных устройств, обеспечивающих полеты в простых и сложных метеорологических условиях. Поэтому он устанавливается на всех типах самолетов.

Основные тактико-технические данные РКЛ-41:

- диапазон рабочих частот — 150—1800 кГц;
- чувствительность приемника — 5 мкВ;
- ошибка пеленгования — $\pm 3^\circ$;
- время перестройки радиокомпаса с частоты дальней приводной радиостанции на частоту ближней приводной радиостанции — не более 5 с;

- дальность действия с приводной радиостанцией типа ПАР-8С на высоте полета 1000 м — 180 км;
- масса комплекта — 16,5 кг.

Электропитание радиокомпаса осуществляется от сети постоянного тока 28,5 В и сети переменного тока 115 В 400 Гц.

Состав и размещение на самолете

Состав и размещение блоков радиокомпаса РКЛ-41 на самолете представлены в табл. 6.1.

Таблица 6.1

Наименование блоков	Место установки на самолете
Приемник	В носовой части фюзеляжа, справа под откидным люком
Пульт управления (2 шт.)	На горизонтальной части правого пульта в передней и задней кабинах
Указатель радиокомпаса (2 шт.)	На приборной доске в обеих кабинах
Антенна ненаправленного действия	За фонарем задней кабины, между шпангоутами № 23 и 28. Выполнена по форме фюзеляжа
Антенна направленного действия	В нижней части фюзеляжа под обтекателем, между шпангоутами № 15 и 17
Переключатель Д—Б (2 шт.)	На левом штыке приборной доски в обеих кабинах
АЗС АРК	На дополнительном электроштыке в передней кабине

Принцип действия радиогониометрической антенны

Принцип действия радиокомпаса основан на использовании для приема сигналов пеленгуемых радиостанций направленных свойств комбинированной антенной системы, состоящей из антенны направленного действия и ненаправленной антенны (рис. 6.2).

В состав направленной антенной системы входят две взаимно перпендикулярные неподвижные рамочные антенны (I и II) и гониометр. Рамочные антенны размещены таким образом, что продольная ось одной из них (II) совмещается с продольной осью самолета.

Гониометр представляет собой устройство, имеющее две взаимно перпендикулярные неподвижные полевые катушки 1, 2 и подвижную искательную катушку (ИК), размещен-

мировании изменять на 180° , направление максимума кардиоиды будет изменяться на противоположное (рис. 6.4, кривые 3 и 4). Таким образом, за счет периодического изменения фазы сигнала, принимаемого гониометрической антенной, в пространстве будет сформировано равносигнальное направ-

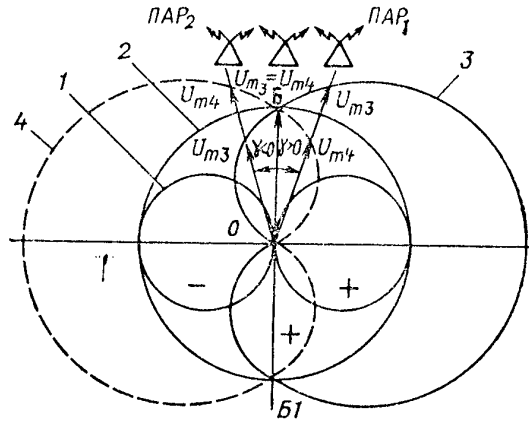


Рис. 6.4. Диаграмма направленности комбинированной антенной системы

ление (РСН), совпадающее с направлением нулевого приема гониометрической антенны. Изменение фазы сигнала направленной антенны происходит в коммутаторе фазы под воздействием напряжения $u_{ГОН}$ частоты $F_{ГОН} = 70$ Гц, вырабатываемого генератором опорного напряжения (ГОН). При повороте искательной катушки гониометра поворачивается кардиоиды и можно совместить РСН с направлением на приводную аэродромную радиостанцию. КУР определяется по углу поворота искательной катушки относительно статорной катушки гониометра.

Пусть направление на ПАР₁ образует с РСН угол $\gamma > 0$ (рис. 6.4), а фаза сигнала, принимаемого гониометрической антенной, меняется на 180° с частотой $F_{ГОН} = 70$ Гц так, что при положительной полярности напряжения $u_{ГОН}$ (рис. 6.6, а) формируется кардиоиды 3 (рис. 6.4), а при отрицательной полярности $u_{ГОН}$ — кардиоиды 4. Тогда амплитуда результирующего сигнала на выходе контура сложения будет изменяться с частотой коммутации кардиоид, т. е. с частотой $F_{ГОН}$ генератора опорного напряжения. Действительно, амплитуда результирующего сигнала U_{m3} , соответствующая кардиоиде 3, больше амплитуды результирующего сигнала U_{m4} , соответствующей кардиоиде 4, причем соотношение $U_{m3} > U_{m4}$ вы-

Под действием наводимой ЭДС в полевых катушках гониометра протекают токи i_1 и i_2 , создающие, в свою очередь, магнитные потоки Φ_1 и Φ_2 :

$$\begin{aligned} \Phi_1 &= \Phi_m \cos \theta \sin \omega_0 t; \\ \Phi_2 &= \Phi_m \sin \theta \sin \omega_0 t, \end{aligned}$$

где Φ_m — максимальное значение магнитного потока.

Векторы $\vec{\Phi}_1$ и $\vec{\Phi}_2$ перпендикулярны плоскости витков соответствующих полевых катушек гониометра. Результирующий вектор магнитного потока $\vec{\Phi}_p$ представляет геометрическую сумму двух взаимно перпендикулярных векторов $\vec{\Phi}_1$ и $\vec{\Phi}_2$. Величина суммарного вектора магнитного потока постоянна, не зависит от угла прихода радиоволн и равна Φ_m . Действительно,

$$\Phi_p = \sqrt{\Phi_1^2 + \Phi_2^2} = \sqrt{\Phi_m^2 \cos^2 \theta + \Phi_m^2 \sin^2 \theta} = \Phi_m.$$

Направление вектора $\vec{\Phi}_p$ в пространстве определяется углом ψ между вектором $\vec{\Phi}_p$ и перпендикуляром к плоскости витков первой полевой катушки, совпадающим с вектором $\vec{\Phi}_1$. Угол ψ найдем из соотношения

$$\operatorname{tg} \psi = \frac{\Phi_2}{\Phi_1} = \frac{\Phi_m \sin \theta \sin \omega_0 t}{\Phi_m \cos \theta \sin \omega_0 t} = \operatorname{tg} \theta,$$

т. е. $\psi = \theta$.

Таким образом, направление вектора результирующего магнитного потока составляет с нормалью к плоскости витков первой полевой катушки гониометра 1 точно такой же угол θ , какой составляет направление прихода радиоволн с продольной осью самолета (угол ψ равен КУР).

При изменении угла прихода радиоволн меняется соотношение между векторами $\vec{\Phi}_1$ и $\vec{\Phi}_2$ и вектор результирующего магнитного потока $\vec{\Phi}_p$ в гониометре, сохраняя свою величину, равную Φ_m , меняет свое направление. Положение вектора $\vec{\Phi}_p$ в гониометре отображает угол прихода радиоволн от пеленгуемой радиостанции.

В искательной катушке, помещенной в результирующее магнитное поле, наводится ЭДС

$$e_{н.к} = E_m \cos \beta \sin \omega_0 t,$$

где $\beta = \psi - \alpha$ — угол рассогласования, образованный перпендикуляром к плоскости витков ИК и результирующим вектором магнитного потока $\vec{\Phi}_p$; α — угол между перпендикулярами к плоскости витков первой полевой катушки и ИК.

На основании анализа выражения для ЭДС $e_{и.к}$ можно сделать вывод, что при вращении ИК в гониометре в ней наводится ЭДС, амплитуда которой изменяется по косинусо-

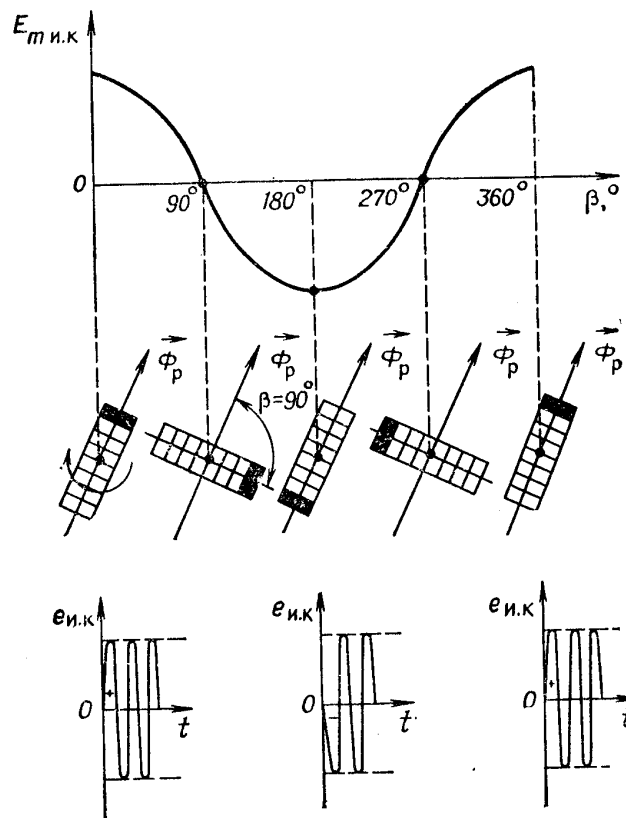


Рис. 6.3. Диаграммы напряжений в радиогониометрической антенне

дальному закону в зависимости от угла рассогласования β (рис. 6.3). Максимумы ЭДС получаются тогда, когда плоскость витков ИК будет расположена перпендикулярно вектору $\vec{\Phi}_p$ (силовые линии магнитного поля пронизывают витки ИК), а минимумы — когда плоскость витков ИК будет совпадать с направлением $\vec{\Phi}_p$ (силовые линии скользят вдоль витков ИК).

Как видно, амплитуда ЭДС в искательной катушке равна нулю при двух положениях ИК: при $\beta = 90^\circ \pm 2\pi n$ и при $\beta = 270^\circ \pm 2\pi n$, где n — количество полных оборотов искатель-

ной катушки. При угле рассогласования $0 < \beta < 90^\circ$ и $270^\circ < \beta < 360^\circ$ фаза ЭДС в ИК положительная, а при $90^\circ < \beta < 270^\circ$ фаза отрицательная.

Таким образом, радиогониометрическая антенна по своим направленным свойствам эквивалентна одиночной рамочной антенне, т. е. диаграмма направленности гониометрической антенны имеет вид восьмерки (рис. 6.4, кривая 1).

В радиокомпасе угол прихода радиоволн (КУР) можно было бы определять по минимуму амплитуды ЭДС в искательной катушке. Однако при таком определении появляется неоднозначность отсчета угла вследствие наличия двух положений ИК, при которых амплитуда ЭДС $E_{т.и.к}$ равна нулю.

Для устранения неоднозначности в определении КУР в радиокомпасе применена комбинированная антенна, диаграмма направленности которой является геометрической суммой диаграмм направленности ненаправленной антенны (окружность 2) и направленной гониометрической антенны (восьмерка) и представляет собой кардиоиду (рис. 6.4, кривая 3). Кардиоиды имеет один минимум и один максимум.

Для определения КУР принятый высокочастотный сигнал с искательной катушки гониометра и с ненаправленной антенны поступает на вход радиокompаса (рис. 6.2). В результате преобразования принятых радиосигналов на выходе радиокompаса появляется управляющее напряжение $u_{упр}$, под воздействием которого начинает работать двигатель, вращая искательную катушку гониометра. При изменении положения искательной катушки меняется амплитуда ЭДС $e_{и.к}$ и, как следствие, управляющее напряжение $u_{упр}$. Двигатель работает до тех пор, пока управляющее напряжение не станет равным нулю. При этом искательная катушка занимает такое положение, при котором $E_{т.и.к} = 0$. Угол поворота искательной катушки с помощью следящей системы передается на указатель радиокompаса, по шкале которого относительно установившейся стрелки отсчитывается КУР.

Принцип действия радиокompаса РКЛ-41

Радиокompас РКЛ-41 построен по классической схеме автоматического радиокompаса. Для определения курсового угла радиостанции в радиокompасе реализуется равносигнальный метод пеленгации. Сущность этого метода заключается в следующем. В качестве антенной системы используется комбинированная антенна, состоящая из антенны ненаправленного действия (А) и гониометрической антенны. Сигналы с выходов ненаправленной и гониометрической антенн суммируются в контуре сложения радиокompаса (рис. 6.5). В результате формируется диаграмма направленности антенной системы, которая имеет вид кардиоиды (рис. 6.4). Если фазу сигнала, принимаемого гониометрической антенной, при сум-

новится амплитудно-модулированным. При этом появляется управляющее напряжение и двигатель, поворачивая искательную катушку, уводит равносигнальное направление от ложного положения пеленгации. Таким образом, ложное равносигнальное направление имеет неустойчивое состояние, поэтому искательная катушка всегда занимает положение, соответствующее истинному значению КУР.

Радиокомпас РКЛ-41 может работать в режимах «Компас», «Антенна», «Рамка».

Режим «Компас» является основным рабочим режимом и обеспечивается установкой на пульте управления переключателя режимов работы в положение $K_{авт}$ или $K_{руч}$. В этом режиме РКЛ-41 автоматически следит за направлением на радиостанцию, на частоту которой он настроен. Курсовой угол радиостанции определяется непрерывно по указателю радиокомпаса.

В данном режиме участвуют в работе каналы направленной гониометрической антенны и ненаправленной антенны. Результирующий радиосигнал u_p с выхода контура сложения поступает в приемник радиокомпаса. Сигнал u_p имеет амплитудную модуляцию только в том случае, если равносигнальное направление не совпадает с направлением на радиостанцию. Приемник радиокомпаса выполнен по супергетеродинной схеме и имеет в зависимости от положения переключателя ТЛФ—ТЛГ две полосы пропускания: широкую (6000 Гц) — в положении ТЛФ и узкую (3000 Гц) — в положении ТЛГ. Кроме того, в положении ТЛГ включается дополнительный генератор 800 Гц для приема амплитудно-манипулированных сигналов радиостанций. В приемнике результирующий радиосигнал усиливается, преобразуется по частоте и детектируется. Выделенная огибающая амплитудно-модулированного сигнала (сигнал ошибки) поступает на вход компасного канала, состоящего из фазового дискриминатора и модулятора 400 Гц. На вход фазового детектора поступают сигнал ошибки $u_{ош}$, фаза которого зависит от направления на радиостанцию относительно РСН, и опорное напряжение $u_{гон}$, фаза которого постоянна. На выходе фазового дискриминатора появляется управляющее напряжение $u_{упр}$, полярность которого определяется соотношением фаз напряжений $u_{ош}$ и $u_{гон}$. При совпадении фаз этих напряжений управляющее напряжение $u_{упр}$ имеет положительную полярность, а при противоположности фаз — отрицательную. Если радиостанция находится на равносигнальном направлении, управляющее напряжение равно нулю.

Модулятор 400 Гц преобразует постоянное напряжение с выхода фазового дискриминатора в переменное напряжение 400 Гц с фазой, зависящей от полярности постоянного напряжения $u_{упр}$ (рис. 6.6). Переменное напряжение соответ-

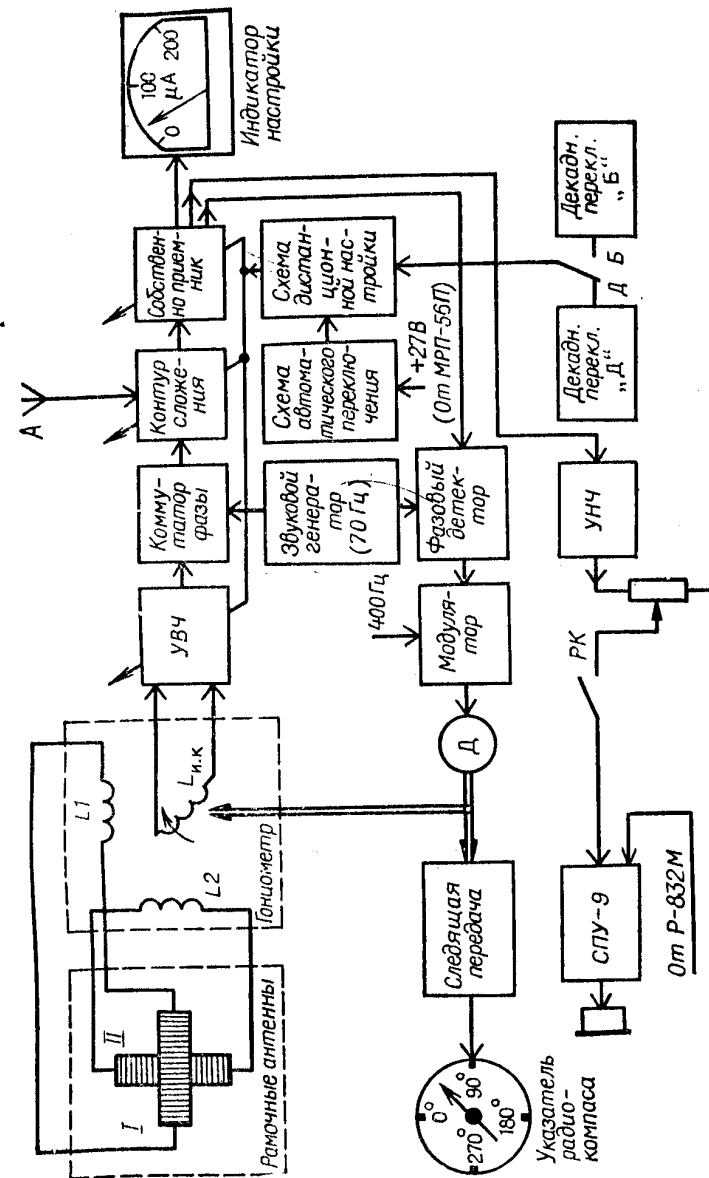


Рис. 6.5. Функциональная схема радиокомпаса РКЛ-41

полняется для всех углов $0 < \gamma < 180^\circ$. Фаза огибающей полученного амплитудно-модулированного сигнала при этих значениях угла прихода радиоволн совпадает с фазой напряжения $U_{ГОН}$.

При совпадении направления на ПАР с равносигнальным направлением ($\gamma = 0$) амплитуды радиосигналов, соответствующих кардиоидам 3 и 4, равны между собой, т. е. $U_{m3} = U_{m4}$. Поэтому амплитудная модуляция результирующего сигнала отсутствует и на выходе контура сложения появляется радиосигнал постоянной амплитуды (рис. 6.6, б).

Если направление на ПАР составляет с равносигнальным направлением угол $-180^\circ < \gamma < 0$, амплитуда результирующего сигнала, соответствующая кардиоиде 3, меньше амплитуды сигнала, соответствующей кардиоиде 4: $U_{m3} < U_{m4}$. Следовательно, при $-180^\circ < \gamma < 0$ амплитуда результирующего сигнала периодически с частотой $F_{ГОН} = 70$ Гц изменяется от U_{m3} до U_{m4} . Фаза огибающей полученного сигнала отличается от фазы напряжения $U_{ГОН}$ на 180° (рис. 6.6, в).

Таким образом, в фазе огибающей результирующего радиосигнала, снимаемого с контура сложения, заключена информация о направлении прихода радиоволн относительно равносигнального направления. Выделив огибающую результирующего амплитудно-модулированного сигнала и сравнив фазу огибающей с фазой опорного напряжения $U_{ГОН}$, можно сформировать разнополярное управляющее напряжение, под действием которого будет работать двигатель, поворачивающий искательную катушку гониометра. В результате поворачивается кардиоида и равносигнальное направление совмещается с направлением на ПАР. Направление вращения двигателя зависит от полярности управляющего напряжения $U_{упр}$. В рассматриваемом случае (рис. 6.6) при положительной полярности управляющего напряжения ($0 < \gamma < 180^\circ$) двигатель вращается по ходу часовой стрелки, при отрицательной полярности $U_{упр}$ ($-180^\circ < \gamma < 0$) — против хода часовой стрелки.

На равносигнальном направлении амплитуда результирующего сигнала на выходе контура сложения постоянна, поэтому на выходе фазового дискриминатора управляющее напряжение становится равным нулю и двигатель, вращающий искательную катушку гониометра, останавливается.

В результирующей диаграмме направленности формируются два равносигнальных направления, вследствие чего искательная катушка может случайно остановиться в направлении ложного равносигнального направления и КУР будет определен с ошибкой 180° . Однако отклонение искательной катушки от этого ложного направления вследствие случайных хаотических колебаний приводит к тому, что результирующий радиосигнал на выходе контура сложения ста-

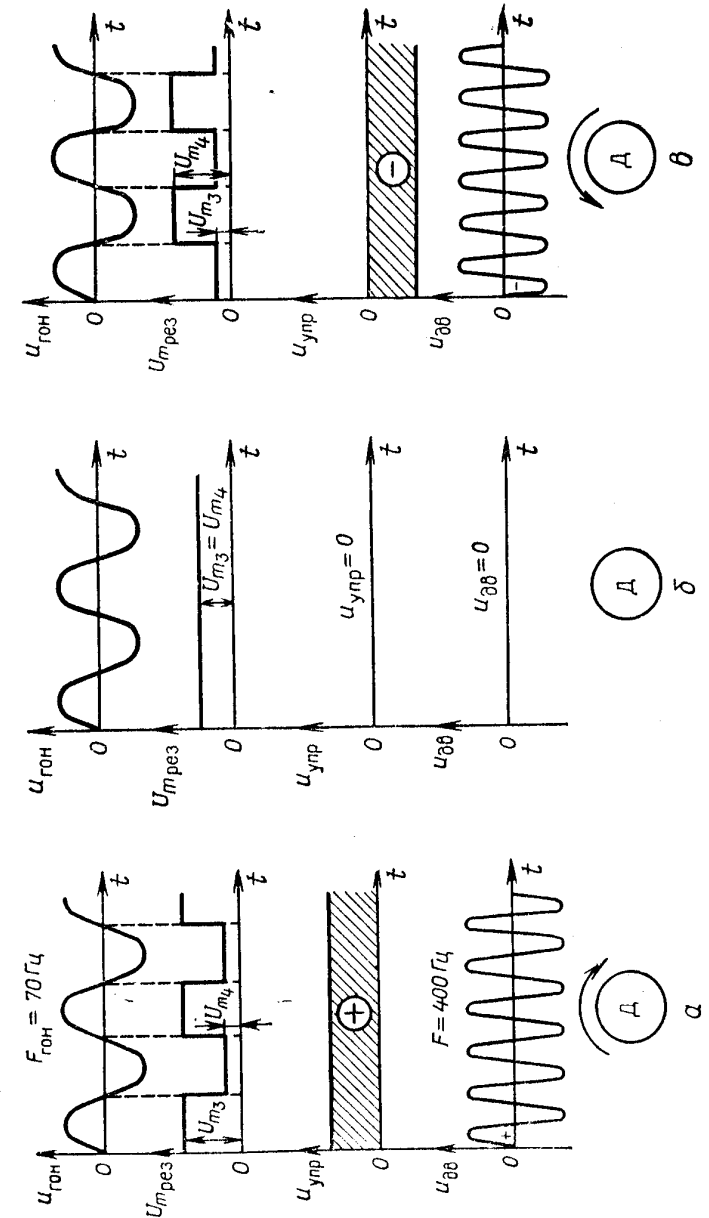


Рис. 6.6. Диаграммы напряжений в радиокомпасе

— ручка регулировки яркости подсвета 7, предназначенная для изменения яркости подсвета индикатора и трафаретов пульта;

— нажимной переключатель Л—П 8, предназначенный для ручного вращения искательной катушки гониометра и стрелки указателя радиокompаса. При установке этого пере-

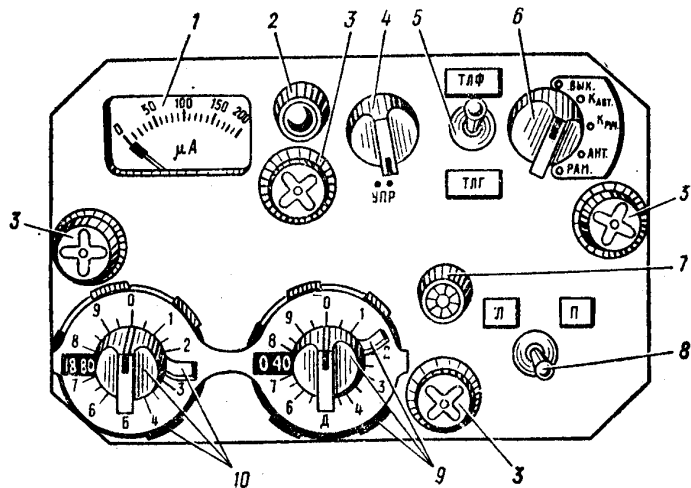


Рис. 6.9. Пульт управления РКЛ-41

ключателя в положение Л или П на управляющую обмотку электродвигателя вращения искательной обмотки гониометра подается переменное напряжение частотой 400 Гц той или иной фазы. Это приводит к работе электродвигателя и вращению роторной катушки гониометра, а вместе с ней и стрелки указателя в левую или правую сторону;

— декадные переключатели с индексами Д 9 и Б 10, предназначенные для установки значения частоты ДПРС и БПРС.

Каждый декадный переключатель имеет по три ручки установки частоты:

— внешнюю кольцевую ручку для установки сотен килогерц;

— внутреннюю ручку (флажок) для установки десятков килогерц;

— ручку точной настройки (по максимальной громкости сигналов в телефонах в режиме ТЛФ и по максимальному отклонению стрелки индикатора настройки в режиме ТЛГ).

На приборной доске установлены переключатель Д—Б (дальняя—ближняя) и указатель радиокompаса.

С помощью переключателя Д—Б осуществляется ручное переключение настройки радиокompаса с ДПРС на БПРС в

ствующей фазы с выхода модулятора 400 Гц поступает на управляющую обмотку двигателя, вызывая его работу. Двигатель через систему передачи поворачивает искательную катушку гониометра и работает до тех пор, пока равносигнальное направление не совместится с направлением на приводную радиостанцию. При этом напряжение на искательной катушке станет равным нулю, амплитудная модуляция результирующего сигнала исчезнет, и управляющее напряжение также станет равным нулю.

Угол поворота искательной катушки гониометра через потенциометрическую следящую систему передается на указатель радиокompаса. Шкала указателя радиокompаса изображена на рис. 6.7.

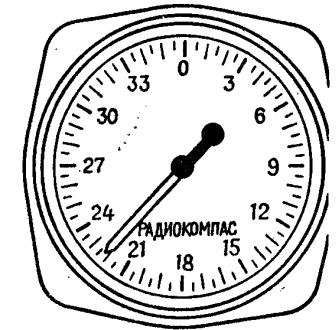


Рис. 6.7. Указатель радиокompаса

Режиму работы «Компас» соответствуют два положения переключателя рода работы—К_{авт} и К_{руч}. В положении К_{авт} при полете ДПРС происходит автоматическая перестройка радиокompаса с частоты ДПРС на частоту БПРС. Необходимые условия для автоматической перестройки: а) переключатель Д—Б на приборной доске должен быть установлен в положение Д; б) полет с КУР, равным $(0 \pm 30)^\circ$; в) сработал маркерный радиоприемник МРП-56П; г) выпущено шасси. При этом постоянное напряжение +27 В от маркерного радиоприемника через замкнутый концевой выключатель при выпущенном шасси поступает на схему автоматической перестройки радиокompаса.

Обратная перестройка радиокompаса с частоты БПРС на частоту ДПРС происходит при двух условиях: 1) при изменении КУР на угол более $\pm 30^\circ$ относительно 0 (при уходе на второй круг после пролета ДПРС или после пролета БПРС); 2) при установке переключателя режимов работы из положения К_{авт} в любое другое положение (К_{руч}, АНТ, РАМ).

В положении переключателя К_{руч} перестройка радиокompаса с частоты ДПРС на частоту БПРС осуществляется вручную переключателем Д—Б, а в остальном режиме ничем не отличается от режима К_{авт}.

В режиме «Антенна» отключаются гониометрическая антенна, генератор опорного напряжения и компасный канал, поэтому КУР не определяется. В этом режиме радиокompас работает как супергетеродинный приемник с ненаправленной антенной на входе. Принятый радиосигнал из антенны поступает в приемник, где преобразуется. Низкочастотный сиг-

нал с выхода приемника после усиления в УНЧ телефонного канала поступает через переключатель РК на вход усилителя СПУ-9 и далее в телефоны летчика.

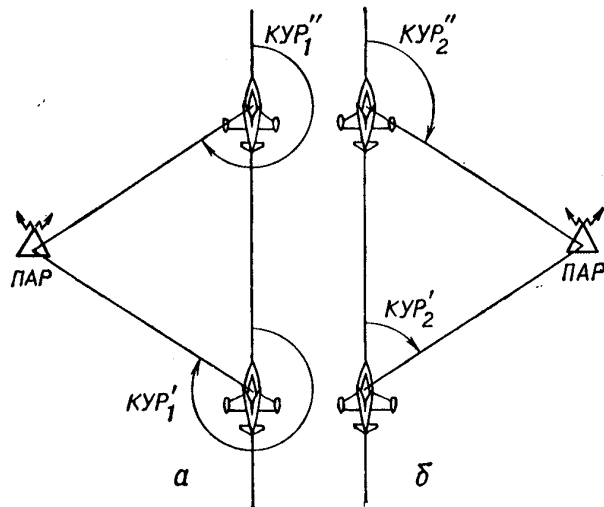


Рис. 6.8. Устранение неоднозначности отсчета КУР

В режим «Антенна» радиокompас переводится при настройке на частоту пеленгуемой радиостанции. Кроме того, режим «Антенна» используется для приема команд руководителя полетов при отказе УКВ-радиостанции.

Режим «Рамка» является вспомогательным режимом, и его часто называют режимом слухового пеленгования. Прием радиосигналов в этом режиме осуществляется гониометрической антенной, имеющей диаграмму направленности в виде восьмерки. Антенна ненаправленного действия, генератор опорного напряжения и компасный канал в этом режиме отключаются.

Пользуясь переключателем Л—П (лево—право), на двигателе подают переменное напряжение частотой 400 Гц положительной или отрицательной фазы и, вращая искательную катушку, добиваются минимального уровня принятого сигнала. КУР в режиме «Рамка» может определяться с ошибкой $\pm 180^\circ$. Объясняется это наличием двух направлений нулевого приема в диаграмме направленности гониометрической антенны.

Один из способов устранения неоднозначности состоит в следующем. Не меняя курса самолета, необходимо дважды определить значение КУР одной и той же радиостанции с некоторым временным интервалом. Если значение КУР убы-

вает, радиостанция находится слева (рис. 6.8, а), если же значение КУР возрастает, радиостанция находится справа (рис. 6.8, б). Отсчет в обоих случаях необходимо производить в левой или правой половине шкалы указателя радиокompаса.

Уровень сигнала, прослушиваемого в телефонах летчика, и отклонение стрелки индикатора настройки зависят как от положения диаграммы направленности гониометрической антенны, так и от положения регулятора громкости. Однако, если в режимах «Компас» и «Антенна» с помощью регулятора громкости регулируется уровень низкочастотного сигнала, подаваемого на вход УНЧ телефонного канала, и действует схема АРУ приемного тракта, то в режиме «Рамка» АРУ отключена и тогда регулятором громкости изменяют коэффициент усиления приемного тракта. Это позволяет, постоянно увеличивая усиление приемника с помощью ручки РЕГ. ГРОМК. и управляя нажимным переключателем Л—П, более точно установить минимум принимаемого сигнала и, следовательно, направление нулевого приема на ПАР.

Органы управления и настройки радиокompаса РКЛ-41

Органы управления радиокompасом расположены на пульте управления и на приборной доске.

На пульте (рис. 6.9) расположены:

- индикатор настройки 1, предназначенный для точной настройки радиокompаса на заданную частоту по максимальному отклонению стрелки;
- ручка регулировки громкости 2, предназначенная для изменения громкости сигнала в телефонах;
- арматура подсвета 3, предназначенная для подсвета шкалы индикатора, надписей органов управления и настройки;
- переключатель пультов управления 4, предназначенный для переключения пультов управления. К радиокompасу подключен тот пульт управления, на котором горят лампы подсвета;
- переключатель ТЛФ—ТЛГ 5, предназначенный для переключения фильтров приемного тракта с широкой полосы 6 кГц (ТЛФ) на узкую полосу 3 кГц (ТЛГ). Кроме того, в положении ТЛГ включается дополнительный генератор частотой 800 Гц для обеспечения приема позывных радиостанций, работающих в телеграфном режиме незатухающими колебаниями;
- переключатель рода работы 6, предназначенный для включения, а также для установки необходимого режима работы. Переключатель имеет пять положений: ВЫК., Кавт., Круч., АНТ, РАМ;

Состав и размещение РСБН-5С на самолете

Состав и размещение основных блоков самолетного оборудования РСБН-5С представлены в табл. 6.2.

Таблица 6.2

Наименование блоков	Место установки на самолете
Приемник	В средней части фюзеляжа, справа, шп. № 29—30
Передатчик	Правая сторона фюзеляжа, шп. № 30—31
Блок измерения азимута и дальности	Левая сторона фюзеляжа, между шп. № 29—30
Щиток управления	В передней кабине, на горизонтальной части правого пульта
Пульт управления	
Навигационно-пилотажный прибор НПП (2 шт.)	На приборных досках обеих кабин
Прибор, показывающий дальность, ППД-2	
Задатчик высоты ЗДВ-30	В передней кабине на приборной доске (с 36-й серии самолета — на горизонтальной части правого пульта)
Антенна переднего обзора	В носовой части фюзеляжа, под обтекателем
Антенна заднего обзора	На киле, над рулем направления

Принцип действия по функциональной схеме

Аппаратура РСБН-5С может работать в одном из трех режимов: «Навигация», «Пробивание облачности вниз» и «Посадка».

В режиме «Навигация» определяются:

- азимут самолета по прибору НПП с точностью $\pm 2^\circ$;
- дальность относительно радиомаяка РСБН-4Н по прибору ППД-2 с точностью $\pm (0,2 \pm 0,03\% \text{ Д}) \text{ км}$;
- положение линии заданного курса относительно самолета по курсовой планке прибора НПП.

Определение азимута и дальности самолета производится радиотехническим каналом измерения и каналом автономного счисления. При работе радиотехнического канала осуществляется коррекция координат, измеренных каналом автономного счисления. Рассмотрим работу оборудования РСБН-5С в режиме «Навигация» по функциональной схеме, изображенной на рис. 6.10.

Измерение азимута радиотехническим каналом производится путем измерения временного интервала между моментами приема совпадающих импульсов «35» и «36» («Северное совпадение») и азимутальным сигналом.

любом режиме работы при подключенном пульте управления. Действие соответствующего подключенного переключателя Д — Б сигнализируется подсвечиванием шкал частотных переключателей на пульте управления и символов Д и Б на переключателе Д — Б.

Указатель радиокомпаса предназначен для отсчитывания КУР и имеет равномерную шкалу с ценой деления 5° .

Эксплуатация радиокомпаса РКЛ-41

Проверка работоспособности радиокомпаса производится от наземного источника.

Перед включением радиокомпаса убедиться, что органы управления установлены в следующие положения:

- переключатель РК на пульте управления СПУ-9 — в положение РК;
- переключатель Д — Б на приборной доске — в положение Д;
- переключатель рода работы — в положение ВК;
- переключатель ТЛФ — ТЛГ — в положение ТЛФ;
- ручки регулировки громкости и яркости — в крайнее правое положение;
- АЗС АРК на дополнительном электрощитке включен.

Для включения радиокомпаса необходимо:

- включить на основном электрощитке выключатель АККУМ.; АЗС ПРЕОБРАЗ. 115 В I, РТЛ (для включения СПУ-9);
- переключатель рода работы установить в положение АНТ;

— убедиться, что горят лампы подсвета надписей на пульте управления РКЛ-41, при необходимости взять управление радиокомпасом на свою кабину, установив переключатель УПР в другое положение.

Настроить радиокомпас на необходимые частоты радиостанций и проверить работоспособность, для чего:

- ручками декадного переключателя Д установить частоту ДПРС своего аэродрома (кольцевой ручкой — сотни килогерц, флажком — десятки килогерц);
- вращая среднюю ручку плавной настройки, добиться максимальной слышимости позывных сигналов ДПРС;
- ручкой регулировки громкости установить желаемую громкость;

— установить переключатель ТЛФ — ТЛГ в положение ТЛГ и ручкой плавной настройки декадного переключателя Д точно подстроить радиокомпас по максимальному отклонению стрелки индикатора настройки;

- установить переключатель ТЛФ — ТЛГ в положение ТЛФ;

— установить переключатель рода работы в положение $K_{\text{авт}}$ или $K_{\text{руч}}$. Убедиться, что стрелка указателя радиокompаса установилась в направлении на ДПРС, и отсчитать КУР;

— проверить работу схемы ручного управления искательной катушкой, для чего нажать на переключатель Л—П поочередно в положения Л и П и отвести стрелку указателя соответственно влево и вправо на 160° от значения КУР;

— после отпущения переключателя Л—П стрелка указателя радиокompаса должна возвратиться в прежнее положение и показать КУР ДПРС;

— установить переключатель Д—Б в положение Б и произвести настройку радиокompаса на частоту БПРС по методике, изложенной выше;

— установить переключатель Д—Б в положение Д и убедиться в перестройке радиокompаса на частоту ДПРС (стрелка указателя радиокompаса должна установиться в направлении на ДПРС);

— установить переключатель РК на пульте управления СПУ-9 в выключенное положение.

Выключить радиокompас, для чего:

— установить переключатель рода работы в положение ВЫКЛ.;

— выключить АЗС РТЛ, АЗС ПРЕОБР. 115 В I и выключатель АККУМ.

6.2. Самолетное оборудование радиотехнической системы ближней навигации РСБН-5С («Искра»)

Назначение и основные тактико-технические данные

Самолетное оборудование РСБН-5С является составной частью угломерно-дальномерной радиотехнической системы ближней навигации РСБН-4 (РСБН-2) и позволяет вместе с наземным оборудованием системы РСБН-4Н (РСБН-2Н) определять на борту самолета его полярные координаты: азимут и наклонную дальность относительно места установки наземного радиомаяка системы. С помощью наземного оборудования системы инструментальной посадки — посадочной радиомаячной группы ПРМГ-4 аппаратура РСБН-5С решает задачи посадки.

Основное назначение аппаратуры РСБН-5С — измерение азимута и дальности радиотехническими средствами. Однако при отсутствии радиосвязи с наземным оборудованием или при отказе радиотехнической части аппаратуры указанные полярные координаты определяются в самолетной аппаратуре автономно с использованием выходных напряжений датчика воздушной скорости ДВС-5 и курсовой системы

ГМК-1АЭ. В режиме радиокоррекции РСБН-5С вырабатывает поправку к данным автономного счисления.

Достоинства автономных средств навигации (с использованием ДВС-5 и ГМК-1АЭ) состоят в том, что с их помощью можно определять координаты самолета независимо от работы наземных радиотехнических средств. При этом они не подвержены действию радиопомех и могут работать без ограничения дальности. Существенным недостатком их является низкая точность измерения навигационных параметров, причем ошибка возрастает с увеличением времени полета.

Радиотехнический канал измерения координат обладает высокой точностью измерения. Однако существенными недостатками его являются низкая помехозащищенность, ограниченная дальность действия и зависимость дальности действия от высоты полета самолета, что снижает тактические возможности самолетов.

Комплексное использование навигационных измерителей позволяет сохранить достоинства радиотехнических и автономных радиотехнических средств и снизить влияние их недостатков.

Для решения задачи посадки самолетное оборудование принимает радиосигналы курсового (КРМ) и глissадного (ГРМ) радиомаяков системы ПРМГ-4. При этом определяются отклонения самолета от заданных курсовой линии посадки и глissады планирования, а также наклонная дальность до точки приземления.

Оборудование РСБН-5С совместно с наземными радионавигационными средствами обеспечивает самолетовождение в сложных метеоусловиях и значительно повышает безопасность полетов, позволяет решать задачи навигации, посадки и наземной диспетчерской службы.

Основные тактико-технические данные самолетного оборудования РСБН-5С:

— диапазон рабочих частот — дециметровый;

— количество каналов связи с наземным оборудованием в режиме «Навигация» и в режиме «Посадка» — 40;

— точность измерения полярных координат самолета относительно места установки радиомаяка не хуже:

азимута — $\pm 0,2^\circ$;

дальности — $\pm (0,2 \pm 0,03\% \text{ Д}) \text{ км}$;

— радиус зоны неустойчивости радиокоррекции над радиомаяком на высоте, не более:

3000 м — 3 км;

5000 м — 5 км;

— мощность самолетного передатчика — 0,5 кВт;

— масса комплекта — 65 кг.

Сигналы наземного радиомаяка (опорные «35», «36» и азимутальный) принимаются антеннами аппаратуры РСБН-5С и через антенно-фидерную систему (АФС) поступают на вход приемника (ПРМ), выполненного по супергетеродинной схеме. Кроме усиления, преобразования по частоте и детектирования принятые сигналы декодируются. С выхода приемника сформированные опорные импульсы «35», «36» и азимутальный сигнал поступают в блок измерения азимута и дальности (БИАД). В БИАД производится измерение временного интервала между моментом формирования сигнала «Северное совпадение» и моментом поступления от приемника азимутального импульса. Измеренный временной интервал преобразуется в напряжение постоянного тока, пропорциональное азимуту, и выдается в виде сигнала U_{θ} с выходного устройства БИАД на блок сопряжения (БС). Одновременно на вход БС поступает напряжение обратной связи $U_{o.c.}$, пропорциональное ранее отработанному значению азимута и снимаемое с движков потенциометров обратной связи.

Напряжение рассогласования $\Delta U_{\theta} = U_{\theta} - U_{o.c.}$ после преобразования в переменное напряжение поступает на управляющую обмотку двигателя Д2 отработки азимута. Двигатель работает до тех пор, пока напряжение рассогласования за счет изменения $U_{o.c.}$ не станет равным нулю. Угол поворота оси двигателя с помощью следящей системы передается на навигационно-пилотажный прибор НПП. Отработанное значение азимута индицируется на НПП с точностью до $\pm 2^{\circ}$.

При рассогласовании в канале измерения азимута менее $0,5^{\circ}$ на щитке управления РСБН-5С горит лампа КОРРЕКЦИЯ АЗИМУТ. В задней кабине горит лампа табло АЗИМУТ ТОЧНО.

Для проверки азимутального канала и компенсации возможных уходов начальной установки азимута предусмотрен специальный режим «Контроль нуля азимута». При нажатии на кнопку УСТ. НУЛЯ АЗИМУТА азимутальный сигнал формируется из импульса «Северное совпадение» в момент совмещения оси диаграммы направленности вращающейся антенны наземного радиомаяка на север. Азимутальная стрелка при этом должна установиться на нуль.

Контроль нуля азимута возможен только в том случае, когда на борту принимаются опорные сигналы «35» и «36» от наземного радиомаяка.

Определение дальности до наземного радиомаяка производится путем измерения временного интервала между сигналом «Запрос дальности», формируемым самолетной аппаратурой РСБН, и сигналом «Ответ дальности», излучаемым передатчиком ретранслятора дальномера наземного радиомаяка системы РСБН-4Н.

Сигнал «Запрос дальности» формируется следующим об-

разом. БИАД вырабатывает импульсный сигнал для запуска передатчика частотой 30—50 Гц. Этот сигнал поступает в передатчик и модулирует высокочастотный сигнал генератора. Модулированный высокочастотный сигнал передатчика поступает на АФС и излучается.

Ответный сигнал дальности, формируемый наземным ретранслятором дальности наземного радиомаяка, принимается АФС и поступает в приемник, где преобразуется и выдается в БИАД.

В БИАД производится измерение временного интервала между моментом выдачи сигнала «Запрос дальности» и моментом получения сигнала «Ответ дальности» от приемника. Измеренный временной интервал преобразуется в напряжение постоянного тока, пропорциональное дальности, и выдается в виде напряжения U_d с выходного устройства БИАД в блок сопряжения. Одновременно на БС поступает напряжение обратной связи $U_{o.c.}$, пропорциональное ранее измеренному значению дальности и снимаемое с движков потенциометров обратной связи.

Напряжение рассогласования $\Delta U_d = U_d - U_{o.c.}$ из блока сопряжения поступает на двигатель Д3 отработки дальности. Двигатель работает до тех пор, пока напряжение рассогласования вследствие изменения не станет равным нулю.

Угол поворота оси двигателя Д3 с помощью следящей системы передается на прямопоказывающий прибор дальности ППД-2. Отработанное значение дальности индицируется на ППД-2 с точностью $\pm (0,2 \pm 0,03\% D)$ км.

При рассогласовании в канале измерения дальности меньше 0,5 км на щитке управления РСБН-5С горит лампа КОРРЕКЦИЯ ДАЛЬН. В задней кабине горит лампа табло ДАЛЬНОСТЬ ТОЧНО.

Общей для каналов измерения азимута и дальности является схема **встроенного контроля**. При нажатии кнопки КОНТРОЛЬ на пульте управления РСБН-5С на приборах НПП отрабатывается азимут, равный $(177 \pm 2)^{\circ}$, а на приборах ППД-2 — дальность, равная $(291,5 \pm 0,3)$ км.

Схема «Селектор азимута» (рис. 6.11) предназначена для формирования сигналов отклонения самолета от линии заданного пути, определяемой заданным значением азимута.

Сигналы отклонения формируются путем сравнения заданного и текущего значений азимута, преобразования сигнала ошибки в постоянное напряжение и выдачи его на курсовую планку приборов НПП.

Заданный азимут устанавливается на НПП по стрелке курсозадатчика с помощью кремальеры ЗК, находящейся на лицевой панели прибора.

Сравнение текущего и заданного азимутов производится с помощью двух сельсинов: сельсина-датчика текущего азимута В1 и сельсина-приемника заданного азимута в НПП В2.

ме с напряжением, пропорциональным крейсерской высоте $H_{кр} = 8000$ м, снимаемым с верхнего (по схеме) вывода вторичной обмотки трансформатора. Отклонение глассадной планки НПП (КПП) указывает положение линии крейсерской высоты относительно самолета.

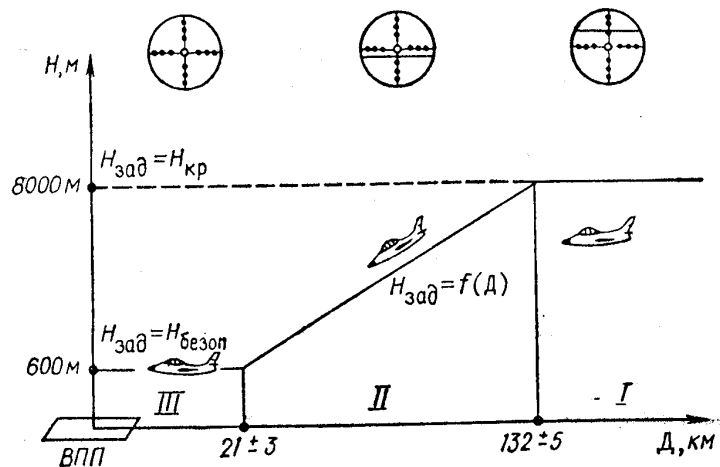


Рис. 6.13. Программная траектория снижения

Второй этап II — удаление в пределах 21—132 км. При этом с помощью кулачкового механизма «0—132 км» замыкается цепь питания реле Р1. В этом случае на вход мостовой схемы поступает напряжение, пропорциональное $H_{зад} = f(D)$, снимаемое с потенциометра Р1. Движок этого потенциометра перемещается двигателем канала измерения дальности. Отклонение глассадной планки НПП показывает положение линии снижения самолета.

Третий этап III — удаление менее 21 км. В этом случае напряжение, пропорциональное $H_{тек}$, сравнивается с напряжением, пропорциональным безопасной высоте $H_{безоп} = 600$ м. Глассадная планка прибора НПП указывает при этом положение программной траектории безопасной высоты относительно самолета.

При достижении дальности $D = 21$ км с помощью кулачка «0—21 км» замыкается цепь питания реле Р2. Реле срабатывает и своими контактами подключает ко входу мостовой схемы средний (по схеме) вывод вторичной обмотки трансформатора Тр, где образуется напряжение, пропорциональное $H_{безоп} = 600$ м. Одновременно с помощью контактов 2.2 реле Р2 включается лампа табло ПРОБИВ. ОКОНЧЕНО в обеих кабинах.

согласования селектора, что достигается разворотом ротора сельсина-приемника прибора НПП кремальерой ЗК на 180° .

Для контроля инструктором правильности установки заданного азимута (курса) на приборе НПП в передней кабине имеется схема синхронизации заданного азимута (рис. 6.11).

При нажатии в задней кабине кнопки СОГЛАС. ЗАДАННОГО АЗИМУТА сельсин-приемник В2 отключается от сельсина-датчика текущего азимута В1 и переключается на блок синхронизации заданного азимута. При этом схема селектора азимута отключается. Сельсин-приемник В2 является теперь сельсин-датчиком для сельсина В4 прибора НПП задней кабины.

Сигнал рассогласования «по положению» ротора сельсина-приемника задней кабины поступает на вход усилителя.

С выхода усилителя сигнал рассогласования поступает на двигатель прибора НПП задней кабины и разворачивает стрелку заданного азимута до положения согласования. При этом в передней кабине горит лампа табло СОГЛАС. АЗИМУТА.

После отпускания кнопки гаснет лампа табло СОГЛАС. АЗИМУТА и начинает работать схема селектора азимута.

Автономное счисление азимута θ и дальности D осуществляется путем интегрирования тангенциальной (азимутальной) и радиальной (дальномерной) составляющих воздушной скорости самолета (рис. 6.12):

$$\theta = \int_0^{T_n} V_\theta dt;$$

$$D = \int_0^{T_n} V_d dt,$$

где T_n — время полета;

V_θ — тангенциальная (азимутальная) составляющая истинной скорости;

V_d — радиальная (дальномерная) составляющая истинной скорости.

Для получения V_θ и V_d истинная воздушная скорость раскладывается на две взаимно перпендикулярные составляющие, причем

$$V_\theta = V_n \sin \alpha = V_n \sin (\pi - \text{КУР});$$

$$V_d = V_n \cos \alpha = V_n \cos (\pi - \text{КУР}),$$

где φ_n — истинный курс самолета; $\text{КУР} = \pm \theta - \varphi_n + \pi$.

Сигналы автономного счисления V_θ и V_d формируются следующим образом (рис. 6.10).

Переменное напряжение, пропорциональное величине истинной воздушной скорости, снимаемое с датчика воздушной скорости ДВС-5, поступает на раскладчик воздушной скорости. Раскладчик выполнен на вращающемся трансформаторе, ось которого повернута на угол $\alpha = \psi_n - \theta$.

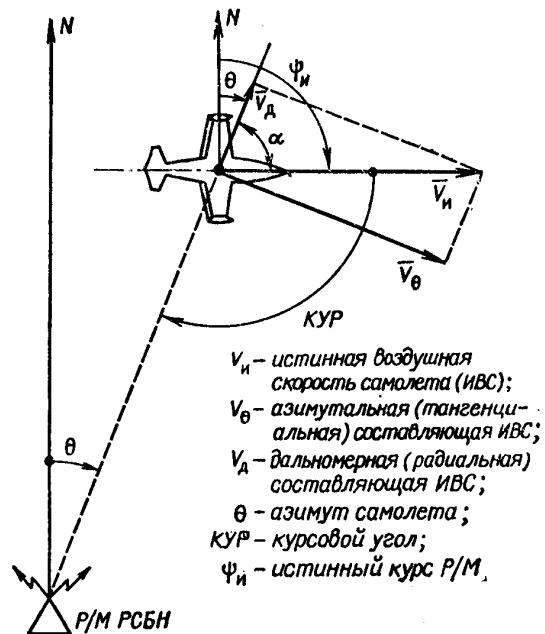


Рис. 6.12. Автономное определение азимута и дальности

Угол α формируется на дифференциальном сельсине (ДС) В1.

Ротор ДС жестко связан с осью двигателя отработки азимута и питается от гиромагнитного компаса (ГМК) напряжением, пропорциональным истинному курсу.

Статорная обмотка ДС соединена со статорной обмоткой сельсина-приемника В2. Напряжение рассогласования «по положению» роторных обмоток усиливается усилителем и отработывается двигателем Д1.

На статорную обмотку раскладчика воздушной скорости подается напряжение, пропорциональное истинной воздушной скорости V_n , а ротор развернут на угол $\alpha = \psi_n - \theta$. При этом с синусной обмотки раскладчика снимается напряжение, пропорциональное $V_\theta = V_n \sin \alpha$, т. е. азимутальной составляющей вектора воздушной скорости. С косинусной обмотки раскладчика снимается напряжение, пропорциональное

$V_d = V_n \cos \alpha$, т. е. дальномерной составляющей вектора воздушной скорости. Далее напряжения, пропорциональные V_θ и V_d , интегрируются, преобразуются и поступают в блок сопряжения для суммирования с сигналами радиотехнического канала измерения азимута и дальности.

При отсутствии сигналов по радиоканалу измерение азимута и дальности осуществляется только по данным автономного счисления. При этом гаснут лампы КОРРЕКЦИЯ АЗИМУТ, КОРРЕКЦИЯ ДАЛЬН. на щитке управления передней кабины и лампы табло АЗИМУТ ТОЧНО, ДАЛЬНОСТЬ ТОЧНО на приборной доске в задней кабине.

Автономное счисление координат производится с накоплением ошибки, величина которой зависит от времени полета. Устраняются накопленные ошибки при автономном счислении азимута и дальности с помощью нажимных переключателей АЗИМУТ НАЧАЛЬН. УСТ., ДАЛЬН. НАЧАЛЬН. УСТ.

В режиме «Пробивание облачности вниз» определяются:

- азимут самолета по прибору НПП;
- дальность относительно наземного радиомаяка по прибору ППД-2;
- положение линии заданного курса относительно самолета по курсовой планке прибора НПП;
- положение программной траектории снижения (кривой пробивания) относительно самолета по глассадной планке прибора НПП.

Режим «Пробивание облачности вниз» включается на пульте управления и предназначен для обеспечения снижения самолета в районе аэродрома по заложенной программе снижения (кривой пробивания).

Кривая пробивания облачности вниз приведена на рис. 6.13. Формирование сигнала отклонения от заданной кривой пробивания производится мостовой схемой (рис. 6.14) путем сравнения напряжения, пропорционального текущей высоте $H_{тек}$ (формируется датчиком ДВ-30), с программным напряжением, пропорциональное заданной высоте как функции от дальности. Разностное напряжение усиливается усилителем и подается в НПП. Под воздействием этого напряжения перемещается глассадная планка НПП. Планка прибора относительно центрального кружка показывает положение программной траектории снижения.

Режим «Пробивание облачности вниз» можно разделить на три этапа в зависимости от удаления самолета от аэродрома посадки.

Первый этап I (рис. 6.13) — удаление больше 132 км. В этом случае реле Р1 и Р2 (рис. 6.14) обесточены и напряжение, пропорциональное $H_{тек}$, сравнивается в мостовой схе-

Общим для всех этапов режима «Пробивание облачности вниз» является срабатывание (закрывание) бленкера Г прибора НПП при наличии сигнала «Коррекция дальности» на щитке управления РСБН-5С, т. е. если устойчиво принимаются сигналы ретранслятора дальности радиомаяка и ошибка в измерении дальности не превышает 0,5 км. В задней кабине при этом должна гореть лампа табло ДАЛЬНОСТЬ ТОЧНО.

В режиме «Посадка» самолетное оборудование РСБН-5С принимает сигналы наземных радиомаяков посадочной радиомаячной группы (ПРМГ) и определяются:

— вход самолета в зону действия курсового (КРМ) и глissадного (ГРМ) радиомаяков и уверенный прием этих сигналов по закрытию бленкеров К и Г прибора НПП;

— положение глissады планирования относительно самолета по глissадной планке НПП;

— положение линии курса относительно самолета по курсовой планке прибора НПП;

— удаление самолета относительно ретранслятора дальности, входящего в состав глissадного радиомаяка.

Как вспомогательный параметр автономно считается азимут.

Функциональная схема оборудования РСБН-5С в режиме «Посадка» приведена на рис. 6.15.

В режим «Посадка» оборудование переходит по сигналу «Посадка» (+27 В), который поступает от переключателя режимов работы пульта управления РСБН-5С в передней кабине:

— в АФС для включения передней антенны самолета (в режиме «Посадка» работает только передняя антенна);

— в щиток управления для включения частотно-кодового канала посадки;

— в приемник для перевода его на прием сигналов посадочных радиомаяков системы ПРМГ, дальнейшего их выделения и усиления по курсовому и глissадному каналам.

Принцип работы оборудования РСБН-5С в режиме «Посадка» заключается в следующем. Радиомаяки ПРМГ-4 (КРМ и ГРМ), излучая радиоволны на различных частотах направленными антеннами, формируют в пространстве равнонаправленные направления (РСН). РСН курсового радиомаяка совпадает с курсовой линией посадки, глissадного радиомаяка — с глissадой планирования. Кроме того, радиосигналы, излученные различными антеннами радиомаяков ПРМГ (левой и правой — курсового, верхней и нижней — глissадного), отличаются по частоте модуляции ($F_{M1(л, п)} = 1300$ Гц, $F_{M2(п, в)} = 2100$ Гц).

При входе самолета в зону действия ПРМГ и включенном режиме «Посадка» амплитудно-модулированные сигналы радиомаяков поступают через АФС в приемник (ПРМ), где

происходит их преобразование и разделение по каналам курса и глissады. С выхода ПРМ продетектированные низкочастотные сигналы частот модуляции $F_{M1} = 1300$ Гц и $F_{M2} =$

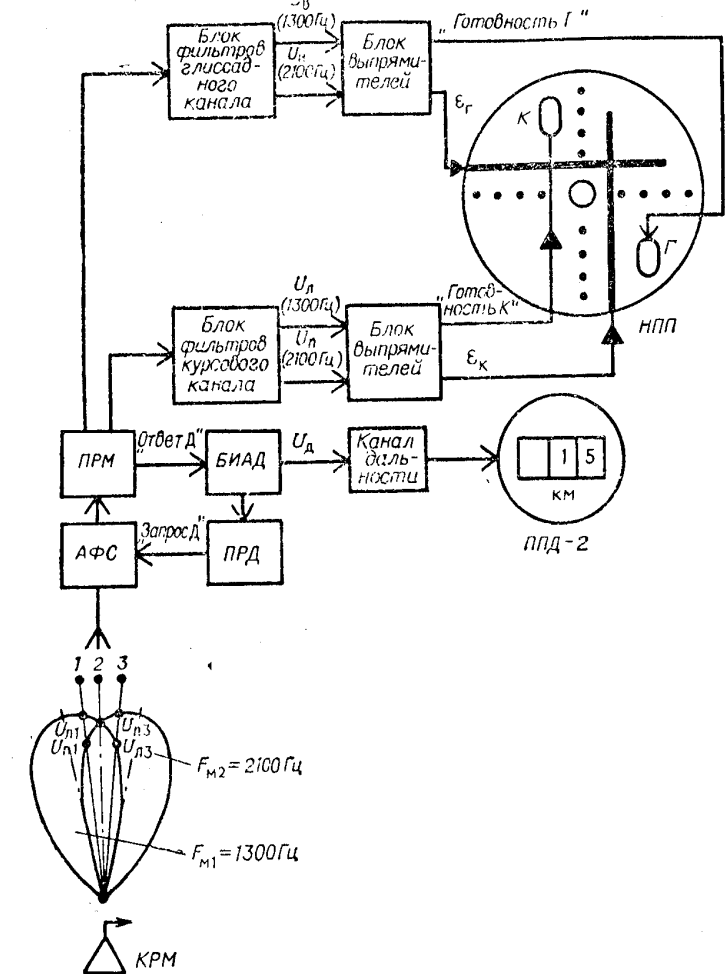


Рис. 6.15. Функциональная схема оборудования РСБН-5С в режиме «Посадка»

$= 2100$ Гц подаются в блок фильтров канала курса и канала глissады. В блоке фильтров канала курса происходит разделение сигналов частот 1300 и 2100 Гц, соответствующих левому и правому лепесткам диаграммы направленности кур-

лампы КОРРЕКЦИЯ АЗИМУТ. ДАЛЬН. — вновь загореться.

Нажать на кнопку КОНТРОЛЬ, при этом на приборах НПП и ППД должны отработаться контрольные значения азимута ($177 \pm 2^\circ$) и дальности ($291,5 \pm 0,3$) км и должны гореть лампы КОРРЕКЦИЯ АЗИМУТ. ДАЛЬН.

Отпустить кнопку КОНТРОЛЬ, при этом показания азимута и дальности должны вернуться к исходным значениям.

Установить переключатель рода работы в положение ПОСАДКА и по закрытию бленкеров на приборе НПП убедиться, что сигналы наземных маяков принимаются и планки отклонены: глиссадная — вверх, курсовая — в сторону равносигнальной зоны КРМ. Показания дальности прибора ППД-2 должны измениться.

После проверки работоспособности РСБН-5С переключатель рода работы установить в положение НАВИГАЦИЯ.

При нажатии летчиком-инструктором во второй кабине кнопки ИСКРА — СОГЛАС. ЗАДАННОГО АЗИМУТА в первой кабине должна загореться лампа СОГЛАС. АЗИМУТА, стрелка заданного курса НПП задней кабины должна установиться на значение азимута, которое установлено на задатчике курса НПП в первой кабине.

Выключить АЗС ИСКРА, АГД — ГМК, ПРЕОБР. 115 В II на основном электрощитке первой кабины.

6.3. Радиовысотмер РВ-5

Назначение, основные тактико-технические данные

РВ-5 является радиовысотмером малых высот. Он предназначен для измерения истинной высоты полета самолета над пролетаемой местностью в диапазоне высот от 0 до 750 м. Кроме того, он позволяет выдавать летчику информацию:

— о моменте снижения самолета на заранее установленную (опасную) высоту;

— об исправной работе радиовысотомера;

— об отказе радиовысотомера.

Тактико-технические данные РВ-5:

— диапазон измеряемых высот — от 0 до 750 м;

— погрешность измерения истинной высоты полета по указателю высоты на высотах:

от 0 до 10 м — $\pm 0,8$ м;

от 10 до 750 м — $\pm 8\% H_m$;

— погрешность сигнализации опасной высоты на высотах:

от 2 до 10 м — $\pm 0,5$ м;

от 10 до 750 м — $\pm 5\% H_{уст}$;

— диапазон частот передатчика — 4200—4400 МГц;

— частота модуляции — 150 Гц;

сады (сигналов «Готовность курса» и «Готовность глиссиды»), закрываются бленкеры К и Г прибора НПП, образуя сплошное черное поле прибора и указывая, что самолет находится в зоне устойчивого приема сигналов радиомаяков ПРМГ.

Определение дальности до точки приземления осуществляется так же, как и в режиме «Навигация», но в режиме «Посадка» в качестве ретранслятора запросных сигналов самолетного оборудования используется ретранслятор дальности глиссидного радиомаяка.

Органы управления и контроля работоспособности РСБН-5С

Органы управления и контроля расположены в передней и задней кабинах.

Передняя кабина. На пульте управления РСБН-5С (рис. 6.16) расположены:

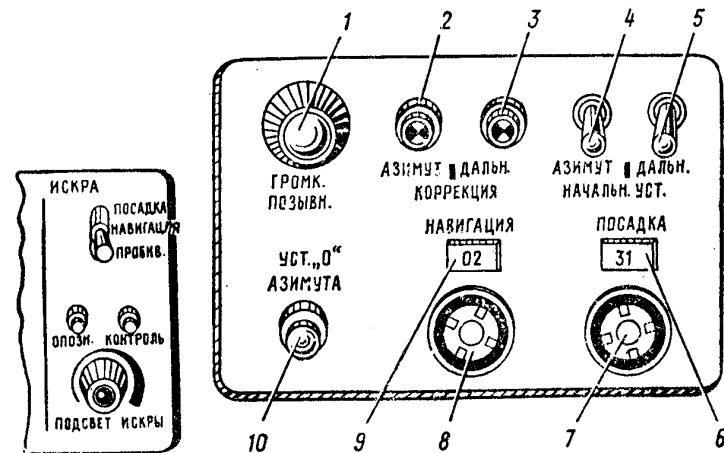


Рис. 6.16. Пульт управления РСБН-5С

Рис. 6.17. Щиток управления РСБН-5С

— переключатель рода работы на три положения: ПОСАДКА, НАВИГАЦИЯ, ПРОБ. В., позволяющий изменять режим работы РСБН-5С;

— кнопка ОПОЗН. При ее нажатии самолетная аппаратура РСБН-5С формирует сигнал индивидуального опознавания, что приводит к появлению дополнительной отметки на ИКО наземного радиомаяка РСБН-4Н;

— кнопка КОНТРОЛЬ, предназначенная для проверки работоспособности азимутального и дальномерного каналов аппаратуры РСБН-5С;

— ручка регулировки яркости подсвета ПОДСВЕТ ИСКРЫ.

На щитке управления РСБН-5С (рис. 6.17) расположены:
— сигнальные лампы КОРРЕКЦИЯ АЗИМУТ 2 и ДАЛЬН. 3, предназначенные для индикации отработки значений азимута и дальности по точным каналам измерения;

— кнопка установки нуля азимута УСТ. 0 АЗИМУТА 10, предназначенная для проверки калибровки азимутального канала аппаратуры;

— ручка регулировки громкости ГРОМК. ПОЗЫВН. 1, предназначенная для регулировки громкости позывных сигналов наземного радиомаяка РСБН-4Н;

— нажимные переключатели АЗИМУТ НАЧАЛЬН. УСТ. 4 и ДАЛЬН. НАЧАЛЬН. УСТ. 5, позволяющие установить вручную любое значение азимута и дальности на приборах НПП и ППД-2;

— переключатели ПОСАДКА 7 и НАВИГАЦИЯ 8 на 40 положений каждый, позволяющие изменять частотно-кодовые каналы связи самолетных приемника и передатчика;

— устройство индикации выбранного канала связи в режиме НАВИГАЦИЯ 9 и ПОСАДКА 6.

На правом сигнальном табло расположены:

— лампа ПРОБИВ. ОКОНЧЕНО, сигнализирующая об окончании полета в режиме «Пробивание облачности вниз»;

— лампа СОГЛАС. АЗИМУТА, предназначенная для сигнализации включения режима согласования заданного азимута летчиком задней кабины.

На приборной доске расположен задатчик высоты ЗДВ-30, предназначенный для корректировки напряжения датчика высоты ДВ-30 в зависимости от атмосферного давления.

С 36-й серии самолета задатчик высоты ЗДВ-30 расположен на правом пульте в передней кабине.

На горизонтальной части левого пульта кабины расположена кнопка ПРОСЛУШИВАНИЕ ИСКРЫ. При нажатии на кнопку в телефонах прослушиваются позывные радиомаяка РСБН-4Н.

Задняя кабина. На горизонтальной части правого пульта расположены:

— кнопка СОГЛАС. ЗАДАННОГО АЗИМУТА, предназначенная для контроля летчиком задней кабины заданного курса (ЗК), установленного на приборе НПП передней кабины;

— выключатель аварийного включения режима посадки АВАР. ВКЛЮЧЕНИЕ ПОСАДКИ.

На сигнальном табло расположены:

— лампа ПРОБИВ. ОКОНЧЕНО;

— лампы АЗИМУТ ТОЧНО, ДАЛЬНОСТЬ ТОЧНО.

Эксплуатация самолетного оборудования РСБН-5С

Самолетное оборудование РСБН-5С питается по постоянному току от самолетного генератора типа ВГ-7500Я напряжением 28,5 В, по переменному току напряжением 115 В частотой 400 Гц — от статического преобразователя, по переменному току трехфазным напряжением 36 В частотой 400 Гц — от электромашинного преобразователя типа ПТ-500Ц.

Перед посадкой в кабину убедиться, что на приборе КМ-8 в задней кабине установлен угол магнитного склонения аэродрома.

После посадки в кабину самолета необходимо органы управления РСБН-5С установить в следующие положения:

— ручку ЗДВ-30 — на деление, соответствующее давлению аэродрома;

— переключатель рода работы на пульте управления — в положение НАВИГАЦИЯ;

— переключатели НАВИГАЦИЯ и ПОСАДКА на щитке управления — на заданные каналы связи;

— ручку регулятора громкости ГРОМК. ПОЗЫВН. — в крайнее правое положение.

Для включения РСБН-5С необходимо:

— включить на основном электрощитке выключатель АККУМ. и АЗС ПРЕОБР. 115 В II, АГД — ГМК и АЗС ПТ-500Ц на дополнительном электрощитке;

— включить АЗС ИСКРА на основном электрощитке.

Через 3 мин после включения аппаратуры РСБН-5С проверить отработку значения дальности и азимута относительно наземного радиомаяка РСБН-4Н на приборах НПП и ППД.

Убедиться в том, что горят лампы КОРРЕКЦИЯ АЗИМУТ, ДАЛЬН. на щитке управления.

Включить выключатель (нажать кнопку) ПРОСЛУШИВАНИЕ ИСКРЫ и прослушать позывные наземного радиомаяка. При необходимости ручкой ГРОМК. ПОЗЫВН. установить требуемую громкость.

Нажать на кнопку УСТ. 0 АЗИМУТА. Азимутальная стрелка прибора НПП должна отработать контрольное значение азимута $+1^\circ$, а лампа КОРРЕКЦИЯ АЗИМУТ должна гореть.

Нажать на пульте управления аппаратурой РСБН-5С переключатели НАЧАЛЬН. УСТ. АЗИМУТ и НАЧАЛЬН. УСТ. ДАЛЬН. вверх или вниз, при этом показания азимута и дальности должны увеличиться или уменьшиться, а лампы КОРРЕКЦИЯ АЗИМУТ, ДАЛЬН. — погаснуть. При отпуске указанных переключателей показания азимута и дальности должны вернуться к исходным значениям, а

образователя становится равным нулю и двигатель останавливается.

Работа канала контроля и индикации. Для автоматического непрерывного контроля исправности радиовысотомера и выдачи сигнала «Отказ» при неисправности радиовысотомера

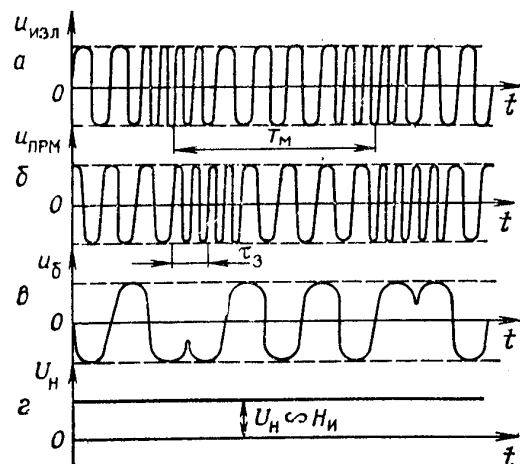


Рис. 6.19. Диаграммы напряжения в радиовысотомере

и за пределами рабочего диапазона высот предусмотрена схема встроенного контроля, которая работает следующим образом. Напряжение с выхода усилителя разностной частоты через нормально замкнутые контакты реле Р1 подается в блок контроля. Блок контроля осуществляет непрерывный контроль амплитуды выходного сигнала усилителя разностной частоты. При уменьшении амплитуды сигнала разностной частоты, вызванном отказом одного из блоков радиовысотомера, и достижении ее значения меньше допустимого на выходе блока контроля появляется сигнал «Отказ РВ» в виде напряжения +27 В, поступающий на реле Р2 и указатель высоты. Реле Р2 срабатывает и своими контактами 2.1 подключает потенциометр обратной связи к источнику напряжения 45 В. В результате этого двигатель работает до тех пор, пока стрелка указателя не установится за темным сектором прибора. Кроме того, в зависимости от типа указателя высоты либо загорается красная лампа ОТКАЗ, установленная в кнопке-ручке КОНТРОЛЬ (рис. 6.20, а), либо открывается бленкер ОТКАЗ и на шкале указателя открывается красное поле (рис. 6.20, б).

При нажатии на кнопку КОНТРОЛЬ срабатывает реле Р1. При этом вход блока измерения через контакты Р 1.1

- полоса модуляции — 100 МГц;
- выходная мощность передатчика — 0,4 Вт;
- время готовности к работе после включения питающих напряжений — 3 мин;
- масса комплекта — не более 10 кг.

Состав и размещение на самолете

Состав радиовысотомера и размещение его элементов на самолете представлены в табл. 6.3.

Таблица 6.3

Наименование блоков	Место установки на самолете
Приемопередатчик	На левой стороне фюзеляжа, между шпангоутами № 18—21, под откидным люком
Приемная и передающая рупорные антенны	В нижней части фюзеляжа: — приемная — между шпангоутами № 18—19; — передающая — между шпангоутами № 23—24
Указатели высоты УВ-5 — 2 шт.	В передней и задней кабинах, на приборных досках
Сигнальная лампа ОПАСНАЯ ВЫСОТА (2 шт.)	На аварийном табло в обеих кабинах

Принцип действия по функциональной схеме

По принципу действия радиовысотомер представляет собой маломощную радиолокационную станцию, работающую в режиме непрерывного излучения.

Передатчик формирует высокочастотный частотно-модулированный сигнал, который с помощью передающей антенны излучается по направлению к земле. Отраженный от земли высокочастотный сигнал принимается приемной антенной и поступает на вход приемника через время запаздывания $\tau_{зап}$ с момента излучения сигнала. За этот промежуток времени высокочастотный сигнал проходит путь от самолета к земле и обратно, т. е. путь, равный $2H_H$. Зная скорость распространения радиоволн c , можно определить высоту полета самолета:

$$H_H = c\tau_{зап}/2.$$

Величина $\tau_{зап}$ очень мала, и для ее измерения в радиовысотомере используется частотный метод. Суть этого метода состоит в том, что в приемнике происходит сравнение сигналов двух частот: отраженного и прямого. Так как сигнал,

формируемый передатчиком, является частотно-модулированным, за время распространения сигнала от самолета к земле и обратно частота прямого сигнала изменится. Разность частот прямого и отраженного сигналов пропорциональна интервалу $\tau_{\text{зан}}$, т. е. высоте полета самолета.

В результате сравнения сигналов двух частот на выходе приемника образуется напряжение разностной частоты. Значение частоты этого напряжения определяется выражением

$$F_p = 4\Delta f F_m \frac{H_n}{c},$$

где Δf — полоса модуляций, Гц;
 $F_m = 1/T_m$ — частота модуляции, Гц.

Из последнего выражения видно, что значение разностной частоты зависит от высоты полета самолета. Измерив частоту F_p , можно определить высоту полета.

Измеряемая высота H_n и разностная частота F_p связаны соотношением

$$H_n = kF_p,$$

где k — постоянная радиовысотомера, $k = c/4\Delta f F_m$.

Рассмотрим принцип действия радиовысотомера РВ-5 по функциональной схеме, представленной на рис. 6.18. Радиовысотомер состоит из канала измерения высоты и канала контроля и индикации.

Работа канала измерения высоты. Модулированные по частоте высокочастотные колебания (рис. 6.19, а) от генератора СВЧ поступают в передающую антенну и излучаются по направлению к земле. Через временной интервал $\tau_{\text{зан}}$, равный времени прохождения сигнала от самолета к земле и обратно, отраженный сигнал (рис. 6.19, б) принимается приемной антенной и поступает на вход смесителя. Одновременно на вход этого смесителя подается прямой сигнал от генератора СВЧ. В результате преобразования по частоте двух сигналов на выходе смесителя образуется напряжение разностной частоты (рис. 6.19, в). Это напряжение, усиленное усилителем разностной частоты, через нормально замкнутые контакты реле Р1 подается в блок измерения и в блок контроля. В блоке измерения напряжение разностной частоты преобразуется в постоянное напряжение U_n , пропорциональное высоте полета самолета (рис. 6.19, г).

Полученное напряжение U_n поступает в преобразователь 400 Гц, где преобразуется в переменное напряжение, которое используется для питания управляющей обмотки электродвигателя. Двигатель поворачивает стрелку указателя высоты и одновременно движок потенциометра обратной связи, с которого снимается напряжение обратной связи $U_{o.c.}$. В момент равенства напряжений U_n и $U_{o.c.}$ напряжение на выходе пре-

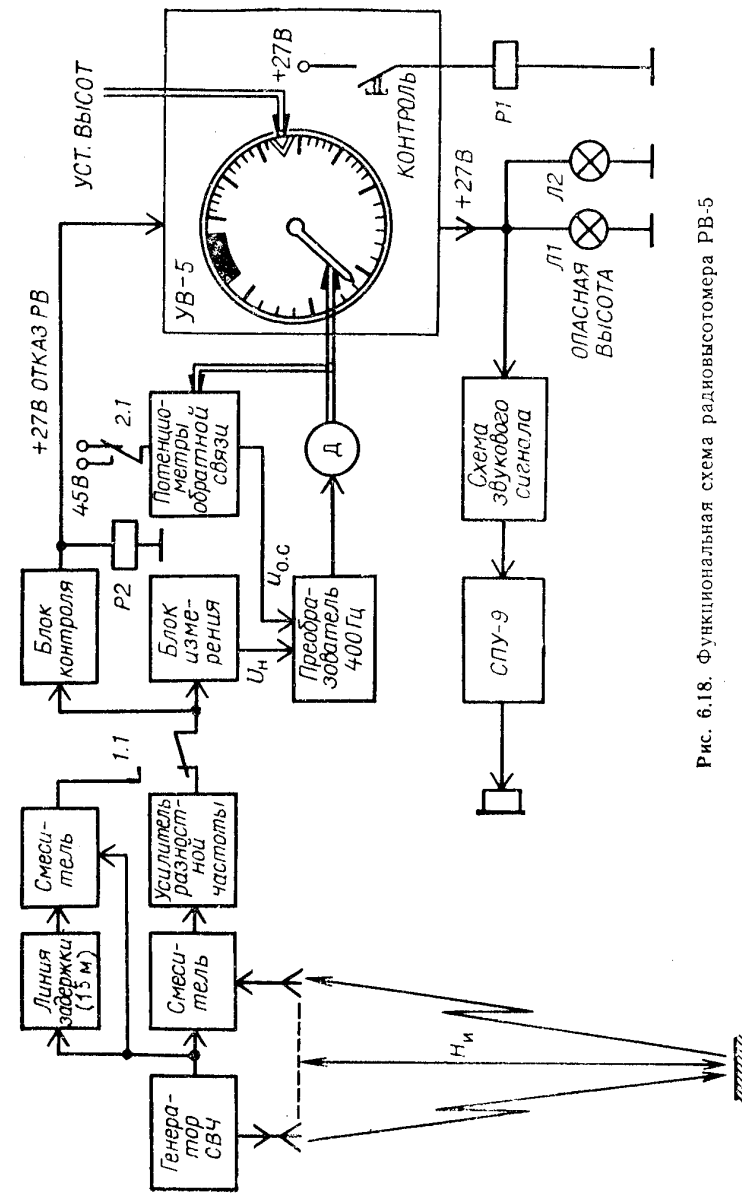


Рис. 6.18. Функциональная схема радиовысотомера РВ-5

ного тока. Эти импульсы воздействуют на реле, включающие сигнальные лампы МАРКЕР и схему звуковой сигнализации.

Работа маркерного радиоприемника заключается в следующем (рис. 6.21).

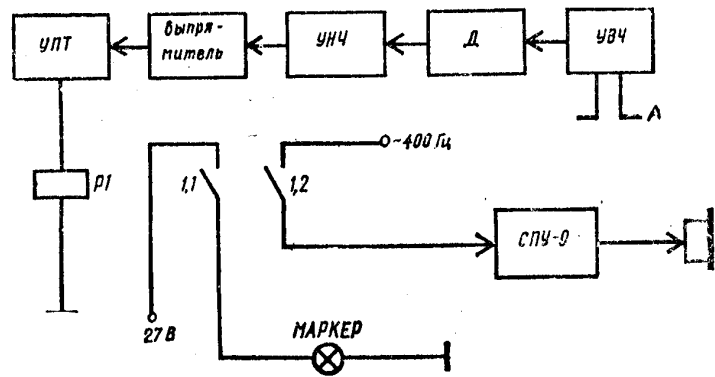


Рис. 6.21. Функциональная схема маркерного радиоприемника МРП-56П

Сигнал наземного радиомаяка (рис. 6.22, а), принятый внутрифюзеляжной антенной, подается на вход приемника прямого усиления. В этом приемнике сигнал усиливается по

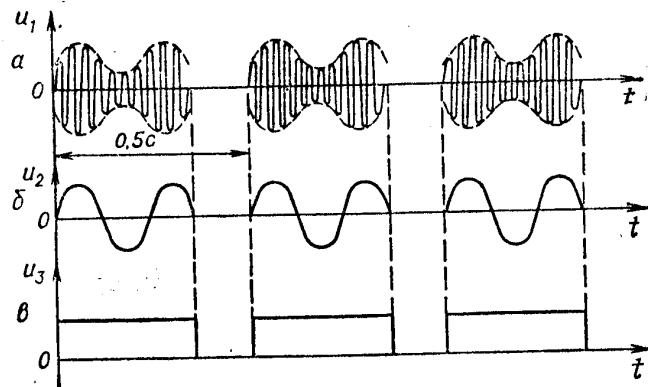


Рис. 6.22. Диаграммы напряжений в маркерном радиоприемнике

высокой частоте, детектируется, усиливается по низкой частоте и выпрямляется. На выходе выпрямителя образуются импульсы постоянного тока (рис. 6.22, в), усиливающиеся усилителем постоянного тока, в анодную цепь которого включена обмотка реле P1. Реле P1 срабатывает от каждого импульса и замыкает контактами 1.1 цепь питания сигнальной

подключается к выходу усилителя напряжения частоты контроля, на выходе которого имеется напряжение, пропорциональное высоте 15 м. Стрелка указателя высоты должна установиться на значении $(15 \pm 1,5)$ м.

Звуковую и световую сигнализацию о снижении на опасную высоту обеспечивает схема сигнализации опасной высоты. Установка опасной высоты осуществляется летчиком вращением ручки УСТАН. ВЫСОТ, расположенной на указателе высоты, по положению желтого треугольного индекса.

При достижении самолетом высоты, равной установленной опасной, в указателе высоты вырабатывается сигнал «Опасная высота» в виде напряжения +27 В. Это напряжение подается на лампы ОПАСНАЯ ВЫСОТА, установленные на указателе высоты (Л1) и на аварийном табло (Л2). Кроме того, при появлении сигнала «Опасная высота» срабатывает схема звукового сигнала, выдающая в течение 4—8 с звуковой сигнал (тон — 400 Гц), который поступает через усилитель СПУ-9 в телефоны летчика.

Органы управления и контроля радиовысотомера

Основные органы управления и контроля радиовысотомера расположены на указателях высоты.

На лицевой панели указателя первого типа (рис. 6.20, а) расположены:

- подвижная стрелка 1;
- подвижный треугольный индекс желтого цвета 2, предназначенный для визуального контроля установленной опасной высоты. Треугольный индекс механически связан с ручкой УСТАН. ВЫСОТ;
- кнопка КОНТРОЛЬ 3, предназначенная для контроля общей работоспособности радиовысотомера;
- лампа с красным светофильтром 4, смонтированная в кнопку КОНТРОЛЬ, сигнализирующая об отказе радиовысотомера;
- ручка УСТАН. ВЫСОТ 5, предназначенная для плавной установки заданной опасной высоты полета во всем диапазоне высот, измеряемых радиовысотомером;
- лампа с желтым светофильтром 6, смонтированная в ручку УСТАН. ВЫСОТ, сигнализирующая пролет опасной высоты. Лампа горит при пролете самолетом опасной высоты и при полете ниже этой высоты.

На аварийном табло обеих кабин размещены лампы ОПАСНАЯ ВЫСОТА, включенные параллельно лампам, установленным в ручках УСТАН. ВЫСОТ.

Указатель второго типа (рис. 6.20, б) отличается от первого тем, что вместо лампы ОТКАЗ РВ указатель имеет бленкер 1, открывающийся при отказе радиовысотомера и

высвечивающий красное поле. Кроме того, слева на этом указателе находится кнопка-ручка КОНТРОЛЬ УСТ. ВЫСОТ 3, а справа лампа ОПАСНАЯ ВЫСОТА 2.

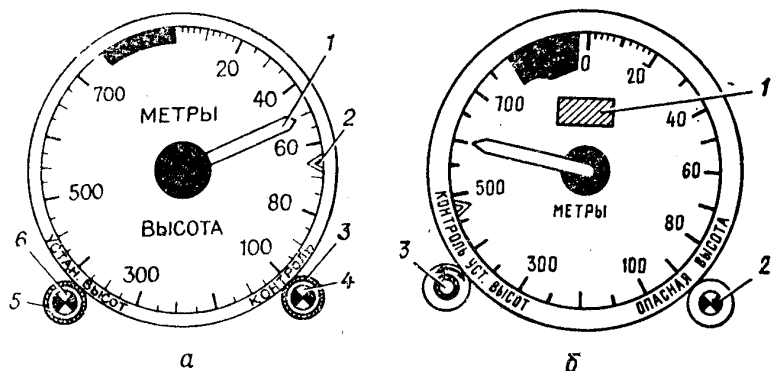


Рис. 6.20. Указатели высоты до 19-й серии (а) и после 19-й серии (б)

Эксплуатация радиовысотомера

Радиовысотомер РВ-5 питается от двух источников питания: от бортовой сети постоянного тока напряжением 28,5 В и от бортовой сети переменного тока напряжением 115 В частотой 400 Гц (от статического преобразователя).

Для проверки работоспособности радиовысотомера необходимо:

— включить на основном электрощитке первой кабины выключатель АККУМ. и АЗС ПРЕОБР. 115 В I и МРП, РВ;

— ручкой УСТАН. ВЫСОТ на указателе высоты установить индекс ОПАСНАЯ ВЫСОТА против риски шкалы указателя, соответствующей опасной высоте;

— через 1—2 мин после включения радиовысотомера стрелка указателя должна отклониться вправо до отказа, а затем установиться на нуль шкалы с точностью ± 1 м

— при положении стрелки указателя ниже индекса ОПАСНАЯ ВЫСОТА в телефонах должен прослушиваться непрерывный звуковой сигнал в течение 4—8 с и должны гореть лампы ОПАСНАЯ ВЫСОТА на указателе высоты аварийного табло;

— нажать на кнопку КОНТРОЛЬ на указателе высоты. Стрелка указателя должна установиться на значения $(15 \pm 1,5)$ м.

Выключить АЗС ПРЕОБР. 115 В I, МРП, РВ.

Особенности использования радиовысотомера в полете:

— радиовысотомер выдает данные об истинной высоте полета при углах крена и тангажа не более 15° . При крене более 30° радиовысотомером пользоваться нельзя;

— при полетах на высотах выше рабочего диапазона на указатель высоты выдается сигнал «Отказ РВ», а стрелка указателя устанавливается за темным сектором шкалы;

— при полетах над горной местностью, когда резкие изменения высоты могут превысить диапазон измеряемых высот, радиовысотомером пользоваться не рекомендуется;

— контроль работоспособности в полете можно осуществлять нажатием на кнопку КОНТРОЛЬ. Стрелка указателя высоты должна установиться на значение $(15 \pm 1,5)$ м.

6.4. Маркерный радиоприемник МРП-56П

Назначение, основные тактико-технические данные и размещение на самолете

Маркерный радиоприемник МРП-56П предназначен для определения момента пролета самолета над наземными маркерными радиомаяками, устанавливаемыми на дальнем и ближнем приводных радиомаркерных пунктах.

Тактико-технические данные маркерного радиоприемника:

— рабочая частота — 75 МГц;

— высота устойчивого срабатывания — 2000 м;

— чувствительность приемника — 1,8—4 мВ;

— сигнализация момента пролета маркерного радиомаяка — звуковая и световая.

Состав и размещение маркерного радиоприемника приведены в табл. 6.4.

Таблица 6.4

Наименование блоков	Место установки на самолете
Приемник	Под полом задней кабины, слева, шп. № 17—18
Блок питания	На откидной крышке люка подхода к РВ-5, шп. № 18—20
Внутрифюзеляжная антенна	Внизу фюзеляжа, в районе задней кабины, шп. № 18—20
Сигнальная лампа МАРКЕР	На информационном табло обеих кабин

Принцип работы маркерного радиоприемника

Принцип работы маркерного радиоприемника основан на приеме и преобразовании высокочастотных модулированных по амплитуде импульсов, излучаемых антенной маркерного радиомаяка, в такие же по длительности импульсы постоян-

понятно, что схемы ответчиков должны иметь устройство рг кодирования (дешифратор), которое реагировало бы только на заданный код запроса. Кодирование только запросных сигналов не исключает возможности маскировки противника под свои объекты. Поэтому наряду с кодированием запросных сигналов применяется кодирование сигналов ответчика. Кро-

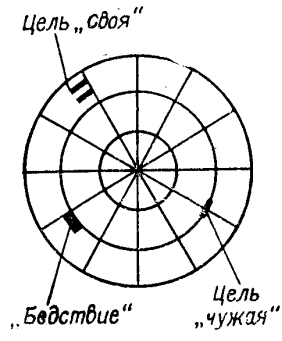


Рис. 7.4. Вид индикатора РЛС

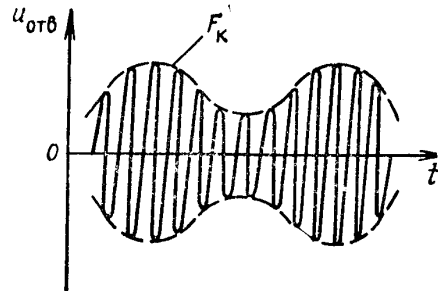


Рис. 7.5. Диаграмма напряжения ответного сигнала

ме того, кодирование ответных сигналов дает возможность кроме распознавания государственной принадлежности осуществлять индивидуальное опознавание самолетов.

Возможны следующие основные способы кодирования запросных и ответных сигналов:

- кодирование по несущей частоте;
- кодирование комбинацией импульсов;
- кодирование амплитудной модуляцией.

Кодирование по несущей частоте в простейшем виде основано на использовании нескольких сменных фиксированных частот в запросном и ответном каналах.

При кодировании запросного или ответного сигнала комбинацией импульсов (многоимпульсный код) можно менять три параметра: число импульсов в группе, их длительность и длительность интервалов между ними. Наиболее простой тип кода такой, при котором изменяется только число импульсов.

Кодирование амплитудной модуляцией высокочастотного сигнала (рис. 7.5) осуществляется, как правило, только в ответчиках. Частота модуляции F_k является кодом ответа. Количество кодов определяется количеством фиксированных частот модуляции. Приемник запросчика должен иметь набор фильтров, настроенных на кодовые частоты. Включенный фильтр пропустит только установленную кодовую частоту, на выходе его будет сигнал «свой».

лампы МАРКЕР (на сигнальном табло). Кроме того, через замкнутые контакты 1.2 реле Р1 в телефоны летчиков обеих кабин через СПУ-9 подается напряжение звуковой частоты. В телефонах будут прослушиваться прерывистые сигналы звуковой частоты и одновременно будет мигать лампа табло МАРКЕР.

Эксплуатация маркерного радиоприемника

Проверку работоспособности маркерного радиоприемника МРП-56П осуществляет инженерно-технический состав.

Включается МРП-56П с помощью АЗС МРП-РВ на основной электропитке в передней кабине.

Глава 7

РАДИОЛОКАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

7.1. Основные сведения о системе радиолокационного опознавания

Для обнаружения различных объектов (целей), определения их координат и параметров движения широко применяются радиолокационные станции (РЛС).

РЛС излучает в окружающее пространство радиоволны, называемые зондирующими сигналами. Отраженные от цели сигналы возвращаются обратно, принимаются, преобразуются приемным устройством РЛС и используются для измерения координат. Кроме того, по виду отраженного сигнала можно различать также тип цели (бомбардировщик, истребитель, ракета и др.). Однако, несмотря на значительный объем информации, содержащейся в отраженном сигнале, с помощью РЛС нельзя определить государственную принадлежность цели. В связи с этим возникла необходимость создания специальной системы, позволяющей отличать самолеты, корабли и другие объекты противника от своих аналогичных объектов.

Система радиолокационного опознавания представляет собой комплекс наземной, самолетной и корабельной аппаратуры, обеспечивающей опознавание государственной принадлежности целей.

Опознавание ведется по направлениям: земля (корабль) — самолет, самолет — самолет, самолет — корабль, земля — корабль, корабль — корабль.

Для обеспечения опознавания по указанным линиям в системе используется следующее оборудование: самолетные радиолокационные ответчики (СРО), запросчики-ответчики (СРЗО); корабельные радиолокационные ответчики (КРО),

запросчики (КРЗ) и запросчики-ответчики (КРЗО); наземные радиолокационные запросчики (НРЗ). Все запросчики и запросчики-ответчики работают сопряженно с РЛС.

Рассмотрим принцип работы системы радиолокационного опознавания по упрощенной функциональной схеме, представленной на рис. 7.1. Система может работать в комбинированном или автономном режиме.

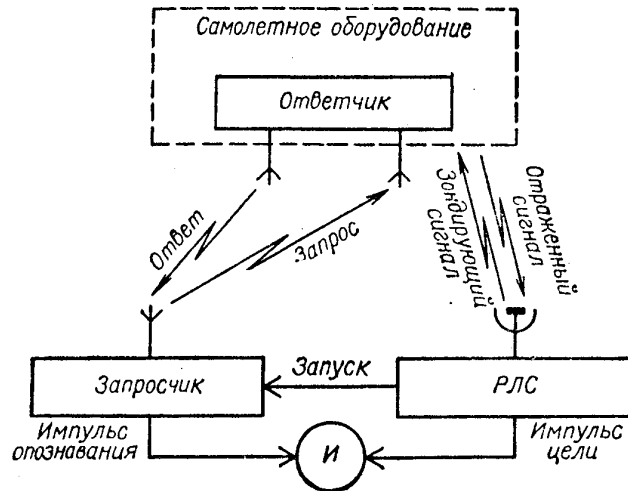


Рис. 7.1. Функциональная схема системы опознавания

Комбинированный режим имеет место при запросе самолетными запросчиками. Запросный сигнал в этом режиме представляет собой комбинацию из радиоимпульсов РЛС и самолетного запросчика, излучаемых синхронно на различных частотах (рис. 7.2). Зондирующий импульс самолетной РЛС излучается на частоте I диапазона f_I , а запросные радиосигналы запросчика — на частоте III диапазона f_{III} ($f_I > f_{III}$).

Запросный сигнал в автономном режиме формируется и излучается на частоте III диапазона специальным наземным запросчиком и имеет вид, представленный на рис. 7.3. Запросчик представляет собой маломощную РЛС импульсного типа. Связь с РЛС осуществляется в виде синхронизации запросчика импульсами запуска РЛС.

Ответные сигналы, излучаемые самолетным ответчиком, принимаются приемником наземного запросчика, в нем преобразуются и поступают в индикатор РЛС для формирования отметки опознавания (рис. 7.4).

В системе опознавания как запросные, так и ответные сигналы кодируются. Кодирование запросных сигналов применяется для того, чтобы ответчики реагировали только на сиг-

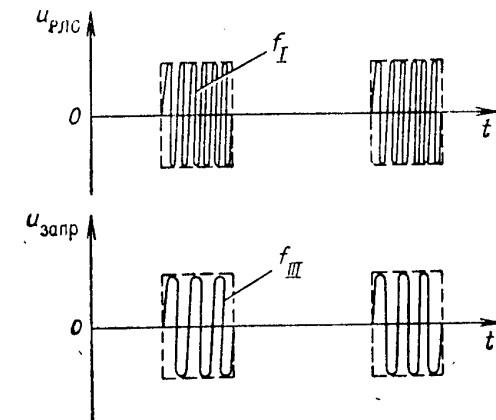


Рис. 7.2. Диаграммы напряжений запросных сигналов в комбинированном режиме

налы тех запросчиков, для работы с которыми они предназначены, и не запускались случайными и преднамеренными помехами. В результате уменьшается нагрузка передатчика-

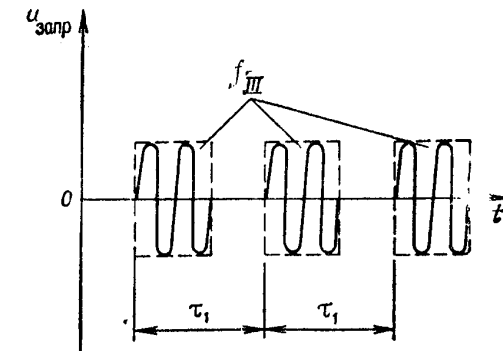


Рис. 7.3. Диаграмма напряжений запросного сигнала в автономном режиме

ответчика, увеличивается скрытность работы и помехозащищенность системы опознавания. В автономном режиме кодирование осуществляется изменением временного интервала τ_1 между радиоимпульсами в запросной комбинации. Вполне

Антенна III диапазона является направленной антенной типа «несимметричный волновой канал». Прием сигналов в передней полусфере обеспечивается антенной, расположенной в нижней носовой части фюзеляжа, в задней полусфере — антенной, расположенной в киле. Антенна состоит из трех вибраторов: активного (средний) и двух пассивных различной

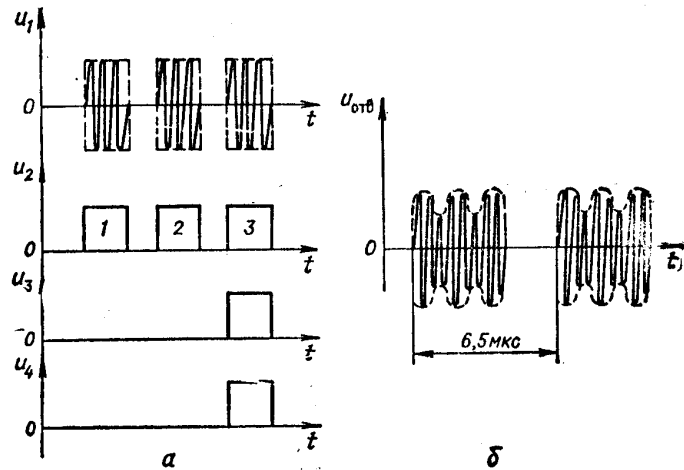


Рис. 7.8. Диаграммы напряжений в ответчике (автономный режим, а); сигнал «бедствие» (б)

длины. Максимум диаграммы направленности такой антенны направлен по линии, соединяющей вибраторы, в сторону укороченного вибратора (директора).

Приемник III диапазона выполнен по супергетеродинной схеме. В приемнике радиоимпульсы u_2 преобразуются в видеоимпульсы u_4 , поступающие на второй вход каскада совпадения (КС). Таким образом, на входе КС одновременно действуют два видеосигнала: зондирующий u_3 и запросный u_4 .

Каскад совпадения в исходном состоянии заперт. При подаче на его входы двух одновременно действующих видеоимпульсов на выходе КС появляется результирующий видеоимпульс u_5 , который поступает на генератор кодовой частоты (ГКЧ). Под воздействием импульса u_5 ГКЧ генерирует синусоидальное напряжение u_6 , поступающее на вход генератора сверхвысокой частоты ГСВЧ и на неоновую лампу Л1 (ИНДИКАЦИЯ ОТВЕТА), расположенную на пульте управления (ПУ). Частота этого сигнала F_k изменяется с помощью переключателя кодов, находящегося на ПУ.

Генератор СВЧ, собранный на металлокерамическом триоде, в исходном состоянии заперт. Импульс кодовой частоты

в системах опознавания предусматривается также выдача ответчиком сигнала «бедствие», при приеме которого на индикаторах наземных РЛС рядом с отметками цели и опознавания появляется третья отметка. Отметки опознавания и «бедствие» обычно сливаются и дают одну широкую и яркую отметку. При появлении такой отметки на экране индикатора оператор наземной РЛС определяет координаты самолета, подавшего этот сигнал.

7.2. Самолетный радиолокационный ответчик

Назначение, основные тактико-технические данные и размещение на самолете

Самолетный радиолокационный ответчик (изделие 020) предназначен для выдачи ответных кодированных сигналов на запрос наземных (корабельных) и самолетных запросчиков, а также для выдачи наземным (корабельным) запросчикам сигнала «бедствие».

Основные тактико-технические данные:

- дальность действия ответчика — не менее дальности действия РЛС, работающих с ним сопряженно;
- импульсная мощность передатчика — 400 Вт;
- число кодов — 12;
- масса комплекта — 32 кг.

Основные элементы комплекта самолетного радиолокационного ответчика и размещение их на самолете представлены в табл. 7.1.

Таблица 7.1

Наименование элементов	Место установки на самолете
Приемопередатчик (блок 5-0М)	В носовой части фюзеляжа, на левой стороне под откидным кожухом
Пульт управления	В передней кабине на вертикальной части правого пульта
Щиток взрыва и сигнализации бедствия	В передней кабине на вертикальной части правого пульта
Антенны I диапазона (для приема сигналов самолетных РЛС) (4 шт.)	Под передними и задними обтекателями крыльевых топливных баков
Антенны III диапазона (для приема запросных сигналов наземных и самолетных запросчиков и излучения ответного сигнала) (2 шт.)	Передняя — в носовой части фюзеляжа внизу; задняя — под рулем направления, на киле, закрыта обтекателем

Принцип действия радиолокационного ответчика

Рассмотрим работу ответчика по функциональной схеме, изображенной на рис. 7.6, с использованием временных диаграмм, представленных на рис. 7.7 и 7.8.

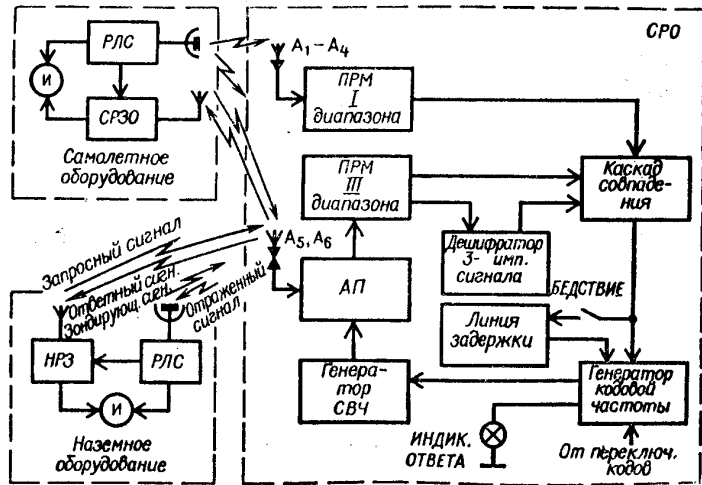


Рис. 7.6. Функциональная схема самолетного радиолокационного ответчика

При работе в комбинированном режиме ответчик отвечает на запрос самолетных запросчиков. Запросный сигнал в этом режиме представляет собой комбинацию двух радиопульсов: зондирующего импульса РЛС на частоте I диапазона и запросного импульса СРЗ u_1 на частоте III диапазона. Зондирующий импульс РЛС принимается антеннами I диапазона ($A_1 - A_4$), обеспечивающими ненаправленный прием сигналов в горизонтальной плоскости и направленный — в вертикальной плоскости ($\pm 45^\circ$ от продольной оси самолета). Основной частью антенны I диапазона является волновод круглого сечения.

Принятые радиопульсы самолетной РЛС поступают на вход приемного устройства (ПРМ) I диапазона. В нем зондирующие сигналы РЛС детектируются и усиливаются по амплитуде. В результате такого преобразования на выходе ПРМ I диапазона появляются видеопульсы u_3 , поступающие на один из входов каскада совпадения (КС).

Запросный импульс самолетного запросчика на частоте III диапазона u_2 принимается антеннами A_5, A_6 и через антенный переключатель (АП) поступает на вход собственно приемника III диапазона.

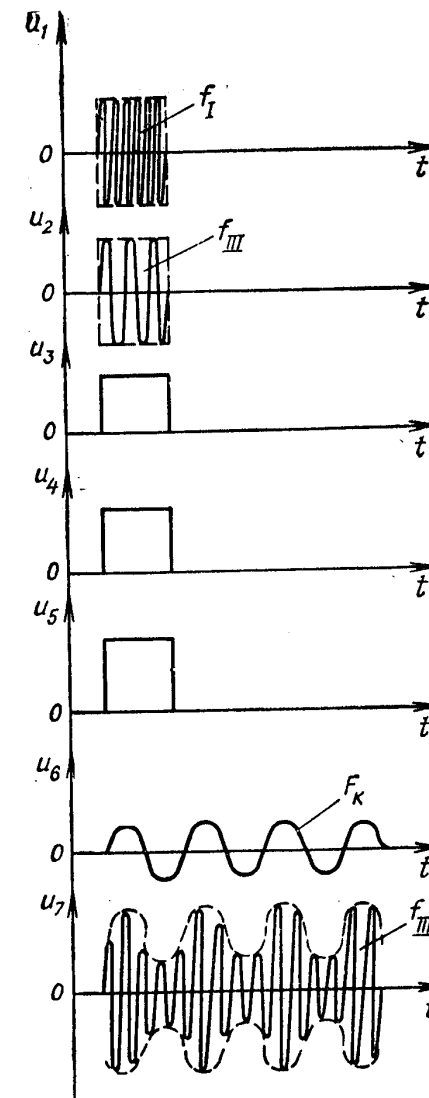


Рис. 7.7. Диаграммы напряжений в ответчике (комбинированный режим)

- крышка лючка аппаратуры опознавания закрыта;
- на датчике сигнализатора обледенения РИО-3 установлен защитный кожух;
- антенна III диапазона аппаратуры опознавания надежно закреплена к обшивке фюзеляжа и не имеет механических деформаций;
- крышка лючка зарядных штуцеров воздушной и кислородной систем закрыта;
- радиопрозрачный обтекатель аппаратуры РСБН-5С надежно соединен с фюзеляжем, не имеет механических деформаций и находится в чистом состоянии;
- чехол с датчика температуры наружного воздуха снят;
- радиопрозрачные обтекатели антенн МРП-56П, РВ-5, РКЛ-41 надежно соединены с обшивкой фюзеляжа, не имеют механических деформаций и находятся в чистом состоянии;
- электропроводка, подводимая к датчику растормаживания колес, исправна;
- арматура и электропроводка сигнализации выпущенного положения шасси исправны.

Осмотр правой плоскости

При осмотре правой плоскости убедиться в том, что:

- чехол с приемника ПВД снят, приемник повреждений не имеет, надежно закреплен, отверстия его не забиты;
- передний и задний радиопрозрачные обтекатели крыльцевого топливного бака чистые, надежно закреплены и не имеют механических деформаций;
- рулежно-посадочная фара повреждений не имеет;
- остекление БАНО повреждений не имеет.

Осмотр хвостовой части

При осмотре хвостовой части убедиться в том, что:

- антенны радиостанции и аппаратуры РСБН-5С надежно закреплены на обшивке киля, не имеют механических повреждений;
- хвостовой АНО не имеет повреждений;
- крышка лючка накопителя САРПП-12ГМ надежно закрыта;
- крышка лючка штуцера подсоединения наземного источника давления закрыта;
- обтекатель антенны изд. 020 не имеет повреждений.

Осмотр левой плоскости

При осмотре левой плоскости убедиться в том, что:

- задний и передний радиопрозрачные обтекатели крыльцевого топливного бака надежно закреплены и повреждений не имеют;

отпирает ГСВЧ, и в нем возникают амплитудно-модулированные (АМ) колебания. Частота модуляции этого АМ-радиопульса равна кодовой частоте (u_7).

Полученный ответный радиопульс через антенный переключатель АП поступает в антенну III диапазона и излучается.

При работе в автономном режиме ответчик выдает ответный сигнал при запросе его наземными радиолокационными запросчиками. Поскольку НРЗ излучает запросные сигналы на частоте III диапазона, в этом режиме приемник I диапазона СРО не работает.

Трехимпульсный запросный сигнал u_1 (рис. 7.8, а) принимается антеннами III диапазона и через АП поступает в приемное устройство III диапазона (ПРМ III диапазона), где усиливается, преобразуется по частоте и детектируется. Полученный трехимпульсный видеосигнал u_2 с выхода ПРМ III диапазона поступает на дешифратор ДШ трехимпульсного запросного сигнала. ДШ выдает одиночный видеопульс u_3 только в том случае, если на его вход поступает трехимпульсный видеосигнал с заданными параметрами, причем видеопульс на выходе дешифратора трехимпульсного сигнала совпадает по временному положению с третьим импульсом трехимпульсного сигнала. Полученные сигналы (трехимпульсный с выхода ПРМ III диапазона и одиночный с выхода дешифратора) поступают на вход каскада совпадения, который под воздействием двух одновременно действующих импульсов срабатывает и выдает один импульс u_4 , запускающий генератор кодовой частоты. Дальнейшая работа ответчика не отличается от работы в комбинированном режиме.

При включении ответчика в режим бедствия с помощью выключателя БЕДСТВИЕ, установленного на пульте управления и на щитке взрыва, к выходу КС подключается линия задержки ЛЗ. При этом через 6,5 мкс после первого импульса, поступающего с КС на запуск генератора кодовой частоты, с ЛЗ следует второй импульс. В результате ГКЧ запускается вторично и на каждый запросный сигнал наземного запросчика ответчик излучает два ответных радиопульса, образующих сигнал «бедствие» (рис. 7.8, б).

Органы управления и индикации ответчика

Управление работой ответчика осуществляется с помощью органов управления и индикации, размещенных на пульте управления, щитке взрыва и сигнализации бедствия.

На ПУ, устанавливаемых на самолетах с 31-й серии (рис. 7.9, а), размещены:

- двоярный выключатель ПИТАНИЕ — ВЫКЛ. 5. Предназначен для подачи питающих напряжений 115 В 400 Гц и +28,5 В;

— переключатель кодов 4. Предназначен для установки заданного номера кодов;

— выключатель БЕДСТВИЕ 6 под предохранительным фиксатором 7. Предназначен для включения сигнала «бедствие» в особых случаях в полете;

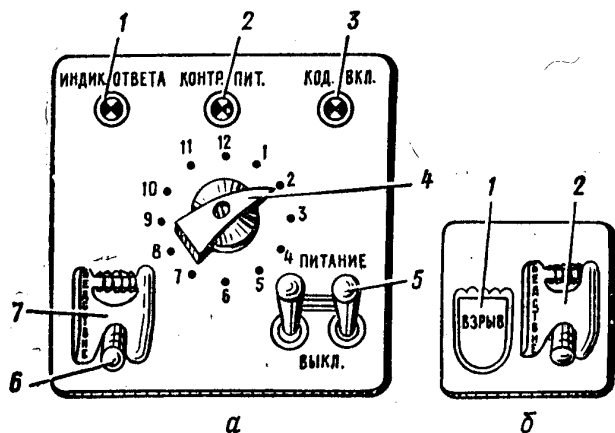


Рис. 7.9. Пульт управления (а) и щиток взрыва (б) самолетного радиолокационного ответчика

— неоновая лампа ИНДИК. ОТВЕТА 1. Предназначена для контроля работы канала ответа ответчика;

— лампа КОНТР. ПИТ. 2. Сигнализирует о подаче на каскады ответчика питающих напряжений;

— лампа КОД ВКЛ. 3. Предназначена для индикации включения кода.

На щитке взрыва и сигнализации бедствия (рис. 7.9, б) размещены:

— кнопка ВЗРЫВ 1 под предохранительной крышкой. Предназначена для подачи напряжения на электродетонаторы. В настоящее время электродетонаторы в блоке приемопередатчика сняты и кнопка ВЗРЫВ отключена;

— выключатель БЕДСТВИЕ 2.

На самолетах с 31-й серии щиток взрыва и сигнализации бедствия не устанавливается.

Эксплуатация радиолокационного ответчика

Перед включением ответчика необходимо:

— убедиться в том, что включен на дополнительном электрощитке передней кабины АЗС СРО;

— установить переключателем кодов заданный код;

— установить выключатель БЕДСТВИЕ на пульте управления и на щитке взрыва в выключенное положение. Фиксатор должен быть опущен и законтрен;

— выключить двоярный выключатель ПИТАНИЕ.

Включить на основной электрощитке передней кабины выключатель АККУМ., АЗС ПРЕОБР. 115 В II (если на самолете установлены два преобразователя, включить ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ 115 В № 2) и двоярный выключатель ПИТАНИЕ на пульте управления.

Убедиться по загоранию ламп КОД ВКЛ. и КОНТР. ПИТ. в готовности ответчика к работе.

При наличии запросных сигналов должна мерцать лампа ИНДИК. ОТВЕТА.

Выключить двоярный выключатель ПИТАНИЕ, АЗС ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ 115 В, выключатель АККУМ.

Внимание! При отказе основного и запасного генераторов постоянного тока ответчик может получать электропитание от аккумуляторной батареи, для чего необходимо включить на основной электрощитке АЗС ВКЛЮЧ. СРО АВАРИЙНО.

Глава 8

ПРЕДПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР И ПРОВЕРКА АВИАЦИОННОГО И РАДИОЭЛЕКТРОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ

8.1. Порядок и содержание предполетного осмотра авиационного и радиоэлектронного оборудования

Перед полетом летчик обязан принять доклад от техника самолета о готовности самолета к полету, о заправке его систем топливом, маслом, воздухом, кислородом и жидкостью АМГ-10, а также о работах, проделанных на самолете после последнего полета.

После приема доклада летчик выполняет осмотр самолета. Чтобы исключить недосмотр отдельных участков, предполетный осмотр производится по установленному маршруту начиная с передней части самолета, после этого надо осмотреть правую, а затем левую сторону. Заканчивается осмотр в кабине самолета.

Осмотр носовой части фюзеляжа

При осмотре носовой части фюзеляжа убедиться в том, что:

— откидные крышки люка отсека с оборудованием закрыты;

— переключатель АНО МИГАНИЕ ВЫКЛ. НЕПРЕРЫВ. — в положение ВЫКЛ.;

— ручку ЗДВ-30 — на значение давления аэродрома.

При внешнем осмотре оборудования приборной доски обратить внимание на состояние шкал, остекления, стрелок и положение их.

После внешнего осмотра оборудования кабины приступить к проверке его работоспособности.

8.2. Порядок и содержание предполетной проверки авиационного и радиоэлектронного оборудования

Проверка барометрического высотомера

Установить стрелки барометрического высотомера на нуль.

Проверить давление на барометрической шкале прибора, которое должно отличаться от давления по данным метеостанции на уровне аэродрома более чем на 2 мм рт. ст.

Предупреждение. Если рассогласование между давлениями превышает 2 мм рт. ст., вылет самолета и устранение рассогласования отворачиванием гайки кремальеры прибора **запрещается**.

Проверка напряжения бортовой аккумуляторной батареи

Включить выключатель АККУМ.

Включить АЗС ДВИГАТЕЛЬ.

Контролировать сигнал НЕ ЗАПУСКАЙ (гореть не должен).

Проверить напряжение в бортовой сети по **вольтметру**. Оно должно быть не менее 24 В.

Выключить АЗС ДВИГАТЕЛЬ.

Выключить выключатель АККУМ.

Проверку авиационного и радиоэлектронного оборудования производить от наземного источника, для чего:

— подать команду технику самолета «Включить электропитание»;

— принять ответ «Электропитание включено»;

— включить выключатель АККУМ.;

— проверить высвечивание сигнальной лампы с символом «тележка» наземного источника;

— включить АЗС ДВИГАТЕЛЬ;

— контролировать погасание сигнала НЕ ЗАПУСКАЙ;

— проверить напряжение в бортовой сети по **вольтамперметру**. Оно должно быть 28—29 В (при неработающем генераторе наземного источника — 24—25 В).

— рулежно-посадочная фара повреждений не имеет;

— чехол с приемника ПВД снят, приемник повреждений не имеет, надежно закреплен, отверстия его не забиты;

— электропроводка, подводимая к датчику растормаживания колеса, повреждений не имеет;

— арматура и электропроводка сигнализации выпущенного положения шасси повреждений не имеет.

Осмотр кабины

Перед посадкой в кабину проверить, что чеки установлены:

— в головке телескопического стреляющего механизма кресла;

— в головке пиромеханизма сброса откидной части фонаря;

— в левой тяге системы управления катапультированием.

Убедиться, что:

— все АЗС на дополнительной электрощитке первой кабины включены;

— все АЗС и выключатели на основном электрощитке в первой кабине выключены;

— давление кислорода в парашютном кислородном приборе КП-27М находится в пределах 130—150 кгс/см²;

— боуден механизма включения парашютного кислородного прибора КП-27М подсоединен к верхней колодке объединенного разъема коммуникаций ОРК-9А;

— шланг прибора КП-27М соединен со шлангом кислородного прибора КП-52М;

— головка и предохранительный клапан автомата давления АД-6Е при использовании высотного компенсирующего костюма ВКК-3М или противоперегрузочного костюма ППК-1У установлены в положение МИН; а при использовании ВКК-6 — в положение МАКС;

— кран вентиляции костюма закрыт.

Внимание! При выполнении полета одним летчиком из передней кабины в задней кабине проверить:

— выключены ли все АЗС и выключатели на электрощитке задней кабины;

— включен ли выключатель СЕТЬ;

— выключены ли переключатели схем введения отказов КРЕН, ТАНГАЖ, ГМҚ, АРК на среднем пульте;

— открыты и законтрены ли перекрывные краны статической и динамической систем питания мембранно-анероидных приборов передней кабины;

— закрыт ли кран ВЕНТИЛЯЦИЯ КОСТЮМА и насадок индивидуальной вентиляции;

— установлен ли на приборе КМ-8 угол магнитного склонения.

После посадки в кабину самолета:

— подсоединить шланг натяжного устройства костюма к прибору КП-52М при выполнении полета в ВКК;

— надеть пряжку натяжного устройства гермошлема и тесьму крепления гофрированного шланга кислородной маски (КМ) или гермошлема (ГШ) на пряжку левого ногового обхвата перед соединением ее с замком ТП;

— закрыть замок ТП;

— вставить в замок ТП пряжки грудной перемычки и ноговых обхватов;

— поставить предохранительную планку в положение ЗАКРЫТО и проверить надежность закрытия замка (поверхность должна быть гладкой);

— подсоединить шланг ППК (ВКК) и шланг вентилируемого комбинезона ВК-3М к верхней колодке ОРК-9А, а шланг КМ (ГШ) — к прибору КП-52М, не допуская пережатия и перекручивания шланга клапана выдоха;

— закрепить прибор КП-52М на замке, установленном на левом ноговом обхвате подвесной системы парашюта, ниже большой полупетли;

— соединить электроразъемы обогрева стекла ГШ и радио со жгутом на ОРК-9А, предварительно пропустив этот жгут под подвесную систему парашюта.

Внимание! Перед полетом без ВКК вместо шланга, соединяющего прибор КП-52М с костюмом, установить предохранительный клапан, прилагаемый к комплекту кислородного оборудования;

— соединить разъемную колодку шлемофона с колодкой УКВ-радиостанции.

После этого убедиться, что органы управления авиационным и радиоэлектронным оборудованием установлены в следующие положения:

— вентиль КИСЛОРОД открыт (давление кислорода в системе по манометру индикатора кислорода ИК-52 находится в пределах 130—150 кгс/см²);

— рукоятка регулятора подачи кислорода РПК — 100% O₂ — СМЕСЬ — в положение СМЕСЬ;

— рукоятка АВАРИЯ — в положение ОТКЛ.;

— рукоятка крана ВЕНТИЛЯЦИЯ ШЛЕМА — в положение ОТКЛ.;

— выключатель НАКОПИТЕЛЬ САРПП отключен;

— лампы-кнопки обогрева ПВД выключены;

— переключатель (кнопка) ПРОСЛУШИВАНИЕ ИСКРЫ — в положение ВЫКЛ.;

— переключатель КАНАЛ радиостанции — на рабочий канал связи;

— переключатель ПОДАВИТЕЛЬ ШУМОВ — ВЫКЛ. — в положение ПОДАВИТЕЛЬ ШУМОВ;

— ручка регулировки громкости РАД — в крайнее правое положение;

— ручка регулировки громкости СПУ — в крайнее правое положение;

— переключатель РК — в положение ВЫКЛЮЧЕНО;

— флажок крана переключения основной и аварийной систем ПВД — в положение РАБОТА;

— ручка реостата обогрева смотрового стекла ГШ — в положение, соответствующее желаемой температуре воздуха в кабине;

— переключатель обогрева смотрового стекла ГШ РУЧН. — АВТ. — в положение АВТ.;

— кнопки управления закрылками не утоплены;

— предохранительный колпачок кнопки пожаротушения законтрен;

— переключатель ОСВЕЩЕНИЕ ПРИБОРОВ — в нейтральное положение;

— выключатель ВЫКЛЮЧЕНИЕ РТ-12 — в выключенном положении (предохранительный колпачок закрыт);

— переключатель ФАРА РУЛЕЖ. — ПОСАД. — в нейтральном положении;

— переключатель Д — Б — в положение Д;

— стрелка указателя перегрузки находится в положении «+1»;

— выключатель КВАНТ — в положение ОТКЛ. (если он установлен на самолете);

— магнитный компас показывает магнитный курс самолета;

— переключатель рода работы РКЛ-41 — в положение ВЫКЛ.;

— переключатель ТЛФ — ТЛГ — в положение ТЛФ;

— ручка регулировки громкости РКЛ-41 — в правое крайнее положение;

— ручка регулировки яркости РКЛ-41 — в правое крайнее положение;

— переключатель БЕДСТВИЕ на щитке взрыва СРО (если он установлен на самолете) — в выключенном положении, закрыт законтренным колпачком;

— спаренные переключатели ПИТАНИЕ на пульте управления СРО — в выключенном положении;

— переключатель кодов — на заданном коде;

— переключатель ПОСАДКА — НАВИГАЦИЯ — ПРОБИВ. — в положение НАВИГАЦИЯ;

— переключатели НАВИГАЦИЯ и ПОСАДКА на щитке управления РСБН-5С — на заданных каналах связи;

— ручку регулятора громкости ГРОМК. ПОЗЫВН. — в правое крайнее положение;

Проверка работоспособности
радиостанции Р-832М и самолетного
переговорного устройства СПУ-9

Включить на основном электрощитке АЗС РТЛ.

Взять управление радиостанцией переключателем УПРАВЛЕНИЕ на свою кабину.

Нажать на кнопку РАДИО и связаться с наземной радиостанцией.

Убедиться в работоспособности радиостанции по наличию самопрослушивания и ответу на запрос.

Установить ручкой регулировки громкости РАД желаемую громкость.

Проверить работу радиостанции на других каналах (1-м и 4-м).

Установить переключатель ПОДАВИТЕЛЬ ШУМОВ в положение ВЫКЛ., при этом в телефонах должны появиться характерные шумы.

Включить подавитель шумов. Шумы в телефонах должны исчезнуть.

Установить рабочий канал связи.

Нажать на кнопку СПУ и связаться с инструктором.

Установить ручкой регулировки громкости СПУ желаемую громкость.

Проверка работоспособности
радиокомпаса РКЛ-41

Установить переключатель рода работы РКЛ-41 в положение АНТ.

Установить переключатель РК на пульте управления СПУ-9 в положение РК.

Взять переключателем УПРАВЛЕНИЕ на ПУ управление радиокомпасом на свою кабину.

Убедиться в загорании ламп подсвета ПУ и частотного переключателя Д.

Установить частоту ДПРС ручками частотного переключателя с индексом Д.

Добиться максимальной слышимости позывных ДПРС ручкой подстройки.

Установить желаемую громкость ручкой регулировки громкости.

Установить переключатель ТЛФ — ТЛГ в положение ТЛГ.

Ручкой подстройки настроить точно радиокомпас на частоту ДПРС по максимальному отклонению стрелки индикатора настройки вправо.

Установить переключатель ТЛФ — ТЛГ в положение ТЛФ.

Установить переключатель рода работы РКЛ-41 в положение $K_{авт}$ или $K_{руч}$.

Проверка работоспособности
светотехнического оборудования

Проверить исправность сигнальных ламп всех табло, для чего:

— нажать кнопку КОНТРОЛЬ СИГНАЛИЗАЦИИ и удерживать ее;

— контролировать высвечивание сигнальных ламп всех табло;

— отрегулировать яркость свечения ламп с помощью потенциометра ЯРКОСТЬ;

— отпустить кнопку КОНТРОЛЬ СИГНАЛИЗАЦИИ.

Контролировать высвечивание сигналов:

— ФОНАРЬ НЕ ЗАКРЫТ (при открытии ОЧФ);

— КОНДИЦ. ЗАКРЫТО (при отключенной системе кондиционирования).

Проверка исправности цепей сигнализации о пожаре и системы САРПП-12ГМ

Нажать нажимной переключатель КОНТР. ССП в I положение (вверх).

Проверить высвечивание сигнала ПОЖАР.

Нажать нажимной переключатель КОНТР. ССП во II положение (вниз).

Проверить высвечивание сигнала ПОЖАР.

Отпустить переключатель КОНТР. ССП.

Убедиться, что сигнал ПОЖАР не горит.

Включить выключатель НАКОПИТЕЛЬ САРПП.

Контролировать мигание сигнальной лампы КОНТРОЛЬ САРПП.

Выключить выключатель НАКОПИТЕЛЬ САРПП (не позднее чем через 10 с).

Проверка работоспособности системы
обогрева ПВД

Нажать на левую (зеленую) кнопку-лампу ОБОГРЕВ ПВД.

Убедиться, что кнопка фиксируется в нажатом положении.

Контролировать высвечивание сигнальной лампы в кнопке.

Принять доклад от техника самолета, что левый ПВД нагревается.

Нажать на узкую (коричневую) кнопку ОТКЛЮЧЕН ОБОГРЕВ ПВД.

Убедиться, что левая кнопка-лампа возвратилась в исходное положение.

Контролировать погасание сигнальной лампы в кнопке.

Нажать на правую (зеленую) кнопку-лампу **ОБОГРЕВ ПВД**.

Убедиться, что кнопка фиксируется в нажатом положении.

Контролировать высвечивание сигнальной лампы в кнопке. Принять доклад от техника самолета, что правый ПВД нагревается.

Нажать на узкую (коричневую) кнопку **ОТКЛЮЧЕН ОБОГРЕВ ПВД**.

Убедиться, что правая кнопка-лампа возвратилась в исходное положение.

Контролировать погасание сигнальной лампы в кнопке.

Проверка работоспособности комплекта кислородного оборудования ККО-5

(Проверка комплекта без избыточного давления)

Надеть маску.

Натянуть (зафиксировать) натяжное устройство маски с помощью тесьмы (фиксаторов).

Убедиться, что рукоятка дополнительной подачи кислорода находится в положении **СМЕСЬ**.

Сделать два-три глубоких вдоха и выдоха.

Убедиться, что сегменты индикатора кислорода не двигаются, а дыхание при этом свободно.

Установить рукоятку дополнительной подачи кислорода в положение 100% O₂.

Сделать два-три глубоких вдоха и выдоха.

Убедиться, что сегменты индикатора кислорода при вдохе сходятся, а при выдохе расходятся.

Установить рукоятку дополнительной подачи кислорода в положение **СМЕСЬ**.

Установить рукоятку аварийной подачи кислорода в положение **ВКЛ**.

Убедиться, что ощущается обдув лица постоянным потоком.

Установить рукоятку аварийной подачи кислорода в положение **ВЫКЛ**.

Убедиться, что обдув лица прекратился.

Установить рукоятку вентиляции шлема **ВУШ** в положение **ВКЛ**.

Убедиться, что ощущается обдув лица постоянным потоком.

Установить рукоятку вентиляции шлема **ВУШ** в положение **ВЫКЛ**.

Убедиться, что обдув лица прекратился.

Проверка работоспособности измерителя виброскорости двигателя ИВ-300 и топливомера

Включить **АЗР ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ 1**.

Нажать кнопку **КОНТРОЛЬ ИВ-300** и удерживать ее.

Контролировать отклонение стрелки указателя вибрации до отметки 75—100 мм/с.

Проверить высвечивание сигнала **ВИБРАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ**.

Отпустить кнопку.

Проверить погасание сигнала **ВИБРАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ**.

Убедиться, что стрелка указателя топливомера находится в крайнем правом положении (против цифры 8), что соответствует полной заправке фюзеляжных баков, либо в положении, соответствующем действительной заправке фюзеляжных баков.

Проверка работоспособности авиагоризонта АГД-1

Убедиться, что лампа **АРРЕТИР** на указателе АГД-1 горит.

Включить **АЗС АГД-ГМК**.

Убедиться, что лампа на указателе АГД (КПП) погасла за время не более чем 15 с после включения **АЗС АГД — ГМК**.

Убедиться, что указатель АГД-1 показывает нулевые значения углов крена и тангажа.

Убедиться, что по истечении 1—1,5 мин после включения **АЗС АГД — ГМК** указатель АГД-1 (КПП) показывает стояночное значение углов крена и тангажа.

Проверка курсовой системы ГМК-1АЭ

Убедиться, что по истечении 3 мин после включения **АЗС АГД — ГМК** указатель **НПП** показывает стояночный магнитный курс самолета.

Проверка дублера авиагоризонта

Нажать на приборную доску слева.

Убедиться, что стрелка электрического указателя поворота отклонилась вправо.

Нажать на приборную доску справа.

Убедиться, что стрелка электрического указателя поворота отклонилась влево.

Установить переключатель ПОСАДКА — НАВИГ. — ПРО-БИВ. ОБЛАЧН. в положение ПОСАДКА.

Убедиться, что сигналы наземных маяков принимаются:

— бленкеры на приборе НПП закрываются;

— глассадная планка на НПП отклонилась вверх, а курсовая — в сторону равносигнальной зоны курсового радиомаяка.

Проверить показания дальности по прибору ППД-2 до транслятора дальномера ПРМГ.

Установить переключатель ПОСАДКА — НАВИГ. — ПРО-БИВ. ОБЛАЧН. в положение НАВИГ.

Внимание! При нажатии летчиком-инструктором на правой панели в задней кабине кнопки ИСКРА — СОГЛАС. ЗАДАННОГО АЗИМУТА на правом табло первой кабины загорается лампа СОГЛАС. АЗИМУТА. Стрелка заданного курса прибора НПП задней кабины обрабатывает значение курса, установленного в передней кабине.

Выключить АЗС ИСКРА.

После проверки работоспособности оборудования выключить все АЗС и выключатели на основном электрощитке, кроме выключателя АККУМ., АЗС ПРЕОБР. 115 В I и РТЛ для запроса разрешения руководителя полетов на запуск двигателя.

Глава 9

НАЗЕМНЫЕ РАДИОТЕХНИЧЕСКИЕ СРЕДСТВА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТОВ

9.1. Наземные УКВ-радиостанции связи

Наземные УКВ-радиостанции предназначены для обеспечения управления самолетами всех родов авиации при взлете и посадке, управления самолетами ИА и ИБА на всех этапах полета. Наземные УКВ-радиостанции используются также для обеспечения открытой и закрытой связи между наземными пунктами управления.

Наземные УКВ-радиостанции классифицируются по следующим признакам:

— по диапазону частот — на радиостанции метрового (МВ), дециметрового (ДМВ) и комбинированного диапазонов (МВ и ДМВ);

— по мощности излучения — на радиостанции малой (до 100 Вт), средней (100—1000 Вт) и большой (1000—10 000 Вт) мощности;

Проверить установку стрелки указателя радиокompаса в направлении ДПРС.

Установить нажимной переключатель Л — П поочередно в положения Л и П и отвести стрелку указателя соответственно влево и вправо на 160°.

Установить переключатель Л — П в нейтральное положение.

Убедиться, что стрелка указателя радиокompаса возвратилась в первоначальное положение и показывает КУР ДПРС.

Установить переключатель Д — Б в положение Б.

Установить переключатель рода работы РКЛ-41 в положение АНТ.

Установить ручками частотного переключателя с индексом Б частоту БПРС.

Добиться ручкой подстройки максимальной слышимости позывных БПРС.

Установить переключатель ТЛФ — ТЛГ в положение ТЛГ.

Ручкой настройки настроить точно радиокompас на частоту БПРС по максимальному отклонению стрелки индикатора настройки вправо.

Установить переключатель ТЛФ — ТЛГ в положение ТЛФ.

Установить переключатель рода работы в положение $K_{авт}$ или $K_{руч}$.

Проверить установку стрелки указателя радиокompаса в направлении БПРС.

Установить нажимной переключатель Л — П поочередно в положения Л и П и отвести стрелку указателя соответственно влево и вправо на 160°.

Перевести нажимной переключатель Л — П в нейтральное положение.

Убедиться, что стрелка указателя возвратилась в первоначальное положение и показывает КУР БПРС.

Установить переключатель Д — Б в положение Д.

Убедиться, что радиокompас перестроился на частоту ДПРС.

Установить переключатель РК на пульте управления СПУ-9 в выключенное положение, при этом позывные ДПРМ исчезнут.

Установить переключатель рода работы РКЛ-41 в положение ВЫКЛ.

Проверка работоспособности радиовысотомера РВ-5

Включить АЗС МРП-РВ.

Установить ручкой УСТАНОВКА ВЫСОТ на указателе радиовысотомера РВ-5 индекс «Опасная высота» против риски шкалы указателя, соответствующей опасной высоте.

Убедиться, что через 1—2 мин после включения радиовысотомера стрелка указателя его отклонилась сначала вправо до упора, а затем установилась на нуль шкалы с точностью ± 1 м.

Прослушать непрерывный звуковой сигнал в телефонах в течение 4—8 с.

Убедиться в том, что при положении стрелки указателя радиовысотомера ниже индекса «Опасная высота»:

— сигнальная лампа ОПАСНАЯ ВЫСОТА на указателе радиовысотомера горит;

— сигнал ОПАСНАЯ ВЫСОТА на левом табло высвечивается.

Нажать кнопку-лампу (кнопку) КОНТРОЛЬ на указателе радиовысотомера.

Убедиться, что стрелка указателя радиовысотомера установилась на отметке $15 \pm 1,5$ м.

Отпустить кнопку КОНТРОЛЬ.

Убедиться, что стрелка указателя радиовысотомера установилась на нуль шкалы с точностью ± 1 м.

Выключить АЗС МРП-РВ.

Проверка работоспособности самолетного радиолокационного ответчика

Включить спаренные выключатели ПИТАНИЕ на пульте управления СРО.

Убедиться в готовности СРО к работе: сигнальная лампа КОД ВКЛ. горит, сигнальная лампа КОНТР. ПИТ. горит.

Убедиться в работоспособности СРО по загоранию сигнальной лампы ИНДИК. ОТВЕТА.

Внимание! Лампа ИНДИК. ОТВЕТА будет гореть только при наличии запросных сигналов или при работе наземного имитатора.

Выключить спаренные выключатели ПИТАНИЕ.

Проверка работоспособности аппаратуры РСБН-5С

Включить АЗС ИСКРА на основном электрощитке.

Через 2—3 мин проверить обработку значения дальности относительно наземного радиомаяка РСБН на приборе ППД-2.

Проверить обработку значения азимута относительно наземного радиомаяка РСБН на приборе НПП.

Убедиться в том, что сигнальные лампы АЗИМУТ — КОРРЕКЦИЯ, ДАЛЬН. — КОРРЕКЦИЯ на щитке управления горят.

Включить выключатель (нажать кнопку) ПРОСЛУШИВАНИЕ ИСКРЫ.

Прослушать позывные наземного радиомаяка РСБН.
Установить ручкой ГРОМК. ПОЗЫВН. желаемую громкость.

Нажать на кнопку УСТ. 0 АЗИМУТА.

Убедиться, что азимутальная стрелка прибора НПП установилась на контрольное значение азимута $+1^\circ$.

Убедиться, что сигнальная лампа АЗИМУТ — КОРРЕКЦИЯ горит.

Отпустить кнопку УСТ. 0 АЗИМУТА.

Проверить отработку значения азимута относительно радиомаяка РСБН на приборе НПП.

Нажать на переключатель НАЧАЛЬН. УСТ. АЗИМУТА вверх или вниз.

Убедиться в увеличении или уменьшении показаний азимута на приборе НПП.

Убедиться, что сигнальная лампа АЗИМУТ — КОРРЕКЦИЯ погасла.

Возвратить переключатель НАЧАЛЬН. УСТ. АЗИМУТА в нейтральное положение.

Проверить отработку азимута радиомаяка РСБН на приборе НПП.

Убедиться в высвечивании сигнальной лампы АЗИМУТ — КОРРЕКЦИЯ.

Нажать на переключатель НАЧАЛЬН. УСТ. ДАЛЬН. вверх или вниз.

Убедиться в увеличении или уменьшении показаний дальности на приборе ППД-2.

Убедиться, что сигнальная лампа ДАЛЬНОСТЬ — КОРРЕКЦИЯ погасла.

Возвратить переключатель НАЧАЛЬН. УСТ. ДАЛЬН. в нейтральное положение.

Убедиться, что на приборе ППД-2 установилось значение дальности до маяка РСБН.

Убедиться, что загорелась лампа ДАЛЬНОСТЬ — КОРРЕКЦИЯ.

Нажать на кнопку КОНТРОЛЬ.

Проверить отработку контрольного значения дальности на приборе ППД-2 ($291,5 \pm 0,3$) км.

Проверить отработку контрольного значения азимута на приборе НПП (177 ± 2)°.

Убедиться, что сигнальная лампа АЗИМУТ — КОРРЕКЦИЯ горит.

Убедиться, что сигнальная лампа ДАЛЬНОСТЬ — КОРРЕКЦИЯ горит.

Отпустить кнопку КОНТРОЛЬ.

Убедиться, что показания азимута по НПП соответствуют азимуту самолета.

Убедиться, что показания дальности по ППД-2 соответствуют дальности до наземного радиомаяка РСБН.

или только в одну (рис. 9.1). Радиостанция, предназначенная для приводов самолетов и для выполнения предпосадочного маневра, называется дальней приводной радиостанцией (ДПРС). Она расположена на удалении 4000 м от начала ВПП. Эта радиостанция передает позывные в виде двух букв радиотелеграфной азбуки. Другая радиостанция, предназначенная для выдерживания направления полета с посадочным

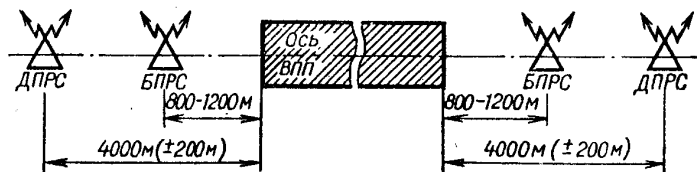


Рис. 9.1. Размещение ПАР на аэродроме

курсом после пролета ДПРС, называется ближней приводной радиостанцией (БПРС). Эта радиостанция устанавливается на расстоянии 800—1200 м от начала ВПП. Она передает позывные в виде одной буквы радиотелеграфной азбуки, как правило, первой буквы позывного ДПРС.

Наиболее широко применяются приводные аэродромные радиостанции типа ПАР-8, ПАР-9 различных модификаций.

В последнее время на аэродромах устанавливаются автоматизированные приводные радиостанции АПР-7, АПР-8, ПАР-10, которые имеют в своем составе по два передающих устройства и специальное устройство, обеспечивающее включение и контроль работы радиостанции с КДП, автоматическое включение резервного передатчика при отказе основного.

Приводные радиостанции по мощности излучаемых ими сигналов можно условно разделить на три группы: радиостанции большой, средней и малой мощности.

Радиостанции большой мощности выпускаются в стационарном варианте. Радиостанции средней мощности выполняются в стационарном и подвижном вариантах. Радиостанция малой мощности монтируется обычно в кузове автомашины.

Дальность действия ПАР при работе с типовыми радиокompасами определяется их мощностью и составляет 40—60 км для радиостанций малой мощности, 200—400 км для радиостанций средней мощности и 800—1000 км для радиостанций большой мощности.

Диапазон частот большинства ПАР примерно равен диапазону частот радиокompасов (150—1750 кГц).

Антенная система ПАР ненаправленного действия в горизонтальной плоскости выполнена либо в виде так называемой Т-образной антенны, либо в виде зонтичной антенны.

— по транспортабельности — на радиостанции подвижные, неподвижные (упаковочные) и носимые (ранцевые).

Использование диапазона УКВ для радиосвязи дает возможность получить большое количество рабочих частот связи, применять быстроразвертываемые штыревые антенны с круговой диаграммой направленности (для связи с самолетами), а также антенны направленного действия (для связи с наземными пунктами управления).

В диапазоне УКВ максимальная дальность радиосвязи D_{\max} , км, определяется расстоянием прямой видимости, которое можно найти по формуле:

$$D_{\max} = 130 (\sqrt{H_1} + \sqrt{H_2}),$$

где H_1 и H_2 — высоты подъема антенн радиостанций на конечных пунктах тракта радиосвязи, км.

При радиосвязи с самолетами, когда высоты их полета более 500 м, высоту подъема антенны наземной радиостанции можно не учитывать. В этом случае вышеприведенная формула имеет вид

$$D_{\max} = 130 \sqrt{H_n},$$

где H_n — высота полета самолета, км.

Указанные формулы определяют предельную дальность УКВ-радиосвязи. Однако на дальность радиосвязи влияют мощность передатчика, чувствительность приемника, коэффициент направленного действия антенны радиостанции, а также уровень помех в точке приема.

В настоящее время в эксплуатации находятся следующие типы наземных УКВ-радиостанций: Р-831М, Р-834, Р-844, Р-845, Р-105, Р-107, Р-407 и др.

Характерной технической особенностью наземных УКВ-радиостанций типа Р-831М, Р-834 является использование в их составе в качестве возбудителя передатчика и радиоприемного устройства самолетных радиостанций.

Радиостанции Р-844, Р-845 имеют независимые возбудитель передатчика и приемник, обеспечивающие работу как в метровом, так и в дециметровом диапазонах волн.

Если основным видом работы радиостанций Р-831М, Р-834 является телефонный режим с амплитудной модуляцией, что не дает достаточно высокой помехоустойчивости радиосвязи, то радиостанции Р-844, Р-845 работают в телефонном режиме не только с амплитудной, но и с частотной модуляцией. Частотная модуляция дает возможность в значительной степени повысить помехоустойчивость радиосвязи. Кроме того, радиостанции Р-844, Р-845 обеспечивают и телеграфную работу с частотной манипуляцией при сопряжении с аппаратурой быстрой работы.

Таблица 9.1

Тип радиостанции	Диапазон рабочих частот, МГц	Количество волн связи	Количество передатчиков в отдельных каналах	Излучаемая мощность, Вт	Чувствительность приемника, мкВ	Вид модуляции	Место установки аппаратуры
Р-831М	100—150 220—390	601 3 400	20	150 100	7 2	АМ АМ	ЗИЛ-130
Р-834	220—390	3 400	20	600—800	1—2	АМ	ЗИЛ-157
Р-844	100—150 220—400	180 000	20	500	1,5	АМ, ЧМ ЧМ	ГАЗ-66
Р-845	100—150 220—400	50 000	20	40	1,5	АМ, ЧМ ЧТ	ГАЗ-66
Р-107М	20—52	32 000		5	0,5—1,5	ЧМ, АМ	Ранцевая

В состав наземных УКВ-радиостанций входят:

- антенно-фидерное устройство;
- приемопередающее устройство;
- центральный пульт управления;
- выносной пульт управления;
- радиостанции дистанционного управления;
- бензоэлектрический агрегат питания;
- аккумуляторная батарея.

Радиостанции Р-831М, Р-834, Р-844, Р-845 являются автомобильными радиостанциями, размещенными в специальных кузовах, устанавливаемых на шасси автомашин типа ЗИЛ или ГАЗ.

Выносные пульта управления расположены на удалении до 10 км от радиостанций, которые размещаются на аэродроме вблизи пультов управления или на некотором удалении от них в укрытиях.

Время развертывания наземных радиостанций на площадках размерами 15×15 м командой из трех — пяти человек составляет 10—20 мин.

Радиостанции типа Р-105, Р-107, Р-407 — переносные. Они предназначены для ведения внутриаэродромной связи, обеспечения радиосвязи при управлении автомобильными колоннами на марше, а также для обеспечения дистанционного управления наземными радиостанциями.

Основные ТТД наземных УКВ-радиостанций приведены в табл. 9.1.

9.2. Приводные аэродромные радиостанции

Приводной аэродромной радиостанцией (ПАР) называется радиопередающее устройство с точно известным местоположением, предназначенное для определения направления на него с помощью самолетного автоматического радиокompаса.

Приводные аэродромные радиостанции совместно с самолетными автоматическими радиокompасами позволяют решать следующие задачи:

- вывод самолета на аэродром;
- расчет захода на посадку самолета в сложных метеословиях;
- определение местоположения самолета.

Так как в составе приводной радиостанции имеется приемное устройство, ее используют также в качестве запасной связной радиостанции средневолнового диапазона.

Для обеспечения распознавания приводных аэродромных радиостанций они передают позывные сигналы в виде букв радиотелеграфной азбуки. На каждом аэродроме оборудуются по две или четыре приводных аэродромных радиостанции. Размещаются они на продолжении оси ВПП в обе стороны

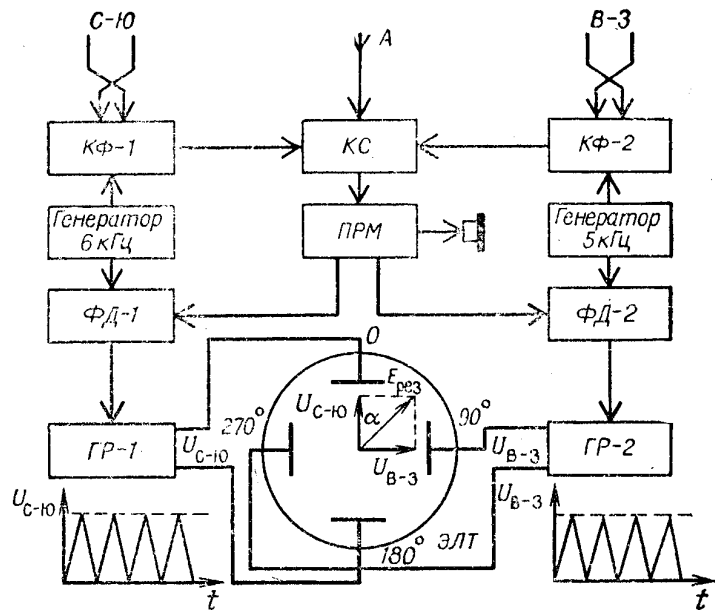


Рис. 9.3. Функциональная схема АРП

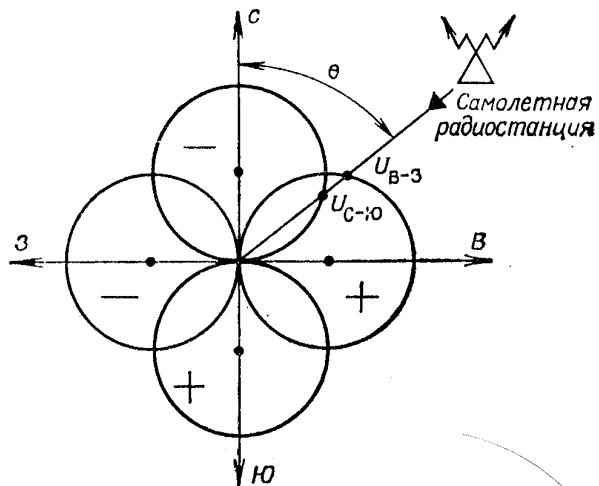


Рис. 9.4. Диаграмма направленности Н-образной антенны

Рассмотрим принцип действия приводной радиостанции по функциональной схеме (рис. 9.2).

Приводная радиостанция может работать в двух режимах: «На привод» (модулированными и немодулированными сигналами) и «На связь».

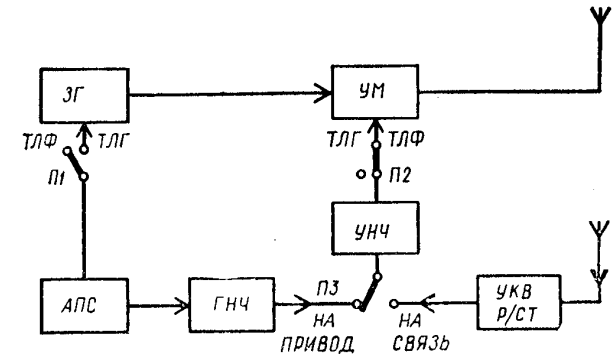


Рис. 9.2. Функциональная схема ПАР

В режиме «На привод» модулированными сигналами ПАР работает следующим образом. Задающий генератор (ЗГ) формирует высокочастотный сигнал в диапазоне частот работы радиостанции. Этот сигнал, усиленный в усилителе мощности (УМ), поступает в антенну и излучается в пространство. В дальнейшем он будет принят антеннами приемника автоматического радиоконписа.

Для формирования позывных сигналов ПАР в ее составе имеется автомат подачи телеграфных сигналов (АПС), который управляет генератором низкой частоты (ГНЧ). Генератор низкой частоты формирует напряжение в течение времени, соответствующего длительности точки и тире. Напряжение низкой частоты при установке переключателя ПЗ в положение НА ПРИВОД подается на УНЧ, выходное напряжение которого осуществляет амплитудную модуляцию высокочастотного сигнала в усилителе мощности.

Режим «На связь» используется для передачи различных сведений в наземных радиосетях и для передачи команд руководителем полетов на борт самолета при отказе самолетной УКВ-радиостанции. В этом случае принятые антенной УКВ-приемника сигналы команд руководителя полетов через контакты переключателя ПЗ в положении НА СВЯЗЬ подаются на УНЧ передатчика приводной радиостанции. Этими сигналами осуществляется амплитудная модуляция высокочастотного сигнала, который после усиления усилителем мощности излучается в пространство. Таким образом, приводная аэродромная радиостанция в режиме «На связь» использует-

ся как ретранслятор команд руководителя полетов. При отказавшей самолетной радиостанции летчик будет прослушивать команды руководителя полетов через приемник автоматического радиокompаса. Наличие дополнительного канала связи значительно повышает безопасность полетов.

9.3. Автоматические радиопеленгаторы

Автоматические радиопеленгаторы (АРП) предназначены для определения направления на радиостанцию, работающую в режиме передачи. С помощью индикатора, входящего в состав АРП, определяется направление на радиостанцию и отсчитывается ее пеленг.

Автоматический радиопеленгатор представляет собой радиоприемное устройство с антенной направленного действия. На местности автоматический радиопеленгатор располагается на продолжении оси ВПП на расстоянии ± 500 м от ДПРМ. Кроме того, автоматический радиопеленгатор входит в состав радиолокационной системы посадки (РСП).

Пеленг самолетной радиостанции, определенный с помощью автоматического пеленгатора, передается на борт самолета через УКВ-радиостанцию.

В состав автоматического радиопеленгатора входят:

- радиоприемное устройство;
- индикаторное устройство;
- УКВ-радиостанция;
- магнитофон (для записи радиообмена);
- агрегаты электропитания.

В настоящее время эксплуатируются следующие типы автоматических радиопеленгаторов: АРП-6, АРП-9, АРП-10, АРП-11.

Основные тактико-технические данные автоматических радиопеленгаторов представлены в табл. 9.2.

Рассмотрим принцип действия автоматического радиопеленгатора по функциональной схеме (рис. 9.3).

Антенная система автоматического радиопеленгатора состоит из двух Н-образных антенн направленного действия, расположенных в плоскостях север—юг и запад—восток, и антенны ненаправленного действия.

Диаграмма направленности каждой Н-образной антенны в горизонтальной плоскости представляет собой восьмерку (рис. 9.4).

Сигнал от передающей радиостанции в Н-образных антеннах наводит ЭДС, амплитуды которых зависят от угла прихода радиоволн θ :

$$E_{C-Ю} = E_m \cos \theta;$$

$$E_{З-В} = E_m \sin \theta.$$

Таблица 9.2

Тип АРП	Тип радиостанции	Диапазон частот, МГц	Дальность действия, км		Число каналов	Вероятная ошибка пеленгования, град	Удаление выносного индикатора, км	Транспортная база
			H = 1000 м	H = 3000 м				
АРП-6	P-802	100—150	80	150	2	2	10	ГАЗ-66
АРП-9	P-802B	100—150	80	150	2	2	10	УАЗ-452
АРП-10	P-832M	100—150 220—400	80	150	2	2	10	
АРП-11	P-863	100—150 220—400	80—100	150—180	2	2	10	ГАЗ-66

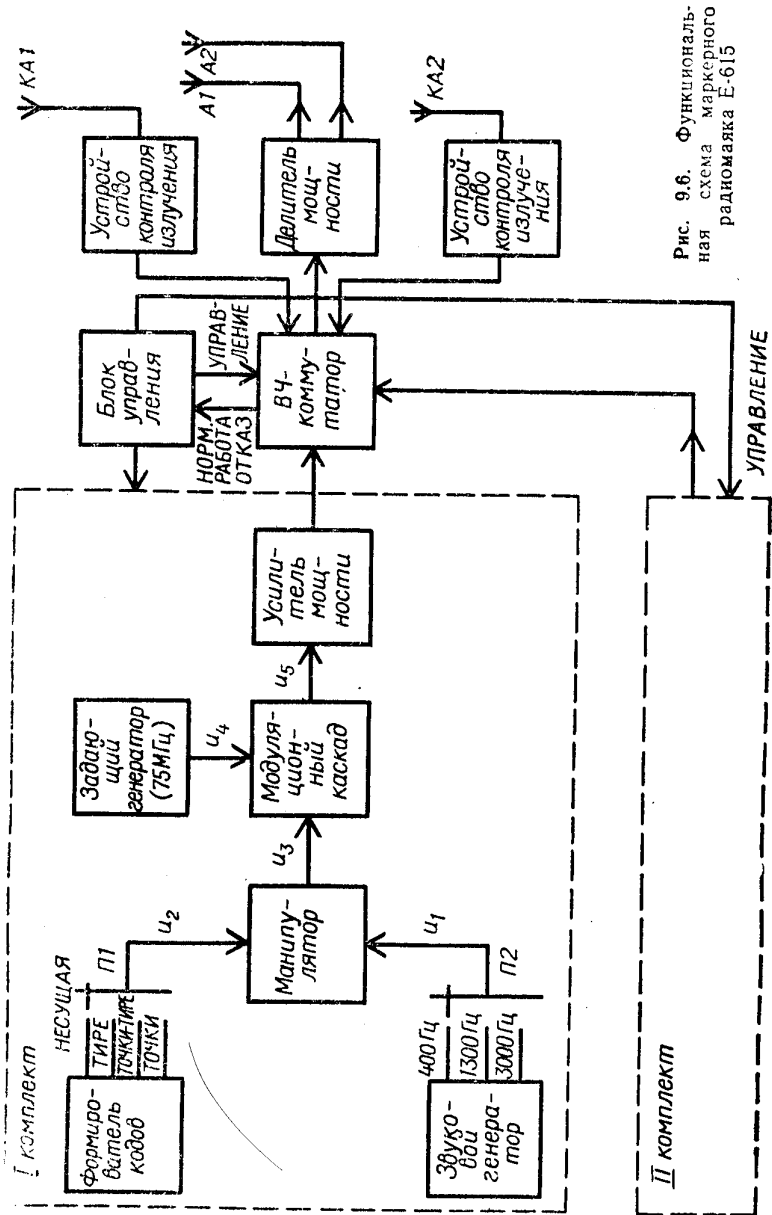


Рис. 9.6. Функциональная схема маркерного радиомаяка Е-615

Сигналы с каждой Н-образной антенны подаются на коммутаторы фаз. Одновременно на коммутаторы фаз подаются напряжения от генераторов 5 и 6 кГц соответственно, которые используются для обеспечения местной модуляции принятого сигнала. Применение в радиопеленгаторе местной амплитудной модуляции позволяет разделить на выходе приемника сигналы, принятые антеннами С—Ю и В—З (рис. 9.3).

С выходов коммутаторов фазы сигналы, принятые Н-образными антеннами С—Ю и В—З, подаются на вход контура сложения (КС). Одновременно на вход контура сложения подается сигнал пеленгуемой радиостанции, принятый антенной ненаправленного действия. В результате алгебраического сложения двух сигналов на выходе контура сложения образуется амплитудно-модулированный сигнал, поступающий на вход супергетеродинного приемника (ПРМ).

С выхода приемника низкочастотные сигналы частотой 5 и 6 кГц подаются на фазовые детекторы ФД-1 и ФД-2, где сравниваются фазы опорных напряжений генераторов 5 и 6 кГц и выходных напряжений приемника. В результате на выходах фазовых детекторов появляется постоянное напряжение, полярность которого зависит от соотношения фаз, а величина — от амплитуды выходных НЧ напряжений приемника, т. е. от угла прихода радиоволн Θ .

Напряжения постоянного тока с выходов фазовых детекторов ФД-1 и ФД-2 поступают на вход генераторов развертки ГР-1 и ГР-2, формирующих пилообразные напряжения, которые подаются на вертикально и горизонтально отклоняющие пластины электронно-лучевой трубки (ЭЛТ) индикатора. Амплитуда пилообразных напряжений зависит от угла Θ . Под действием этих напряжений электронный луч электронно-лучевой трубки индикатора вычерчивает на экране линию в направлении радиостанции, работающей в режиме передачи. По шкале индикатора отсчитывается пеленг радиостанции. Оператор считывает с индикатора автоматического радиопеленгатора обратный пеленг и с помощью радиостанции передает это значение на борт самолета.

Имея на борту самолета значения обратного пеленга (ПРИБОЯ), летчик знает направление на автоматический радиопеленгатор, т. е. на аэродром. Знание обратного пеленга особенно необходимо при отказе на самолете автоматического радиоконюаса.

9.4. Маркерный радиомаяк

Маркерный радиомаяк, входящий в состав системы посадки ОСП, предназначен для обозначения фиксированных точек на местности при заходе на посадку и планировании самолета, оборудованного маркерным радиоприемником.

Маркерный радиомаяк представляет собой маломощный передатчик метрового диапазона, работающий на фиксированной частоте 75 МГц. Устанавливаются маркерные радиомаяки в местах установки приводных аэродромных радиостанций.

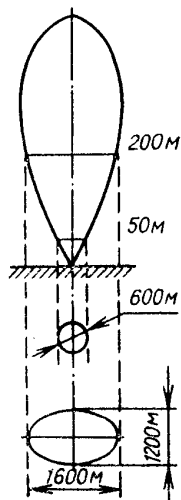


Рис. 9.5. Диаграмма направленности антенны маркерного радиомаяка

В настоящее время в эксплуатации находятся маркерные радиомаяки типа МРМ-48 и Е-615.

Маркерный радиомаяк Е-615 может быть использован для работы с приводными радиостанциями АПР-7, АПР-8 и ПАР-10, для работы с ПАР, кодонеоновыми светомаяками и для автономной работы.

В состав маркерного радиомаяка Е-615 входят блок передатчиков и антенное устройство.

Блок передатчиков содержит два передатчика, один из которых является рабочим, а другой находится в резерве. Переключение передатчиков при отказе основного на резервный осуществляется автоматически.

Антенная система маркерного радиомаяка Е-615 состоит из двух одинаковых трехвibratorных антенн. Каждая антенна содержит два вибратора передающей антенны и один вибратор контрольной антенны.

Для создания требуемой диаграммы направленности используется синфазная запитка передающих антенн равной мощностью.

Антенная система излучает высокочастотную энергию вверх и имеет вытянутую в вертикальной плоскости диаграмму направленности (рис. 9.5).

Сечение диаграммы направленности горизонтальной плоскостью на высоте 200 м представляет эллипс, а на высоте 50 м — окружность. Сжатость диаграммы направленности в направлении оси ВПП повышает точность определения места установки радиомаяка, а вытянутость в перпендикулярном направлении предотвращает возможность пролета самолета мимо зоны облучения маяка в том случае, когда имеет небольшое отклонение от посадочного курса.

Основные тактико-технические данные МРМЕ-615:

- несущая частота — 75 МГц;
- время индикации на борту самолета при пролете над маяком (при скорости полета 240 км/ч):
над дальним радиомаркерным пунктом на высоте 200 м — (12 ± 4) с;

над ближним радиомаркерным пунктом на высоте 60 м — (6 ± 2) с;

- частота модуляции — 400, 1300, 3000 Гц;
 - вид модуляции огибающей высокочастотного сигнала: ТОЧКИ, следующие со скоростью 6 точек в секунду; ТОЧКИ — ТИРЕ, следующие со скоростью одна точка и одно тире за 0,5 с; ТИРЕ, следующие со скоростью два тире в секунду.
- Радиомаяк ДПРМ работает в режиме манипуляции два тире в секунду, а маяк БПРМ — шесть точек в секунду.
Мощность передатчика — 5,5 Вт.

Принцип действия

Функциональная схема маркерного радиомаяка Е-615 представлена на рис. 9.6.

Задающий генератор формирует высокочастотный сигнал частотой 75 МГц, стабилизированный кварцевым резонатором. Для модуляции высокочастотного сигнала используется напряжение звукового генератора. Выбор частоты модулирующего напряжения звукового генератора осуществляется с помощью переключателя П2.

Формирователь кодов предназначен для создания импульсных сигналов соответствующего кода манипуляции. Переключение кодов осуществляется с помощью переключателя П1.

Низкочастотное напряжение u_1 одной из частот (400, 1300, 3000 Гц) и импульсное напряжение u_2 с выхода формирователя кодов манипуляции поступают на вход манипулятора, содержащего ключевую схему. Во время действия импульсного напряжения u_2 низкочастотное напряжение u_1 проходит на выход манипулятора. В течение пауз этого напряжения ключевая схема манипулятора закрыта и низкочастотное напряжение на выход не проходит. Таким образом, напряжение u_3 на выходе манипулятора представляет собой низкочастотные послышки выбранного кода манипуляции.

В модуляционном каскаде осуществляется процесс амплитудной модуляции высокочастотного сигнала u_4 задающего генератора. С выхода модуляционного каскада полученный АМ-сигнал u_5 поступает в усилитель мощности и через высокочастотный коммутатор и делитель мощности — в две антенны радиомаяка.

С помощью ВЧ-коммутатора осуществляется подключение к делителю мощности сигналов с выходов I или II комплекта.

Блок управления предназначен для выдачи сигнала «Управление» на резервный передатчик при отказе основного. Переключение происходит автоматически в течение времени не более 10 с с момента появления сигнала об отказе.

Опорные сигналы «35» и «36» кодируются и модулируют импульсное передающее устройство опорных сигналов. Излучаются опорные сигналы всенаправленной антенной.

Измерение координат на самолете

Азимутальный сигнал и опорные сигналы «35» и «36» принимаются приемной антенной самолетного оборудования РСБН-5С и после преобразования используются для измере-

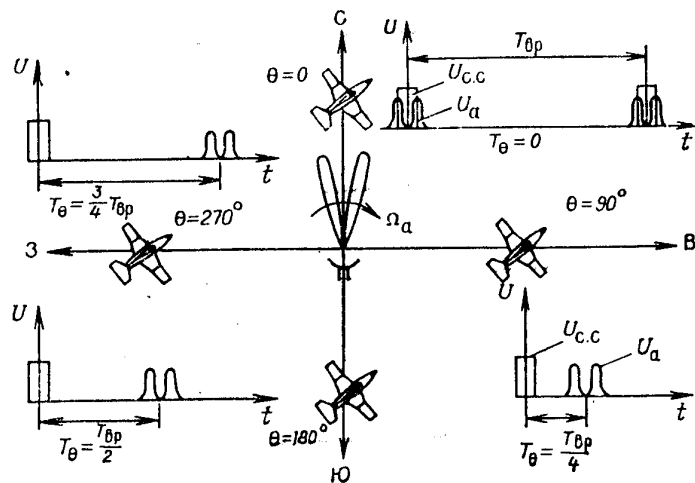


Рис. 9.9. Принцип измерения азимута

ния азимута самолета. Азимут самолета θ определяется в самолетном оборудовании по соотношению

$$\theta = \Omega (t_1 - t_0)$$

или

$$\theta = \frac{360}{T_{\theta p}} (t_1 - t_0),$$

где Ω — угловая скорость вращения азимутальной антенны;

$T_{\theta p}$ — период вращения азимутальной антенны;

t_0 — момент одновременного приема опорных сигналов «35» и «36», т. е. момент совмещения оси диаграммы направленности азимутальной антенны с направлением на север;

t_1 — момент приема азимутального сигнала.

Временной интервал $T_{\theta} = t_1 - t_0$ между моментами приема азимутального сигнала U_a и сигнала «Северное совпадение» $U_{c.c}$ прямо пропорционален азимуту самолета (рис. 9.9). Этот

Сигнал отказа вырабатывается в устройствах контроля излучения, на вход которых подключены контрольные антенны (КА).

9.5. Наземное оборудование угломерно-дальномерной системы РСБН-4Н

Угломерно-дальномерная радиотехническая система РСБН предназначена для обеспечения навигации в районе аэродрома. Она позволяет определить две координаты в полярной системе координат: азимут самолета θ и наклонную дальность D_n по отношению к радиомаяку, координаты которого известны (рис. 9.7). Угломерно-дальномерная система состоит из наземного и самолетного оборудования. В настоящее время широкое распространение получило наземное оборудование типа РСБН-4Н. На самолете установлено самолетное оборудование типа РСБН-5С, работающее также совместно с наземным оборудованием посадочной радиомаячной группы (ПРМГ) для обеспечения посадки. Таким образом, угломерно-дальномерные радионавигационные системы РСБН позволяют решать как задачи самолетовождения, так и задачи посадки в простых и сложных метеоусловиях.

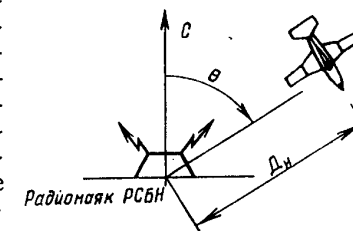


Рис. 9.7. Координаты, определяемые радиотехнической системой ближней навигации

Основными задачами, решаемыми с помощью системы, являются:

- непрерывное определение на борту самолета азимута и дальности относительно точки установки наземного радиомаяка РСБН;
- самолетовождение по любому азимуту в направлении на радиомаяк и от него и вождение по орбите любого радиуса в пределах радиуса действия радиомаяка;
- привод самолета на аэродром посадки, оборудованный радиомаяком, с пробиванием облачности вниз и выполнением предпосадочного маневра;
- заход на посадку по зонам курсового и глиссадного радиомаяков с измерением дальности до точки приземления;
- наблюдение за самолетами и их опознавание с помощью наземного индикаторного устройства кругового обзора радиомаяка;
- прослушивание на борту самолета позывных сигналов радиомаяка.

К наземному оборудованию РСБН-4Н относятся азимутально-дальномерный радиомаяк и выносной индикатор кругового обзора (ВИКО) (рис. 9.8).

В состав радиомаяка РСБН входят: передатчик азимутального сигнала, передатчик опорных сигналов «35» и «36», ретранслятор дальномера, индикатор кругового обзора, УКВ-радиостанция.

Передатчик азимутального сигнала предназначен для излучения радиосигнала, с помощью которого на борту самолета определяется азимут самолета. Антенна данного передатчика (азимутальная) имеет в горизонтальной плоскости узкую двухлепестковую диаграмму направленности. В вертикальной плоскости азимутальная антенна имеет диаграмму направленности с углом раскрытия около 45°.

Антенна состоит из облучателя и параболического отражателя. Для защиты от ветровых нагрузок, осадков, гололеда азимутальная антенна размещена внутри бескаркасной оболочке каплевидной формы из радиопрозрачного материала. Азимутальная антенна равномерно вращается со скоростью 100 об/мин и излучает непрерывный немодулированный сигнал, вырабатываемый азимутальным передатчиком. За счет двухлепестковой диаграммы направленности и вращения азимутальной антенны в антенне самолетного оборудования РСБН-5С наводится двойной колоколообразный азимутальный радиосигнал. Минимум этого сигнала соответствует совпадению оси диаграммы направленности азимутальной антенны с направлением на самолет.

Для измерения азимута на самолете наземное оборудование РСБН кроме азимутального сигнала излучает так называемые опорные сигналы. С помощью этих сигналов в самолетном оборудовании фиксируется момент времени, когда ось диаграммы направленности азимутальной антенны совпадает с северным направлением меридиана, проходящего через точку установки наземного радиомаяка. Формирование опорных сигналов происходит следующим образом.

На оси вращения азимутальной антенны установлены диски с магнитными датчиками, которые выдают опорные видеопульсы. Датчики выдают три серии сигналов: опорные «35», опорные «36» и серии «180», условно обозначенные так по количеству выдаваемых сигналов за один оборот азимутальной антенны.

Датчики импульсов «35» и «36» установлены так, что при совпадении оси диаграммы направленности с северным направлением меридиана, проходящего через точку установки наземного радиомаяка, импульсы «35» и «36» совпадают во времени. Это совпадение («северное совпадение») служит начальным временем отсчета для всех самолетов.

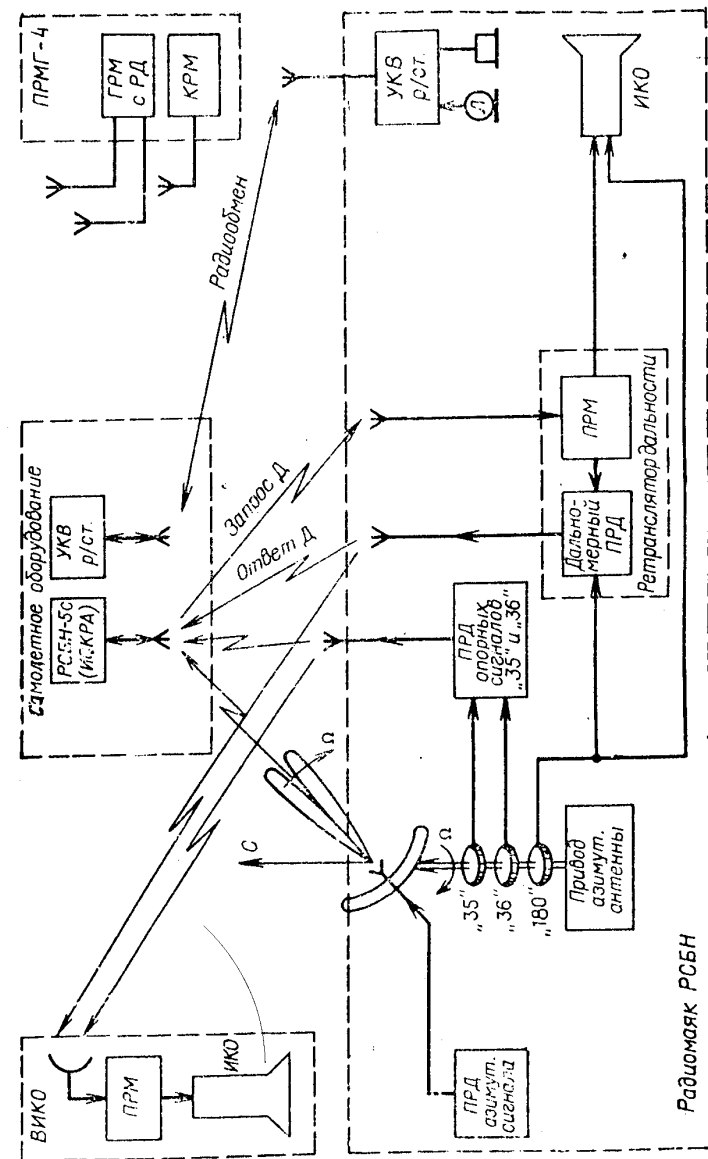


Рис. 9.8. Функциональная схема радиотехнической системы ближней навигации

расположенную на пульте управления РСБН-5С. При этом самолетным оборудованием автоматически с определенным интервалом излучается двойной ответный сигнал индикации. Соответственно на экране ИКО на одном и том же азимуте появится двойная отметка. Первая отметка (ближе к центру) — отметка положения самолета, вторая — индивидуального опознавания (рис. 9.11).

Формирование позывных радиомаяка РСБН-4Н

Каждому наземному радиомаяку системы РСБН присваивается свой двухбуквенный позывной сигнал. Для его передачи используются запросные сигналы наземной индикации, к которым добавляется импульс, манипулируемый по принципу телеграфной азбуки.

Позывные сигналы принимаются антенной РСБН-5С и после преобразования в приемнике выдаются в телефоны летчика для контроля правильности установки каналов связи бортового оборудования.

Основные тактико-технические данные наземного оборудования РСБН-4Н:

— дальность действия радиомаяка РСБН-4Н практически определяется условиями прямой видимости и зависит от высоты полета самолета (табл. 9.3);

Таблица 9.3

Высота полета, м	Дальность действия, км
250	50
3000	200
5000	250
12000	380

- диапазон рабочих частот — дециметровый;
- точность определения координат на экране ИКО:
 - по азимуту $\pm 1^\circ$;
 - по дальности:
 - ± 3 км при масштабе развертки 100 км;
 - ± 5 км при масштабе развертки 400 км;
- мощность передатчика азимутальных сигналов — 80 Вт;
- импульсная мощность передатчика опорных сигналов — 30 кВт;
- импульсная мощность передатчика ретранслятора дальномеров — 30 кВт.

временной интервал с достаточной степенью точности в самолетном оборудовании преобразуется в напряжение, под воздействием которого обрабатывает стрелка навигационно-пилотажного прибора.

Дальность от самолета до наземного радиомаяка определяется методом запроса и ответа. Для этого самолетное оборудование излучает кодированный запросный сигнал («Запрос дальности»). Этот сигнал принимается приемником ретранслятора дальномеров (РД), преобразуется в нем и раскодирован. Полученные видеоимпульсы запускают передатчик РД, формирующий ответный кодированный сигнал («Ответ дальности»). Излучается ответный сигнал дальности всенаправленной антенной передатчика и принимается самолетным оборудованием. В аппаратуре РСБН-5С фиксируются два момента времени: момент излучения запросного сигнала t_0 и момент приема ответного — t_1 . Временной интервал между моментами излучения и приема импульсов дальности

$$T_d = t_1 - t_0$$

пропорционален дальности D_n от самолета до радиомаяка. Действительно, временной интервал T_d связан с дальностью соотношением

$$T_d = \frac{2D_n}{c},$$

где c — скорость распространения радиоволн.

В самолетном оборудовании измеренный временной интервал преобразуется в напряжение, под воздействием которого обрабатывается дальность на прямопоказывающем приборе дальности (ППД-2).

Измерение координат самолета на земле

Наземное оборудование радиомаяка позволяет получить на экранах выносного индикатора кругового обзора (ВИКО) и индикатора аппаратной (ИКО) отметку самолета и его индивидуальное опознавание. По отметке самолета можно определить его координаты: наклонную дальность от самолета до радиомаяка и азимут относительно северного направления меридиана, проходящего через точку установки радиомаяка РСБН-4Н.

Координаты самолета определяются методом запроса и ответа, т. е. по принципу действия системы радиолокационного наблюдения с активным ответом. Здесь функции запросчика выполняет наземное оборудование, а ответчика — самолетное оборудование.

Для получения запросного сигнала на оси вращения азимутальной антенны устанавливается датчик видеоимпульсов

серии «180», выдающий 180 импульсов за один оборот азимутальной антенны (через 2° угла поворота азимутальной антенны). Эти импульсы кодируются, модулируют передатчик ретранслятора дальности и излучаются его всенаправленной антенной.

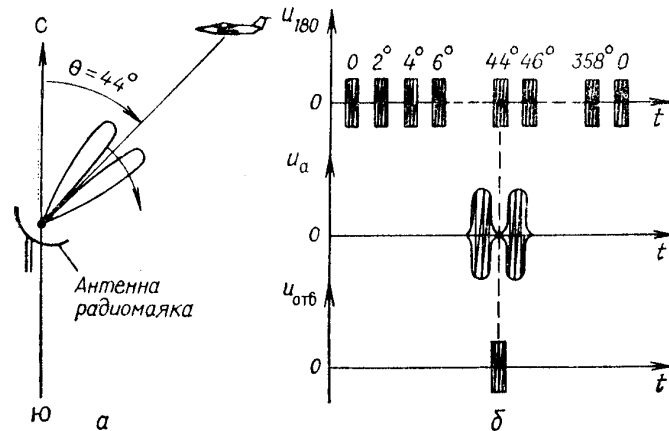


Рис. 9.10. Формирование ответного сигнала в режиме наземной индикации

Радиосигналы «180», «35» и «36» принимаются на КДП антенной направленного действия ВИКО и поступают на вход приемного устройства (ПРМ). После преобразования и декодирования сигналы «180», «35» и «36» используются для создания радиально-круговой развертки на экране ВИКО. Радиальная линия развертки поворачивается вокруг центра индикатора синхронно с вращением азимутальной антенны. В любой момент времени угловое положение светящейся радиальной линии развертки соответствует положению оси симметрии диаграммы направленности азимутальной антенны.

Радиосигналы серии «180» принимаются также приемным устройством бортового оборудования РСБН-5С. В момент приема азимутального сигнала, т. е. при совпадении оси симметрии диаграммы направленности азимутальной антенны с направлением на самолет (рис. 9.10, а), самолетное оборудование формирует и излучает ответный сигнал индикации ($u_{отв}$ на рис. 9.10, б).

На земле ответные сигналы принимаются приемником ретранслятора дальномера, декодируются и снова кодируются. Кодированными сигналами запускается передатчик РД. Излучаемые этим передатчиком радиосигналы принимаются антенной направленного действия ВИКО и после преобразова-

ния отображаются на индикаторе в виде яркостной отметки (рис. 9.11).

По положению этой отметки считываются координаты самолета. Угловое положение отметки соответствует азимуту самолета, а удаление от центра экрана — наклонной дальности. Дальность определяется относительно места установки

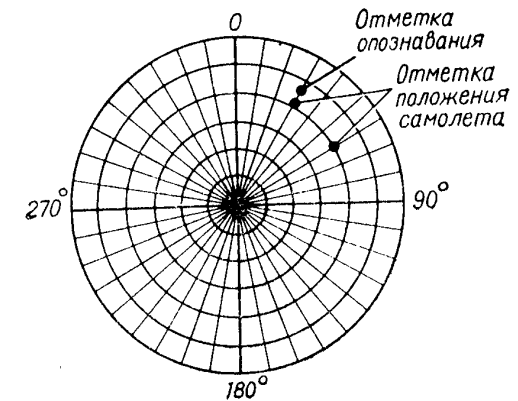


Рис. 9.11. Вид индикатора наземного оборудования РСБН

радиомаяка, а не ВИКО. Ретрансляция сигналов на ВИКО не вносит дополнительной ошибки в измерение дальности потому, что ответные сигналы наземной индикации и сигналы запуска развертки на ВИКО запаздывают на одно и то же время.

Кроме выносного индикатора кругового обзора, устанавливаемого на КДП, в аппаратной радиомаяка размещен местный индикатор кругового обзора (ИКО), предназначенный для контроля работоспособности радиомаяка. Принцип его работы аналогичен принципу работы выносного индикатора с тем лишь отличием, что отметки от самолета создаются декодированными сигналами ответа индикации, поступающими с выхода приемника РД.

Индивидуальное опознавание самолетов

Наземное оборудование системы РСБН-4Н позволяет кроме определения координат самолетов по отметкам на индикаторах кругового обзора решать задачу индивидуального опознавания, т. е. выделения из общей воздушной обстановки желаемого самолета. Для этого по команде оператора наземного радиомаяка, передаваемой по УКВ-радиостанции на рабочем канале, летчик нажимает кнопку ОПОЗНАВАНИЕ,

управляющие работой двух каскадов совпадения (КС1 и КС2).

При поступлении положительных коммутирующих импульсов каскады совпадения поочередно открываются и на вход

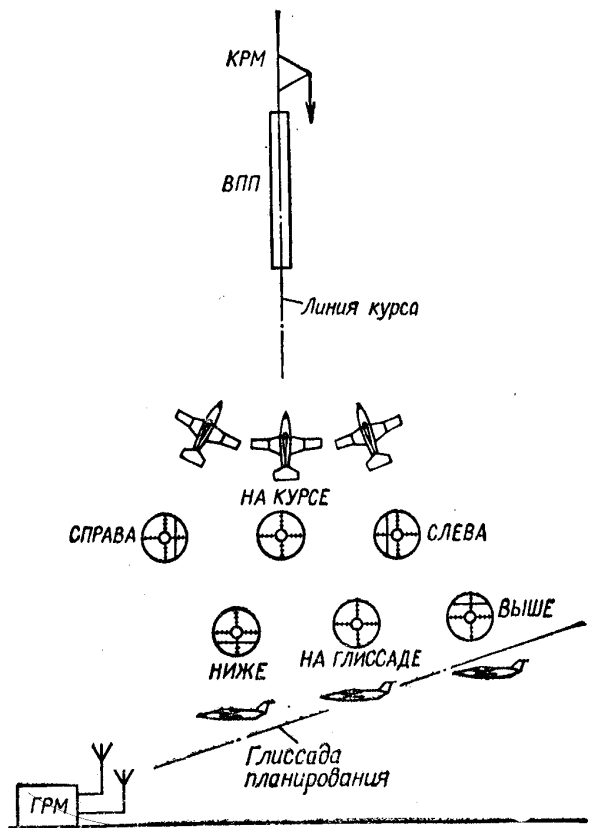


Рис. 9.16. Индикация положения самолета в режиме «Посадка»

генератора СВЧ поступает модулирующий низкочастотный сигнал частоты $F_{м1}$ или $F_{м2}$. Вырабатываются данные сигналы генераторами низких частот ГНЧ1 и ГНЧ2.

При заходе на посадку и включении на борту самолета режима «Посадка» излученные АМ сигналы КРМ принимаются самолетным оборудованием РСБН-5С. Если самолет находится на курсовой линии посадки, амплитуда сигналов $U_{мл}$ по левой диаграмме направленности равна амплитуде сигналов $U_{мп}$ по правой диаграмме направленности (курсо-

Радиомаяк смонтирован в кузове, установленном на специальной раме с ходовыми тележками, в рабочем положении радиомаяк располагается на домкратах.

Зоны возможного размещения наземного оборудования РСБН на аэродроме относительно центра ВПП изображены на рис. 9.12.

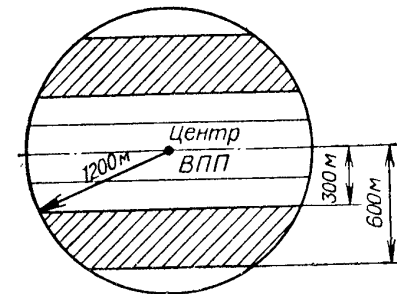


Рис. 9.12. Зоны возможного размещения РСБН-4Н

9.6. Посадочная радиомаячная группа ПРМГ-4

Посадочная радиомаячная группа ПРМГ-4, являясь системой инструментальной посадки, предназначена для создания в пространстве с помощью наземных радиомаяков равносигнальных направлений курсовой линии посадки и глиссады планирования, а также для ретрансляции запросных сигналов дальности самолетного оборудования.

В качестве приемного устройства сигналов наземных радиомаяков ПРМГ-4 используется самолетное оборудование РСБН-5С, что позволяет с его помощью решать как задачи навигации, так и задачи посадки.

В состав посадочной радиомаячной группы ПРМГ-4 входит:

- курсовой радиомаяк (КРМ);
- глиссодно-дальномерный радиомаяк (ГДРМ), состоящий из глиссодно-дальномерного радиомаяка (ГРМ) и ретранслятора дальности.

Оба радиомаяка (КРМ и ГРМ) по своему принципу действия одинаковы и создают в пространстве равносигнальные зоны приема двух сигналов с разными частотами амплитудной модуляции.

Курсовой радиомаяк, излучая электромагнитные колебания, задает в пространстве вертикальную плоскость посадочного курса, которая совмещается с осью взлетно-посадочной полосы (рис. 9.13). Глиссодный радиомаяк задает в про-

пространстве плоскость планирования, наклонную к горизонтальной плоскости. В результате пересечения двух указанных плоскостей образуется глиссада.

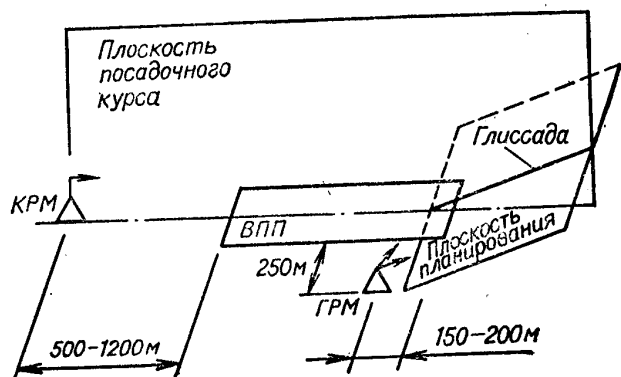


Рис. 9.13. Образование глиссады с помощью радиомаяков ПРМГ

Курсовой радиомаяк

Основные тактико-технические данные:

- диапазон рабочих частот — дециметровый;
- количество фиксированных частот — 40;
- дальность действия:
 - при полете самолета на высоте 300 м — не менее 20 км;
 - при полете самолета на высоте 100 м — не менее 80 км;
- зона действия — область пространства, в которой обеспечивается нормальный прием радиосигналов КРМ, т. е. бленкер К навигационно-пилотажного прибора самолетного оборудования закрыт.

Зона действия курсового радиомаяка в горизонтальной плоскости ограничивается сектором $\pm 15^\circ$ относительно курсовой линии посадки (рис. 9.14, а). В вертикальной плоскости эта зона ограничивается снизу прямой, проходящей примерно под углом $0,85^\circ$ к горизонту от начала ВПП, сверху — прямой, идущей от антенной системы маяка под углом 7° к горизонту (рис. 9.14, б);

- мощность передатчика — 12 Вт.

В состав курсового радиомаяка входят:

- антенно-фидерная система;
- передающее устройство;
- источники электропитания.

Принцип действия радиомаяка заключается в создании в пространстве равносигнальной зоны приема сигналов двух частот модуляции ($F_{M1}=1300$ Гц и $F_{M2}=2100$ Гц) в горизонтальной плоскости по направлению оси ВПП (рис. 9.15).

Антенна КРМ состоит из параболического отражателя в виде металлической сетки и двух пар облучателей, смещенных относительно фокальной оси отражателя. За счет такого

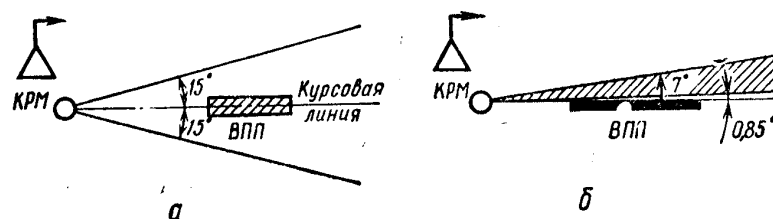


Рис. 9.14. Зоны действия КРМ в горизонтальной плоскости (а) и в вертикальной плоскости (б)

смещения максимумы диаграмм направленности от левого и правого облучателей также смещены соответственно вправо и влево от оси на определенный угол и пересекаются.

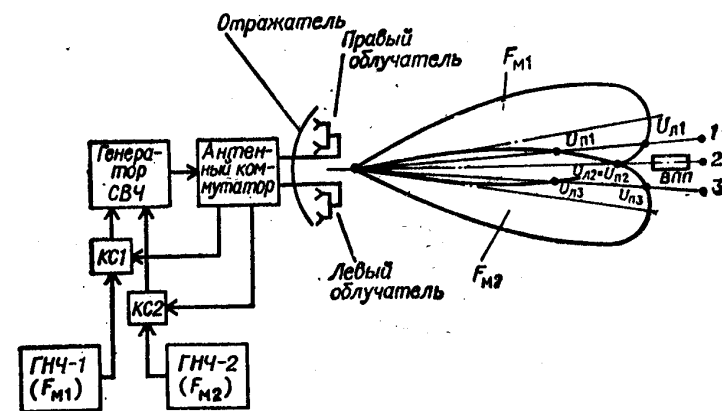


Рис. 9.15. Функциональная схема КРМ

Линия, проходящая через точки пересечения диаграмм направленности, является линией равносигнального направления. Антенная система КРМ устанавливается таким образом, чтобы линия равносигнального направления совпадала с продолжением продольной оси ВПП.

Амплитудно-модулированные радиосигналы, излучаемые по левой и правой диаграммам направленности, имеют одну и ту же несущую частоту, но отличаются частотой модуляции.

Переключение облучателей производится антенным коммутатором с частотой 13 Гц. Кроме того, антенный коммутатор вырабатывает разнополярные коммутирующие импульсы,

посадки и осуществление посадки в сложных метеословиях.

Наземные РЛС, применяемые в ВВС, классифицируются по вариантам транспортирования, диапазону используемых радиоволн и оперативно-тактическому назначению.

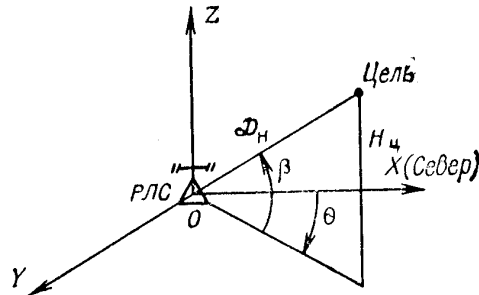


Рис. 9.19. Координаты, определяемые с помощью наземной РЛС

По вариантам транспортирования различают стационарные, подвижные и перевозимые РЛС.

В зависимости от рабочего диапазона радиоволн различают РЛС метрового, дециметрового и сантиметрового диапазонов.

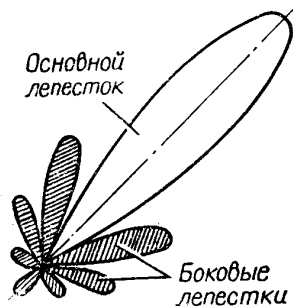


Рис. 9.20. Диаграмма направленности РЛС обнаружения и наведения

По оперативно-тактическому назначению РЛС подразделяются на РЛС обнаружения и наведения, РЛС обнаружения, радиолокационные высотомеры, радиолокационные комплексы и РЛС систем посадки.

Радиолокационные станции обнаружения и наведения предназначены для обнаружения воздушных целей и наведения на них средств перехвата. Кроме того, данные о воздушной обстановке, получаемые с помощью этих станций, могут использоваться для оценки воздушной

обстановки, оповещения войск о воздушном противнике, ближнего самолетовождения и контроля маршрута полета самолетов. С помощью РЛС обнаружения и наведения определяются: наклонная дальность D_n , азимут θ , высота полета цели $H_ц$ (рис. 9.19), а также скорость полета цели, вид строя и тип самолета.

РЛС обнаружения и наведения работают в метровом и сантиметровом диапазонах радиоволн.

вая линия посадки проходит через точку пересечения диаграмм направленности). Вследствие этого курсовая (вертикальная) планка прибора НПП находится в центре круга, изображающего условно самолет.

При отклонении самолета от линии глиссады на вход приемника поступают сигналы, амплитуды которых не равны между собой:

$$U_{мл} > U_{мп} \text{ — отклонение влево;}$$

$$U_{мл} < U_{мп} \text{ — отклонение вправо.}$$

Курсовая планка НПП при этом также будет отклонена в соответствующую сторону относительно центра (рис. 9.16).

Размещается курсовой радиомаяк на продолжении оси ВПП на расстоянии 500—1200 м от ее торца.

Глиссодно-дальномерный радиомаяк

В состав глиссодно-дальномерного радиомаяка (ГДРМ) входит глиссодный радиомаяк (ГРМ) и ретранслятор дальности (РД).

Глиссодный радиомаяк

Основные тактико-технические данные:

- диапазон рабочих частот — дециметровый;
- количество фиксированных частот — 40;
- дальность действия:

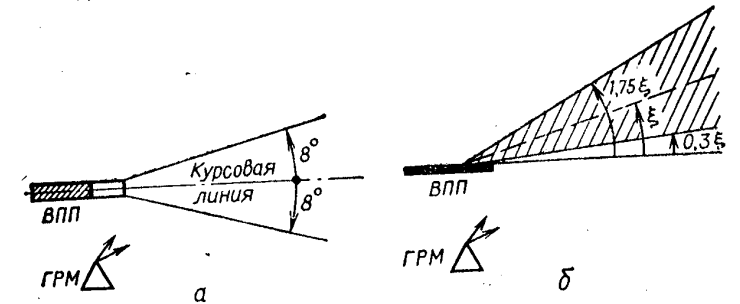


Рис. 9.17. Зоны действия ГРМ в горизонтальной плоскости (а) и в вертикальной плоскости (б)

при полете самолета на высоте 300 м — не менее 20 км; при полете самолета на высоте 1000 м — 80 км;

— зона действия в горизонтальной плоскости ограничивается сектором $\pm 8^\circ$ относительно курсовой линии (рис. 9.17, а), в вертикальной плоскости — сектором $(0,3 \div 1,75) \xi$ относительно горизонта (ξ — угол глиссады, рис. 9.17, б);

— мощность передатчика — не менее 12 Вт.

Состав аппаратуры ГРМ однотипен с составом аппаратуры КРМ. Отличие состоит лишь в антенно-фидерном устройстве.

Принцип работы глissадного радиомаяка заключается в создании в вертикальной плоскости равносигнальной зоны приема двух частот модуляции.

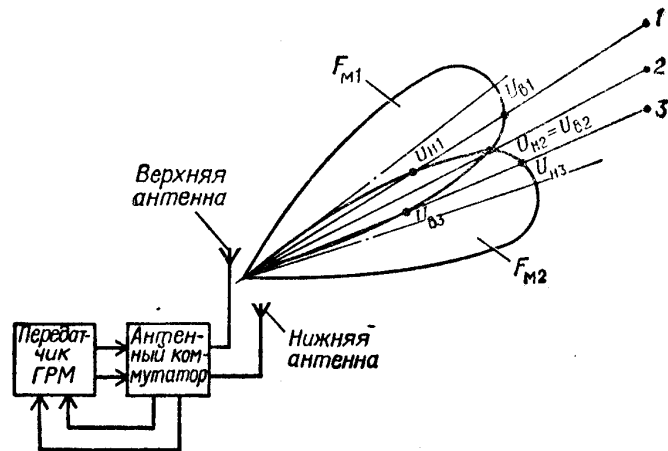


Рис. 9.18. Функциональная схема ГРМ

Зона глissады создается антенной системой, состоящей из двух антенн: верхней и нижней. Антенны ГРМ имеют в вертикальной плоскости две диаграммы направленности: нижний и верхний лепестки. Линия, проходящая через точки пересечения диаграмм направленности, определяет глissаду планирования (рис. 9.18).

В верхнем лепестке высокочастотные колебания модулированы частотой $F_{M1} = 1300$ Гц, а в нижнем — частотой $F_{M2} = 2100$ Гц. Формируются амплитудно-модулированные сигналы в передатчике ГРМ. Поочередное подключение к передатчику той или иной антенны осуществляется посредством антенного коммутатора с частотой 13 Гц. Антенный коммутатор вырабатывает также коммутирующие сигналы для управления передатчиком.

При входе самолета в зону планирования и включении на борту режима «Посадка» приемник РСБН-5С принимает высокочастотные сигналы ГРМ.

В этом режиме глissадная планка НПП показывает отклонение самолета от глissады планирования.

Антенная система глissадного радиомаяка размещается в стороне от ВПП на удалении 250 м от начала полосы и

150—200 м от ее оси. Рядом с антенной системой размещается и аппаратура ГРМ.

Обычно ГРМ размещается с левой стороны ВПП, если наблюдать со стороны первого направления посадки.

Ретранслятор дальномера

РД предназначен для ретрансляции запросных сигналов дальности самолетного оборудования РСБН-5С в режиме «Посадка».

Основные тактико-технические данные:

— диапазон рабочих частот — дециметровый;

— число частотно-кодовых каналов — 40;

— дальность действия РД при высоте полета самолета 1000 м — 50 км;

— импульсная мощность передатчика — 3 кВт.

В состав аппаратуры РД входят:

— приемная и передающая ненаправленные антенны;

— приемник с дешифратором;

— передатчик с шифратором.

Запросные кодированные радиосигналы дальности самолетного оборудования принимаются наземным приемником РД.

С выхода приемника кодовая последовательность видеоимпульсов поступает в дешифратор для раскодирования. Полученные после раскодирования видеоимпульсы поступают в шифратор и далее в передатчик РД. Кодированные радиосигналы излучаются всенаправленной антенной и принимаются самолетным приемником аппаратуры РСБН-5С.

Аппаратура ретранслятора дальности размещается в цепи глissадного радиомаяка.

9.7. Наземные радиолокационные станции

Радиолокационная станция (РЛС) представляет собой техническое средство, предназначенное для обнаружения воздушных целей, измерения их координат и параметров движения.

С помощью наземных РЛС решаются следующие основные задачи:

— обнаружение целей, определение их координат и параметров движения;

— определение государственной принадлежности обнаруженных целей при совместной работе с наземным радиолокационным запросчиком (НРЗ);

— наведение своих истребителей на обнаруженные цели противника и вывод самолетов в район наземных целей;

— наблюдение за воздушной обстановкой в ближней и дальней зонах от аэродрома, привод самолетов на аэродром

формирования диаграммы направленности 1, 2, 3 и 4-го сантиметровых каналов. Верхняя антенна предназначена для формирования диаграммы направленности 5-го и 6-го каналов. Обе антенны состоят из облучателей и отражателей параболической формы.

Величина угла обзора по азимуту сформированной данной антенной системой зоны обзора составляет 360° , а по углу места — несколько десятков градусов.

Приемное устройство предназначено для усиления принятых антеннами отраженных и ответных сигналов и преобразования их в видеосигналы, которые затем подаются на индикаторную аппаратуру станции.

В состав приемного устройства РЛС входят:

- шесть приемников сантиметрового диапазона;
- приемник системы активного ответа;
- приемник системы опознавания.

Каждый приемник сантиметрового диапазона выполнен по супергетеродинной схеме.

Индикаторная аппаратура, выполненная на базе электронно-лучевых трубок, предназначена для наблюдения и определения координат воздушных целей.

Индикаторная аппаратура размещается в машине и на КП. Передача информации на индикаторы КП осуществляется с помощью кабеля или по радиотрансляционной линии.

В индикаторной машине установлены индикатор кругового обзора и индикатор «Азимут — дальность» (ИАД). На КП установлены индикаторы кругового обзора.

РЛС обнаружения может работать в одном из трех режимов: пассивном, активном и в режиме селекции движущихся целей (СДЦ).

В пассивном режиме РЛС излучает сформированные передатчиком радиоимпульсы. Отраженные от целей, местных предметов и от метеорологических образований сигналы принимаются той же антенной и поступают в приемник. С выхода приемника видеоимпульсы подаются на индикаторные устройства, где формируются отметки от всех самолетов, а также образуются засветки от местных предметов и облаков, находящихся в зоне обзора РЛС (рис. 9.23, а).

Используя азимутальную шкалу и метки дальности, оператор РЛС определяет наклонную дальность и азимут целей.

Недостатками этого режима являются небольшая дальность действия (из-за малой мощности отраженных сигналов) и наличие засветок от помех.

Активный режим используется для увеличения дальности обнаружения, индивидуального опознавания целей, а также для устранения засветок от помех. В этом режиме РЛС работает совместно с самолетными ответчиками (рис. 9.24).

Важнейшей особенностью метровых волн является слабая зависимость дальности обнаружения от метеорологических условий. Дальность обнаружения целей РЛС метрового диапазона в километрах определяется следующей зависимостью:

$$D = (50 \div 60) \sqrt{H_n},$$

где H_n — высота полета цели, км.

Дальность обнаружения целей зависит также от технических параметров РЛС, электрических характеристик и рельефа земной поверхности вблизи станции.

Влияние земной поверхности проявляется в том, что результирующая диаграмма направленности антенной системы видоизменяется и в ней образуются боковые лепестки, по которым осуществляется излучение и прием радиосигналов (рис. 9.20).

Для устранения провалов в результирующей диаграмме направленности в РЛС метрового диапазона применяются антенны, расположенные относительно земной поверхности в два этажа. Питание антенн относительно верхнего и нижнего этажей осуществляется со сдвигом по фазе.

В качестве антенны в РЛС метрового диапазона используется антенна типа «волновой канал». Коэффициент направленного действия такой антенны небольшой, поэтому в диапазоне метровых волн трудно получить узкую диаграмму направленности. РЛС метрового диапазона по сравнению со станциями сантиметрового диапазона имеют относительно слабую разрешающую способность по азимуту.

Основные требования, предъявляемые к РЛС обнаружения и наведения: определение трех координат цели (Θ , D_n , H_c) с возможно большей точностью, высокая разрешающая способность, возможно большая дальность действия, максимально определяемая высота и др.

Высокая разрешающая способность по угловым координатам и по дальности проще достигается при работе станции на более коротких волнах. По этой причине использование для наведения РЛС метрового диапазона менее эффективно, чем станций дециметрового и тем более сантиметрового диапазонов.

Обеспечить с помощью одной РЛС все указанные выше требования очень сложно, поэтому широкое применение находят радиолокационные комплексы, включающие в себя РЛС обнаружения, и радиолокационные высотомеры.

При использовании радиолокационного комплекса расширяется диапазон высот зоны обнаружения, увеличиваются как точность определения координат, так и дальность обнаружения и наведения.

Радиолокационные станции обнаружения позволяют определить две координаты воздушных целей: наклонную даль-

ность и азимут. Их иначе называют радиолокационными дальномерами.

Данные о воздушной обстановке, получаемые с помощью РЛС обнаружения, могут использоваться для наведения, ближнего самолетовождения и контроля маршрута полета своих самолетов.

Радиолокационные станции обнаружения работают в метровом, дециметровом и сантиметровом диапазонах радиоволн.

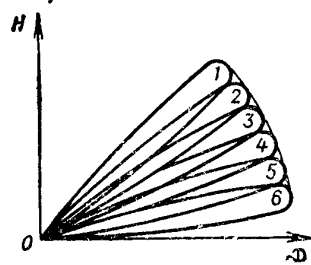


Рис. 9.21. Зона обнаружения РЛС

Работа в диапазоне сантиметровых волн обуславливает ряд некоторых специфических особенностей станций. Эти особенности определяются условиями распространения волн в тропосфере, степенью влияния земной поверхности на форму диаграммы направленности антенны и на дальность обнаружения, а также конструкцией антенны, генераторов и усилителей СВЧ.

Ослабление энергии радиоволн при их распространении в тропосфере обратно пропорционально длине волны. Наиболее заметное ослабление наблюдается на волнах короче 3 см. Чтобы избежать сокращения дальности обнаружения целей вследствие поглощения энергии радиоволн в тропосфере, станции обнаружения сантиметрового диапазона работают обычно на самых длинных волнах этого диапазона. Однако и на этих волнах мощности сигналов, отраженных от плотных облаков и выпадающих осадков, достаточно для образования на экранах индикаторов засвеченных зон, мешающих наблюдению за целями.

На сантиметровых волнах диаграммы направленности антенн в вертикальной плоскости узки, а излучение по боковым лепесткам незначительно. Вследствие этого земная поверхность вблизи антенны не оказывает заметного влияния на формирование зоны обнаружения целей в вертикальной плоскости. Поэтому антенную систему станций сантиметрового диапазона устанавливают на возвышенностях окружающей местности. Чем больше превышение, тем больше возможностей обнаружения низколетящих целей.

Зона обнаружения в вертикальной плоскости у РЛС обнаружения формируется, как правило, из нескольких лепестков (рис. 9.21). При этом каждый лепесток может быть образован любой разой частотой излучения либо все лепестки имеют одинаковую частоту, но используется последовательное по времени облучение отдельных лепестков.

Азимут цели РЛС обнаружения сантиметрового диапазо-

на определяется более точно, поскольку ширина диаграммы направленности в горизонтальной плоскости составляет примерно 1°.

В состав аппаратуры РЛС обнаружения сантиметрового диапазона входят (рис. 9.22): шесть приемопередающих устройств, наземное приемное устройство системы активного

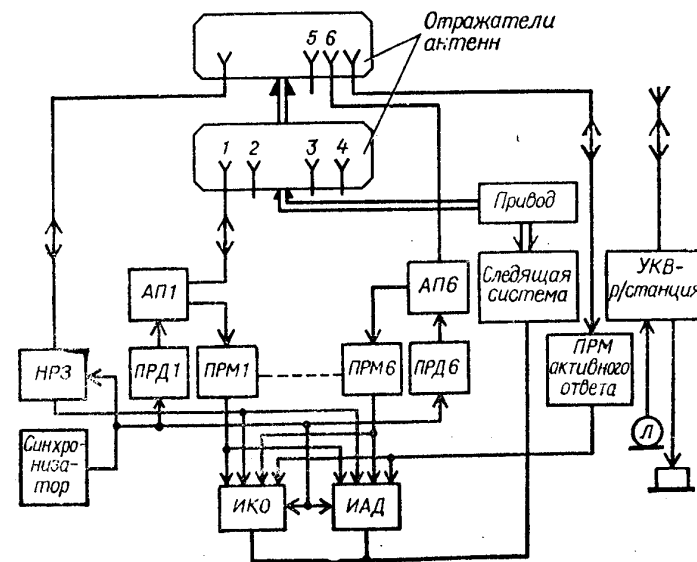


Рис. 9.22. Функциональная схема РЛС обнаружения

ответа, наземный радиолокационный запросчик, индикаторные устройства, ретрансляционная линия, антенно-фидерная система, аппаратура связи и устройства электропитания. Все указанные выше устройства размещены на транспортных машинах.

Передающее устройство предназначено для формирования высокочастотных зондирующих сигналов. В его состав входит шесть передатчиков сантиметрового диапазона, отличающихся один от другого длиной волны генерируемых колебаний. Каждый передатчик состоит из модулятора и магнетронного генератора.

Антенная система РЛС обнаружения включает антенну сантиметровых каналов, приемную антенну канала активного ответа, приемную антенну подавления боковых лепестков системы активного ответа, антенну системы опознавания наземного радиолокационного запросчика.

Антенна сантиметровых каналов состоит из двух антенн: нижней и верхней. Нижняя антенна предназначена для

где H_c — высота полета цели;
 β — угол места цели, определяемый с помощью высотомера;
 D_n — наклонная дальность до цели;
 ΔH — поправка по высоте за счет кривизны земной поверхности (рис. 9.26).

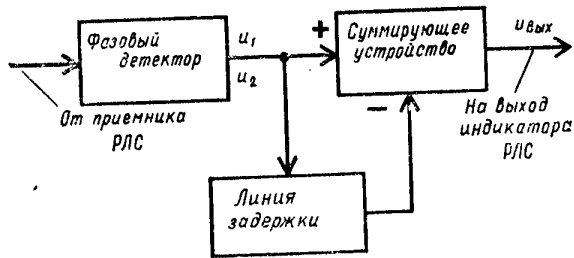


Рис. 9.25. Функциональная схема подавителя сигналов в режиме СДЦ

Таким образом, высота полета цели определяется в результате пересчета наклонной дальности D_n , угла места цели β . Следовательно, точность определения высоты рассмотренным методом зависит от точности измерения дальности и угла места цели.

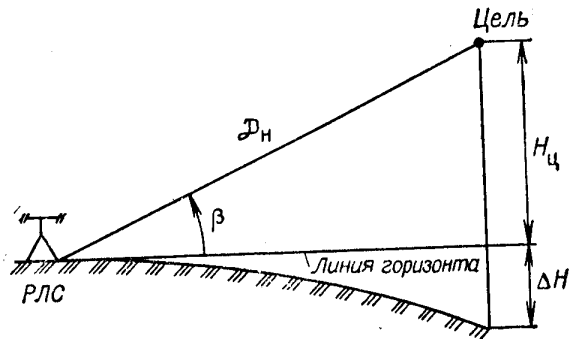


Рис. 9.26. Определение высоты полета цели

Зона обнаружения наземного радиовысотомера в вертикальной плоскости, как правило, соответствует зоне РЛС обнаружения, совместно с которой работает высотомер.

Антенная система радиовысотомеров состоит из облучателя и отражателя, имеющего больший раскрыв в вертикальной плоскости и меньший — в горизонтальной плоскости. Благодаря этому обеспечивается узкая диаграмма направленно-

Самолетный ответчик представляет собой ретранслятор запросных сигналов РЛС, состоящий из приемника с дешифратором и передатчика со схемой кодирования.

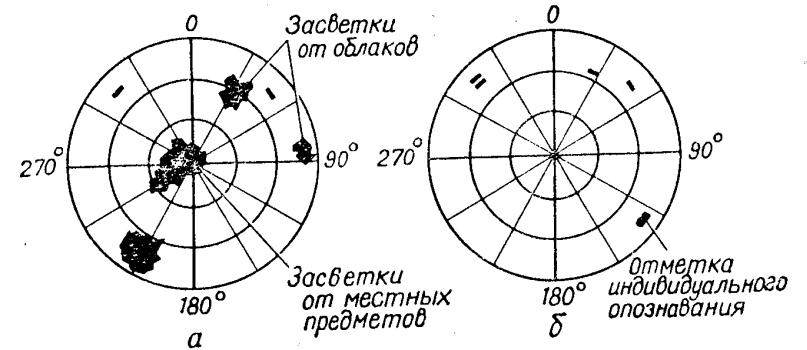


Рис. 9.23. Вид индикатора РЛС обнаружения в пассивном (а) и в активном (б) режимах

Запросные сигналы наземной РЛС принимаются антеннами самолетного ответчика и поступают в приемник. С выхода приемника полученный видеосигнал запускает передатчик, в

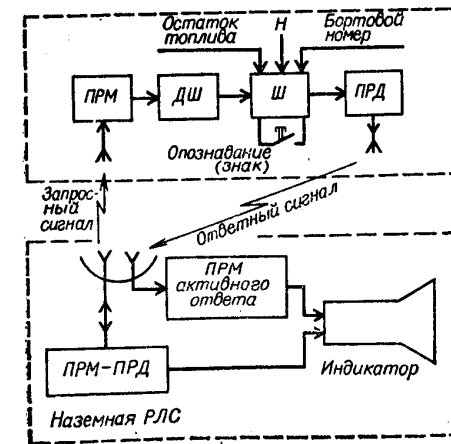


Рис. 9.24. Активный режим работы РЛС

котором формируется ответный кодированный радиосигнал. В ответном сигнале кодируется различная информация, например о высоте полета самолета, бортовой номер самолета, остаток топлива и др.

Ответный кодированный радиосигнал самолетного ответчика принимается приемником активного ответа, наземной РЛС, где он преобразуется в видеосигнал и декодируется. Полученный в результате декодирования видеопульс с выхода приемника подается на индикаторное устройство РЛС для получения отметки от самолета, на борту которого работает самолетный ответчик.

Отметок от самолетов, на которых не установлены самолетные ответчики активного ответа, а также засветок от местных предметов и облаков в этом режиме на индикаторах не будет, так как отметки появляются только при приеме кодированных сигналов. Вид индикатора РЛС в активном режиме представлен на рис. 9.23, б.

Дальность действия РЛС в активном режиме больше, чем в пассивном. Это объясняется тем, что мощность ответного сигнала самолетных ответчиков значительно больше мощности отраженных от цели сигналов.

При индивидуальном опознавании самолетов, оборудованных ответчиками, летчик по команде с земли нажимает кнопку ОПОЗНАВАНИЕ (или ЗНАК). При этом видоизменяется ответный сигнал и на экране наземной РЛС от данного самолета появляется яркая засветка (рис. 9.23, б). При нажатой кнопке ОПОЗНАВАНИЕ в кодированном ответном сигнале самолетного ответчика содержится также дополнительная информация (высота полета, бортовой номер, остаток топлива и др.).

Определение государственной принадлежности обнаруженных РЛС целей осуществляется с помощью наземного радиолокационного запросчика (НРЗ), работающего сопряженно с РЛС.

Запросчик представляет собой маломощную РЛС импульсного типа. Чтобы получить отметки опознавания непосредственно на индикаторе РЛС, запросчик запускается импульсами синхронизатора РЛС. Кроме того, запросчик и РЛС имеют общую антенну, поэтому запросные сигналы принимаются самолетным ответчиком только в момент облучения самолета зондирующими импульсами РЛС. В ответ на запросные сигналы самолетный радиолокационный ответчик государственного опознавания формирует и излучает ответные кодированные радиосигналы. В приемнике НРЗ ответные сигналы преобразуются и декодируются. Полученный после декодирования видеопульс поступает на индикаторные устройства РЛС и вызывает рядом с отметкой цели отметку опознавания (рис. 9.23, б).

Дополнительная информация (высота полета, остаток топлива и др.) индицируется в цифровом виде на выносных индикаторах системы посадки (ВИСП), сопрягаемых с РЛС наведения.

Режим селекции движущихся целей приме-

няется для выделения движущихся целей на фоне неподвижных объектов. Устранение засветок от неподвижных объектов достигается за счет включения в работу в этом режиме подавителя сигналов.

Принцип работы подавителя основан на использовании явления изменения фазы отраженных сигналов от движущихся объектов (эффект Доплера).

Действительно, пусть излучаемый наземной РЛС сигнал u_0 имеет частоту f_0 , т. е. выражение для u_0 можно записать в виде

$$u_0 = U_{m0} \cos 2\pi f_0 t.$$

Тогда выражение для отраженного сигнала от движущейся цели имеет вид

$$u_c = U_{mc} \cos [2\pi f_0 (t - \tau_s) - \varphi_c],$$

где τ_s — время запаздывания, изменяющееся с изменением расстояния между самолетом и РЛС ($\tau_s = 2D(t)/c$);

φ_c — постоянный фазовый сдвиг при отражении радиоволн от самолета.

Из приведенного выражения видно, что фаза сигнала, отраженного от движущихся объектов:

$$\varphi_c = 2\pi f_0 [t - 2D(t)/c] - \varphi_c$$

непрерывно изменяется. Фаза же сигнала, отраженного от неподвижных объектов, постоянна. Вследствие этого амплитуда видеопульсов цели на выходе фазового детектора приемного устройства РЛС изменяется, амплитуда видеопульсов неподвижных объектов постоянна.

Для подавления сигналов от неподвижных объектов используется схема череспериодной компенсации (рис. 9.25), состоящая из линии задержки (ЛЗ) на период зондирующих сигналов T_n и сумматора, где полярность задержанных импульсов изменяется на противоположную. В результате сложения импульсы одинаковой амплитуды компенсируются, а импульсы разной амплитуды дают некомпенсированный остаток. Выходные импульсы схемы суммирования подаются далее на вход индикаторного устройства для получения отметки от движущейся цели. Отметок от неподвижных целей на индикаторе в этом режиме не будет, поскольку нет сигнала от этих объектов на выходе суммирующего устройства.

Размещаются РЛС обнаружения на аэродромах на открытых возвышенных площадках. Поблизости от РЛС не должно быть высоких зданий, леса и т. п.

Радиолокационные высотомеры предназначены для определения высоты полета целей. Для этого используются целеуказание от РЛС обнаружения и соотношение

$$H_n = D_n \sin \beta + \Delta H,$$

содержит два канала: амплитудный канал, работающий в пассивном и активном режимах, и фазовый канал, работающий в режиме СДЦ. УВЧ приемного устройства выполнено на ЛБВ.

Индикаторное устройство предназначено для получения на индикаторе кругового обзора радиолокационного изображения целей в полярных координатах, а также изображения пеленгов самолетов от АРП. Индикатор имеет несколько масштабов дальности: 45, 90 и 150 км. Для получения неподвижной линии пеленга на вход индикаторного устройства из УКВ-радиопеленгатора поступает напряжение, пропорциональное пеленгу самолета.

Антенна ДРЛ является направленной и представляет собой параболический отражатель с облучателями. Круговой обзор обеспечивается вращением антенны в горизонтальной плоскости.

Посадочный радиолокатор

Посадочный радиолокатор предназначен для определения отклонений самолета, совершающего посадку, от заданного посадочного курса и заданной глиссады планирования.

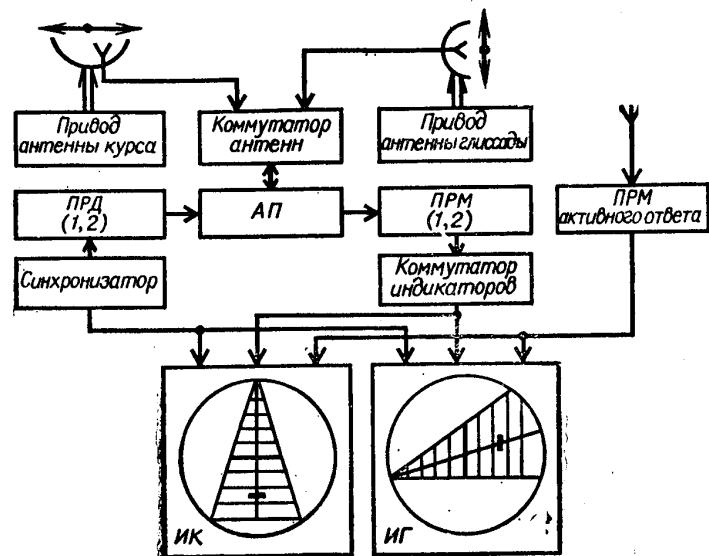


Рис. 9.28. Функциональная схема ПРЛ

ПРЛ представляет собой импульсный радиолокатор сантиметрового диапазона радиоволн. Посадочный радиолокатор имеет два отдельных канала: канал курса и канал глиссады (рис. 9.28).

сти антенны в вертикальной плоскости ($0,5-1,0^\circ$) и более широкая — в горизонтальной плоскости ($2-4^\circ$).

Узкая диаграмма направленности в вертикальной плоскости необходима для повышения точности определения угла места β и, как следствие, высоты полета цели.

Для определения высоты полета цели антенна радиовысотомера непрерывно качается в вертикальной плоскости в пределах некоторого сектора по углу места. Когда цель попадет под облучение, на экране индикатора высоты высвечивается отметка, по которой считываются координаты цели (наклонная дальность и высота).

Работают наземные радиовысотомеры в сантиметровом диапазоне радиоволн.

К позиции радиовысотомеров предъявляются те же требования, что и к позиции РЛС обнаружения сантиметрового диапазона.

9.8. Радиолокационные системы посадки

Радиолокационные системы посадки (РСП) предназначены для определения пространственного положения самолетов, совершающих предпосадочный маневр, и выявления отклонений самолетов от заданных глиссады планирования и посадочного курса при заходе на посадку.

С помощью РСП решаются следующие задачи:

- обнаружение и определение координат самолетов на дальностях до 150—200 км;
- индивидуальное опознавание и управление воздушным движением;
- вывод самолетов на посадочный курс и снижение по командам с земли до высоты 50—30 м.

Достоинством радиолокационных систем посадки является работа их без установки на борту дополнительного оборудования. Необходимые команды об изменении курса и высоты передаются летчику по радиотелефонному каналу связи с помощью УКВ-радиостанций. Недостатками системы посадки РСП является подверженность ее помехам и сравнительно низкая точность определения высоты полета самолетов на последнем участке снижения.

В состав любой радиолокационной системы посадки входят диспетчерский (ДРЛ) и посадочный (ПРЛ) радиолокаторы, автоматический УКВ-радиопеленгатор, УКВ-радиостанции связи, магнитофоны и выносные индикаторы, устанавливаемые на КДП. Вся аппаратура РСП является мобильной и устанавливается на автомашинах и специальных автоприцепах.

Первоначальное обнаружение и опознавание самолетов на индикаторах ДРЛ осуществляется оператором с помощью

автоматического радиопеленгатора и системы активного ответа.

При подходе самолета к зоне действия ПРЛ управление им принимает руководитель посадки на РСП, который непрерывно контролирует снижение самолета и ведет радиообмен с летчиком по установленной форме, предупреждая его ошибки и неточности.

Для повышения точности захода на посадку радиолокаторы РСП должны обладать высокой точностью и разрешающей способностью по дальности и угловым координатам, что обеспечивается за счет использования остронаправленных сканирующих антенн, а также зондирующих импульсов малой длительности.

Для формирования необходимой зоны обзора в радиолокаторах используются механические методы сканирования путем качания антенны с частотой 0,5—1 Гц.

РСП любой модификации содержат средства фотографирования экранов РЛС или видеозаписи радиолокационных данных по каждому самолету для объективного контроля действий оператора РСП и летчика.

Радиолокаторы системы РСП могут работать в одном из трех режимов: пассивном, активном и в режиме селекции движущихся целей (СДЦ).

В пассивном режиме на экранах ДРЛ и ПРЛ наблюдаются отметки от всех самолетов, находящихся в зоне обзора этих РЛС. Полярные координаты самолетов оператор РЛС определяет, используя азимутальную шкалу и метки дальности. Недостатками этого режима являются небольшая дальность действия (из-за малой мощности отраженных сигналов) и наличие мешающих наблюдению засветок от местных предметов и облаков, а также невозможность осуществлять индивидуальное опознавание самолетов.

Режим активного ответа используется для увеличения дальности действия РЛС и устранения засветок от местных предметов. В этом режиме совместно с радиолокаторами РСП работают самолетные ответчики активного ответа, выполняющие роль ретранслятора запросных сигналов радиолокаторов.

Индивидуальное опознавание самолетов осуществляется в РСП либо с помощью автоматического радиопеленгатора (АРП), входящего в состав РСП, либо с помощью самолетного ответчика. Радиопеленгатор измеряет пеленг самолета в момент ведения радиосвязи экипажа самолета с оператором РСП. При этом измеренный в АРП пеленг самолета определяется по положению яркой радиальной линии развертки на индикаторе кругового обзора. Развертки индикаторов радиолокаторов и АРП засинхронизированы, поэтому отметки линии пеленга от АРП на экранах индикаторов кругового обзо-

ра пересекают отметки того самолета, экипаж которого отвечает на запрос оператора РСП (рис. 9.27).

При установке на самолете ответчика активного ответа летчик по команде оператора РСП нажимает кнопку ОПОЗНАВАНИЕ (ЗНАК). При этом на экранах индикаторов РСП от данного самолета появляется яркая засветка.

Диспетчерский радиолокатор

Диспетчерский радиолокатор предназначен для обнаружения и индивидуального опознавания самолетов, находящихся на дальних подходах к аэродрому, регулировки их движения и последовательного вывода самолетов в зону ответственности руководителя посадки.

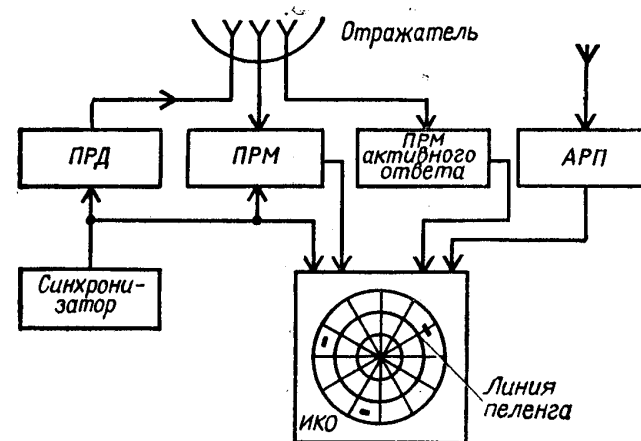


Рис. 9.27. Функциональная схема ДРЛ

ДРЛ представляет собой импульсную РЛС. В состав ДРЛ входят (рис. 9.27): синхронизатор, передающее устройство (ПРД), приемное устройство (ПРМ), приемное устройство активного ответа, индикаторное устройство и антенна. Совместно с ДРЛ работает УКВ автоматический радиопеленгатор.

Передающее устройство предназначено для генерирования мощных кратковременных СВЧ-импульсов. В пассивном и активном режимах передающее устройство генерирует одиночные радиопульсы, в активном режиме — парные кодированные радиопульсы. В качестве генератора СВЧ-импульсов используется магнетронный генератор.

Приемное устройство предназначено для усиления принятых радиосигналов и преобразования их в видеосигналы. Оно

Отсчет отклонения самолета от заданной глиссады планирования осуществляется с помощью прозрачной визирной линейки 3, угол наклона которой равен заданному углу планирования. Для отсчета отклонения на линейке нанесены продольные линии.

Масштаб расстояния между линиями зависит от масштаба дальности индикатора глиссады.

Руководитель посадки, наблюдая на экранах индикаторов курса и глиссады за положением заходящего на посадку самолета, определяет его отклонения от заданного посадочного курса и заданной глиссады планирования и передает на рабочем канале связи команды управления. Например, «232-й, удаление 12, правее 200, выше 50». Летчик выполняет полученные команды, и самолет снижается по заданной линии планирования.

Индивидуальное опознавание с помощью посадочного радиолокатора осуществляется только тех самолетов, которые оборудованы самолетными ответчиками активного ответа. Автоматический радиопеленгатор с ПРЛ не сопрягается. Сигнал самолетного ответчика принимается антенной активного ответа и после преобразования в приемнике активного ответа поступает на индикатор глиссады, на котором отметка от данного самолета становится шире и ярче 4.

В настоящее время применяются радиолокационные системы посадки типа РСР-6, РСР-7, РСР-8 и их модификации. Принцип действия всех РСР одинаков. Они отличаются лишь некоторыми тактико-техническими данными и индикацией.

Размещаются радиолокаторы РСР на поперечной оси ВПП на расстоянии 150—200 м от ее продольной оси.

Каждый канал имеет свою приемопередающую антенну и свои индикаторные устройства. Синхронизатор, передатчик, приемник, антенный переключатель (АП) и коммутатор антенн являются общими для двух каналов ПРЛ. Наличие общих элементов требует разделения во времени работы каналов курса и глиссады. Эта задача решается с помощью коммутатора антенн и коммутатора индикаторов, обеспечивающих поочередную работу каналов курса и глиссады.

Антенны курса и глиссады выполнены в виде параболических отражателей с облучателями. Благодаря сравнительно большому размеру обе антенны создают узкие диаграммы направленности излучения, позволяющие с высокой точностью определять отклонения самолета от линии планирования. Для обеспечения обзора заданного пространства в горизонтальной и вертикальной плоскостях антенны под воздействием механических приводов сканируют.

Посадочный радиолокатор, как и диспетчерский, работает в одном из трех режимов: активном, пассивном или СДЦ.

Работу ПРЛ в активном режиме обеспечивает приемник активного ответа, входящий в состав РСР.

Канал курса ПРЛ обеспечивает контроль за положением самолета в пространстве относительно посадочного курса. Антенна канала курса сканирует в горизонтальной плоскости. Кроме того, оператор ПРЛ имеет возможность изменять наклон антенны относительно плоскости горизонта. Обычно антенна курса устанавливается относительно горизонта под углом, равным заданному углу снижения самолета на посадке.

Зондирующие импульсы, сформированные передатчиком, через АП и коммутатор антенн поступают в антенну курса и излучаются. Отраженный сигнал принимается той же антенной, проходит через коммутатор антенн и АП в приемник. С выхода ПРМ видеоимпульс через коммутатор индикаторов поступает на индикатор курса, на котором формируется отметка от самолета (рис. 9.29).

Индикатор курса (ИК) предназначен для отображения радиолокационной обстановки в секторе обзора относительно посадочного курса в полярных координатах азимут — наклонная дальность. Горизонтальные засвеченные линии 2 на индикаторе являются масштабными метками дальности. Наклонная дальность до самолета отсчитывается от точки приземления. На экране ИК высвечиваются также вертикальная азимутальная метка посадочного курса и азимутальные метки 4, соответствующие сектору обзора относительно посадочного курса. Над экраном индикатора располагается подвижная прозрачная визирная линейка 5, которая служит для указания направления диаграммы излучения антенны глиссады в секторе обзора курса и для управления поворотом антенны глиссады в горизонтальной плоскости. Внутренний

вырез линейки соответствует ширине диаграммы антенны глissады в горизонтальной плоскости. Оператор РСР с помощью ручки на лицевой панели ИК может перемещать визирующую линейку и совмещать внутренний вырез линейки с отметкой самолета 1, 3. При этом антенна глissады синхрон-

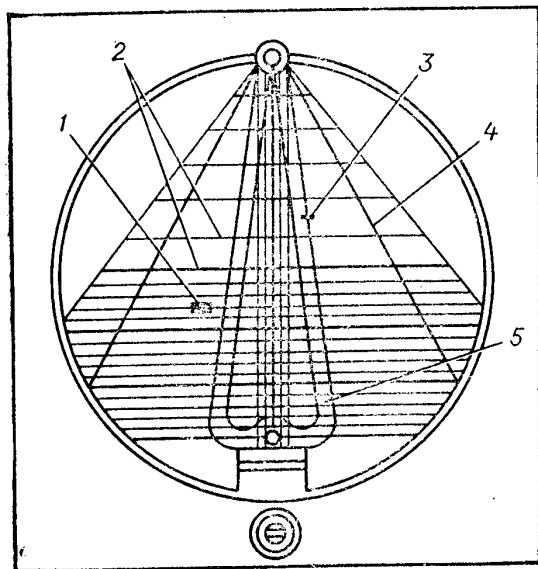


Рис. 9.29. Вид индикатора курса ПРЛ

но поворачивается сервоприводом по азимуту в направлении на выбранный самолет. Этим самым осуществляется слежение антенны за снижающимся самолетом по азимуту и обеспечивается наблюдение за отклонением его от глissады планирования.

Для отсчета бокового отклонения самолета от посадочного курса на вспомогательном трафарете экрана ИК имеются вертикальные линии. Средняя линия, совпадающая с высвеченной вертикальной азимутальной меткой, определяет линию посадочного курса, а боковые линии — отклонение от него. Масштаб горизонтального отклонения самолета от посадочного курса зависит от масштаба дальности индикатора.

При отказе диспетчерского радиолокатора антенну курса ПРЛ можно перевести в режим кругового обзора. При этом на ИК формируется радиально-круговая развертка, по которой можно определить полярные координаты всех самолетов, находящихся в зоне обзора посадочного радиолокатора.

Канал глissады ПРЛ предназначен для определения отклонения самолета, заходящего на посадку, относительно заданной плоскости глissады планирования. Для получения необходимого обзора в вертикальной плоскости антенна глissады сканирует в вертикальной плоскости. С пульта управления оператор ПРЛ может смещать ось диаграммы излучения антенны глissады как по азимуту, так и по углу места.

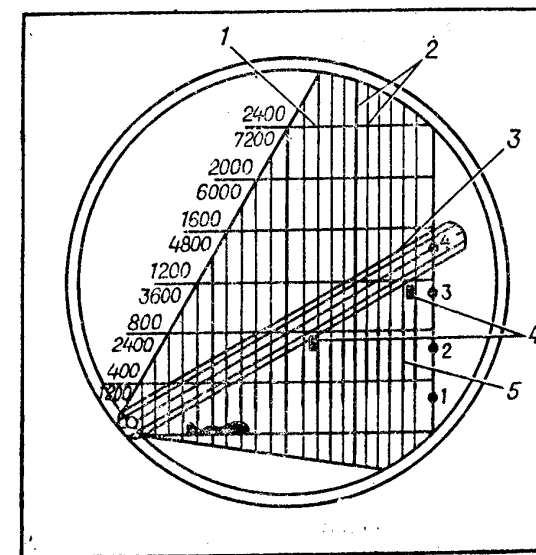


Рис. 9.30. Вид индикатора глissады ПРЛ

Сигнал, излученный антенной глissады, отражается от самолета, принимается этой же антенной и через коммутатор антенны и АП поступает в приемник, с выхода которого видеосигнал цели через коммутатор индикаторов поступает на индикатор глissады (ИГ) для получения отметок от самолетов. На ИГ отображается радиолокационная обстановка в координатах дальность — высота (рис. 9.30). Отсчет наклонной дальности осуществляется по вертикальным засвеченным линиям 2 — масштабным меткам дальности. Начало отсчета дальности совмещается с точкой приземления на ВПП. Метки дальности имеют подсвеченные участки 5, дающие представление о положении и ширине луча антенны курса в вертикальной плоскости. Угол подсвета соответствует ширине диаграммы направленности. Для определения высоты полета самолета на прозрачном шкальном трафарете нанесены горизонтальные линии 1 с оцифровкой в метрах. Для повышения точности отсчета высоты угол секторной развертки на экране ИГ растянут.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Введение	3
РАЗДЕЛ ПЕРВЫЙ	
АВИАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА	
Глава 1. Электрооборудование самолета	5
1.1. Система электроснабжения постоянным током	—
1.2. Система электроснабжения переменным током	15
1.3. Система передачи и распределения электрической энергии	20
1.4. Включение источников электроэнергии в сеть и контроль	25
за их работой	
1.5. Эксплуатация системы электроснабжения самолета постоян-	27
ным и переменным током	
1.6. Противопожарное оборудование	30
1.7. Светотехническое оборудование	33
1.8. Электрические системы управления шасси, закрылками и	41
тормозными щитками	
1.9. Система защиты двигателя от перегрева лопаток турбины	51
Глава 2. Приборное оборудование	54
2.1. Пилотажно-навигационные приборы и их эксплуатация . .	—
2.2. Измерители углов крена, тангажа, угловой скорости и пере-	68
грузки	
2.3. Измерители курса	83
2.4. Приборы контроля работы двигателя	92
Глава 3. Кислородное оборудование и высотное специальное	102
снаряжение	
3.1. Общие сведения о системах обеспечения жизнедеятельно-	—
сти экипажа в высотном полете	
3.2. Комплект кислородного оборудования ККО-5	107
3.3. Режимы работы комплекта ККО-5	121
3.4. Эксплуатация кислородного оборудования и высотного сна-	126
ряжения летчика	
Глава 4. Система автоматической регистрации параметров по-	128
лета САРПП-12ГМ	
4.1. Назначение, состав, размещение на самолете, основные тех-	—
нические данные	
4.2. Принцип действия системы	131
4.3. Определение линий записи регистрируемых параметров . .	132
4.4. Эксплуатация системы	134

РАЗДЕЛ ВТОРОЙ

РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА

Глава 5. Радиосвязное оборудование	136
5.1. Радиостанция связи Р-832М	—
5.2. Самолетное переговорное устройство СПУ-9	144
5.3. Органы управления радиостанции Р-832М и самолетного переговорного устройства СПУ-9	146
5.4. Эксплуатация радиостанции Р-832М и самолетного переговорного устройства СПУ-9	147
5.5. Особенности радиостанции РТЛ-11	148
5.6. Аварийный канал связи	152
Глава 6. Радионавигационное оборудование	153
6.1. Автоматический радиоконпас РКЛ-41	—
6.2. Самолетное оборудование радиотехнической системы ближней навигации РСБН-5С («Искра»)	170
6.3. Радиовысотомер РВ-5	188
6.4. Маркерный радиоприемник МРП-56П	195
Глава 7. Радиолокационное оборудование	197
7.1. Основные сведения о системе радиолокационного опознавания	—
7.2. Самолетный радиолокационный ответчик	201
Глава 8. Предполетный осмотр и проверка авиационного и радиоэлектронного оборудования	207
8.1. Порядок и содержание предполетного осмотра авиационного и радиоэлектронного оборудования	—
8.2. Порядок и содержание предполетной проверки авиационного и радиоэлектронного оборудования	212
Глава 9. Наземные радиотехнические средства обеспечения полетов	220
9.1. Наземные УКВ-радиостанции связи	—
9.2. Приводные аэродромные радиостанции	223
9.3. Автоматические радиопеленгаторы	226
9.4. Маркерный радиомаяк	229
9.5. Наземное оборудование угломерно-дальномерной системы РСБН-4Н	233
9.6. Посадочная радиомаячная группа ПРМГ-4	241
9.7. Наземные радиолокационные станции	247
9.8. Радиолокационные системы посадки	257

САМОЛЕТ Л-39

Часть II

**АВИАЦИОННОЕ И РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ
САМОЛЕТА**

Технический редактор *М. В. Федорова*

Корректор *О. Б. Григорьева*

Сдано в набор 29.04.88. Подписано в печать 02.09.88. Г-19965
Формат 60×90/16. Печ. л. 17. Усл. печ. л. 17. Усл. кр.-отт. 17,13. Уч.-изд. л. 16,68
Изд. № 7/4088 Зак. 344. Бесплатно

Воениздат, 103160, Москва, К-160
2-я типография Воениздата
191065, Ленинград, Д-65, Дворцовая пл., 10

ДЛЯ ЗАМЕТОК

ДЛЯ ЗАМЕТОК

