



В.П.ЖАВОРОНКОВ

**РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ
ОБОРУДОВАНИЕ
САМОЛЕТА ТУ-154М
и его летная
эксплуатация**

Москва
МЕНАТЕП-ИНФОРМ
1995

*Издание осуществлено по заказу
АО «Внуковские авиалинии»*

Жаворонков В. П.

Радиоэлектронное оборудование самолета Ту-154М и его летная эксплуатация. — М.: АО «МЕНАТЕП-ИНФОРМ», 1995. — 256 стр.

Изложена характеристика радиоэлектронного оборудования, установленного на самолете Ту-154М, его размещение и монтаж, принцип работы на уровне структурных и функциональных схем. Рассмотрены вопросы эксплуатации РЭО и охраны труда при авиатранспортных процессах.

Книга предназначена для слушателей учебно-тренировочных центров, она будет полезной студентам ВУЗов, курсантам училищ ГА, а также инженерно-техническому составу, связанному с эксплуатацией РЭО.

Ил. 50, табл. 1, библиогр. назв. 10.

© Жаворонков В. П., 1995

ПРЕДИСЛОВИЕ

Изучение бортового комплекса радиоэлектронного оборудования, установленного на самолете Ту-154М, базируется на знаниях, полученных при изучении общеинженерных и специальных дисциплин: теоретических основ электротехники и радиотехники, электровакуумных и полупроводниковых приборов, усилительных и импульсных устройств, радиопередающих и радиоприемных устройств, теоретических основ радионавигации и радиолокации, антенно-фидерных систем, радиоавтоматики и др.

При изучении конкретных радиосистем и устройств весь материал распределяется в следующем порядке:

- назначение, комплект и размещение на самолете;
- основные эксплуатационно-технические характеристики;
- структурная схема и методы решения конкретных задач;
- функциональная схема, режимы работы, связь с другими бортовыми системами и устройствами;
- особенности конструкции и расположение органов управления, контроля, регулировок;
- электропитание и защита;
- включение, проверка работоспособности, использование в полете;
- особенности летно-технической эксплуатации.

Г л а в а 1

ХАРАКТЕРИСТИКА РАДИОЭЛЕКТРОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ

1.1. Общие сведения о радиоэлектронном оборудовании (РЭО) и основные направления его совершенствования

Важнейшей проблемой на пути дальнейшего развития гражданской авиации (ГА) является всестороннее обеспечение безопасности полетов. Для решения этой проблемы создается совершенная авиационная техника (АТ), в том числе и бортовое радиоэлектронное оборудование.

Современные летательные аппараты (ЛА), в особенности самолеты средних и дальних магистральных воздушных линий, — сложнейшие технические устройства. Стоимость самолета весьма велика, стоимость радиоэлектронных устройств достигает 60—70% стоимости всего ЛА. Современный самолет без РЭО не может осуществлять безопасные и регулярные полеты по заданным маршрутам. Одной из важнейших задач РЭО и, в частности, систем самолетовождения (СВЖ) является обеспечение регулярности полетов, то есть обеспечение полетов в любую погоду, путем использования радионавигационной информации.

На различных этапах полет самолета Ту-154М обеспечивают свыше 20 систем РЭО и каждая из них, в свою очередь, представляет сложный комплекс электронных устройств. В настоящее время значительно возросла сложность этих систем, расширились их функциональные возможности, качественно изменилась элементная база, во много раз улучшились показатели надежности. Однако при этом увеличилась стоимость этих систем и затраты на их эксплуатацию.

Эксплуатируются РЭО на борту в экстремальных условиях больших ударных нагрузок, длительных вибраций, резких перепадов температур и влажности. Сложные условия эксплуатации приводят к возникновению отказов. Поэтому РЭО нуждается в

профилактическом и техническом обслуживании, а также ремонте.

С ростом сложности и многообразия бортовых систем и устройств РЭО (наличие функциональных связей, применение цифровых методов обработки информации, высокая степень автоматизации и тесное взаимодействие с другими автоматическими системами) возрастают и требования к уровню их эксплуатации и технического обслуживания.

Главной целью технической эксплуатации ЛА является обеспечение безопасности полетов при максимальной эффективности использования авиационной техники. Решить эту задачу можно только путем применения новейших электронных систем, использующих последние достижения науки и техники. Техническое обслуживание всего комплекса РЭО в эксплуатационных подразделениях ГА должно быть организовано так, чтобы время простоя ЛА на всех видах обслуживания и ремонта было минимальным. Для того чтобы обеспечить экономическую эффективность ЛА, необходимо увеличить его основной показатель — годовой налет часов. Чем выше годовой налет ЛА, тем выше его эффективность.

Современная подготовка и постоянная исправность РЭО и ЛА в целом зависят прежде всего от того, как будет организована работа обслуживающего персонала и инженерно-авиационной службы в эксплуатационных подразделениях и как эти подразделения оснащены средствами механизации, автоматизации, **ангарно-аэродромным** оборудованием, средствами материально-технического обеспечения, подсобными и бытовыми помещениями.

Радиоэлектронные системы ЛА постоянно совершенствуются и обновляются примерно каждые 5—7 лет, гораздо чаще, чем другие бортовые системы. Сегодня РЭО является основными датчиками информации, обеспечивающими автоматизацию воздушного движения.

Основными **направлениями** совершенствования РЭО являются: микроминиатюризация, стандартизация и унификация, применение дискретных методов обработки информации и ее **комплексирование**, применение универсальных ЭВМ для обработки навигационной информации, системный подход.

На самолете Ту-154М установлен комплекс РЭО, выполненный на современной электронной основе (полупроводниковые приборы, микромодули, интегральные схемы, печатный монтаж и др.), отвечающий международным стандартам ICAO.

Радиоаппаратура имеет электронную дистанционную настройку при помощи логических схем. Применение нового комплекса РЭО способствует повышению надежности его работы и уменьшению вероятности отказа.

Вся радиоаппаратура имеет простое управление и настройку, что дает пилотам возможность легко управлять ею в полете.

Радиоэлектронное оборудование, установленное на самолете **Ту-154М**, по своему назначению делится на две группы: радиоаппаратуру связи и радиоаппаратуру самолетовождения.

1.2. Радиоаппаратура связи

Радиоаппаратура связи предназначена для внутрисамолетной и внешней связи экипажа, громкоговорящего оповещения и развлечения пассажиров, записи переговоров экипажа на магнитную ленту и защиты радиоаппаратуры от электростатических помех и грозových разрядов.

В состав радиоаппаратуры связи входят:

— система коротковолновой радиосвязи, состоящая из одного (или двух) комплекта радиостанций «Микрон» и одной аварийно-спасательной радиостанции **Р-861**;

— система ультракоротковолновой радиосвязи, состоящая из двух комплектов радиостанций «Баклан-20» и двух аварийно-спасательных радиостанций **Р-855УМ**;

— система внутрисамолетной связи, громкоговорящего оповещения и развлечения пассажиров **СГС-25**;

— система магнитной записи переговоров членов экипажа «**МАРС-БМ**»;

— электростатические разрядники, грозоразрядники и токо-съемники.

Радиоаппаратура связи обеспечивает:

— двустороннюю телефонную симплексную связь в диапазоне коротких волн с наземными радиостанциями (диспетчерскими пунктами) **аэропортов** российских и международных авиалиний;

— одновременную автономную симплексную связь в диапазоне метровых волн (**УКВ**);

— **внутрисамолетную** телефонную связь между членами экипажа (включая бортпроводника), коммутацию микрофонных и телефонных цепей с целью выхода на внешнюю связь, прослу-

шивание сигналов радиотехнических средств самолетовождения, громкоговорящее оповещение пассажиров или трансляцию развлекательных музыкальных программ через громкоговорители в пассажирских салонах;

— непрерывную запись переговоров членов экипажа по сетям **внутрисамолетной** и внешней связи, а также импульсной информации закодированного времени с сохранением этой записи за последние 30 минут;

— **стекание** электростатических зарядов с самолета в целях исключения помех радиоприему;

— защиту **антенно-фидерных** цепей от грозовых разрядов.

Радиоаппаратура связи размещена в отсеках самолета, пульты управления с элементами индикации и сигнализации установлены на рабочих местах членов экипажа и бортпроводника.

1.3. Радиоаппаратура самолетовождения

Радиоаппаратура самолетовождения обеспечивает:

— информацией аппаратуру пилотажно-навигационного комплекса при автоматическом полете самолета по маршруту, выполнение предпосадочного маневра и захода на посадку;

— с помощью приборов экипаж самолета необходимой информацией при автоматическом и ручном управлении самолетом.

В состав радиоаппаратуры СВЖ входят:

— автоматический радиокompас АРК-15М, два комплекта;

— радиотехническая система ближней навигации и посадки РСБН-2СА с антенно-фидерной системой (АФС) «Пион-НП-154»*;

— радиотехническая система ближней навигации и посадки Курс МП-70, два полукомплекта;

— самолетный дальномер СД-75, два комплекта;

— доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса ДИСС-013;

— радиолокационная станция «Гроза М-154»**, два полукомплекта;

— радиовысотомер малых высот РВ-5М, два комплекта;

* Далее — «Пион».

** Далее — «Гроза М».

— самолетный ответчик СО-72М, два полукомплекта.

Радиоаппаратура **СВЖ** обеспечивает:

— самолетовождение по приводным и широковещательным радиостанциям в пределах России и за рубежом, а также по радиомаякам международной системы ближней навигации **VOR-ДМЕ**;

— выполнение предпосадочного маневра и инструментальной посадки самолета по сигналам радиомаяков международной системы **ILS** и отечественной системы СП-50М, СП-70;

— индикацию полярных координат самолета при полетах в зонах действия радиомаяков отечественной системы ближней навигации **РСБН**;

— определение истинной путевой скорости и угла сноса самолета;

— наблюдение на экране индикатора РЛС «Гроза М» панорамы пролетаемой местности с целью навигационной ориентировки по характерным радиолокационным ориентирам и корректирование направления полета, а также наблюдение метеоситуации на экране индикатора впереди самолета и выявление среди облачности зоны опасных грозовых очагов и фронтов с целью определения возможности их обхода;

— определение истинной высоты полета;

— повышение безопасности и экономичности полетов, используя совместную работу самолетного ответчика **СО-72М** и наземные вторичные радиолокаторы аэродромов и трасс системы регулирования воздушным движением;

— определение государственной принадлежности ЛА.

Радиоаппаратура **СВЖ** размещена в отсеках самолета. Пульты управления, приборы индикации и элементы сигнализации установлены на рабочих местах членов экипажа.

1.4. Бортовой навигационный комплекс

Бортовой навигационный комплекс (БНК) состоит из навигационного и пилотажного комплексов, тесно связанных между собой. Навигационный комплекс решает на борту самолета навигационные задачи, а пилотажный комплекс — задачи пилотирования.

В состав БНК входят: датчики навигационной информации (ДНИ), навигационный вычислитель (НВУ-БЗ), устройства уп-

равления, индикации и сигнализации (**УУИС**) и бортовой пилотажный комплекс (**БПК**). В качестве датчиков навигационной **информации** используются навигационно-измерительные и радиоизмерительные системы и устройства. Навигационный вычислитель выполняет функцию преобразования, обработки и хранения информации, вычисления отклонения параметров полета самолета от заданных и выработки решений, направленных на устранение имеющихся отклонений. Устройство управления, индикации и сигнализации позволяет экипажу получать информацию о текущих координатах самолета и о техническом состоянии основных частей БНК. На основании этой информации экипаж контролирует процесс навигации и при необходимости вмешивается в его ход, используя пульты управления, приборы индикации и элементы сигнализации БНК.

Применение БНК представляет собой новую ступень в развитии бортовых средств обеспечения **полетов**, предполагающую высокую степень автоматизации процессов, начиная от получения экипажем информации перед полетом (flight plan) и кончая использованием ее для управления.

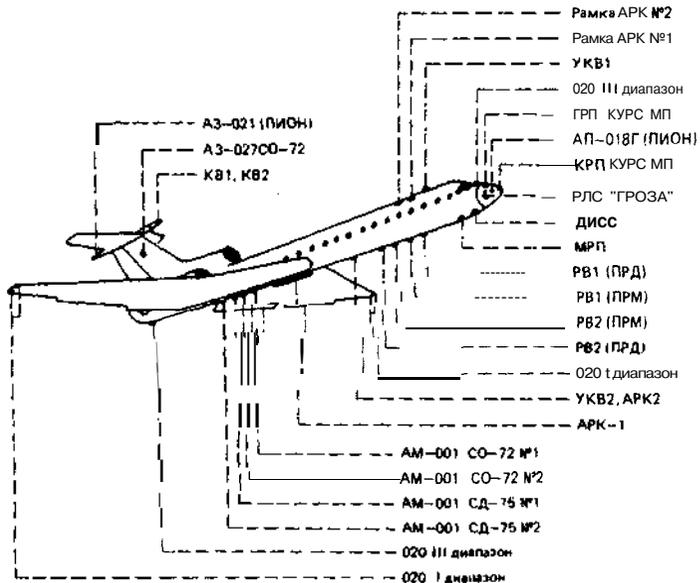
1.5. Антенные устройства

Антенные устройства предназначены для излучения и приема электромагнитных волн. В зависимости от режима работы радиосистемы, устройства антенны могут быть передающими, приемными или приемопередающими. Большинство самолетных радиоустройств работают в режиме передачи и приема электромагнитной энергии. Поэтому основным назначением антенны является преобразование энергии токов высокой частоты в энергию радиоволн в- режиме излучения, и наоборот, преобразование энергии принимаемого сигнала — в энергию токов высокой частоты. Кроме того, в большинстве радиоустройств антенна должна концентрировать энергию источника в пространстве в определенном направлении, что вызывается, с одной стороны, повышением дальности действия, например РЛС «Гроза М», а с другой стороны, необходимостью осуществления совместно с индикаторным устройством пеленгации цели.

В зависимости от назначения РЭО, диапазона рабочих частот на самолете Ту-154М применяются различные типы антенн, которые характеризуются рядом электрических и конструктивных

параметров. Электрическими параметрами антенны являются: диаграмма направленности, коэффициент направленного действия или эффективная поглощающая площадь для приемной антенны, коэффициент полезного действия и усиления, а также входное сопротивление. К конструктивным параметрам антенны относятся: тип фокусирующего элемента антенны (зеркало, линза и т.д.) и ее облучателя, главные размеры антенны, скорость вращения и сектор обзора в горизонтальной и вертикальной плоскостях, масса и наличие обтекателя.

Электрические параметры антенны находятся в тесной взаимосвязи с ее конструктивными показателями. Так, например, ширина диаграммы направленности антенны зависит от ее размеров и типа, а поляризационная характеристика определяется взаимным расположением элементов антенны и др. На рис. 1.1. условно изображено размещение антенн всего комплекса РЭО самолета Ту-154М. Конкретные точки установки антенны относительно конструкции самолета будут определены для каждого изделия, устройства в последующих главах описания РЭО.



Р и с. 1.1. Размещение антенн РЭО на самолете Ту-154М.

1.6. Антенные обтекатели

Антенны создают значительное аэродинамическое сопротивление, ухудшая летные характеристики ЛА. Поэтому на самолете **Ту-154М** антенны имеют либо обтекаемую форму, либо устанавливаются внутри фюзеляжа, киля и прикрываются диэлектрическими крышками.

Антенна РЛС «Гроза М» установлена в носовом отсеке фюзеляжа под специальным колпаком — обтекателем. В носовом отсеке также установлены антенны курсового и глиссадного радиоприемников системы Курс МП-70 и антенна передней полусферы АФС «Пион». Антенна задней полусферы АФС «Пион» установлена под колпаком обтекателя киля.

Конструкция обтекателя существенно влияет на параметры антенны и радиоустройство в целом, поэтому к обтекателям антенн предъявляются ряд специфических, механических и электрических требований. Основными механическими требованиями являются:

- способность выдерживать значительные аэродинамические и ударные нагрузки;
- высокая влагостойкость, так как наличие влаги в материале обтекателя ухудшает сопротивление его изоляции и снижает дальность действия РЭО;
- температурная устойчивость;
- нечувствительность материала обтекателя к воздействию различных авиационных жидкостей при обработке самолета.

Основными электрическими требованиями являются:

- минимальное поглощение энергии электромагнитных волн в материале обтекателя;
- минимальное искажение фронта электромагнитной волны обтекателем;
- минимальное отражение энергии электромагнитной волны от обтекателя.

Создание обтекателя с учетом вышеизложенных требований практически весьма трудная задача. Механическая прочность обтекателя достигается в основном за счет снижения электрических требований. Изготавливаются обтекатели из органической пластмассы (полистирол, синтетический каучук, фиберглас и др.). Для повышения механической прочности их делают многослойными или типа сот.

Для уменьшения аэродинамического сопротивления ЛА антенные обтекатели выгодно строить конусной формы. Однако с

электрической точки зрения такие обтекатели вызывают искажение фронта электромагнитной волны за счет кривизны поверхности обтекателя, что, в свою очередь, вызывает искажение диаграммы направленности и уменьшение дальности радиолокационного наблюдения. Последнее в значительной степени также зависит от поглощения электромагнитной волны материалом носового обтекателя. Материал обтекателя должен быть также слабоотражающим, так как электромагнитная волна, отражаясь от внутренних стенок обтекателя и попадая опять в антенну, вызывает изменение режима работы волноводного тракта, что, в свою очередь, приводит к изменению частоты магнетронного генератора. Кроме этого, отражение электромагнитной волны от стенок обтекателя вызывает нежелательное образование широкого бокового лепестка в направлении земли.

На самолете **Ту-154М** носовой обтекатель имеет такую форму, при которой фронт плоской электромагнитной волны ко всем точкам обтекателя максимально перпендикулярен, а материал обтекателя имеет минимальное поглощение и максимальное прохождение электромагнитной волны. Коэффициент прохождения электромагнитной волны равен $K_{np} = 0,9 \div 0,98$.

1.7. Электростатические разрядники, **грозоразрядники** и токосъемники

В процессе полета (в результате трения о воздушную среду) на поверхности обшивки самолета возникают электростатические заряды. Эти заряды, перемещаясь по фюзеляжу и крылу, скапливаются на тонких элементах конструкции (крыла и оперения), создавая помехи радиоприему.

Для снятия электростатических зарядов, образующихся в процессе полета, а также защиты элементов конструкции от повреждения грозовыми разрядами на самолете установлены электростатические разрядники на консолях крыла, стабилизатора и на киле, два демпфирующих **грозоразрядника** на стабилизаторе и один грозоразрядник в обтекателе киля для защиты антенных цепей КВ радиостанции «Микрон». Грозозащита носового обтекателя выполнена в виде дюралюминиевых шин, наклеенных на поверхности обтекателя. Два токосъемника установлены на тележках шасси.

Электростатические разрядники обеспечивают безыскровое снятие с самолета зарядов, образующихся в полете, без создания

помех радиоприему. Переходное сопротивление между разрядниками и корпусом должно быть не более 250 мкОм и между концом иглы и стержнем не более 0,6 Ом.

Демпфирующий грозоразрядник представляет собой грозоразрядник многоразового действия. Он предназначен для защиты элементов конструкции самолета от грозовых разрядов и снятия электростатических зарядов, не создавая помех радиоприему. Плавное безыскровое стекание электрических зарядов через острие иглы обеспечивается включением в цепь иглы демпфирующего резистора типа МЛТ1-1,5 МОм. Игла и кольцевой разрядник, включенный параллельно демпфирующему резистору, являются для самолета приемником разрядов молнии. При обнаружении разрушения грозоразрядника, повреждения защитной трубки, обгорания кончика иглы более 15 мм, разрушения демпфирующего резистора или нарушения его электрической цепи демпфирующий грозоразрядник подлежит замене. Переходное сопротивление между разрядником и обтекателем не должно превышать 500 мкОм.

Токосъемники предназначены для создания электрического контакта металлической конструкции самолета с землей после касания колесами взлетно-посадочной полосы (ВПП) при посадке. Электрический контакт с землей обеспечивает стекание электростатических зарядов, образовавшихся в полете, что исключает возможность поражения людей электростатическим разрядом или появление искрообразования в момент заземления самолета. Токосъемники выполнены из стального авиационного троса. В месте контакта с землей трос имеет форму метелки.

РАДИОАППАРАТУРА СВЯЗИ

Г л а в а 2

СИСТЕМА КОРОТКОВОЛНОВОЙ РАДИОСВЯЗИ

В систему коротковолновой (КВ) радиосвязи входят одна или две радиостанции «Микрон» (в зависимости от комплектации самолета) и одна аварийно-спасательная КВ радиостанция **Р-861**.

При установке сдвоенного комплекта радиостанции работают на одну общую антенну и обеспечивают ведение двусторонней симплексной радиосвязи на одной из радиостанций при поддержании другой станции в горячем резерве или ведение одновременно дежурного приема по обоим радиостанциям в двух сетях. **Телеграфная работа радиостанции в одиночном комплекте не задействована.**

Аварийно-спасательная радиостанция Р-861 на борту самолета находится в упаковке и используется экипажем самолета при аварии (посадке вне аэродрома) для связи с аварийно-спасательными службами (базами, самолетами, вертолетами).

2.1. Радиостанция «Микрон»

2.1.1. Общие сведения

Коротковолновая приемопередающая радиостанция «Микрон» предназначена для двусторонней радиотелефонной и радиотелеграфной дальней связи экипажа самолета с наземными службами аэропортов российских и международных авиалиний. Радиостанция имеет дистанционное управление и обеспечивает беспоисковое и **бесподстроечное** ведение связи. Она имеет 220 000 фиксированных частот связи с интервалом между соседними частотами через 100 Гц в диапазоне частот от 2 до 23,9999 МГц. Выбор любой частоты связи осуществляется с помощью шести ручек на пульте управления. Перестройка радиостанции производится автоматически авто-

дойными системами в каждом из приборов (блоков), а в выходном каскаде передатчика с помощью антенного согласующего устройства (АСУ) обеспечивается автоматическое согласование параметров антенны с волновым сопротивлением фидера.

Радиостанция обеспечивает следующие виды связи:

- ОМ — однополосную модуляцию на верхней боковой полосе с подавлением несущей;
- ОМн — однополосную модуляцию на верхней боковой полосе с ослабленной несущей;
- АМ — амплитудную модуляцию несущей;
- АТ — амплитудную телеграфию (при установке на самолете двух комплектов радиостанций);
- ЧТ — частотную телеграфию (в ГА России вид связи ЧТ не используется).

При связи на одной боковой полосе радиостанция имеет высокую стабильность частоты ($\pm 0,5 \cdot 10^{-6}$). Она обеспечивается прецизионным кварцевым генератором на 5 МГц. Связь с радиостанциями, имеющими стабильность частоты ($\pm 30 \cdot 10^{-6}$), при видах связи АМ и АТ обеспечивается подстройкой радиостанции в режиме приема ручками «Единицы кГц» и «Сотни Гц». При этом время подстройки радиостанции составляет доли секунды.

Радиостанция рассчитана для работы в условиях высоких самолетных шумов до 110 дБ и атмосферном давлении, соответствующем высоте 5 км. АСУ допускает работу на высоте до 15 км. С этой целью кожух прибора АСУ герметизирован и наддувается от системы кондиционирования воздуха. При разгерметизации АСУ на высоте от 5 до 10 км радиостанция автоматически переходит в режим пониженной мощности (25 % от номинальной), а на высоте свыше 10 км — в режим приема.

Охлаждение радиостанции осуществляется вентилятором, установленным на раме моноблока.

Электропитание радиостанции осуществляется от бортсети постоянного тока напряжением 27 В и переменного трехфазного тока напряжением 200 В частоты 400 Гц.

2.1.2. Комплект и размещение на самолете

На самолетах Ту-154М могут устанавливаться один (одиночный) комплект или два (сдвоенный) комплекта радиостанции, работающие на общую антенну. В каждый комплект входят:

— приемопередатчик (**МКЗВ-200**), представляющий собой моноблок, на амортизационной раме (П10В-МК) которого установлено четыре прибора: П1В-МК — датчик опорных частот; П2В-МК — приемовозбудитель; ПЗВ-МК-200 — прибор электропитания; П4В-МК-200 — усилитель мощности. Моноблоки обоих комплектов установлены во втором техническом отсеке в районе шпангоута № 24;

— антенно-согласующие устройства П5В-МК обоих комплектов установлены в обтекателе киля;

— пульт управления П7В2-МК первого комплекта установлен на правом боковом пульте второго пилота. Пульт управления второго комплекта установлен на перегородке левого борта пилотской кабины;

— телеграфный ключ П13-МК и трехпозиционный галетный переключатель «КВ1-Деж.ПРМ-КВ2», являющийся общим для обоих комплектов, установлены рядом с пультом управления второго комплекта радиостанции.

2.1.3. Основные эксплуатационно-технические характеристики

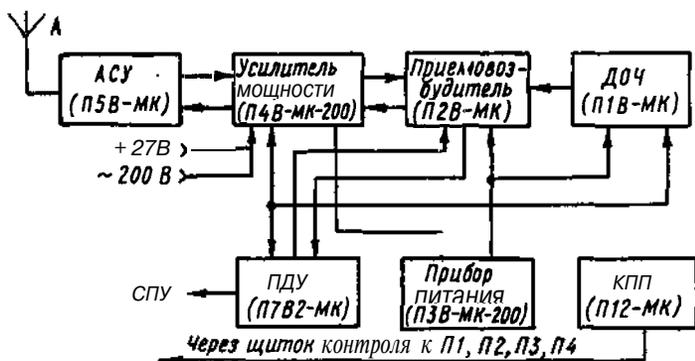
1. Диапазон рабочих частот в режиме передачи, МГц 2 ÷ 23,9999
2. Диапазон рабочих частот в режиме приема, МГц 2 ÷ 27,9999
3. Интервал между соседними частотами, Гц ... 100
4. Максимальное отклонение частоты от номинальной ±0,5 · 10⁻⁶
5. Время готовности к работе после **включения**, мин:
 - с радиостанциями, имеющими стабильность частоты 30 · 10⁻⁶ не более 4,5
 - с радиостанциями, имеющими стабильность частоты 0,5 · 10⁻⁶ не более 15
6. Время перестройки, с 26
7. Время перехода радиостанции с приема на передачу, с 0,5
8. Время непрерывной работы по циклу 5 мин передача, 5 мин прием, ч 24
9. Мощность передатчика при видах связи, Вт:
 - ОМ, ОМ_н, АМ 400 в пике

АТ.....	100
10. Чувствительность приемника при видах связи, мкВ: ОМ, ОМ _н , АТ.....	1
АМ (в среднем на поддиапазонах).....	3
11. Потребляемая мощность в режиме передачи от сети:	
переменного тока, В • А.....	1500
постоянного тока, Вт.....	150
12. Потребляемая мощность в режиме приема от сети:	
переменного тока, В • А.....	250
постоянного тока, Вт.....	100
13. Масса одного комплекта, кг.....	35,5

2.1.4. Структурная схема и принцип работы

Радиостанция «Микрон» обеспечивает симплексную радиосвязь, то есть исключает возможность одновременно передавать и принимать сигналы. Связь ведется на одной частоте сигнала, поэтому применен один общий **возбудитель**. Работу радиостанции на уровне структурной схемы поясняет рис. 2.1.

Прибор П1В-МК — датчик опорных частот (ДСЧ) является синтезатором (возбудителем). Он обеспечивает получение высоко-



Р и с. 2.1. Структурная схема радиостанции «Микрон».

стабильной дискретной сетки частот и гетеродинных напряжений для приемовозбудителя. Высокая стабильность частоты достигается применением термостагирования кварцевого опорного генератора и стабилизации напряжения питания. Сформированные в ДОЧ высокостабильные и точные по частоте гетеродинные напряжения поступают в приемовозбудитель.

Прибор П2В-МК — приемовозбудитель осуществляет путем последовательного преобразования частот гетеродинов с промежуточными частотами формирование фиксированных частот связи (интерполяционный метод) как в режиме передачи, так и в режиме приема. В режиме передачи в приборе П2 одновременно происходит формирование сигнала по видам связи и предварительное усиление по мощности. С выхода прибора П2 сигнал поступает в усилитель мощности — прибор П4В-МК-200, где усиливается до номинальной мощности, а затем по фидеру подается в АСУ (прибор П5В-МК) и далее в антенну.

Прибор П5В-МК обеспечивает согласование комплексного входного сопротивления антенны с волновым сопротивлением коаксиального фидера, по которому высокочастотный сигнал поступает с выхода усилителя мощности.

В режиме приема сигнал из антенны через прибор П5 по фидеру поступает на реле РЗ («Прием—Передача»), находящееся в приборе П4, и далее в приемовозбудитель, который в данном случае выполняет роль приемного устройства. Приемный тракт выполнен по супергетеродинной схеме с тройным преобразованием частоты. Высокая избирательность приемного тракта обеспечивается применением кварцевых фильтров первой промежуточной частоты.

Прибор П3В-МК-200 — прибор стабилизированного электропитания, обеспечивающий необходимыми напряжениями питания приемовозбудитель и ДОЧ. Стабилизация выходных напряжений централизованная, на кремниевых тиристорах. Точность стабилизации не ниже 2 %. Первоисточник — сеть переменного тока напряжением 200 В частоты 400 Гц.

Прибор П10В-МК — установочная амортизационная рама. На ней расположены четыре прибора: П1В-МК; П2В-МК; П3В-МК-200 и П4В-МК-200, которые и представляют собой приемопередатчик в виде моноблока.

Прибор П7В2-МК — пульт дистанционного управления (рис. 2.2.).

Около каждого приемодатчика установлен щиток контроля

для удобства подсоединения контрольного прибора П12-МК.

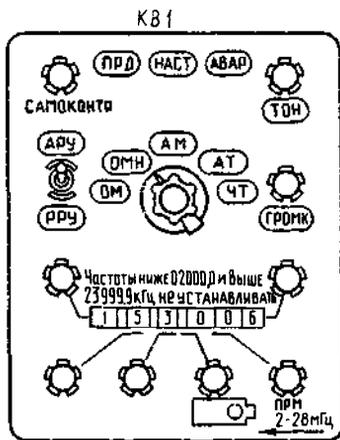
Радиостанция «Микрон» работает в комплекте с антенной верхнего питания с емкостной связью. В качестве антенны используются элементы конструкции самолета. При установке на самолете сдвоенного комплекта подключение радиостанции КВ1 и КВ2 к антенне осуществляется трехпозиционным галетным переключателем «Антенна». Настройка радиостанции на любую частоту в пределах заданного диапазона производится с пульта дистанционного управления.

Для защиты входных цепей приемника радиостанции от повреждения грозовыми разрядами на самолете совместно с возбуждателем антенны установлен грозоразрядник.

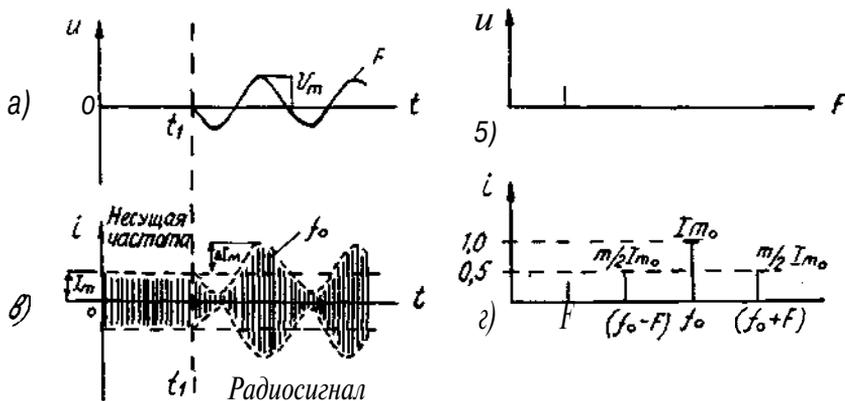
2.1.5. Принцип работы радиостанции с однополосной модуляцией

Понятие об однополосной модуляции. Амплитудная модуляция (АМ) — это изменение амплитуды высокочастотного сигнала по закону низкой частоты модулирующего сигнала. Обычно АМ радиосигнал формируется в выходном каскаде передатчика путем воздействия модулирующего напряжения на электроды лампы. При отсутствии модулирующего напряжения на электродах лампы в ее нагрузке (анодном контуре) будет выделяться несущая частота ω (рис. 2.3., участок 0— t_1). При подаче модулирующего напряжения (см. рис. 2.3.а) амплитуда тока несущей частоты в контуре будет изменяться по закону низкой частоты (см. рис. 2.3.б).

Амплитудно-модулированные колебания в своем составе имеют три составляющие (см. рис. 2.3.г): колебания несущей частоты ω (они имеют амплитуду и частоту как колебания до модуля-



Р и с. 2.2. Пульт дистанционного управления П7В2-МК.



Р и с. 2.3. Временные и частотные характеристики сигналов:
 а, б — модулирующий сигнал;
 в, г — радиосигнал.

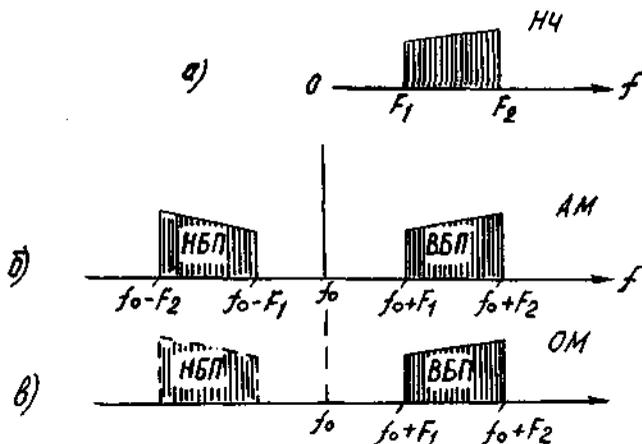
ции); колебания нижней боковой частоты $f_0 - F$; колебания верхней боковой частоты $f_0 + F$. Боковые частоты расположены симметрично относительно f_0 и отличаются от нее на частоту модуляции F , а между собой на $2F$, то есть они кратны. АМ колебания характеризуются коэффициентом глубины модуляции m , как отношение максимального изменения амплитуды тока ΔI_m при модуляции к амплитуде тока I_m до модуляции (рис. 2.3. в), то есть

$$m = \frac{\Delta I_m}{I_m} \cdot 100 (\%).$$

Поскольку m измеряется в $\%$, то это отношение нужно умножить на 100.

При $m = 1$ амплитуды боковых частот в два раза меньше амплитуды f_0 . Следовательно, половина мощности спектра сигнала приходится на несущую частоту f_0 и по одной четвертой части на боковые частоты.

Несущая частота не содержит никакой информации в передаваемом сообщении. Переносчиком сообщения являются боковые спектры частот и в случае модуляции несущей частоты f_0 речевым сигналом с полосой частот $F_1 \div F_2$, то есть $300 \div 3400$ Гц, спектр АМ радиосигнала будет состоять из несущей частоты f_0 и



Р и с. 2.4. Спектры частот: а — низкочастотного сигнала; б — АМ колебаний; в — ОМ колебаний на верхней боковой полосе с подавленной несущей f_0 .

колебаний двух боковых полос (рис. 2.4.): верхней $f_0 + (F_1 \div F_2)$ и нижней $f_0 - (F_1 \div F_2)$.

Поскольку несущая частота f_0 не содержит информации в передаваемом сообщении, то ее можно исключить из спектра изучаемых модулированных сигналов, а так как боковые полосы симметричны, то для передачи сообщения используют одну из них, а другую боковую полосу, как и колебания несущей частоты, подавляют.

Способ преобразования низкочастотного модулирующего спектра передаваемого сообщения в высокочастотный спектр радиосигнала, содержащего лишь одну из боковых полос, называется однополосной модуляцией (ОМ).

Если несущая частота подавлена до уровня составляющих боковой полосы, такой сигнал называется однополосным с ослабленной несущей (ОМ_н).

Формирование однополосного сигнала в радиостанции «Микрон» осуществляется фильтровым методом. Сущность его заключается в том, что сначала формируется сигнал АМ на относительно невысокой поднесущей частоте 500 кГц, при этом поднесущая частота в процессе ее модуляции речевым сигналом подавляется, а полученный двухполосный сигнал поступает на специ-

альный электромеханический фильтр, где отфильтровывается неиспользуемая одна из боковых полос в спектре АМ колебаний. Сформированный ОМ сигнал путем двукратного преобразования переносится в область частот связи на верхней боковой полосе.

Приемник построен по обычной супергетеродинной схеме, однако имеет ряд особенностей, характерных для приема однополосного сигнала:

- необходимость восстановления несущей частоты /о с высокой точностью. Неточность восстановления несущей приводит к ухудшению натуральности и разборчивости принимаемого сигнала;

- с целью выделения речевого сигнала схема детектора выполнена в виде преобразователя, на который поступает сигнал ОМ и сигнал восстановленной несущей частоты от специального источника восстановления несущей и ряд других особенностей, которые будут рассмотрены в подразделе 2.1.6.

Преимущества линии связи однополосной модуляции перед линиями амплитудной модуляции. Высокая помехоустойчивость линии связи ОМ и выигрыш по мощности являются основным преимуществом перед линиями АМ:

- в передатчике ОМ более рационально используется номинальная мощность лампы выходного каскада, выигрыш по мощности в четыре раза. При АМ информация содержится в боковых частотах и поэтому полезной мощностью считается мощность частот боковых полос. При $m = 1$ мощность боковой полосы составляет четвертую часть максимальной. При ОМ вся мощность расходуется на колебание одной боковой полосы частот;

- применение ОМ дает возможность сузить полосу пропускания приемника в два раза, за счет чего появляется возможность улучшить соотношение сигнал/шум, что дает дополнительный выигрыш по мощности еще в два раза;

- в диапазоне коротких волн возникают замирания сигнала. При АМ замирания приводят к уменьшению напряжения сигнала в $\sqrt{2}$ раз. В приемнике ОМ за счет сужения полосы пропускания уменьшаются замирания. За счет этого происходит выигрыш еще примерно в два раза.

Таким образом, суммарный эффект при ОМ эквивалентен повышению мощности передатчика примерно в 16 раз, при этом дальность связи увеличивается примерно в четыре раза. Кроме этого, потребление электроэнергии передатчиком значительно уменьшается, так как зависит от глубины модуляции. При отсутствии модуляции однополосный передатчик расходует незна-

чительную мощность на питание цепей накала, а при виде связи OM_H — на создание ослабленной (остатка) несущей частоты.

Недостатки OM :

— трудность синхронизации подавленной несущей частоты /0 с восстановленной частотой в приемнике. Восстановленная несущая частота в приемнике не должна отличаться от подавленной /о в передатчике на **20—30 Гц** при высококачественном воспроизведении передаваемого сообщения и на **100—200 Гц** для достаточной разборчивости разговорного текста;

— сложность и громоздкость схем из-за трудности фильтрации боковых полос от несущей частоты f_0 .

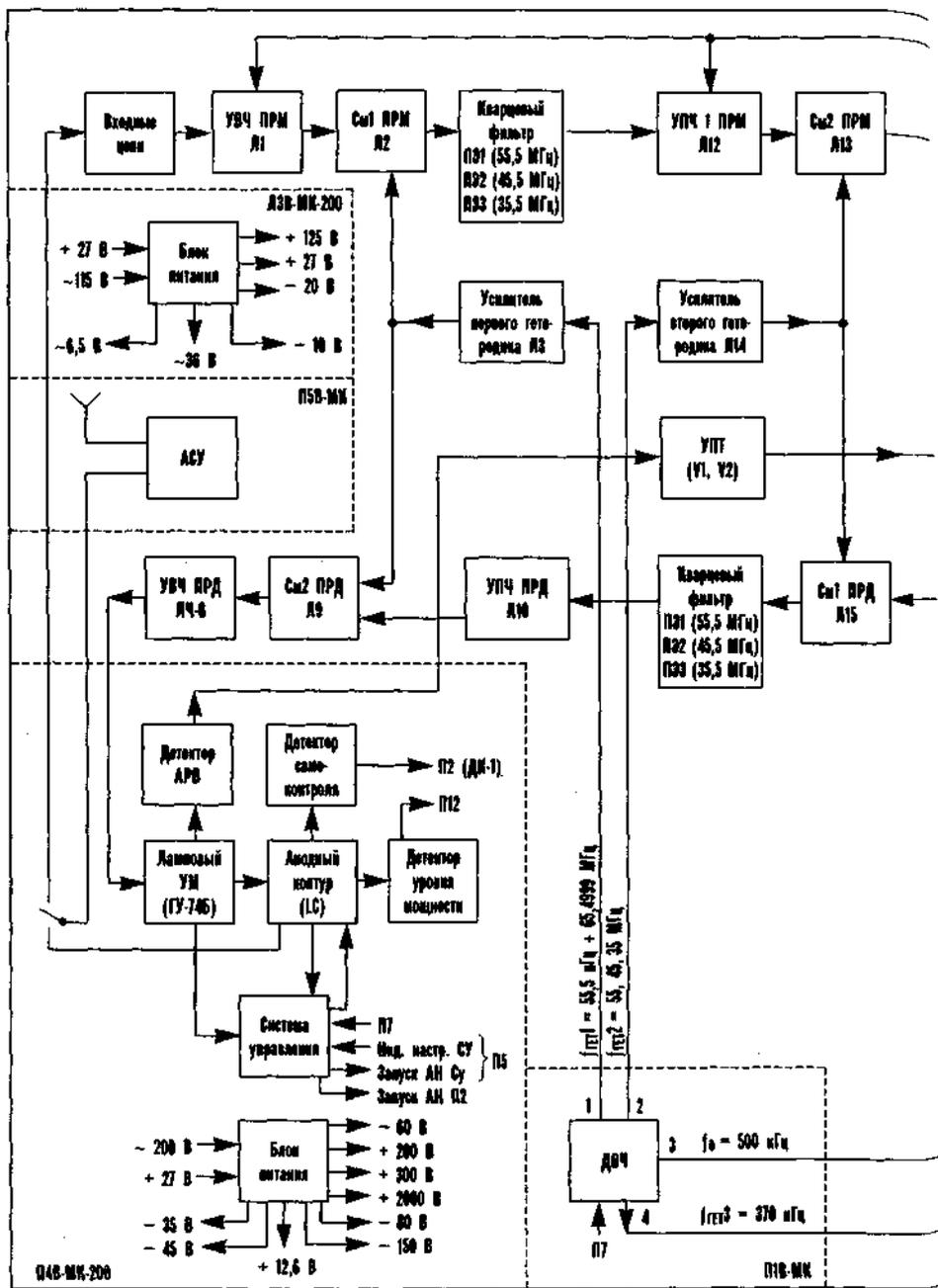
2.1.6. Функциональная схема

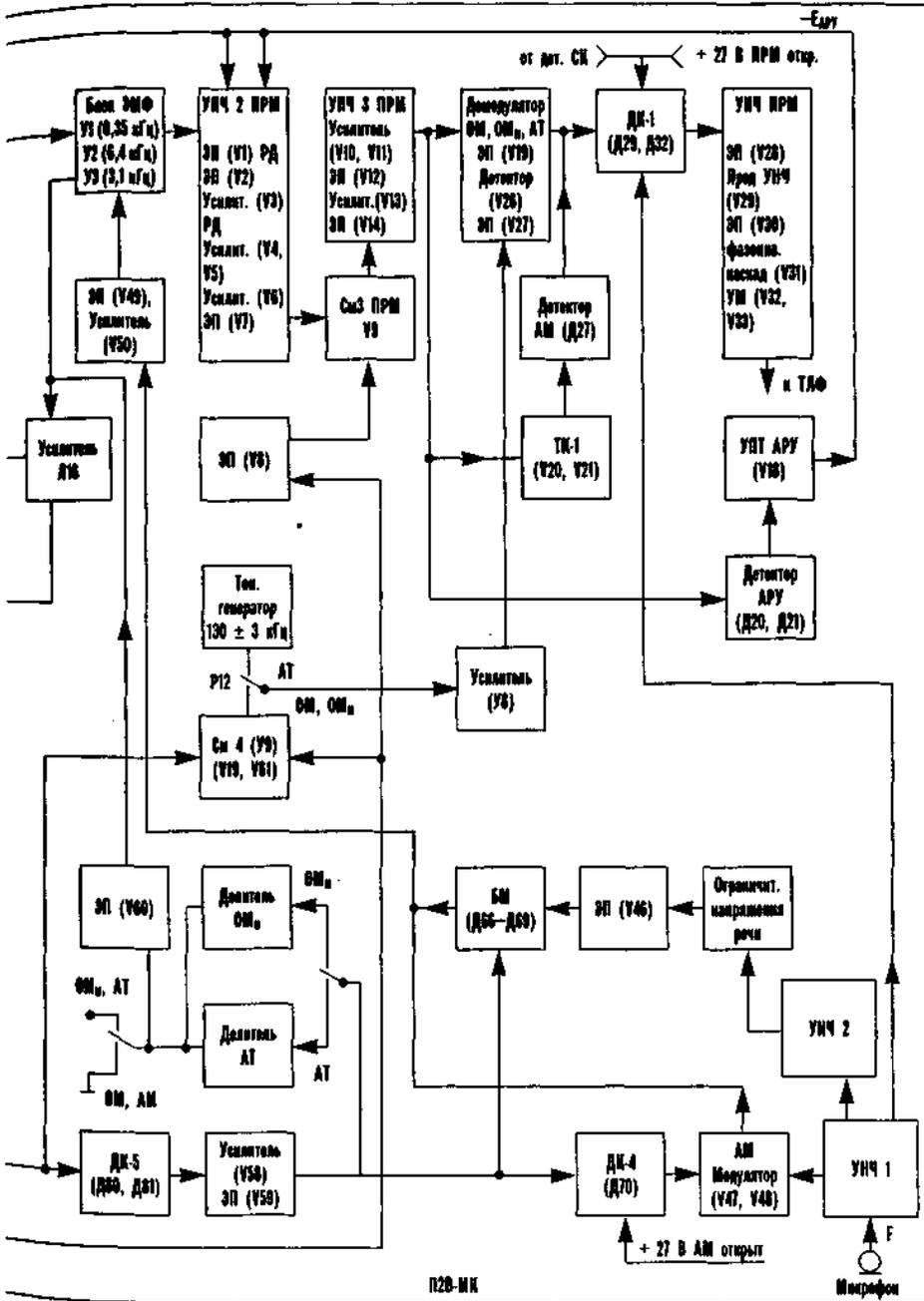
Упрощенная функциональная схема радиостанции «Микрон» (рис. 2.5 на стр. 24—25) построена на основе применения интерполяционного метода и декадного принципа формирования сетки фиксированных частот связи. Изображение всех имеющихся связей как внутри каждого прибора (блока), так и между отдельными блоками значительно усложнило бы схему.

Гетеродинные напряжения с необходимыми частотами формируются в синтезаторе (ДОЧ). Они создаются на основе опорной частоты 5 МГц, вырабатываемой опорным прецизионным генератором. ДОЧ вырабатывает высокостабильные колебания четырех частот: $f_1 = 500$ кГц; $f_2 (f_{гер2}) = 35, 45, 55$ МГц; $/3 (f_{гер1}) = 55 \div 65,4999$ МГц; $/4 (f_{гер3}) = 370$ кГц, которые используются в передатчике для формирования сигнала рабочего диапазона от 2 до 23,9999 МГц и в приемнике как гетеродинные напряжения для трехкратного преобразования частоты.

Однополосный сигнал формируется фильтровым методом. Первичное преобразование происходит на частоте 500 кГц в балансном модуляторе и электромеханическом фильтре. Сигналы АМ и АТ преобразуются также на частоте 500 кГц. Затем спектры сигналов OM , OM_H , АМ и АТ путем последовательного преобразования переносятся в область частот связи.

Настойка радиостанции на любую из 220 000 частот производится автоматической системой автонастройки по опорным частотам второй (f_2) и третьей (f_3) поднесущих частот, вырабатываемых в блоке ДОЧ в соответствии с набранной частотой на пульте управления /с = $/3 - (f_2 + 0,5)$ МГц.





П28-МК

Микрофон

Функционально радиостанция «Микрон» состоит из синтезатора, приемного и передающего трактов, системы автоматической настройки, источников электропитания и защиты и обеспечивает три режима работы (настройку, прием, передачу) и четыре вида связи (ОМ, ОМ_н, АМ, АТ). В радиостанции используются радиолампы и полупроводниковые приборы различного назначения. Для коммутации цепей применяются электронные реле в виде диодных и транзисторных ключей, а также малогабаритные электромагнитные реле.

Датчик опорных частот состоит из функциональных узлов, выполненных в виде отдельных плат или субблоков:

- субблока высокостабильного опорного кварцевого генератора (ОГ) 5 МГц, выполненного на туннельном диоде с двумя каскадами усиления и схемой автоматической регулировки температуры в термостате;

- платы делителей частоты для преобразования сигнала ОГ 5 МГц в высокостабильные колебания вспомогательных фиксированных частот: 2,5; 1,0; 0,1 МГц и сетки десяти частот в диапазоне от 0,29 до 0,38 МГц с дискретностью через 10 кГц;

- платы формирования УКВ подставок для образования частот второго гетеродина приемопередатчика 35, 45, 55 МГц и сигнала 10 МГц для платы ФСЧ-0,1;

- платы формирования сетки частот через 1 МГц (ФСЧ-1 МГц) для формирования сигнала частоты 0,5 МГц и сетки из десяти частот в диапазоне 9 ÷ 18 МГц с дискретностью через 1 МГц;

- платы формирования сетки частот через 0,1 МГц (ФСЧ-0,1 МГц) для формирования средней сетки из десяти частот в диапазоне 33,4 ÷ 34,3 МГц с дискретностью 0,1 МГц k для переноса точной сетки частот в диапазон, необходимый для работы системы фазовой автоподстройки частоты (ФАПЧ);

- датчика точной сетки частот (ДТСЧ) для формирования сетки из тысячи частот в диапазоне 3,1 ÷ 3,1999 МГц с дискретностью 100 Гц. В ДТСЧ с помощью керамического фильтра выделяется напряжение частоты 0,37 МГц, которое используется в приемнике в качестве третьего гетеродина ($f_{гет3}$);

- платы ФАПЧ, предназначенной для образования дискретной сетки частот первого гетеродина приемовозбудителя ($f_{гет1}$) в диапазоне 55,5 ÷ 65,4999 МГц с интервалом 100 Гц;

- платы светоиндикации по цепям питания: — 11 В; — 21 В; +125 В.

Плата светоиндикации блока ДОЧ представляет собой схему световой индикации перегрузок и коротких замыканий, работа-

ющей синхронно с электронной защитой от перегрузок и коротких замыканий, и предназначена для визуального определения неисправностей участка прибора. Светодиоды выведены на переднюю панель прибора ДОЧ. В исходном состоянии, когда перегрузок нет, диоды не светятся.

Таким образом, ДОЧ имеет четыре выхода напряжения частот с относительной нестабильностью $0,5 \cdot 10^{-6}$ ($1 \div 1,2$ Гц).

Первый выход имеет сетку частот в диапазоне $55,5 \div 65,4999$ МГц с дискретностью 100 Гц. Эта сетка частот используется как напряжение частоты первого гетеродина приемника ($f_{\text{гер1}}$) и как сигнал третьей поднесущей частоты передатчика /3. Выбор одной из этих частот определяется положением пяти ручек (от второй до шестой) набора частот на пульте управления.

Второй выход имеет три значения частот: 35, 45, 55 МГц. Сигнал одной из этих частот используется как напряжение частоты второго гетеродина приемника ($f_{\text{гер2}}$) и как сигнал одной из этих частот второй поднесущей частоты передатчика /2. Выбор одной из этих частот определяется положением первой ручки набора частот на пульте управления.

Третий выход выдает сигнал первой поднесущей частоты 0,5 МГц (Л).

Четвертый выход является сигналом третьего гетеродина 0,37 МГц (/гер3).

Приемный тракт радиостанции обеспечивает прием сигналов вида АМ, ОМ, ОМ_н или АТ в рабочем диапазоне от 2 до 27,999 МГц, их усиление, преобразование, обеспечение необходимой избирательности, детектирование, усиление низкочастотных колебаний и подачу их на телефоны оператора (см. рис. 2.5.). В режиме передачи низкочастотная часть приемного тракта используется в схеме самоконтроля передачи.

Приемный тракт выполнен по супергетеродинной схеме с тройным преобразованием частоты. Принятый сигнал с антенны через согласующий контур АСУ и контакты реле РЗ, расположенного в приборе П4 (усилителе мощности), поступает на преселектор приемника, обеспечивающий избирательность по зеркальному каналу и каналу промежуточной частоты. Он состоит из входных цепей, УВЧ (Л1) и двух фильтров, настроенных на частоту 35,5 МГц, которые играют роль фильтров-пробок. С выхода УВЧ сигнал подается на первый смеситель приемника См1 ПРМ (Л2).

Напряжение первого гетеродина с частотами $55,5 \div 65,4999$ МГц и дискретностью 100 Гц поступает с первого выхода блока

ДОЧ на усилитель первого гетеродина (Л3) и далее в режиме приема, на первый смеситель приемника (Л2), а в режиме передачи — на второй смеситель передатчика **См2** ПРД (Л9).

Нагрузкой первого смесителя приемника являются кварцевые фильтры ПЭ1, ПЭ2 или ПЭ3. Переключение фильтров производится с помощью реле, управляемого первой ручкой набора частоты на пульте управления. Кварцевые фильтры выделяют сигнал разностной частоты соответственно: 55,5 МГц (в диапазоне частот сигнала $2 \div 9,999$ МГц), 45,5 МГц (в диапазоне частот сигнала $10 \div 19,9999$ МГц) или 35,5 МГц (в диапазоне $20 \div 27,9999$ МГц), который поступает на усилитель первой промежуточной частоты приемника (Л12). **Напряжение $f_{\text{пр1}}$** ПРМ после усиления поступает на второй смеситель приемника **См2** ПРМ (Л13).

Напряжение второго гетеродина 55, 45 или 35 МГц (в зависимости от диапазона) поступает со второго выхода блока ДОЧ на усилитель второго гетеродина (Л14) и далее в режиме приема, на второй смеситель **приемника** (Л13), а в режиме передачи — на первый смеситель передатчика **См1** ПРД (Л15).

Нагрузкой второго смесителя приемника является блок электромеханических фильтров, состоящий из трех узлов У1, У2 и У3. Блок ЭМФ обеспечивает основную избирательность сигнала второй промежуточной частоты 500 кГц. В зависимости от вида связи включается один из фильтров. При телеграфной работе с узкой полосой АТузк включается фильтр У1 с полосой пропускания $D/ > 0,35$ кГц, при работе вида АМ или АТш включается фильтр **У2** с полосой пропускания $D/ > 6,4$ кГц, а при телефонной работе вида ОМ и ОМн включается фильтр У3 с полосой пропускания $\Delta f > 3,1$ кГц. Переключение узлов ЭМФ производится диодными ключами, которые управляются с пульта управления переключателем вида связи. С выхода ЭМФ сигнал второй промежуточной частоты 500 кГц поступает в УПЧ2.

Линейка УПЧ2 выполнена на транзисторах и охвачена системой АРУ. В качестве регулируемых элементов используются два регулируемых делителя напряжения (РДН), один из которых включен на входе первого каскада, а другой между первым и последующими каскадами линейки УПЧ2. С выхода УПЧ2 сигнал 500 кГц поступает на третий смеситель приемника **См3** ПРМ (**V9**). Сюда же с четвертого выхода блока ДОЧ поступает напряжение третьего гетеродина 370 кГц. В коллекторной нагрузке смесителя — двухконтурном фильтре выделяется сигнал третьей промежуточной частоты 130 кГц и поступает на двухкаскадный

УПЧЗ, выполненный на транзисторах. Выходной сигнал 130 кГц с УПЧЗ в зависимости от вида работы поступает в низкочастотный тракт приемника по разным каналам.

При установке на пульте управления переключателя вида связи в положение **ОМ** или **ОМ_н** включается фильтр УЗ блока **электромеханических** фильтров. Выход смесителя **См4** через контакты **ОМ—ОМ_н** реле **Р12** соединяется со входом усилителя У8. При этом транзисторный ключ **ТК-1** закрыт, диодный ключ **ДК-1** в режиме приема всегда открыт. Так как $f_{гет1} > f_c$, принятый сигнал **ОМ**, **ОМ_н** на верхней боковой полосе в результате преобразования в смесителе **См1** ПРМ переходит на нижнюю. Кварцевые фильтры выделяют сигнал на нижней боковой полосе и все дальнейшие преобразования в тракте УПЧ совершаются на нижней боковой полосе ($f_{пр1} > /гет2; /пр2 > f_{гет3}$). ЭМФ УЗ настроен также на нижнюю боковую полосу. С выхода УПЧЗ сигнал **ОМ** или **ОМ_н** на нижней боковой полосе относительно $f_{пр3} = 130$ кГц поступает на базу транзистора **V26** (демодулятор), а в эмиттерную цепь одновременно вводится сигнал восстановленной несущей частоты ($f_{восст} = 130$ кГц) с выхода смесителя **См4**. Напряжение восстановленной несущей образуется на выходе **См4** как разность частот между сигналами 500 и 370 кГц, поступающих с блока ДОЧ. В нагрузке демодулятора выделяется напряжение звуковой частоты и через ключ **ДК-1** поступает в УНЧ приемника, а затем через пульт управления **П7** и систему СПУ на телефоны оператора.

При установке на пульте управления переключателя вида связи в положение **АТ** включается ЭМФ **У1** или **У2**, тональный генератор и демодулятор **АТ (V26)**. Ключ **ТК-1** закрывается. Тональный генератор вырабатывает напряжение частотой $f_{т.г.} = 130 + 3$ кГц, которое через контакты реле **Р12** подается на усилитель У8, а затем на эмиттер **V26** демодулятора **АТ**, а на базу **V26** поступает телеграфный сигнал $f_{пр3} = 130$ кГц. На нагрузке демодулятора выделяется напряжение разностной частоты $f_6 = f_{т.г.} - /пр3$, которое через **ДК-1**, УНЧ и пульт управления поступает на телефоны. Ручкой «Тон» на пульте управления можно изменять частоту тонального генератора, а следовательно, и высоту звучания сигнала в телефонах.

При установке переключателя вида связи на пульте управления в положение **АМ** включается ЭМФ **У2**, выключается демодулятор **ОМ**, **ОМ_н**, **АТ**, открывается **ТК-1**. При этом **АМ** сигнал $f_{пр3} = 130$ кГц через **ТК-1** поступает на детектор **АМ (Д27)**, с на-

грузки которого напряжение звуковой частоты через ДК-1, УНЧ и пульт управления поступает на телефоны.

УНЧ усиливает **продетектированные** сигналы в режиме приема и является усилителем самоконтроля в режиме передачи. Выходной сигнал поступает на телефоны оператора через регулятор громкости (РРГ) пульта управления.

В приемнике применена усиленная с задержкой система автоматической регулировки усиления (АРУ). Регулируемыми каскадами являются УВЧ, УПЧ1 и регулируемые делители (РД) в УПЧ2. Регулируемые делители обеспечивают получение хорошей амплитудной характеристики, поэтому основная регулировка осуществляется с их помощью, но они не улучшают соотношение сигнал / шум при увеличении входного сигнала. Для улучшения этого соотношения в схеме используются регулируемые усилители.

В схему АРУ входят: детектор АРУ, УПТ АРУ и регулируемые каскады. Сигнал $f_{\text{прз}} = 130$ кГц поступает на детектор АРУ. Постоянная составляющая тока детектора поступает в УПТ. Усиленный сигнал в виде управляющего напряжения — $E_{\text{АРУ}}$ подается на регулируемые делители и на управляющие сетки ламп Л1 (УВЧ) и Л12 (УПЧ1).

При включении ручной регулировки усиления (РРУ) управляющее напряжение снимается с потенциометра, на который от источника питания подается напряжение —21 В. Потенциометр установлен на пульте управления, а его ось связана с ручкой «Громкость». Переключатель «АРУ-РРУ» установлен на пульте управления.

Передающий тракт формирует телефонные и телеграфные сигналы рабочего диапазона частот связи ($2 \div 23,9999$ МГц) путем двойного преобразования сигнала на частоте 500 кГц, при этом используются напряжения частот первого и второго гетеродинов режима приема. Он усиливает сформированные сигналы до номинальной мощности и является также элементом автонастройки радиостанции. В передающий тракт входят: канал формирования телефонных и телеграфных сигналов; канал преобразования и усиления сигналов; схема автоматической регулировки возбуждения (АРВ) и автонастройки радиостанции.

Конструктивно передающий тракт состоит из возбудителя, усилителя мощности и антенного согласующего устройства. В возбудителе (П2) весь диапазон частот разбит на четыре поддиапазона, а в усилителе мощности (П4) — на девять.

Исходным сигналом для работы передатчика являются три опорные частоты, вырабатываемые прибором ДОЧ. Сигнал первой опорной частоты 500 кГц поступает с третьего выхода блока ДОЧ в прибор П2. Сигналы второй и третьей опорных частот, как и в режиме приема ($f_{гет2}$ и $f_{гет1}$), поступают с блока ДОЧ выходов 2 и 1 на соответствующие усилители гетеродинов прибора П2. В режиме передачи работают лампы высокочастотного тракта передатчика и не работают (закрыты отрицательным напряжением) лампы приемного тракта.

Независимо от вида сигнала преобразование происходит в следующем порядке. Сигнал частоты $f_0 = 500$ кГц (см. рис. 2.5.) поступает на усилитель Л16, а затем на первый смеситель передатчика См1 ПРД. Одновременно на См1 ПРД подается из блока ДОЧ напряжение одной из трех частот 55, 45 или 35 МГц второго гетеродина ($f_{гет2}$). На выходе смесителя выделяется сигнал первой промежуточной частоты передатчика $f_{пр1} = f_0 + f_{гет2} \approx 55,5; 45,5; 35,5$ МГц. Нагрузкой смесителя См1 ПРД являются кварцевые фильтры, те же самые, которые используются в режиме приема на выходе См1 ПРМ (Л2). После усиления в УПЧ1 (Л10) сигнал поступает на второй смеситель передатчика См2 ПРД для преобразования с частотой первого гетеродина. На выходе См2 ПРД с помощью перестраиваемого колебательного контура выделяется напряжение сигнала связи рабочего диапазона частот $f_c = f_{гет1} - f_{пр1} = 2 \div 23,9999$ МГц. После усиления в двухкаскадном УВЧ передатчика (Л4—8) напряжение f_c поступает в усилитель мощности П4, а затем через контакты реле Р3 «ПРМ-ПРД» в АСУ и далее в антенну.

Формирование сигнала по видам связи производится в приборе П2 на частоте $f_0 = 500$ кГц.

Канал формирования телефонных сигналов предназначен для формирования АМ колебаний и однополосного сигнала (ОМ, ОМ_н).

Амплитудно-модулированный сигнал формируется следующим образом. Напряжение звуковой частоты с микрофона подается на УНЧ1 и после усиления на амплитудный модулятор. На АМ модулятор подается также напряжение частоты 500 кГц с блока ДОЧ через диодный ключ ДК-4. В результате действия двух сигналов в нагрузке модулятора выделяется АМ сигнал, который поступает на ЭМФ У2 и далее на регулируемый усилитель (Л16). Затем с помощью двух преобразователей спектр сигнала АМ переносится в диапазон частот связи.

Сигнал однополосной модуляции формируется при видах связи ОМ или $ОМ_H$. Напряжение речевого сигнала с выхода микрофона усиливается в УНЧ1 и УНЧ2, проходит через двусторонний ограничитель, который уменьшает пикфактор сигнала, и поступает на кольцевой балансный модулятор (БМ). На второй вход БМ поступает **напряжение** частоты 500 кГц с прибора ДОЧ. Нагрузкой БМ служит контур, тот же, что и для модулятора АМ. С выхода БМ снимается двухполосный сигнал с подавленной несущей /о, который после усиления (**V50**) подается на ЭМФ УЗ. Фильтр настроен на нижнюю боковую полосу, поэтому на его выходе будет сигнал ОМ на нижней боковой полосе относительно /о - 500 кГц. Сформированный однополосный сигнал подается на регулируемый усилитель Л16, а затем с помощью двух преобразователей частоты спектр сигнала ОМ переносится в область частот связи.

При работе вида $ОМ_H$ с прибора ДОЧ через ключ ДК-5 на вход делителя напряжения $ОМ_H$ поступает напряжение частоты /о = 500 кГц. Выход делителя отключен от корпуса. Напряжение с частотой /о на уровне ослабленной несущей с выхода делителя поступает через ЭП (**V60**) на вход регулируемого усилителя **Л16**, складываясь с сигналом нижней боковой полосы ОМ. Таким образом, на выходе Л16 будет спектр сигнала $ОМ_H$ с несущей на уровне **70—90 %** относительно уровня боковой полосы.

Канал формирования телеграфного сигнала предназначен для формирования манипулированного телеграфного сигнала. Исходный сигнал 500 кГц поступает с прибора ДОЧ на диодный ключ ДК-5. В режиме приема ДК-5 закрыт напряжением — 60 В с делителя напряжения, включенного к источнику — 150 В. В режиме передачи ДК-5 открывается и сигнал 500 кГц поступает на усилитель (**V58**) и через ЭП (**V59**) на делитель напряжения АТ. При работе вида АТ выход делителя напряжения АТ с помощью реле отключается от корпуса, а вход подключен к выходу ЭП (**V59**). При нажатии телеграфного ключа сигнал 500 кГц через открытый ключ ДК-5, усилитель (**V58**), ЭП (**V59**), делитель напряжения АТ и ЭП (**V60**) поступает на вход усилителя Л16 и далее через открытые лампы каскадов тракта передачи, в которых сигнал 500 кГц преобразуется в рабочий диапазон связи, усиливается и поступает в антенну. При отжатом телеграфном ключе диодный ключ ДК-5 и лампы передающего тракта закрываются.

Усилитель мощности передатчика предназначен для усиления высокочастотных колебаний в диапазоне частот $2 \div 23,9999$

МГц до уровня мощности: при телефонной связи — 400 Вт (в пике огибающей); при телеграфной связи — 100 Вт.

Усилитель мощности (УМ) конструктивно выполнен в виде отдельного блока (прибор П4) и состоит из следующих узлов: лампового усилителя с анодным контуром, системы управления **анодным** контуром, детектора самоконтроля, детектора уровня мощности, фазового детектора и источника питания с системой автоматической защиты. Схема УМ выполнена на высокочастотном тетроде Л1 типа **ГУ-74Б** с предельно допустимой рассеиваемой мощностью на аноде 600 Вт. Охлаждение лампы от вентилятора с двигателем переменного тока, вмонтированного в установочную раму моноблока радиостанции.

Анодное питание лампы УМ осуществляется от источника +2000 В. Экранная сетка получает питание +300 В. Анодное и экранное напряжение включается с задержкой 4,5 минуты после включения радиостанции с целью обеспечения достаточного подгрева катода лампы.

Напряжение смещения на управляющую сетку лампы поступает от **резистивного** делителя, включенного в цепь источника — 150 В. Величина напряжения смещения зависит от режима и вида работы радиостанции и коммутируется с пульта управления П7. При работе ОМ, **ОМ_н**, АМ напряжение смещения составляет от **-35** до **-45** В, при работе АТ — от **-55** до **-65** В, а в режиме настройки радиостанции напряжение смещения на управляющей сетке составляет от **-65** до **-75** В. В режиме приема на управляющую сетку лампы подается напряжение **-150** В и одновременно снимается анодное и экранное напряжение. Лампа при этом закрыта.

Источником питания УМ является субблок питания, расположенный в приборе П4. От перегрузок по постоянному и переменному току предусмотрена автоматическая защита. При перегрузке и коротком замыкании защита автоматически выключает радиостанцию.

Анодной нагрузкой УМ служит параллельный контур, состоящий из вариометра L , набора конденсаторов анодной связи и конденсаторов связи с нагрузкой. Весь диапазон частот УМ (**2 ÷ 23,9999** МГц) с целью удобства настройки разбит на девять поддиапазонов: **2—3; 3—4; 4—6; 6—8; 8—10; 10—13; 13—16; 16—20; 20—24** МГц. Каждому поддиапазону соответствует определенное значение емкости конденсатора и зона изменения индуктивности вариометра. Плавная и точная настройка контура производится с **помощью** вариометра.

Напряжение возбуждения подается на управляющую сетку лампы УМ с выхода предварительного усилителя мощности (Л14-8) прибора П2. Анодный контур в режиме настройки автоматически настраивается в резонанс на частоту сигнала f_c при помощи автомата настройки при пониженной мощности на эквивалентную нагрузку, которая соответствует волновому сопротивлению высокочастотного антенного кабеля (50 Ом).

В момент резонанса настройки анодного контура электродвигатель настройки выключается, снимается напряжение с реле коммутации нагрузки анодного контура и эквивалентная нагрузка (R_{10}) отключается от контура. Выход анодного контура с помощью реле РЗ (ПРМ—ПРД) подключается к фидеру и напряжение /с поступает в АСУ, а затем на возбудитель антенны.

Процесс настройки анодного контура делится на три этапа. Первый и второй этапы проходят в режиме настройки, а третий — в режиме передачи. На первом этапе настройки происходит выбор поддиапазона, втором — настройка контура УМ на эквивалент нагрузки R_{10} , а на третьем (в режиме передачи) — подстройка УМ на АСУ.

В режиме передачи детектор самоконтроля открывает диодный ключ ДК-1. При этом речевой сигнал с микрофона усиливается в УНЧ1 и поступает через открытый ДК-1 в тракт УНЧ приемника, усиливается и прослушивается в телефонах оператора с целью самоконтроля передаваемой информации.

На выходе анодного контура УМ подключен детектор уровня мощности, который служит для контроля мощности, отдаваемой лампой УМ в АСУ. Контроль производится во время проверки радиостанции с помощью прибора П12-МК.

На входе лампы Л1 (цепи управляющей сетки) включен детектор АРВ, являющийся элементом системы автоматической регулировки возбуждения лампы УМ. С нагрузки детектора АРВ **продетектированный** сигнал подается на двухкаскадный усилитель постоянного тока (V_1, V_2). Величина $E_{АРВ}$ зависит от уровня напряжения возбуждения на управляющей сетке лампы УМ, при увеличении которого увеличивается напряжение на выходе детектора АРВ, а это приводит к увеличению отрицательного напряжения ($-E_{АРВ}$) на управляющей сетке лампы Л16 регулируемого усилителя и уменьшению коэффициента усиления. При уменьшении напряжения возбуждения на входе УМ коэффициент усиления регулируемого каскада (Л16) увеличивается. Таким образом, поддерживая напряжение возбуждения на входе

лампы УМ постоянным, обеспечивается заданный режим работы лампы ГУ-74Б.

Антенное согласующее устройство обеспечивает автоматическое согласование параметров антенны с волновым сопротивлением фидера, по которому передается высокочастотный сигнал с выхода усилителя мощности (П4), то есть обеспечивается преобразование комплексного сопротивления антенны $Z_A = R_A + X_A$ в активное сопротивление на входе АСУ, равное волновому сопротивлению фидера $R_F = 50$ Ом. Этим достигается режим бегущей волны в фидере, то есть когда ток и напряжение в фидере находятся в фазе.

Необходимость такого преобразования вызвана тем, что в коротковолновых радиостанциях при изменении частоты настройки входное сопротивление антенны изменяется по величине и знаку в широких пределах. Поэтому антенну подключают к фидеру через согласующее устройство, которое трансформирует комплексное входное сопротивление антенны в постоянное, омическое, равное рф.

Конструктивно АСУ выполнено в виде отдельного герметизированного блока П5В-МК, внутри которого размещены: согласующий LC контур с шунтирующими и укорачивающими конденсаторами, автомат настройки контура АСУ, основными частями которого являются датчики рассогласования по фазе и сопротивлению, преобразователи сигнала рассогласования в напряжение частоты 400 Гц, усилители рассогласования, электродвигатели с редукторами и другие элементы. Автонастройка АСУ происходит в три этапа, первый и второй — в режиме настройки, а третий — в режиме передачи. На первом этапе элементы АСУ устанавливаются в исходное положение, на втором происходит автонастройка согласующего контура, а на третьем — подстройка согласующего контура в режиме передачи.

Система защиты АСУ обеспечивает переход радиостанции из режима передачи в режим приема в случаях: неисправности в схеме автоматики или фидерной системы; превышения допустимых значений атмосферного давления (разгерметизации блока) и допустимых значений температуры внутри блока П5.

Система автонастройки. Настройка и перестройка радиостанции обеспечивается системой автонастройки.

При наборе новой частоты на пульте управления происходит изменение частот в ДОЧ и, следовательно, на выходе второго смесителя передатчика. В приборы П2, П4, П5 подается кратко-

временный сигнал «Запуск АН». При этом включаются автоматы настройки приборов П2, П4, П5 и во всех приборах одновременно происходит первый этап настройки (в П2 и П4 выбирают нужные поддиапазоны, а в П5 элементы контура АСУ устанавливаются в исходное положение).

В приемовозбудителе начинается перестройка контуров УВЧ передатчика и преселектора приемника на частоту f_c , по окончании которой автомат настройки П2 выключается и выдает сигнал в прибор П4. В нем начинается второй этап настройки, при котором контур УМ настраивается в резонанс на частоту сигнала, поступающего с прибора П2.

По окончании настройки из прибора П4 поступает сигнал в прибор П5, после чего начинается второй этап настройки, во время которого АСУ настраивается в резонанс с частотой высокочастотного сигнала П4, а его эквивалентное сопротивление становится равным волновому сопротивлению фидера, то есть 50 Ом. По окончании второго этапа настройки АСУ автоматы настройки приборов П5 и П4 выключаются и радиостанция переводится в режим приема. На третьем этапе настройки радиостанции происходит автоматическая подстройка частоты контуров УМ и АСУ при помощи колец автонастройки.

Система электропитания обеспечивает питанием приборы радиостанции различными напряжениями с помощью прибора ПЗВ-МК-200 и источником питания, расположенным в П4В-МК-200. Первоисточником является сеть постоянного тока напряжением 27 В и переменного тока напряжением 200 В частоты 400 Гц.

2.1.7. Особенности конструкции и органы управления

Приемопередатчик радиостанции «Микрон» выполнен в виде отдельных конструктивно законченных блоков П1, П2, П3, П4, установленных на групповую амортизационную раму П10, снижающую вибрационные нагрузки и обеспечивающую легкосъемность приборов. Электрическое соединение приборов с установочной рамой выполнено на **врубных** разъемах, а подключение приемопередатчика к внешним электрическим цепям и контрольному прибору П12 осуществляется через штепсельные и высокочастотные разъемы, размещенные на панели рамы. Там же установлены два плавких предохранителя ВП1-1Т-5 А, включенных параллельно в цепи питания по постоянному току.

На лицевой панели П1 установлены три светодиода индикации перегрузки по цепям питания: +125 В, –21 В, –11 В и имеется отверстие для коррекции частоты опорного генератора 5 МГц, обозначенное стрелкой с надписью «КОР».

На лицевой панели прибора П2 установлены три светодиода **индикации** перегрузки по цепям питания: +125 В, +27 В и –21 В.

На лицевой панели прибора П3 установлены шесть кнопок для контроля схемы защиты по цепям питания: ~115 В, ~36 В, -11 В, -21 В, +27 В, +125 В.

На лицевой панели прибора П4 установлены четыре кнопки «Проверка 1, 2, 3, 4» для проверки срабатывания системы автоматической защиты при техническом обслуживании. На правой боковой панели установлен высокочастотный разъем, по которому выходной сигнал поступает на АСУ. Охлаждение лампы ГУ-74Б — принудительное — электровентилятором. Все приборы соединены с рамой и конструкцией самолета перемычками металлизации.

Прибор П5 выполнен в виде блока, внутри которого размещен согласующий контур с элементами настройки. С конструкцией самолета блок соединен двумя перемычками металлизации. На задней стенке прибора имеется высокочастотный разъем для соединения блока с антенной, а на передней стенке — высокочастотный разъем для подключения фидера, соединяющего прибор П5 с прибором П4, штепсельный разъем межблочного электрического соединения и штуцер наддува. Кожух прибора герметичен и наддувается от системы кондиционирования воздуха. Тракт подачи воздуха проходит по первому лонжерону киля совместно с трассой электропроводов и далее по левому борту хвостовой части фюзеляжа до шпангоута № 67а. Со стороны гермокабины на шпангоуте № 67а по левому борту установлен проходник, возле которого имеется трафарет «Наддув Микрон». К проходнику подсоединена трубка, на конце которой подключен влагопоглотитель с **влагоотстойником**.

При установке сдвоенного комплекта радиостанции к каждому АСУ воздух подается раздельно по своему тракту.

Пульт управления П7 предназначен для дистанционного управления радиостанцией. На передней панели пульта расположены элементы управления и сигнализации (см. рис. 2.2.):

— переключатель на пять положений «ОМ-ОМ_Н-АМ-АТ-ЧТ» предназначен для выбора вида связи. Положение «ЧТ» в ГА России не используется. Положение «АТ» используется при установке сдвоенного комплекта радиостанции;

- выключатель «ПРМ2-28 МГц» предназначен для расширения рабочего диапазона частот в режиме приема;
- шесть ручек и отсчетное устройство предназначены для набора частоты настройки радиостанции;
- переключатель «АРУ-РРУ» обеспечивает переключение приемника на автоматическую или ручную регулировку усиления;
- ручка «Громкость» регулирует уровень громкости сигналов на выходе приемника;
- ручка «Самоконтроль» служит для регулирования уровня громкости самопрослушивания своей передачи;
- ручка «Тон» служит для изменения тона отзвучивания сигнала при телеграфной работе;
- светосигнальное табло «Наст» — горит при настройке радиостанции;
- светосигнальное табло «ПРД» — горит в режиме передачи;
- светосигнальное табло «Авар» — **загорается**, если в приборе П4 повысилась температура до 90°С или если отказал вентилятор охлаждения лампы УМ ГУ-74Б.

Передняя панель пульта управления подсвечивается белым светом с помощью ламп накаливания напряжением 6 В.

Радиостанция **«Микрон»** работает в комплекте с самолетной антенной верхнего питания с емкостной связью. В качестве возбuditеля антенны используется передняя часть обтекателя кия, отделенная от корпуса обтекателя кия диэлектрической вставкой. Сопротивление изоляции между возбuditелем антенны и конструкцией самолета не менее 100 МОм.

Трехпозиционный галетный переключатель «Антенна» служит для управления двоянным комплектом, обеспечивая двустороннюю радиосвязь по радиостанции КВ1 или КВ2. В положении «Деж. ПРМ» переключатель обеспечивает работу приемников двух комплектов радиостанций одновременно.

2.1.8. Электропитание и защита

Радиостанции «Микрон» (КВ1 и КВ2) питаются от бортовых электросетей постоянного тока напряжением 27 В и переменного трехфазного тока напряжением 200 В 400 Гц.

Напряжение + 27 В с шины П левой и правой панелей АЗС через АЗСГК-10 и выключатели «Микрон № 1—выключено», выключатель «Микрон № 2—выключено», расположенные на

верхнем электропитке пилотов, поступает на обмотки контакторов **ТКД103ДОД** и моноблоки соответственно первого и второго комплекта.

Напряжение ~200 В 400 Гц с шин А, В, С РК~115/200 В левой и правой через **А33К-5** и замкнутые контакты контакторов **ТКД103ДОД** поступает на моноблоки соответственно первого и второго комплектов.

.. Питание одиночного комплекта радиостанции осуществляется аналогично первому комплекту сдвоенного варианта.

2.1.9. Включение, проверка работоспособности и использование радиостанции в полете

При наличии на борту самолета напряжения постоянного 27 В и переменного тока 200 В 400 Гц убедиться, что автоматы защиты сети А33К-5 «Микрон № 1» и «Микрон № 2» на РК~115/200 В левой и правой и А3СГК-10 «Микрон № 1» и «Микрон № 2» на панелях А3С левой и правой включены.

1. Включить питание СПУ и установить переключатель выбора радиосредств в положение «КВ1» (**«КВ2»**).

2. Установить переключатель «Микрофон. Маска — ГСШ» в положение «ГСШ» при работе с авиагарнитурой ГСШ или в положение «Маска» при работе с кислородной маской.

3. Установить переключатель «Антенна» в положение **«КВ1» («КВ2»)**.

Предупреждение. Не допускается производить настройку радиостанций при установке переключателя «КВ1-Деж.ПРМ—КВ2» в положение «Деж.ПРМ».

4. Включить питание радиостанций выключателями «Микрон № 1 — выключено» и «Микрон № 2 — выключено», расположенными на верхнем электропитке пилотов. При этом на пульте управления П7 загорается зеленый светосигнализатор «Наст». В течение 4 минут радиостанция прогревается, после чего срабатывает реле времени и начинается цикл настройки. Через 26 секунд радиостанция настроится, погаснет светосигнализатор «Наст» и радиостанция готова к работе.

Примечание. Включение и настройку радиостанций необходимо производить поочередно, так как при одновременном включении радиостанция, неподключенная к антенне, будет работать в режиме настройки.

5. Проверить работу системы автонастройки радиостанции, для чего установить любую частоту рабочего диапазона. При этом не позже чем через 26 секунд после установки частоты должна закончиться автонастройка и погаснет **светосигнализатор «Наст»**.

6. Проверить работоспособность приемника на нескольких частотах диапазона во всех видах работы с каждого рабочего места членов экипажа по наличию шумов приемника в телефонах или по приему сигнала работающей станции. Одновременно проверить исправность регулятора громкости по плавному изменению громкости сигналов в телефонах и переключателя АРУ-РРУ по изменению уровня громкости принимаемых сильно слышимых сигналов.

7. Проверить работу радиостанции в режиме передачи. Для этого установить регулятор «Самоконтр» на пульте управления в крайнее правое положение, соответствующее максимальной громкости, и нажать поочередно кнопки «Радио» со всех рабочих мест членов экипажа и с каждого рабочего места также поочередно произнести в микрофон счет. При нажатии одной из кнопок «Радио» на пульте управления должен загореться светосигнализатор **«ПРД»**, а в телефонах должна четко прослушиваться собственная передача. Одновременно проверить исправность регулятора «Самоконтр» по плавному изменению громкости прослушивания передачи. По возможности проверить работу радиостанции на двустороннюю связь с работающей наземной радиостанцией.

8. Установить переключатель вида связи в положение «АТ» и проверить режим передачи радиостанции. При этом на пульте управления горит светосигнализатор «ПРД», а при нажатом ключе в телефонах прослушивается тон передаваемых телеграфных сигналов. При вращении ручки **«Тон»** на пульте управления тон сигнала изменяется.

9. Выключить питание радиостанций и питание СПУ и установить переключатель «Антенна» в положение «КВ1» (**«КВ2»**).

Проверка системы автоматической защиты радиостанции производится после ее включения и сводится к следующему:

— на передней панели прибора П4 нажать кнопку **«1»**. При этом на пульте управления должен загореться светосигнализатор **«Авар»**. Затем выключить и снова включить питание радиостанции. Произвести аналогичную проверку кнопкой **«2»**;

— перевести радиостанцию в режим передачи. При нажатии кнопки **«3»** или **«4»** светосигнализатор **«ПРД»** должен погаснуть. Затем выключить и снова включить режим передачи;

— проверить систему защиты прибора ПЗ поочередным нажатием на кнопки от «1» до «6». При этом должен загореться светосигнализатор «Авар». Между моментами нажатия на кнопки необходимо выключать и включать питание радиостанции.

Проверку системы защиты при нажатии кнопок «1» и «2» на приборе П4 и всех кнопок на приборе ПЗ производить до срабатывания реле времени.

Особенности эксплуатации. Управление одиночным комплектом радиостанции осуществляет второй пилот с пульта управления. Управление сдвоенным комплектом радиостанций осуществляет второй пилот с пульта управления первого комплекта или лоцман (бортрадист) с пульта управления второго комплекта. При этом используется переключатель «КВ1—Деж.ПРМ—КВ2». Используют радиостанцию все члены экипажа.

При эксплуатации радиостанции «Микрон» необходимо знать:

1. На пульте управления устанавливать частоты строго в рабочем диапазоне частот. При установке частоты за пределами рабочего диапазона радиостанция будет находиться все время в режиме настройки, что приводит к перегреву, а затем к отказу автоматики настройки.

2. Переключатель «ПРМ2-28 МГц» на П7 предназначен для расширения рабочего диапазона частот только приемного тракта. Поэтому до перевода радиостанции в режим передачи необходимо переключатель установить в исходное положение и набрать требуемую частоту связи.

3. После включения радиостанции в период ее прогрева (4,5 минуты) не рекомендуется вращать ручки набора частоты.

4. Запрещается настройка радиостанции при установке переключателя «Антенна» в положение «Деж.ПРМ».

5. В случае, если через 4,5 минуты после включения радиостанция не настроилась, необходимо ее выключить и снова включить с интервалом не менее 3 секунд.

6. Во избежание перераспределения энергии из антенной системы радиостанции, работающей на передачу, в антенный контур радиостанции, работающей в горячем резерве, необходимо, чтобы частоты настройки радиостанций отличались друг от друга не менее, чем на 200 кГц.

7. Ручками набора частоты «Единицы кГц» и «Сотни Гц» можно производить подстройку частоты для улучшения качества принимаемого сигнала при видах связи АМ и АТ. Подстройка при этом будет мгновенной. Перед переводом станции в режим

передачи необходимо ручки набора частоты установить в положение регламентированного значения частоты связи.

8. При большом уровне сигнала на входе приемника и обеспечения нормального приема необходимо переключатель «РРУ— АРУ» на П7 устанавливать в положение «АРУ». При установке переключателя в положение «РРУ» и регуляторе громкости на минимуме приемник запирается за счет подачи на регулируемые каскады отрицательного напряжения -21 В.

9. Если в режиме передачи на пульте управления погаснет светосигнализатор «ПРД» и нет самопрослушивания в телефонах, значит сработала защита по высокому напряжению и станция перешла в режим приема на данной частоте. Для продолжения передачи необходимо вывести станцию из режима передачи и снова включить на передачу.

10. Если на пульте управления загорается светосигнализатор «Авар», необходимо выключить станцию (до 30 секунд) и снова включить питание.

11. При разгерметизации АСУ на высоте от 5 до 10 км радиостанция автоматически переходит в режим пониженной мощности (25 % от номинальной), а на высоте свыше 10 км — в режим приема.

2.2. Связная аварийно-спасательная радиостанция Р-861

Общие сведения. Аварийно-спасательная коротковолновая радиостанция Р-861 (Актиния) предназначена для двусторонней связи экипажа самолета, потерпевшего аварию (посадку вне аэродрома), с базами, самолетами и вертолетами поисково-спасательной службы.

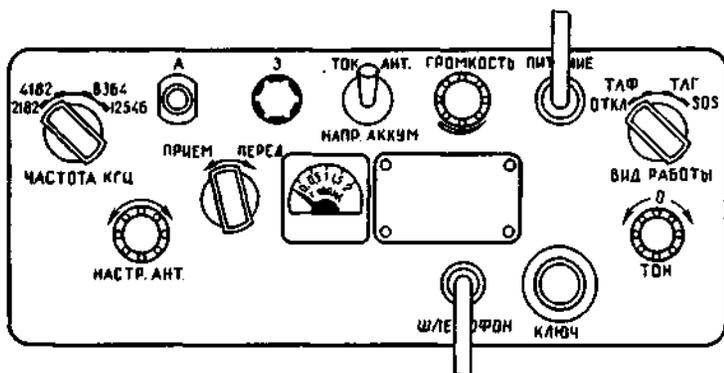
Радиостанция состоит из приемопередатчика, блока питания, антенны, шлемофона, изоляционной трубы и футляра. Все перечисленное находится в чехле и установлено на полу в гардеробе экипажа.

Основные эксплуатационно-технические характеристики:

1. Радиостанция работает на четырех фиксированных частотах 2182, 4182, 8364 и 12546 кГц и обеспечивает три вида работ: телеграфную при амплитудной манипуляции ключом; телеграфную при амплитудной манипуляции автоматическим датчиком сигналов бедствия с модуляцией несущей; двухполосную радиотелефонию с амплитудной модуляцией.

2. Стабильность частоты $\pm 70 \cdot 10^{-6}$.
3. Мощность передатчика при всех видах работ и номинальном напряжении источника питания **2,5 Вт**.
4. Чувствительность приемника не хуже **3 мкВ**.
5. Источник питания — аккумуляторная батарея, состоящая из 10 аккумуляторов КНПЗ-7, соединенных последовательно. Номинальное напряжение батареи **12,5 В**, максимальное **13,4 В**, минимальное **10 В**. Источник питания сохраняет работоспособность при температуре до минус **30°C**. С понижением температуры уменьшается емкость батареи и соответственно снижается продолжительность работы радиостанции. Поэтому при низких температурах батарею следует помещать под одежду оператора или в другом обогреваемом месте. Непрерывная работа радиостанции от свежезаряженной батареи обеспечивается в течение **48 часов** при соотношении времени приема и времени передачи **6:1**.
6. Масса радиостанции в упаковке **16 кг**.

Конструкция и органы управления. Приемопередатчик и блок питания размещены в одном корпусе, состоящем из двух частей, соединенных между собой шарнирами и закрывающихся защелками. В нижней части корпуса размещен блок питания, в верхней — приемопередатчик. В закрытом положении корпус радиостанции водонепроницаем, в развернутом — брызгозащищен. В рабочем положении верхняя часть корпуса (приемопередатчик) разворачивается на **180°**, устанавливается рядом с ни-



Р и с. 2.6. Лицевая панель радиостанции Р-861.

жней частью корпуса (блоком питания) лицевой панелью вверх и стягивается шарнирами.

На лицевой панели (рис. 2.6. на стр. 43) размещены органы управления, настройки, коммутации и контроля. К клемме А подключается антенна, к клемме З (земля) подключается противовес. Измерительный прибор служит для измерения токов и напряжений, коммутируемых переключателем «Ток АНТ — Напр. АККУМ». Рядом с измерительным прибором под крышкой находится датчик позывных сигналов и предохранитель ВП1-1Т-2А.

Антенна представляет собой телескопический штырь длиной 5,5 м, составленный из металлизированных стеклопластиковых звеньев. Она устанавливается на опору, состоящую из трех опорных телескопических лучей, ввинченных в основание стойки. Опорные лучи располагаются под углом 120°. Противовес антенны состоит из трех отрезков изолированного провода длиной по 8 м каждый и присоединяется к приемопередатчику проводом.

Использование радиостанции. Снять радиостанцию с борта самолета в упакованном виде, изъять из футляра упаковки действующий комплект, установить и подсоединить антенну и противовес, отделить и прикрепить блок приемопередатчика к блоку питания и подсоединить шлемофон.

Установка органов управления в исходное положение:

1. Убедиться, что переключатель «Вид работы» находится в положении «Откл».

2. Установить переключатель «Ток АНТ—Напр.АККУМ» в положение «Напр.АККУМ».

3. Установить переключатель «Прием—Перед» в положение «Прием».

4. Убедиться, что ручка «Громкость» установлена в положение максимальной громкости.

Настройка радиостанции:

1. Установить переключатель «Частота кГц» на частоту связи в соответствии с радиопрогнозом.

2. Установить переключатель «Вид работы» в положение «ТЛГ».

3. Снять показания измерительного прибора (стрелка прибора должна находиться между значениями 1 и 1,5).

4. Установить переключатель «Ток АНТ—Напр.АККУМ» в положение «Ток АНТ».

5. Установить переключатель «Прием—Перед» в положение «Перед».

6. Нажать телеграфный ключ и, вращая ручку «Наст.АНТ», добиться максимального показания измерительного прибора (отклонение стрелки прибора не менее половины шкалы).

7. Отпустить телеграфный ключ и установить переключатель «Ток АНТ—Напр.АККУМ» в положение «Напр.АККУМ».

После окончания настройки радиостанцию можно использовать в любом виде связи и режиме работы. При этом необходимо учитывать следующее:

— при переходе на другую частоту связи необходимо повторить настройку радиостанции;

— передача цикла телеграфных посылок сигнала бедствия повторяется непрерывно, пока переключатель «Вид работы» находится в положении «SOS» и переключатель «Прием—Перед»

— в положение «Перед»;

— во всех видах работы имеется самопрослушивание передачи: в телефонном — речи, в «ТЛГ» и «SOS» — телеграфного сигнала, модулированного частотой 1000 Гц.

Переключатель измерительного прибора в режимах «ТЛГ» и «SOS» должен быть в положении «Напр.АККУМ».

По окончании работы переключатели установить в исходное положение.

СИСТЕМА УЛЬТРАКОРОТКОВОЛНОВОЙ РАДИОСВЯЗИ

Система ультракоротковолновой (УКВ) радиосвязи состоит из двух идентичных автономных комплектов радиостанций «Баклан-20» (УКВ1 и УКВ2) и двух аварийно-спасательных радиостанций Р-855УМ. Система предназначена для ведения ближней телефонной симплексной радиосвязи экипажа самолета с наземными диспетчерскими службами УВД российских и международных авиалиний, а также для связи между экипажами самолетов, находящихся в воздухе. Двусторонняя радиосвязь обеспечивается одновременно с двух рабочих мест.

Аварийно-спасательные радиостанции Р-855УМ так же, как и КВ радиостанция **Р-861**, находятся на борту самолета в упаковке и используются экипажем при аварии (посадке вне аэродрома) для связи с аварийно-спасательными службами (базами, самолетами, вертолетами).

3.1. Радиостанция «Баклан-20»

3.1.1. Общие сведения

Бортовая УКВ радиостанция «Баклан-20» имеет дистанционное управление. В ней используется 720 фиксированных частот связи с интервалом между соседними частотами через 25 кГц в диапазоне от 118 до 135,975 МГц. Выбор любой частоты связи осуществляется при помощи двух ручек на пульте управления. Перестройка радиостанции производится автоматически. Радиостанция обеспечивает:

- бесперебойную и бесподстроечную двустороннюю телефонную радиосвязь;
- автоматическую передачу сигналов об опасности на борту самолета;
- возможность выхода на внешнюю связь при работе радиостанции от аварийного источника питания (бортовых аккумуля-

даторов с сохранением работоспособности при снижении напряжения питания до 18 В).

Для формирования сетки частот в радиостанции применен цифровой метод частотного синтеза с фазовой автоподстройкой частоты по высокостабильному опорному генератору. Данный метод обеспечивает беспоисковую и бесподстроечную связь в пределах рабочего диапазона частот.

Радиостанция рассчитана для работы на самолетную антенну с сопротивлением 50 Ом и коэффициентом бегущей волны не **менее** 0,4. Связь с антенной осуществляется коаксиальным кабелем типа РК50-7-11 с волновым сопротивлением 50 Ом.

Дальность связи между самолетом и землей находится в прямой зависимости от высоты полета и определяется формулой

$$D \approx 120 \sqrt{H} \text{ (км)},$$

где H — высота антенны над горизонтом: при $H = 10$ км, $D \approx 360$ км; при $H = 5$ км, $D \approx 240$ км; при $H = 1$ км, $D \approx 120$ км.

Для устойчивой связи между двумя самолетами, находящимися в воздухе, формула определения дальности связи принимает вид:

$$D \approx 120 (\sqrt{H_1} + \sqrt{H_2}) \text{ км.}$$

Электропитание радиостанции осуществляется от бортовой сети постоянного тока напряжением от 24 до 29,5 В.

3.1.2. Комплект и размещение на самолете

На самолете установлено два комплекта радиостанций «**Баклан-20**». В состав каждого комплекта входят приемопередатчик, дополнительный усилитель низкой частоты (УНЧ) и пульт дистанционного управления. Приемопередатчики и УНЧ каждого комплекта радиостанции установлены на одну (спаренную) амортизационную раму и размещены в первом техническом отсеке по левому борту, между шпангоутами № 10—11. ПДУ обоих комплектов размещены на верхнем электрощитке пилотов. Антенна УКВ1 установлена на верхней части фюзеляжа между шпангоутами № 8—9, а антенна УКВ2 — на нижней части фюзеляжа между шпангоутами № 31—32 (см. рис. 1.1).

3.1.3. Основные эксплуатационно-технические характеристики

1. Диапазон рабочих частот, МГц	118—135,975
2. Интервал между соседними частотами, кГц..	25
3. Число фиксированных частот связи	720
4. Нестабильность частоты, %	0,001
5. Выходная мощность передатчика, Вт, не менее	20
6. Коэффициент нелинейных искажений передатчика, %, не более	10
7. Чувствительность приемника, мкВ, не хуже	2,5
8. Порог срабатывания подавителя шума, мкВ, не более	2,5
9. Промежуточная частота, МГц	20
10. Полоса пропускания приемника:	
при ослаблении сигнала на 6 дБ, кГц, не менее	± 8
при ослаблении сигнала на 60 дБ, кГц, не более	+ 18,5
11. Мощность, потребляемая от борсети, Вт:	
в режиме «Прием»	30
в режиме «Передача»	180
12. Время готовности к работе после включения питания, мин	1
13. Время автоматической перестройки частоты, с, не более	1
14. Время перехода с приема на передачу, с, не более	0,5
15. Диапазон рабочих температур, град. по Цельсию	-54 ÷ +55
16. Максимальная относительная влажность при температуре окружающей среды 40°С, %	98
17. Нарботка на один отказ, ч	2000
18. Технический ресурс, ч	20000
19. Межремонтный ресурс, ч	6000
20. Цикличность работы, мин.:	
в режиме «Передача»	1
в режиме «Прием»	4
21. Масса одного комплекта без соединительных кабелей, кг	5,7

3.1.4. Функциональная схема

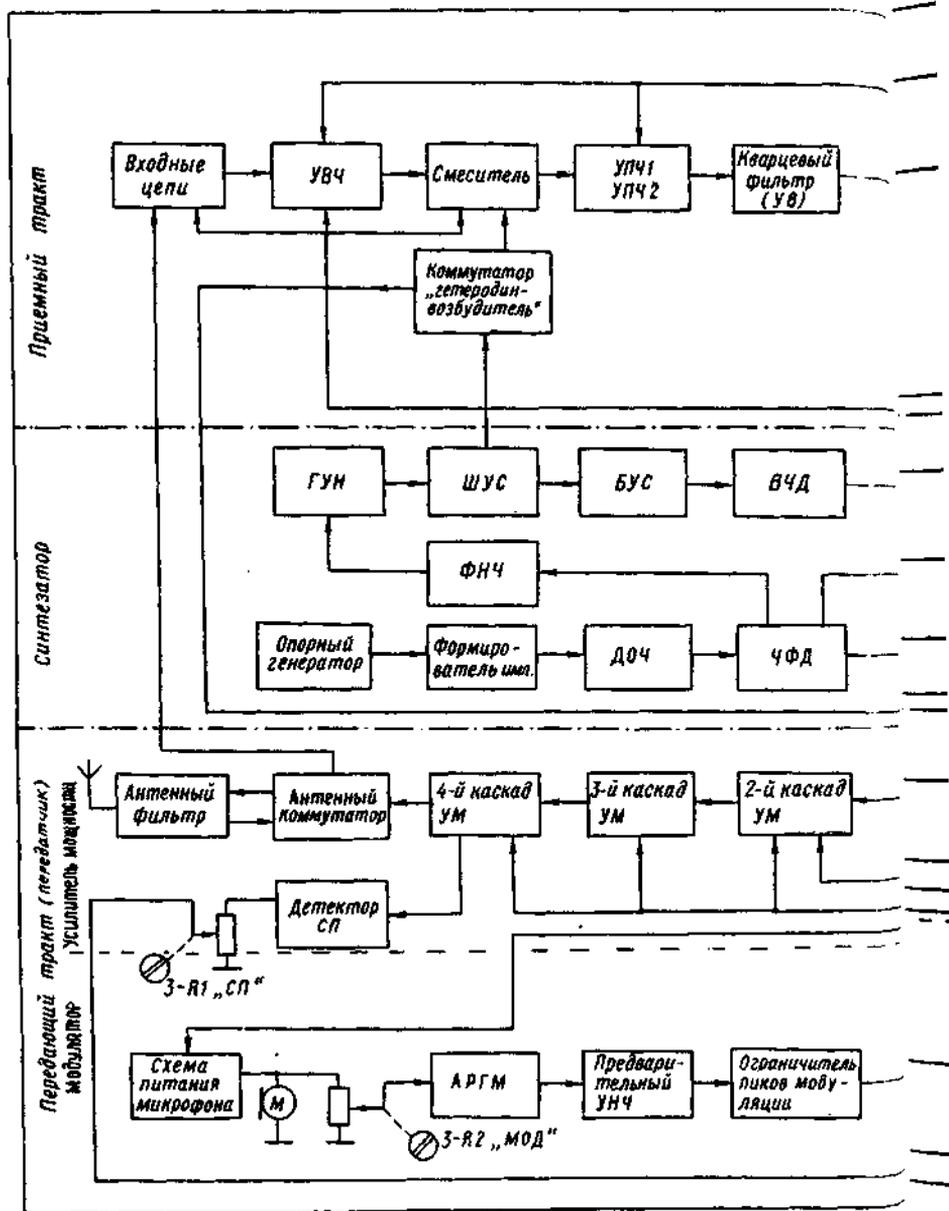
Функционально радиостанция состоит из трактов приема, передачи и общих устройств (системы питания, системы перестройки и системы управления). Элементной базой являются транзисторы прямой и обратной проводимости, полевые тетроды, микросхемы, транзисторные ключи.

Приемный тракт выполнен по супергетеродинной схеме с однократным преобразованием частоты (рис. 3.1 на стр. 50—51). Принятый радиосигнал поступает с антенны через антенный фильтр, антенный коммутатор во входную цепь и далее на УВЧ. Антенный фильтр предназначен для подавления частот, лежащих выше рабочего диапазона частот радиостанции. Дроссель фильтра служит для защиты выхода высокочастотного тракта передатчика от статических зарядов, накапливающихся на антенне в процессе полета. Антенный коммутатор подключает антенну к приемнику или передатчику в зависимости от режима работы радиостанции. Входные цепи и УВЧ перестраиваются через 1 МГц при помощи варикапов. Управляющее напряжение для варикапов поступает от матрицы электронной перестройки (МЭП). УВЧ охвачен системой АРУ. Усиленный сигнал с нагрузки УВЧ поступает в смеситель.

Для преобразования частоты принимаемого сигнала в смеситель поступает сигнал гетеродина. Частота гетеродина в режиме приема изменяется дискретно через 25 кГц в диапазоне **138 ÷ 155,975** МГц. С нагрузки смесителя сигнал промежуточной частоты $f_{\text{пр}} = 20$ МГц поступает на УПЧ.

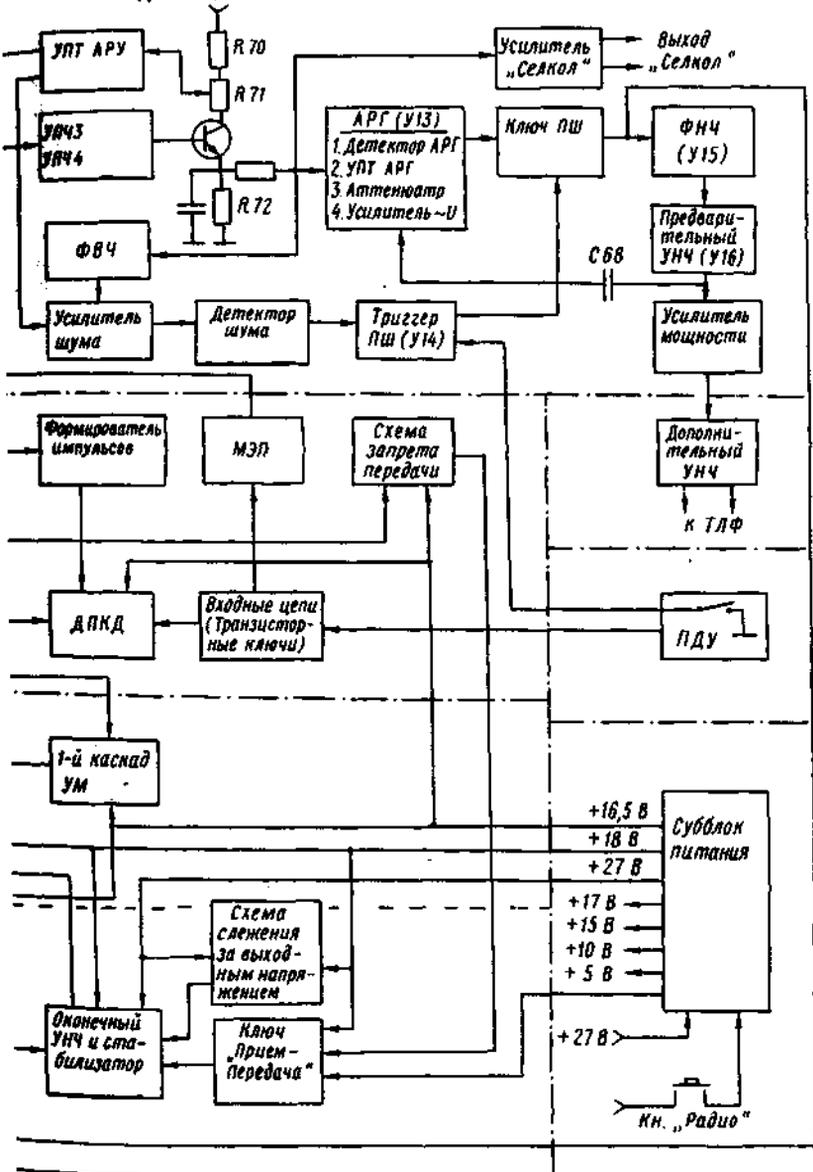
Усилитель промежуточной частоты состоит из четырех каскадов. Два первые каскада охвачены системой АРУ. Нагрузкой второго каскада является **однозвенный** широкополосный кварцевый фильтр. С нагрузки четвертого каскада усиленный сигнал промежуточной частоты поступает на детектор сигнала и АРУ.

Детектор сигнала и АРУ выполнены на одном транзисторе по схеме с общим коллектором для напряжения сигнала и по схеме с общим эмиттером для напряжения АРУ. Нагрузкой детектора АРУ являются резисторы **R71** и **R70**. Постоянная составляющая **продетектированного** сигнала с **R71** поступает на усилитель постоянного тока (УПТ) АРУ и, далее, на регулируемые каскады УПЧ и УВЧ. Нагрузкой детектора сигнала является резистор **R72**. Звуковой сигнал с **R72** поступает на вход **УНЧ**, систему подавления шумов и на усилитель «Селкол».



Р и с. 3.1. Функциональная схема радиостанции «Баклан-20».

Детектор сигнала и АРУ



Тракт УНЧ состоит из автоматического регулятора громкости, фильтра нижних частот, предварительного УНЧ, усилителя мощности и дополнительного УНЧ. Напряжение звуковой частоты с детектора сигнала поступает на автоматический регулятор громкости (АРГ), выполненный на микросхеме. Он предназначен для стабилизации выходного напряжения УНЧ. Фильтр нижних частот улучшает соотношение сигнал/шум в области звуковых частот. Усиленный сигнал по напряжению и по мощности поступает на вход дополнительного мощного усилителя, где происходит усиление звукового сигнала до мощности, необходимой для нормального прослушивания сигнала при подключении от одной до четырех пар либо низкоомных, либо **высокоомных** телефонов.

Подавитель шума предназначен для отключения тракта УНЧ от тракта УПЧ при отсутствии сигнала на входе приемника или при слабых, неразборчивых сигналах на фоне шума. При отношении уровней сигнала и шума, равном или более трех ($P_c/P_{ш} > 3$), подавитель шума подключает тракт УНЧ. Тракт подавителя шума (ПШ) состоит из фильтра верхних частот (ФВЧ), усилителя напряжения шумов, детектора шума, триггера ПШ и схемы ключа. При отсутствии речевого сигнала на входе приемника, на выходе детектора сигнала будет только напряжение шума. Поскольку полоса шумов выше полосы частот речевого сигнала, то ФВЧ выделит напряжение шумов, которое усиливается и поступает на детектор шума, выполненный по схеме удвоения на диодах. В результате чего постоянное напряжение шума на нагрузке детектора увеличивается и поступает на триггер. Триггер ПШ срабатывает, его выходное напряжение управляет ключом ПШ, ключ закрывается и сигнал с тракта УПЧ не проходит в тракт УНЧ. При появлении речевого сигнала на входе приемника уменьшается уровень шумов по отношению к уровню сигнала, соответственно уменьшается постоянная составляющая на выходе детектора шума, что приводит триггер ПШ в другое устойчивое состояние равновесия, при котором ключ ПШ остается открытым и сигнал без ослабления проходит в тракт УНЧ и далее до телефонов оператора.

При работе приемника со сдвигом несущей частоты возникают биения с частотами, которые могут оказаться в спектре шумов тракта ПШ. Чтобы при этом обеспечивалось прохождение сигнала, в тракт ПШ введено автоматическое отключение подавителя шума. Управление отключением производится от УПТ АРУ.

В приемнике предусмотрено ручное отключение ПШ, которое осуществляется при помощи переключателя ПШ, установленного на пульте управления.

Передающий тракт состоит из усилителя мощности, модулятора, антенного фильтра, антенного коммутатора и детектора самопрослушивания (см. рис. 3.1).

В режиме «Передача» сигнал рабочего диапазона частот **118 ÷ 135,975 МГц** с выхода синтезатора поступает через коммутатор «Гетеродин—Возбудитель» на вход усилителя мощности передатчика.

Усилитель мощности собран по схеме широкополосного усилителя и состоит из четырех каскадов, последние три из которых модулируемые. Первый каскад УМ получает питание от источника +16,5 В. Питание второго каскада УМ осуществляется двумя напряжениями: +18 В от источника питания и 13,5 В от модулятора. Питание третьего и четвертого каскадов УМ осуществляется только модулируемым напряжением 13,5 В.

Таким образом, **промодулированный** высокочастотный сигнал рабочего диапазона частот поступает через антенный коммутатор, антенный фильтр, назначение которых рассмотрено выше, в антенну и излучается.

Часть промодулированного сигнала через конденсатор связи **поступает** на детектор самопрослушивания. Продетектированный сигнал через ФНЧ поступает в низкочастотный тракт приемника и далее на телефоны оператора для самопрослушивания. Регулировка самопрослушивания осуществляется с помощью потенциометра **3—R1 «СП»**, ось которого выведена под шлиц на переднюю панель радиостанции с надписью «СП».

Модулятор представляет собой радиотехническое устройство, в состав которого входят: схема питания микрофона, ручной регулятор чувствительности модуляции (МОД), схема автоматической регулировки глубины модуляции (АРГМ), предварительный УНЧ, ограничитель пиков модуляции, схема слежения за выходным напряжением модулятора, оконечный УНЧ с параметрической стабилизацией выходного напряжения 13,5 В и ключ «Прием—Передача».

В режиме «Передача» речевой сигнал с выхода микрофона подается на потенциометр **3—2R «МОД»**, ось которого выведена под шлиц на переднюю панель радиостанции. Этим регулятором можно понизить чувствительность модулятора при значительных акустических шумах внутри **ЛА**, тем самым повысить качество передачи. Сигнал с движка потенциометра поступает на

регулируемый делитель напряжения системы АРГМ, которая предназначена для поддержания неизменяющегося низкочастотного сигнала на ее выходе при изменении сигнала на ее входе. АРГМ собрана по схеме усиленной задержки АРУ, а конструктивно представляет собой микросхему, аналогичную АРГ в приемном тракте. С выхода схемы АРГМ сигнал поступает на предварительный УНЧ и далее через ограничитель пиков модуляции, на оконечный усилитель низкой частоты.

Четырехкаскадный оконечный УНЧ представляет собой усилитель сигнала по мощности и параметрический стабилизатор напряжения 13,5 В выходного речевого сигнала. С выхода оконечного УНЧ модулятора стабилизированное напряжение речевого сигнала поступает в коллекторные цепи трех последних каскадов усилителя мощности передатчика, обеспечивая модуляцию высокочастотного сигнала в диапазоне рабочих частот.

Схема слежения за выходным напряжением модулятора позволяет сохранять работоспособность радиостанции при значительном снижении напряжении бортовой сети (до 18 В).

Ключ **«Прием—Передача»** выполнен на транзисторе, управляется от кнопки «Радио» и обеспечивает два режима работы радиостанции: «Прием» или **«Передача»**.

Синтезатор частоты решает следующие задачи:

- в режиме «Прием» выполняет функцию гетеродина приемника и вырабатывает гетеродинное напряжение в диапазоне частот $138 \div 155,975$ МГц с шагом сетки через 25 кГц с нестабильностью не хуже $\pm 10 \cdot 10^{-6}$;

- в режиме «Передача» выполняет функцию возбудителя передатчика и вырабатывает напряжение возбуждения в диапазоне частот $118 \div 135,975$ МГц с шагом сетки 25 кГц с нестабильностью не хуже $\pm 10 \cdot 10^{-6}$;

- вырабатывает управляющее напряжение для перестройки входных цепей, УВЧ и смесителя приемника;

- обеспечивает задержку включения передатчика при переходе из режима «Прием» в режим «Передача» и наборе частоты до окончания переходных процессов в синтезаторе, а также блокирует работу передатчика в случае отказа синтезатора.

Функциональная схема синтезатора частоты изображена на рис. 3.1.

Генератор, управляемый напряжением (ГУН), вырабатывает высокочастотные сигналы в диапазоне частот $118,000 \div 135,975$ МГц в режиме «Передача» или $138,000 \div 155,975$ МГц в режиме

«Прием». В состав элементов колебательного контура автогенератора входят два варикапа. Управляющее напряжение на варикапы подается с выхода частотно-фазового детектора. ГУН подстраивается в кольце частотно-фазовой автоподстройки синтезатора частоты. Генерируемое высокочастотное напряжение с выхода ГУН поступает на широкополосный усилитель (ШУС) для усиления. Одновременно ШУС обеспечивает ослабление реакции модулируемых каскадов передатчика на частоту ГУН. Усиленный высокочастотный сигнал автогенератора через коммутатор **«Гетеродин—Возбудитель»** поступает на смеситель приемника в режиме «Прием» или на предварительный каскад усилителя мощности передатчика в режиме **«Передача»**. Одновременно с выхода ШУС сигнал подается на буферный усилитель (БУС), предназначенный для ослабления влияния комбинационных частот последующих каскадов синтезатора на работу приемного и передающего трактов, а затем на высокочастотный делитель (ВЧД) с постоянным коэффициентом деления.

ВЧД состоит из трех динамических двоичных делителей предварительного деления на восемь частот ГУН и формирователя напряжения прямоугольной формы этой частоты и предназначен для запуска делителя с переменным коэффициентом деления (ДПКД), с помощью которого происходит дальнейшее деление частоты ГУН, предварительно пониженной в ВЧД до значений частоты подстройки. Управление коэффициентом деления осуществляется одиннадцатиразрядным кодом, поступающим с пульта управления от ручек набора частоты. Переход из режима «Прием» в режим «Передача» осуществляется без изменения кода управления путем подачи на делитель команды «Передача». С выхода схемы ДПКД сигнал поступает на вход частотно-фазового детектора (ЧФД).

Опорный генератор (ОГ) вырабатывает напряжение высокостабильной опорной частоты, равной 6400 кГц с относительной нестабильностью не хуже $\pm 10 \cdot 10^{-6}$ ($2 \div 2,4$ Гц) в рабочем интервале температур. Частота ОГ с помощью делителя опорной частоты (ДОЧ) понижается до частоты сравнения. Поделенные частоты ГУН и ОГ подаются для сравнения на частотно-фазовый детектор.

В ЧФД происходит сравнение частоты и фазы сигнала с выхода ДПКД (f подстройки) с частотой и фазой сигнала с выхода ДОЧ (f опорная) и вырабатывается управляющее напряжение, содержащее информацию о частотной и фазовой разнице этих

сигналов с последующей подачей этого управляющего напряжения на варикапы ГУН.

Когда частота подстройки не равна опорной частоте и разность фаз частот подстройки и опорной частоты величина переменная, то на выходе ЧФД появляется управляющее напряжение, которое через фильтр нижних частот поступает на варикапы ГУН. Под действием управляющего напряжения варикапы изменяют частоту настройки ГУН до тех пор, пока не выполнятся два условия:

1. /подстр = $f_{\text{опорн}}$ = 6,25 кГц;
2. $f_{\text{подстр}}$ — $f_{\text{опорн}}$ — const.

При наборе на пульте управления радиостанции нового значения частоты связи в ДПКД будет подана информация о новом значении коэффициента деления, соответствующее набранной частоте, то есть в память ДПКД записывается новое значение коэффициента деления, поскольку в первый момент на выходе ГУН частота остается прежней, то частота подстройки на выходе ДПКД будет резко отличаться от опорной частоты.

Таким образом, установка частоты ГУН в заданном диапазоне частот и ее стабилизация производится системой автоматической частотно-фазовой подстройки по частоте опорного генератора.

Одновременно с настройкой ГУН происходит электронная настройка контуров приемника с интервалом через 1 МГц. Управляющее напряжение для варикапов перестройки преселектора и смесителя вырабатывается с помощью шестиразрядной резистивной матрицы и коммутирующих ключей матрицы электронной перестройки (МЭП). Команда для формирования управляющего напряжения поступает в МЭП с пульта управления от левой ручки набора частоты. При изменении положения ручки настройки на 1 МГц МЭП вырабатывает другой уровень напряжения соответствующий перестройке приемника на 1 МГц.

Входные цепи синтезатора частоты предназначены для обеспечения работоспособности ДПКД при наличии на проводах управления помех с амплитудой до 3 В и обеспечения жизнеспособности ДПКД при наличии на проводах управления помех с амплитудой до 40 В. Входные цепи всех 11 проводов управления выполнены по одинаковым схемам. Каждая входная цепь представляет собой транзисторный ключ.

Схема запрета передачи выполнена на микросхемах (транзисторных ключах) и предназначена для задержки включения передатчика до окончания переходных процессов в синтезаторе при

переходе из режима «Прием» в режим «Передача» и отключения передатчика при отказе синтезатора в режиме «Передача».

Система питания обеспечивает различными стабилизированными напряжениями питания все узлы и отдельные каскады радиостанции (см. рис. 3.1).

3.1.5. Особенности конструкции и органы управления

Радиостанция конструктивно выполнена в виде приемопередатчика, установленного на общую для двух комплектов радиостанций амортизационную раму, на которой также установлены для каждого комплекта по одному дополнительному УНЧ, и пульта управления. На передней панели приемопередатчика размещены узлы крепления к амортизационной раме, клемма «Земля», потенциометры «МОД» и «СП». На задней стенке корпуса установлен разъем для сочленения приемопередатчика с рамой, на которой располагается распределительная коробка, сверху коробки установлен предохранитель ВПЗБ-1-10 А, внутри — диод для защиты радиостанции при ошибочном включении питания обратной полярности.

Пульт дистанционного управления собран в литом корпусе из алюминиевого сплава, к которому крепится механизм набора частоты, шкальное устройство, кодовые переключатели, арматура подсвета и штепсельный разъем. На передней панели пульта установлены переключатель ПШ, регулятор громкости и две ручки набора частоты. Левая ручка связана с переключателем частоты через 1 и 10 МГц, правая — с переключателем частоты 100 и 25 кГц. Отсчет набранной частоты производится по счетчику, соединенному системой зубчатых колес с ротором переключателей.

Для каждого комплекта радиостанции имеется собственная приемопередающая антенна с емкостным питанием типа АПС-УМ, которая состоит из основания, вибратора и изолятора.

3.1.6. Электропитание и защита

Питание радиостанций УКВ1 и УКВ2 осуществляется от бортовой сети постоянного тока напряжением 27 В соответственно с левой и правой панелей АЗС. Включение питания радиостанций производится на верхнем электроштычке пилотов выключателями «УКВ1—Выключено» и «УКВ2—Выключено».

3.1.7. Включение, проверка работоспособности и ведение связи

При наличии на боту самолета напряжения постоянного тока 27 В убедиться, что автоматы защиты сети **АЗСГК-10 «УКВ1» («УКВ2»)** на левой и правой панелях АЗС включены.

1. Включить питание СПУ. Установить переключатель выбора радиосредств на абонентском аппарате СПУ в положение «УКВ1» («УКВ2»), а переключатель «СПУ—Радио» — в положение «Радио». Регулятор громкости установить в крайнее правое положение.

2. Установить переключатель «Микрофон. Маска-ГСШ» в положение «ГСШ» при работе с авиагарнитурой ГСШ или в положение «Маска» при работе с кислородной маской.

3. Включить питание УКВ1 и УКВ2 выключателями на верхнем электрощитке пилотов. После прогрева радиостанций (2 ÷ 3 мин) в телефонах должны прослушиваться собственные шумы приемника.

4. Ручками установки частоты на пульте управления УКВ1 (УКВ2) установить требуемую частоту связи по отсчетному устройству и только в режиме «Прием». Проверить работу радиостанций со всех рабочих мест членов экипажа. При этом убедиться в плавной регулировке громкости выходных сигналов, четкой работе переключателя ПШ и самопрослушивания в режиме «Передача». В режиме «Передача» кнопка «Радио» нажата, в режиме «Прием» — отпущена.

5. Выключить питание радиостанций и СПУ.

3.2. Связная аварийно-спасательная радиостанция Р-855 УМ

Общие сведения. Аварийно-спасательная УКВ радиостанция Р-855 УМ предназначена для двусторонней связи экипажа самолета, потерпевшего аварию (посадку вне аэродрома), с базами, самолетами и вертолетами поисково-спасательной службы.

Радиостанция обеспечивает двустороннюю симплексную телефонную радиосвязь с использованием внутреннего микротелефона на международной аварийной частоте 121,5 МГц. Дальность связи с поисковыми самолетами (вертолетами), **летающими**

на высоте 3000 м, составляет 50—56 км при чувствительности бортового приемника 2 мкВ или 22—24 км при чувствительности приемника 7 мкВ.

Радиостанция используется также в качестве радиомаяка с прерывистой тональной модуляцией для привода поисковых самолетов (вертолетов). Дальность привода самолета (вертолета), **летащего** на высоте 3000 м, составляет 60—70 км, а дальность прослушивания тональных посылок по приемнику радиокompаса 50—75 км.

Радиостанция, укомплектованная свежизготовленными батареями, работает в течение 55 ч при соблюдении соотношения времени приема и времени передачи 3:1. В режиме «Тон» продолжительность непрерывной работе не менее 24 ч.

На самолете Ту-154М установлено два комплекта радиостанций Р-855 УМ. Каждый комплект состоит из приемопередатчика, батареи питания «Прибой-2С», защищенных поролоновыми чехлами, основной и запасной антенны, удерживающего и соединительного ремней. Радиостанции установлены в гардеробе экипажа в опломбированном контейнере на перегородке шпангоута № 11.

Конструкция и органы управления. Корпус радиостанции водонепроницаем и обеспечивает сохранение работоспособности станции после пребывания в морской воде в течение 1 ч. На верхней части корпуса имеется гнездо для подключения антенны, на нижней — винт для разгерметизации внутренней полости радиостанции с целью выравнивания давления внутри корпуса с наружным давлением. Перепад давлений является следствием снижения самолета или изменения температуры окружающей среды. После выравнивания давлений и приобретения корпусом температуры окружающей среды винт устанавливается на место для герметизации корпуса.

На боковой панели корпуса расположены две кнопки управления радиостанцией «Прием» и «ПРД» (прием и передача) и фиксатор, **обеспечивающий** фиксацию каждой кнопки в нажатом или отпущенном положениях.

В нижней части корпуса выходит кабель для подключения батареи питания.

На лицевой стороне корпуса размещен внутренний микрофон — телефон.

Радиостанция питается от ртутно-цинковой батареи напряжением 9,4 В.

Подготовка радиостанции к работе:

1. Снять радиостанцию с борта самолета, вынуть из упаковки, подсоединить антенну и батарею питания.

2. Если предполагается работа станции при температуре и атмосферном давлении, отличающимися от условий хранения, то необходимо вывернуть винт герметизации из корпуса приемопередатчика и ввернуть его на место после того, как температура и давление внутри блока и окружающей среды сравняются. При отрицательной температуре следует поместить батарею питания под одежду или другое теплое место и поддерживать температуру батареи положительной во время работы радиостанции.

Ведение связи:

1. Перед выходом на связь необходимо расфиксировать кнопки «Прием» и «ПРД» движением фиксатора вниз относительно антенного гнезда и установить антенну вертикально.

2. Для выхода в режим приема необходимо нажать кнопку «Прием» и удерживать ее в этом положении во время приема. Наличие шума в микротелефоне указывает, что радиостанция работает в режиме приема.

3. Для выхода в режим передачи сообщения необходимо нажать кнопку «ПРД» и удерживать ее в этом положении во время передачи. Микрофоном при этом является микротелефон.

4. Для передачи прерывистых тональных сигналов (режим радиомаяка) необходимо нажать одновременно обе кнопки «Прием» и «ПРД» и удерживать их в этом положении во время передачи. Наличие прерывистого тона в микротелефоне указывает, что радиостанция работает в режиме маяка.

При длительной работе в заданном режиме связи любая из нажатых кнопок или обе вместе фиксируются движением фиксатора вверх по направлению стрелки.

Г л а в а 4

СИСТЕМА ВНУТРИСАМОЛЕТНОЙ СВЯЗИ

Система **внутрисамолетной** связи состоит из самолетного переговорного устройства и аппаратуры громкоговорящего оповещения и развлечения пассажиров и представляет собой комплекс функционально и электрически связанных между собой устройств. В качестве самолетного переговорного устройства в системе используется **СПУ-7**. В качестве аппаратуры оповещения и развлечения пассажиров — система громкоговорящая самолетная СГС-25.

4.1. Самолетное переговорное устройство

4.1.1. Общие сведения

СПУ-7 предназначено для телефонной внутрисамолетной связи между членами экипажа, выхода членов экипажа на внешнюю двустороннюю радиосвязь по КВ и УКВ радиостанциям, прослушивания позывных сигналов радиоаппаратуры самолетовождения (АРК-15М, РСБН-2СА, СД-75, Курс МП-70, РВ-5М), а также для связи технического состава при техническом обслуживании самолета, используя для этого выносные переговорные точки СПУ. В СПУ использован принцип преобразования речевого сигнала, воспринимаемого микрофоном абонента, в электрические сигналы звуковой частоты, которые после усиления воспроизводятся в телефонах абонентов. Уровень громкости сигналов внутрисамолетной связи, бортовых радиостанций связи и радиотехнических средств самолетовождения регулируется на абонентских аппаратах членов экипажа регуляторами «Общая» и «Прослуш».

4.1.2. Комплект и размещение на самолете

СПУ представляет собой комплекс, состоящий из коммутационных устройств, усилителя низкой частоты (УНЧ), внутрисамолетных линий связи и воспроизводящих устройств. В состав СПУ входят:

- два усилителя СПУ. Усилитель № 1 установлен в первом техническом отсеке на потолке между шпангоутами № 9—10 справа от оси самолета. Усилитель № 2 используется в системе ГГС, установлен на перегородке шпангоута № 14 (левый борт);

- распределительная коробка (РК) установлена рядом с УНЧ;

- пять абонентских аппаратов установлены на рабочих местах членов экипажа: для пилотов — по одному на боковых пультах, для штурмана — на верхней правой панели бортинженера, для бортинженера — на перегородке кабины экипажа, для лоцмана (бортрадиста) — на перегородке кабины экипажа (левый борт);

- три кнопки «СПУ» и четыре «Радио» типа ПК-2Э-2В установлены: по одной кнопке «СПУ» и «Радио» на каждом штурвале, одна кнопка «СПУ» — на рукоятке разворота передней опоры самолета на боковом пульте КВС, одна «Радио» — у штурмана на среднем пульте пилотов и одна «Радио» на панели управления у лоцмана;

- одна кнопка «Радио» типа ПК-19В установлена в ножной тангенте бортинженера;

- пять абонентских переговорных точек с регуляторами громкости установлены: одна — в носовом обтекателе, одна — в первом техническом отсеке на шпангоуте № 8, одна — под полом у шпангоута № 22, одна — на притолоке тамбура туалета на правом борту в районе шпангоута № 64, одна — на перегородке пожаротушения в районе шпангоута № 74;

- две абонентские точки-розетки установлены: одна на створке люка передней опоры самолета, вторая — в хвостовой части фюзеляжа между шпангоутами № 68-69;

- три выключателя ВГ-15К установлены на верхнем электропитке пилотов: один с гравировкой «СПУ — Выключено» и два — «УШДБ» и «СПУ». 1. VOR — АРК. УШДБ и СПУ. 2. VOR — АРК;

- переключатель ППГ-15К с гравировкой «АРК1—2» установлен на панели управления СПУ лоцмана;

- пять переключателей «Микрофон. Маска-ГСШ» установлены по одному на рабочих местах каждого члена экипажа;

— пять комплектов авиационных гарнитур средних шумов (**ГСШ**) установлены по одному комплекту на каждом рабочем месте членов экипажа.

4.1.3. Особенности конструкции и органы управления

Комплекс СПУ состоит из отдельных конструктивно законченных блоков (усилителя низкой частоты, абонентских аппаратов членов экипажа, абонентских переговорных точек и розеток), а также коммутационных устройств и выносных элементов управления.

Усилитель СПУ предназначен для усиления сигналов, поступающих с выхода микрофонов. Конструктивно усилитель выполнен в виде отдельного блока, на боковой панели которого имеется штепсельный разъем.

Абонентские аппараты членов экипажа предназначены для коммутации телефонных и микрофонных цепей авиагарнитур абонентов и выносных микрофонов в зависимости от вида связи и регулирования громкости прослушивания сигналов. Абонентские аппараты членов экипажа представляют собой законченную конструкцию в виде отдельных блоков и отличаются только элементами управления.

Количество элементов управления отражает функциональные обязанности членов экипажа, на рабочих местах которых установлены аппараты.

Для пилотов и штурмана абонентские аппараты имеют одинаковое количество элементов управления и аналогичное их размещение (рис. 4.1). На лицевых панелях этих аппаратов установлены:

— переключатель выбора радиосредств на шесть положений: «УКВ1», «УКВ2», «КВ», «РСБН»,



Р и с. 4.1. Лицевая панель абонентского аппарата КВС.

первый комплект радиосредств СВЖ — «VOR», «АРК», «ДМЕ» и второй комплект — «VOR», «АРК», «ДМЕ»;

— ручка регулировки громкости «Общая», позволяющая устанавливать уровень громкости сигналов с приемников прослушиваемых радиосредств;

— ручка регулировки громкости «Прослуш» (прослушивание), позволяющая устанавливать уровень громкости сигнала, поступающего с выхода усилителя СПУ;

— переключатель «Сеть» на два положения. Однако на самолете используется только одна сеть внутренней связи, поэтому переключатель может устанавливаться в любое положение;

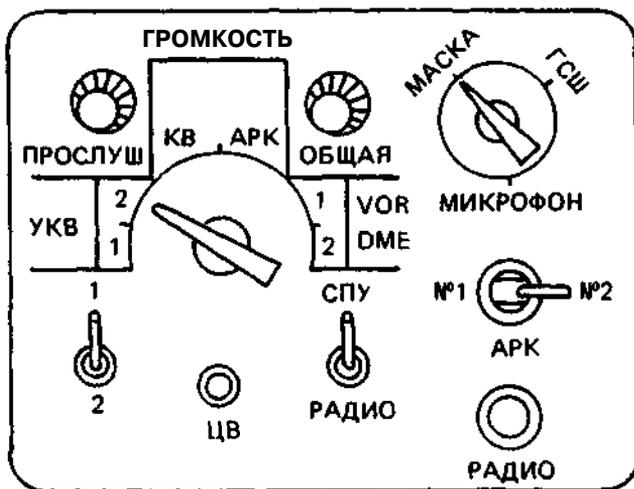
— переключатель «СПУ—Радио» позволяет абоненту работать либо в сети внутренней связи (СПУ), либо в сети внешней связи (Радио);

— кнопка «ЦВ» предназначена для циркулярного вызова (циркулярной связи). При нажатой кнопке «ЦВ» микрофон абонента, нажавшего кнопку «ЦВ», подключается ко входу усилителя СПУ, а телефоны всех абонентов подключаются к выходу усилителя СПУ, одновременно оставаясь подключенными к выходам своих приемников. Сигналы «ЦВ» в этом случае прослушиваются всеми абонентами с большей громкостью, а сигналы с выходов приемников радиосредств прослушиваются с пониженной громкостью.

Абонентский аппарат бортинженера на лицевой панели имеет аналогичные органы управления, как и аппараты пилотов, за исключением того, что переключатель выбора радиосредств не обеспечивает прослушивания сигналов радиоаппаратуры самолетоуправления (РСБН, VOR, АРК, ДМЕ).

Абонентский аппарат лодмана (бортрадиста) на лицевой панели имеет некоторое отличие от аппаратов пилотов и штурмана как в количестве, так и в размещении органов управления (рис. 4.2). Так, например, положению РСБН переключателя радиосредств на лицевой панели пилотов соответствует положение АРК на лицевой панели аппарата лодмана, а переключатель «АРК1—2» обеспечивает выбор прослушивания первого или второго комплекта АРК-15М. На панели аппарата имеется кнопка «Радио» для выхода на внешнюю связь по КВ и УКВ радиостанциям. В верхнем правом углу аппарата установлен переключатель «Микрофон. Маска-ГСШ».

Переключатель «Микрофон. Маска-ГСШ» установлен на каждом рабочем месте членов экипажа пилотской кабины. При рабо-



Р и с. 4.2. Лицевая панель абонентского аппарата лоцмана.

те с авиагарнитурой переключатель устанавливается в положение «ГСШ», при использовании кислородной маски — в положение «Маска».

Абонентские переговорные точки и точки-розетки предназначены для связи наземного обслуживающего персонала при техническом обслуживании самолета. Абонентская переговорная точка с регулятором громкости выполнена в виде щитка, на крышке которого установлена четырехконтактная розетка с крышкой и регулятор громкости. Абонентская переговорная точка-розетка представляет собой литой корпус, внутри которого крепится четырехклеммная розетка с крышкой. С помощью четырехконтактных розеток обеспечивается подключение шлемофона (авиагарнитур) к системе СПУ.

Распределительная коробка обеспечивает разветвление **внутрисамолетных** линий связи СПУ, цепей управления аппаратов абонентов и коммутационной аппаратуры. На боковых стенках корпуса коробки установлены штепсельные разъемы.

В дополнение к элементам управления, имеющимся на аппаратах абонентов СПУ, используются выносные устройства: кнопки «СПУ» и «Радио», ножная тангента бортинженера, выключатели и переключатели, тип и место установки которых рассмотрены в подразделе 4.1.2.

Авиационная гарнитура средних шумов предназначена для работы членов экипажа в сети внутрисамолетной и внешней связи. В состав ГСШ входят: микрофон с держателем, усилитель пленочный типа УК-15ПФ, амортизаторы с низкоомными телефонами, оголовье, шнур с малогабаритной вилкой и согласующее устройство.

На самолете установлено пять комплектов авиагарнитур на рабочих местах членов экипажа. Авиагарнитура КВС в отличие от авиагарнитур других членов экипажа подключается не к абонентскому аппарату, а к щитку пилота СГУ, а щиток пилота подключается к абонентскому аппарату.

4.1.4. Электропитание и защита

Система СПУ получает питание от бортовой сети постоянноготока напряжением 27 В с левой панели автоматов защиты сети. При включении питания напряжение +27 В через АЗСГК-5 с гравировкой «СПУ», расположенный на левой панели АЗС, и выключатель «СПУ—Выкл», расположенный на верхнем электрощитке пилотов, подается на усилитель СПУ № 1, абонентские аппараты членов экипажа, щиток пилота СГУ и на обмотки реле включения сигнала «Радио» пилотам. Управление системой СПУ осуществляется с абонентских аппаратов членов экипажа.

4.1.5. Включение, проверка работоспособности и использование в полете

1. Перед включением питания СПУ необходимо убедиться, что автомат защиты сети «СПУ» на левой панели АЗС и автоматы защиты сети «Обжатие лев.стойки шасси» на левой и правой панелях АЗС включены. Проверить надежность подключения авиагарнитур к абонентским аппаратам на всех рабочих местах членов экипажа и установить переключатель «Микрофон. Маска-ГСШ» в положение «ГСШ» при работе с авиагарнитурой ГСШ или в положение «Маска» при работе с кислородной маской.

2. Включить питание СПУ выключателем «СПУ—Выкл» на верхнем электрощитке пилотов.

3. Включить питание радиоаппаратуры внешней связи (УКВ1, УКВ2, КВ1, КВ2) и радиоаппаратуры самолетовождения

(Курс МП № 1, Курс МП № 2, АРК-15М № 1, АРК-15М № 2, РВ-5М № 1, РВ-5М № 2, СД-75 № 1, СД-75 № 2).

Работоспособность СПУ проверяется со всех рабочих мест членов экипажа и переговорных точек наземного обслуживаемого персонала на предмет прохождения сигнала от микрофонов до телефонов (громкоговорителей) абонентов через усилитель СПУ, коммутационную аппаратуру и внутрисамолетную линию связи. Одновременно проверяется сигналопрохождение от радиоаппаратуры внешней связи и радиоаппаратуры самолетовождения.

4. Проверить работоспособность внутренней связи:

— установить регуляторы громкости «Общая» и «Прослуш» на абонентских аппаратах рабочих мест всех членов экипажа в положение максимальной громкости (вправо до упора);

— установить переключатель «СПУ—Радио» на абонентских аппаратах всех членов экипажа в положение «СПУ» (сеть внутренней связи), переключатели радиосредств могут находиться в любом положении сети внешней связи. При этом в телефонах должен прослушиваться сигнал с выхода приемника радиостанции, на которую установлен переключатель радиосредств абонентского аппарата;

— поочередно нажать ножную тангенту и кнопки «СПУ» и «Радио» на штурвалах и произвести счет в микрофон с каждого рабочего места. При этом сигнал с приемника радиостанции должен прослушиваться с пониженной громкостью по сравнению с сигналом, передаваемым по сети внутренней связи;

5. Проверить исправность регуляторов громкости «Общая» и «Прослуш», вращая их и одновременно прослушивая собственную передачу при нажатой кнопке или тангенте. При этом громкость должна соответственно повышаться или понижаться и не должен прослушиваться треск;

6. Прослушать работу приемников радиостанций внешней связи «Баклан» № 1, 2 и «Микрон» и установить переключатели:

— «СПУ—Радио» на абонентских аппаратах членов экипажа в положение «Радио»;

— радиосредств на абонентских аппаратах поочередно в положения: «УКВ1», «УКВ2», «КВ», в соответствии с проверяемой радиостанцией и настроить их на частоту радиостанций, работающих в зоне аэродрома. Для подключения приемников радиостанции «Микрон» необходимо использовать переключатель

«КВ1—Деж.ПРМ—КВ2», если на самолете установлен двояный комплект радиостанции. При этом должна прослушиваться работа приемников радиостанций. Сигнал по сети внутренней связи должен прослушиваться с пониженной громкостью. Уровень сигнала с приемников радиостанций регулируется регулятором «Общая», а уровень сигнала, поступающего с выхода усилителя СПУ, регулируется регулятором «Прослуш».

7. Прослушать работу приемников радиоаппаратуры самолето-вождения, устанавливая переключатели радиосредств на абонентских аппаратах пилотов и штурмана в положения: «РСБН»; 1.VOR, АРК, ДМЕ; 2.VOR, АРК, ДМЕ, а также лощмана в положения: «РСБН»; «АРК»; 1.VOR, ДМЕ; 2.VOR, ДМЕ. Для подключения приемников АРК к телефонам лощмана необходимо использовать переключатель «АРК1—2» на абонентском аппарате лощмана. При этом в телефонах гарнитур с каждого рабочего места членов экипажа должны прослушиваться в соответствии с положениями переключателей радиосредств на абонентских аппаратах работа наземных радиостанций и позывные наземных маяков. Кратковременный звуковой сигнал при проверке работоспособности РВ-5М выдается в телефоны пилотов независимо от положения переключателя радиосредств на абонентских аппаратах пилотов.

8. Проверить работу СПУ в режиме циркулярного вызова с абонентских аппаратов рабочих мест всех членов экипажа, для чего на проверяемом абонентском аппарате нажать кнопку «ЦВ», произнести счет в микрофон гарнитуры и прослушать в телефонах собственную передачу. При этом переключатели радиосредств и «СПУ—Радио» находятся в любом положении. При нажатой кнопке «ЦВ» речь должна прослушиваться с нормальной громкостью, а сигнал с приемника, на который установлен переключатель радиосредств абонентского аппарата, должен прослушиваться с пониженной громкостью по сравнению с сигналами, передаваемыми по сети внутренней связи;

9. Проверить наличие перехода с сети внешней связи на внутреннюю, для чего нажать поочередно кнопки СПУ на штурвалах, произнести счет в микрофон гарнитуры и прослушать передачу счета в телефонах. При этом в телефонах должна прослушиваться собственная передача и сигнал приемника, на который установлен переключатель радиосредств абонентского аппарата, с пониженной громкостью по сравнению с сигналом, передаваемым по сети внутрисамолетной связи.

10. Проверить работу абонентских переговорных точек наземного обслуживающего персонала, для чего подключить авиагарнитуру поочередно к каждой абонентской точке; произнести счет в микрофон авиагарнитуры и, пользуясь регулятором громкости, убедиться в регулировании уровня громкости по сети внутренней связи; включить выключатель «Имитац.снят.обжат.стойки» на правом приборном щитке и убедиться в отключении абонентских переговорных точек от системы СПУ.

11. Выключить питание СПУ на верхнем электрощитке пилотов, установить переключатель «Имитац.снят.обжат.стойки» в нижнее положение («Выключено») и выключить радиоаппаратуру связи и радиоаппаратуру СВЖ.

Использование СПУ-7 в полете. Включить питание СПУ-7 в той же последовательности, как было рассмотрено в пп. 1—3 данного подраздела. Управление СПУ-7 осуществляется с абонентских аппаратов членов экипажа. При работе в сети внутренней связи переключатель «Сеть 1—2» на абонентских аппаратах может находиться в любом положении «1» или «2». Положениям переключателя выбора радиосредств на абонентских аппаратах соответствуют:

УКВ1 — выход на радиостанцию «Баклан-20» № 1;

УКВ2 — выход на радиостанцию «Баклан-20» № 2;

КВ — выход на радиостанцию «Микрон» для пилотов, штурмана и лоцмана. Если на самолете установлено два комплекта радиостанций «Микрон», то необходимо использовать переключатель «КВ1 — Деж.ПРМ — КВ2»;

РСБН — выход на радиотехническую систему ближней навигации РСБН-2СА- для пилотов и штурмана, для лоцмана — АРК-15М № 1 или АРК-15М № 2 в зависимости от положения переключателя «АРК1—2», установленного на абонентском аппарате лоцмана (бортрадиста).

1. VOR.АРК, ДМЕ — выход на полукомплект № 1 системы Курс МП-70, СД-75 № 1 или АРК-15М № 1 в зависимости от положения левого переключателя «VOR1—АРК1» на приборе РМИ-2Б для каждого пилота; выход на полукомплект № 1 системы Курс МП-70 и СД-75 № 1 для лоцмана; выход на полукомплект № 1 системы Курс МП-70 или АРК-15М № 1 — в зависимости от положения переключателя «АРК—VOR» на верхнем электрощитке пилотов для штурмана;

2. VOR, АРК, ДМЕ — выход на полукомплект № 2 системы Курс МП-70 и СД-75 № 2 или АРК-15М № 2 для каждого пило-

та (в положении «VOR 2» правого переключателя на приборе РМИ-2Б); в положении 2. VOR, АРК, ДМЕ прослушивается сигнал от Курс МП-70 № 2, СД-75 № 2 или АРК-15М № 2 в соответствующем положении переключателя «АРК—VOR».

Кратковременный звуковой сигнал прохождения самолетом высоты принятия решения от РВ-5М прослушивается в телефонах левого пилота независимо от положения переключателя радиосредств на абонентском аппарате левого пилота.

Для оперативного перехода с сети внешней связи на внутреннюю и обратно у КВС и второго пилота на штурвалах имеются кнопки «СПУ» и «Радио». Поэтому в полете переключатель «СПУ—Радио» на абонентских аппаратах пилотов рекомендуется устанавливать в положение «Радио». При этом кнопкой «СПУ» пользоваться при внутренней связи, а кнопкой «Радио» — при внешней. У штурмана и лощмана имеется только одна кнопка «Радио», а у бортинженера — ножная тангента, поэтому при работе на внутреннюю связь переключатель «СПУ—Радио» на абонентских аппаратах штурмана, лощмана и бортинженера необходимо устанавливать в положение «СПУ», а при работе на внешнюю связь — в положение «Радио».

Режиму передачи сообщения как по внутренней, так и по внешней сетям связи соответствует положение нажатой кнопки (тангенты), а режиму приема — отжатой. Для выхода на внешнюю связь или прослушивание сигналов радиотехнических средств СВЖ члены экипажа должны использовать галетный переключатель выбора радиосредств на своих абонентских аппаратах. Уровень громкости сигналов внутренней связи (СПУ) регулируется ручкой «Прослуш», а уровень громкости сигналов с приемников радиостанций внешней связи и аппаратуры самолетовождения регулируется ручкой «Общая». При отказе СПУ экипажу необходимо перейти на связь между собой голосом или использовать для этой цели канал самопрослушивания радиостанций «Баклан-20». При этом абоненты должны установить на своих абонентских аппаратах переключатель выбора радиосредств на одну и ту же радиостанцию, УКВ1 или УКВ2, а переключатель «СПУ—Радио» установить в положение «Радио». Используя УКВ радиостанции для внутренней связи, экипаж должен помнить, что все переговоры передаются в эфир.

4.2. Радиоаппаратура оповещения и развлечения пассажиров

4.2.1. Общие сведения

Радиоаппаратура оповещения и развлечения пассажиров СГС-25 предназначена для внутренней двусторонней телефонной связи между командиром воздушного судна и бортпроводниками с использованием СПУ, громкоговорящего воспроизведения членам экипажа всей информации, принимаемой и передаваемой КВС по сетям внутренней и внешней связи, громкоговорящей передачи сообщений пассажирам от КВС или бортпроводников, а также воспроизведения музыкальных записей с магнитофона «Арфа-МБ». Система использует принцип преобразования речи или магнитной записи в электрические сигналы звуковой частоты, которые после усиления воспроизводятся электродинамическими громкоговорителями.

4.2.2. Комплект и размещение на самолете

Аппаратура СГС-25 состоит из коммутационных устройств, электроакустических преобразователей, усилителей низкой частоты, магнитофона воспроизведения музыкальных записей, **внутрисамолетных** линий связи, воспроизводящих и сигнальных устройств. В комплект СГС-25 входят:

1. Самолетное громкоговорящее устройство (СГУ), состоящее из: щитка пилота, трех щитков бортпроводника, усилителя У-2, четырех микрофонов ДЭМШ-1А, трех микротелефонных трубок ТАИ-43 и усилителя СПУ № 2, работающего в системе СГС.

2. Магнитофон «Арфа-МБ» (блок 27А-10) с двумя магазинами кассет (блок 27А-30).

3. Шесть громкоговорителей 1ГД-42 (три у членов экипажа в пилотской кабине и три у бортпроводников) и 64 громкоговорителя 5ГД-35 (в пассажирских салонах и задних туалетах).

4. Два усилителя УНЧ-25Б.

5. 33 согласующих трансформатора.

6. Выключатель ВГ-15К с гравировкой «СГС — Выключено».

7. Два выключателя ВГ-15К с гравировкой «Вещание. Салон 1—Выкл» и «Вещание. Салон 2—Выкл».

8. Два балластных резистора 1ПВР-20-30 Ом \pm 5 % и 1ПВР-15-75 Ом \pm 5 %.

9. Две кнопки КНР вызова «ШВБП» и «БП».

10. Два светосигнализатора «БП» и «Экипаж».

11. Девять кнопок КНР вызова «Экипаж», «БП1», «БП2», «БП3».

12. Два выключателя ВГ-15К «Связь с БП—Выкл».

13. Светосигнальное табло «Вызов БП».

Комплект **СГС-25** размещен на самолете в следующих местах:

— щиток пилота, микрофон **ДЭМШ-1А**, кнопки вызова «ШВБП» и «БП» — на боковом пульте КВС;

— три громкоговорителя **1ГД-42** по одному на рабочих местах КВС, второго пилота и бортинженера;

— 61 громкоговоритель **5ГД-35** — в пассажирских салонах на панелях индивидуального обслуживания пассажиров;

— три громкоговорителя **5ГД-35** — в задних туалетах, по одному в каждом туалете;

— согласующие трансформаторы — в пассажирских салонах, рядом с громкоговорителями;

— усилитель **У-2** в первом техническом отсеке на потолке справа от оси самолета, между шпангоутами № **9—10**;

— два усилителя **УНЧ-25Б** и балластные резисторы в первом техническом отсеке, на левом борту между шпангоутами № **10—11**;

— выключатель «**СГС—Выключено**» — на верхнем электрощитке пилотов;

— светосигнальное табло «Вызов БП» — на средней приборной доске пилотов;

— микрофон **ДЭМШ-1А**, микротелефонная трубка **ТАИ-43**, щиток бортпроводника, три кнопки вызова «Экипаж», «БП2», «БП3», выключатель «Связь с БП—Выкл» и громкоговоритель **1ГД-42** — на рабочем месте первого бортпроводника;

— микрофон **ДЭМШ-1А**, микротелефонная трубка **ТАИ-43**, щиток бортпроводника, три кнопки вызова «Экипаж», «БП1», «БП2», и громкоговоритель **1ГД-42** — на рабочем месте третьего бортпроводника;

— микрофон **ДЭМШ-1А**, микротелефонная трубка **ТАИ-43**, щиток бортпроводника, три кнопки вызова «Экипаж», «БП1», «БП3», выключатель «Связь с БП—Выкл», магнитофон «Арфа-МБ», ящик с запасными кассетами к магнитофону «Арфа», выключатели «Вещание. Салоны **1—Выкл**» и «Вещание. Салоны **2—Выкл**», светосигнализаторы «БП», «Экипаж» и громкоговоритель **1ГД-42** — на рабочем месте второго бортпроводника.

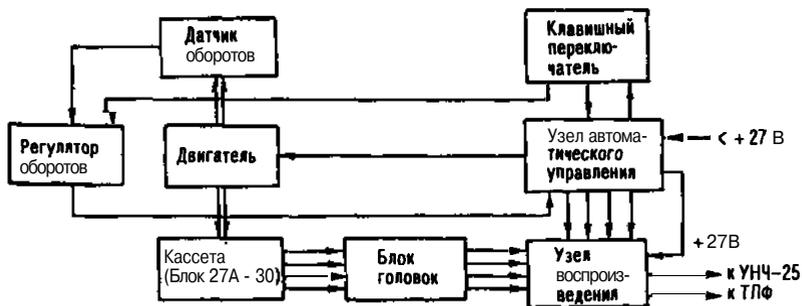
4.2.3. Бортовой магнитофон «Арфа-МБ»

Бортовой **четырёхдорожечный** магнитофон «Арфа-МБ» представляет собой аппарат, преобразующий магнитофонную запись с движущегося ленточного звуконосителя в электрические сигналы звуковой частоты. В комплект магнитофона входят два **сменных** блока (кассеты), которые размещены в специальном чехо-дане.

Основные эксплуатационно-технические характеристики:

1. Запас магнитного звуконосителя (ленты) одного блока **27А-30** обеспечивает непрерывное звучание, ч.....3
2. Скорость звуконосителя при воспроизведении, см/с..... $9,53 \pm 3 \%$
3. Продолжительность воспроизведения на каждой дорожке, мин.....45
4. Продолжительность перемотки в любую сторону, мин.....10
5. Диапазон рабочих частот, Гц.....**100—8000**
6. Напряжение питания, В.....27
7. Потребляемая мощность, Вт.....20
8. Масса (без кассеты), кг.....7
9. Масса кассеты, кг.....1,3

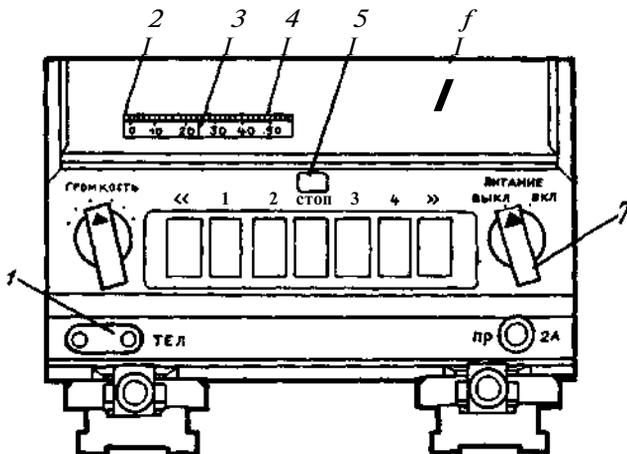
Функциональная схема. Магнитофон «Арфа-МБ» состоит из следующих функциональных узлов (рис. 4.3):



Р и с. 4.3. Функциональная схема магнитофона «Арфа-МБ».

- клавишного переключателя;
- узла автоматического управления;
- привода звуконосителя с датчиком оборотов;
- стабилизатора оборотов двигателя;
- сменного блока (кассеты);
- усилителя воспроизведения.

Клавишный переключатель обеспечивает включение режима ожидания («О»), включение воспроизведения по одной из четырех дорожек, включение ускоренной перемотки влево или вправо и индикацию режимов работы путем включения подсвета соответствующей клавиши. С клавишного переключателя сигналы управления поступают в узел автоматического управления, который выдает напряжение, включает или выключает цепи, необходимые для работы в выбранном режиме. Привод звуконосителя выполнен на реверсивном электродвигателе постоянного тока. Скорость вращения двигателя стабилизируется электронным стабилизатором оборотов. Двигатель приводит в движение звуконоситель (магнитную ленту) посредством фрикционного сцепления ведущего вала с лентой и обрезиненным прижимным роликом. При движении звуконосителя мимо рабочих зазоров магнитных



Р и с. 4.4. Лицевая панель магнитофона «Альфа-МБ»: 1 — телефонное гнездо; 2 — окно в крышке; 3 — стрелка указателя; 4 — шкала указателя; 5 — кнопка замка; 6 — крышка; 7 — выключатель питания.

головок в обмотках последних наводится ЭДС, пропорциональная сигналам спектра музыки, записанным на ленте в виде поля остаточной намагниченности. Сигналы, наводимые в обмотках головки, поступают на усилитель воспроизведения. Усиленный сигнал поступает на телефонные гнезда, расположенные на передней панели магнитофона (рис. 4.4), и на вход УНЧ-25Б. В блоке 27А-30 имеются катушка с магнитной лентой, концевые выключатели и указатель расхода звуконосителя. Лентопротяжный механизм (ЛПМ) обеспечивает переход звуконосителя с одной катушки на другую и подводит его к месту контакта с магнитными головками. Каждая дорожка воспроизводится с помощью своей магнитной головки. При подходе звуконосителя к концу стрелка указателя расхода звуконосителя замыкает контакты концевых выключателей, обеспечивая подачу сигнала на коммутацию цепей для перехода на следующую дорожку.

Конструкция и органы управления. Магнитофон «Арфа-МБ» представляет собой законченную конструкцию в виде отдельного блока на амортизационной раме. Сверху блока имеется крышка. Замок крышки открывается нажатием кнопки. Под крышку по направляющим вставляется кассета (блок 27А-30). Электрическое подключение кассеты к магнитофону обеспечивается при помощи контактных пар, которые замыкаются при закрывании крышки магнитофона.

На лицевой панели магнитофона расположены следующие органы управления:

- выключатель «Питание» на два положения «Выкл — Вкл» для включения питания магнитофона;

- ступенчатый регулятор «Громкость» на шесть положений;

- клавишный переключатель с сигнальными лампами под каждой клавишей. Крайние клавиши со знаками << и >> служат для перемотки звуконосителя соответственно влево и вправо. Средняя клавиша со знаком «О» служит для перевода магнитофона в режим «Стоп» (ожидание). Клавиши «1», «2», «3», «4» служат для включения режима воспроизведения на соответствующих четырех дорожках;

- телефонное гнездо предназначено для прослушивания через головные телефоны музыкальной программы и оценки качества звучания;

- предохранитель на 2 А;

- окно в крышке магнитофона позволяет следить за указателем расхода звуконосителя. Шкала отградуирована в минутах от «О» до «50».

4.2.4. Электропитание и защита

Система СГС-25 получает питание от бортовой сети постоянно-го тока напряжением 27 В с левой панели автоматов защиты сети. При включении питания напряжение + 27 В через АЗСГК-10 с гравировкой «СГС», расположенный на левой панели АЗС, и выключатель «СГС—Выключено» на верхнем электрощитке пилотов подается на усилитель У-2, магнитофон «Арфа-МБ», щитки бортпроводников, усилители УНЧ-25Б через нормально разомкнутые контакты реле включения УНЧ-25Б и обмотки питания этих реле, реле коммутации связи бортпроводников с пилотом, усилитель СПУ № 2 и в схему вызова бортпроводников. Управление системой СГС-25 осуществляется со щитка пилота, щитков бортпроводников и магнитофона «Арфа-МБ».

4.2.5. Включение, проверка работоспособности и использование в полете

1. Перед включением питания системы СГС-25 необходимо убедиться, что автомат защиты сети «СГС» на левой панели АЗС включен.

2. Включить питание системы СГС-25 выключателем «СГС—Выключено» на верхнем электрощитке пилотов.

Работоспособность системы СГС-25 проверяется с рабочего места КВС и рабочих мест бортпроводников на предмет четкой внутрисамолетной связи между КВС и бортпроводниками, между бортпроводниками, громкоговорящего оповещения пассажиров с рабочих мест бортпроводников и КВС, а также трансляции музыкальных развлекательных программ в пассажирские салоны.

Выход на громкоговорящее оповещение. Для выхода на громкоговорящее оповещение пассажиров в оба салона одновременно с места КВС необходимо переключатель «ПАСС-СГУ-БП» на щитке СГУ (рис. 4.5), установить в положение «ПАСС». При этом от входа УНЧ-25Б отключаются микро-

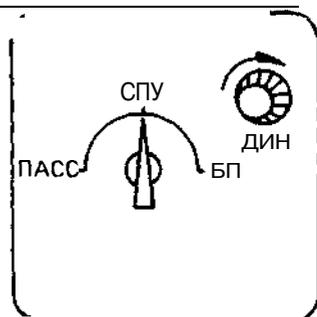


Рис. 4.5. Лицевая панель щитка пилота СГУ.

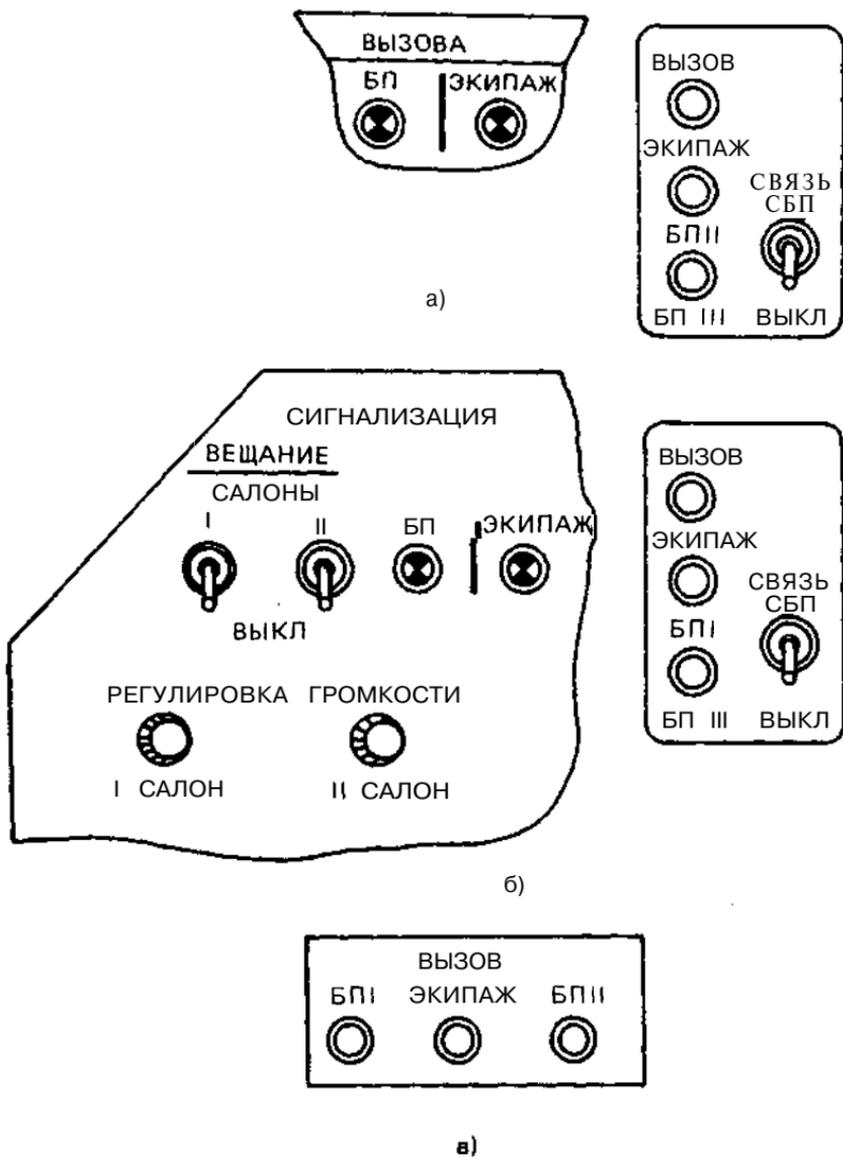
фоны бортпроводников и подключается микрофон КВС. Для передачи сообщения КВС должен нажать кнопку на ДЭМШ-1А и в **микрофон** передать информацию для пассажиров. Информация воспроизводится громкоговорителями, установленными в салонах и задних туалетах. Громкоговорящая передача обеспечивается также во время воспроизведения музыкальной записи, которая будет прослушиваться с пониженной громкостью.

Передачу сообщений в пассажирские салоны можно вести со всех трех рабочих мест бортпроводников, используя для этой цели микрофоны **ДЭМШ-1А**. При этом переключатель «ПАСС-СПУ-БП» на щитке СГУ должен быть установлен в положение «СПУ» или «**БП**». В случае одновременного выхода всех бортпроводников на оповещение пассажиров предпочтение отдается второму бортпроводнику.

Вызов абонентов и ведение связи. Система СГС-25 обеспечивает внутрисамолетную двустороннюю связь между КВС и бортпроводниками и между бортпроводниками. При этом на рабочем месте КВС используется щиток пилота СГУ, кнопки вызова «**БП**», «**ЦВБП**» и микрофон **ДЭМШ-1А**. На рабочих местах бортпроводников используются щитки бортпроводников (рис. 4.6) с кнопками вызова, выключатели «Связь с **БП**», микротелефонная трубка **ТАИ-43**, а также элементы световой и звуковой индикации.

Для вызова бортпроводников на внутреннюю связь КВС должен установить переключатель «ПАСС-СПУ-БП» на щитке СГУ в положение «**БП**» и нажать на левом боковом пульте кнопку вызова бортпроводника «**БП**» или кнопку вызова бортпроводников «**ЦВБП**». При нажатии кнопки «**БП**» на щитке второго бортпроводника загорается светосигнализатор «Экипаж» и прослушивается звуковой сигнал в громкоговорителе 1ГД-42. При нажатии кнопки «**ЦВБП**» на щитке второго бортпроводника загорается светосигнализатор «Экипаж» и прослушивается звуковой сигнал в громкоговорителях 1ГД-42 на всех трех рабочих местах бортпроводников.

Для вызова КВС на внутреннюю связь бортпроводнику необходимо нажать кнопку вызова «Экипаж» на своем рабочем месте. При этом на средней приборной доске пилотов загорается светосигнальное табло «Вызов **БП**». Командиру воздушного судна необходимо установить переключатель «ПАСС-СПУ-БП» на щитке СГУ в положение «**БП**». При этом положении переключателя подключаются микротелефонные трубки бортпроводников к усилителю СПУ № 2 и обеспечивается связь.



Р и с. 4.6. Органы управления и элементы сигнализации на рабочих местах бортпроводников:
 а) первого бортпроводника;
 б) второго бортпроводника;
 в) третьего бортпроводника.

Системой СГС-25 предусматривается возможность внутрисамолетной связи между бортпроводниками. Для этого бортпроводник должен нажать кнопку вызова на своем рабочем месте. При этом на рабочем месте вызываемого бортпроводника включается звуковой сигнал, воспроизводимый громкоговорителем 1ГД-42, а на рабочем месте второго бортпроводника дополнительно к звуковому сигналу загорается светосигнализатор «БП». Для ведения связи выключатель «Связь с БП—Выкл» должен быть установлен в положение «Связь с БП».

Трансляция музыкальных программ. Для трансляции музыкальных записей необходимо:

— на рабочем месте второго бортпроводника включить один или оба выключателя «Вещание. Салоны 1—Выкл», «Вещание. Салоны 2—Выкл». Этими выключателями обеспечивается возможность передачи музыкальных записей с магнитофона «Арфа-МБ» в первый или во второй салон или одновременно в оба салона;

— на щитке СГУ установить переключатель «ПАСС-СПУ-БП» в положение «СПУ» или «БП»;

— нажав кнопку, открыть крышку магнитофона «Арфа-МБ», вставить кассету и, закрыв крышку сверху, закрепить ее на защелку;

— на передней панели магнитофона установить ручку «Громкость» в среднее положение на отметку «3» или «4», выключатель «Питание» — в положение «Включено». При этом должен загореться подсвет клавиши «0». Если стрелка указателя звуконосителя не находится в крайних положениях, загорается подсвет одной из клавиш четырех дорожек. Если указатель звуконосителя находится на отметке «0» (начала ленты), то можно включать воспроизведение по дорожке 1 и 3. Если указатель звуконосителя находится на отметке «50», то необходимо включить воспроизведение по дорожке 2 или 4.

Включение музыкальной программы обеспечивается кратковременным нажатием одной из клавиш «1», «2», «3» или «4», ориентируясь на положение стрелки указателя расхода звуконосителя. При этом гаснет подсвет клавиши «0» и загорается подсвет нажатой клавиши, а в звуковых колонках воспроизводится музыкальная запись. При трансляции музыкальных записей обеспечивается возможность отдельной регулировки уровня громкости по салонам. Для этой цели на рабочем месте второго бортпроводника установлены два регулятора громкости. Стрелка указателя расхода звуконосителя будет перемещаться по шкале

в направлении от «О» до «50» и показывать, сколько минут идет воспроизведение по данной дорожке.

При подходе стрелки указателя к отметке «50» сработают концевые выключатели, произойдет реверс двигателя, включится следующая по номеру воспроизводящая головка и подсвет ее клавиши. Стрелка указателя будет перемещаться от «50» к «О» и показывать, сколько минут осталось воспроизводить запись по данной дорожке.

При подходе стрелки указателя к отметке «0» произойдет реверс двигателя и автоматическое переключение на следующую по номеру дорожку. Таким образом, в магнитофоне происходит автоматическое воспроизведение дорожек в последовательности: 1—2—3—4—1—2 и т.д.

Прежде чем приступить к перемотке звуконосителя, необходимо, нажав клавишу «0», перевести магнитофон из режима воспроизведения в режим ожидания «Стоп», а затем с помощью клавишей << или >> перемотать звуконоситель влево или вправо.

В режиме перемотки звуконоситель не отводится от головки, поэтому не рекомендуется часто прибегать к перемотке, так как это приводит к быстрому износу звуконосителя и головки.

Выключение магнитофона производится нажатием клавиши «О», «Стоп» и установки переключателя «Питание» в положение «Выключено». Вынуть кассету из магнитофона и уложить ее в чемодан.

Выключение системы СГС-25 обеспечивается выключателем «СГС—Выключено» на верхнем электрощитке пилотов.

Глава 5

БОРТОВОЕ СРЕДСТВО СБОРА ЗВУКОВОЙ ИНФОРМАЦИИ «МАРС-БМ»

5.1. Общие сведения

Аппаратура «Марс-БМ» предназначена для записи информации, принимаемой и передаваемой пилотами по сетям внутрисамолетной и внешней связи, общей звуковой обстановки в пилотской кабине через открытые микрофоны, а также записи импульсной информации закодированного времени для синхронизации записанной речевой информации с данными параметров полета, зарегистрированными аппаратурой МСРП.

В аппаратуре «Марс-БМ» использован принцип непрерывной записи на ферромагнитный ленточный звуконоситель по четырем независимым каналам (дорожкам) с сохранением записи за последние 30 минут. Первые три канала предназначены для записи речевой информации в диапазоне частот 300—3400 Гц на ферромагнитную ленту с высококачественным подмагничиванием, четвертый канал — для записи импульсной информации, поступающей с аппаратуры МСРП без подмагничивания. Запись сигналов на четыре дорожки производится в соответствии с табл. 5.1.

Таблица 5.1

Записываемые сигналы	Каналы записи			
	I	II	III	IV
Все сигналы, принимаемые и передаваемые КВС по сетям внутрисамолетной и внешней связи	+			
Все сигналы, принимаемые и передаваемые правым пилотам по сетям внутрисамолетной и внешней связи		+		
Общая звуковая обстановка в кабине экипажа, записываемая с трех микрофонов, установленных на рабочих местах пилотов и бортинженера			+	
Электрические импульсы времени, поступающие с аппаратуры МСРП				+

Аппаратура «Марс-БМ» снабжена системой контроля, которая выдает экипажу световую сигнализацию при отказе. Кроме того, предусмотрена возможность воспроизведения записанной информации на борту самолета без снятия магнитной ленты при помощи вспомогательного устройства, подключаемого к специальному контрольному разъему аппаратуры.

5.2. Комплект и размещение на самолете

В комплект аппаратуры «Марс-БМ» входят:

- лентопротяжный механизм (ЛПМ) в бронеконтейнере (блок **70А-10М**). ЛПМ установлен в первом техническом отсеке по оси самолета между шпангоутами № **11—12**;
- электронный блок (**70А-20М**) в первом техническом отсеке на левом борту между шпангоутами № **11—12**;
- усилитель микрофонный (**УсМ**) установлен под боковым пультом правого пилота;
- три микрофона **МДМ-5** установлены по одному с левой и правой сторон **козырька** средней приборной доски пилотов и один с левой стороны приборной доски бортинженера;
- контрольный разъем для наземной проверки аппаратуры с помощью блока **70А-50**. Контрольный разъем установлен на боковом пульте правого пилота;
- выключатель **ВГ-15К «Марс—Выключено»** установлен на верхнем электрощитке пилотов.

5.3. Основные эксплуатационно-технические характеристики

1. Нормальный уровень записи с телефонного выхода обеспечивается, если на телефоны поступает напряжение не менее 0,6 В.
2. Коэффициент нелинейных искажений не более 10 %.
3. Рабочая длина звуконосителя 72 м.
4. В момент переключения направления движения магнитной ленты время пропуска записи не превышает **0,15** секунд.
5. Бронеконтейнер ЛПМ обеспечивает сохранение информации на магнитной ленте: при нахождении в морской воде в течение 36 часов; в топливе и жидкости **НГЖ-4** — до 5 минут; при тепловом ударе до 1000 °С в течение 15 минут; при воздействии ударной нагрузки до 200 *g* и статической нагрузки до 1000 кг.

5.4. Функциональная схема и принцип работы

Аппаратура «Марс-БМ» состоит из следующих функциональных узлов (рис. 5.1. на стр. 84):

- усилителей записи (блок 70А-20М);
- усилителя микрофонного (УсМ);
- генератора стирания и подмагничивания;
- лентопротяжного механизма (блок 70А-10М);
- устройства автоматического регулирования оборотов электродвигателя;
- магнитных головок записи и коммутационных реле;
- усилителей воспроизведения;
- схемы автоконтроля и индикации.

Усилители записи конструктивно размещены в электронном блоке 70А-20М и предназначены для усиления входящих на запись сигналов по четырем каналам до определенного уровня, автоматически регулируют этот уровень и обеспечивает подачу на магнитную записывающую головку требуемый ток записи. Каждый из четырех каналов записи имеет свой усилитель записи, выход которого связан через блок реле с записывающей головкой канала.

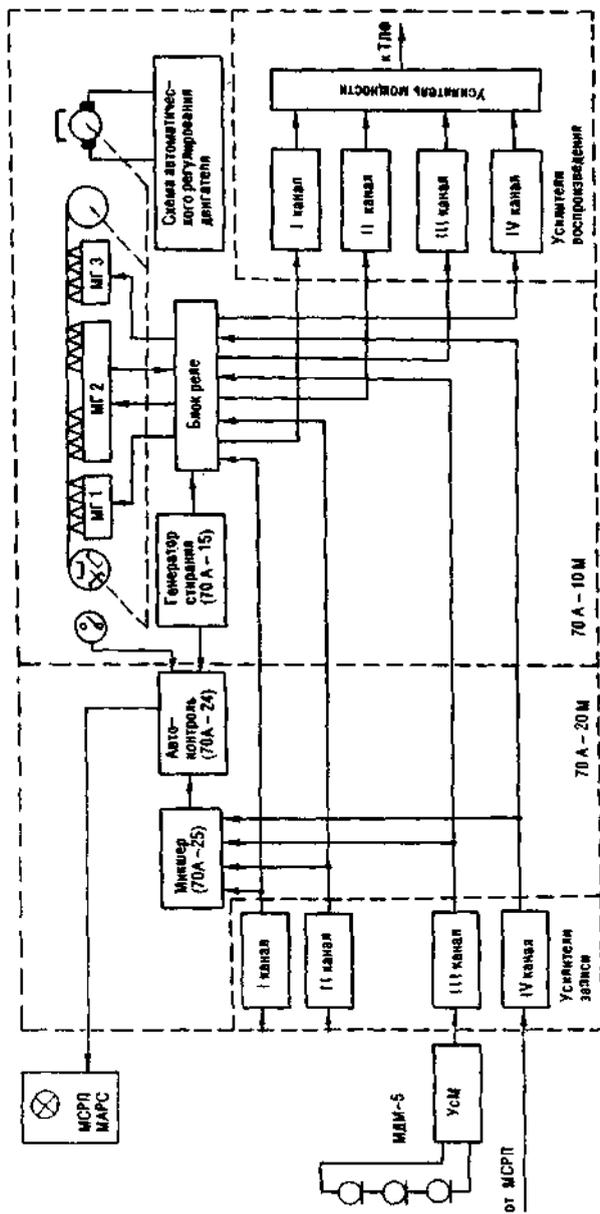
По первому каналу осуществляется запись речевой информации, поступающей от левого пилота через систему СПУ внутрисамолетной и внешней связи.

По второму каналу осуществляется запись речевой информации, поступающей от правого пилота через систему СПУ внутрисамолетной и внешней связи.

По третьему каналу осуществляется запись сигналов, поступающих с микрофонов, установленных на рабочих местах членов экипажа. Эти микрофоны имеют свой усилитель, который установлен в непосредственной близости от микрофонов. С выхода УсМ усиленное напряжение речевого сигнала поступает на вход усилителя третьего канала электронного блока.

На четвертый канал записи поступают импульсы напряжения с определенными параметрами от аппаратуры МСРП.

Для непрерывной записи применен челночный ЛПМ, который в течение 15 минут протягивает ленту длиной (72+1) м и шириной 12,7 мм в одном направлении и 15 минут в обратном. Лента наматывается на две катушки. Левая катушка магнитной ленты приводится в движение от реверсивного электродвигателя. Скорость вращения двигателя стабилизируется электрон-



Р и с. 5.1. Функциональная схема аппаратуры «Марс-БМ».

НЫМ устройством автоматического регулирования оборотов. В **ЛПМ** имеется кулачковый механизм, который осуществляет нажатие на рычаги микропереключателей при окончании сматывания ленты в обоих крайних положениях. При срабатывании микропереключателей выдается сигнал реверса двигателя в систему автоматического управления. При изменении направления движения магнитной ленты потеря записи информации во времени не превышает 0,15 секунд.

Для записи используется один **восьмидорожечный** блок универсальных магнитных головок МГ2 и два **четырёхдорожечных** блока магнитных головок стирания МП и МГ3. При движении ленты в прямом направлении включается на запись первая группа из четырех головок МГ2 и производится запись по четырем дорожкам, то есть соответственно по четырем каналам. При движении ленты в обратном направлении включается на запись вторая группа из четырех головок блока **МГ2** и производится запись по другим четырем дорожкам, но по тем же четырем каналам, что и при движении ленты в прямом направлении.

Два **четырёхдорожечных** блока магнитных головок стирания подключаются поочередно в работу в зависимости от направления движения ленты.

Генератор стирания и подмагничивания предназначен для создания в соответствующих головках высокочастотного тока подмагничивания и стирания. Генератор обеспечивает ток подмагничивания до 3 мА, ток стирания в головке с индуктивностью 0,5 мГн не более 70 мА, частоту генерации не менее 30 кГц. Коммутация головок стирания осуществляется в зависимости от направления движения ленты контактами реле.

При переводе аппаратуры «Марс-БМ» в режим воспроизведения снимается напряжение питания с усилителей записи, генератора стирания и подмагничивания, устройства автоматического контроля и индикации. Соответствующие головки воспроизведения блока универсальных головок МГ2 подключаются ко входам усилителя воспроизведения, и подается питание на усилитель воспроизведения. Перевод аппарата записи в режим воспроизведения возможен только при подключении к нему блока проверки 70А-50 с телефонами. Усилитель воспроизведения усиливает сигналы диапазона частот **300—3400** Гц и импульсного сигнала, поступающих с четырех головок воспроизведения, до уровня прослушивания в телефонах.

5.5. Конструкция, система контроля и индикации

Аппаратура «Марс-БМ» является автоматическим устройством. После включения питания электрической схемой управления обеспечивается ее непрерывная работа.

Конструктивно аппаратура записи выполнена в виде отдельных блоков, элементов и сигнального устройства. Блоки 70А-10М и 70А-20М настраиваются и эксплуатируются совместно. Блок 70А-10М состоит из бронированного, цилиндрической формы контейнера, внутри которого размещены ЛПМ, радиоэлектронные узлы и элементы. Контейнер установлен на амортизационном устройстве. Блок 70А-20М выполнен в виде прямоугольной коробки, сверху закрытой крышкой. Внутри блока размещены радиоэлектронные узлы и элементы. На лицевой панели под крышкой установлены элементы управления и защиты:

- выключатель «Сеть» для отключения питания электронного блока и ЛПМ при техническом обслуживании;

- переключатель «Воспроизведение I, II, III, IV» для включения усилителей воспроизведения при прослушивании записи по соответствующему каналу во время проверки работоспособности на земле;

- кнопка «Перемотка» для сокращения времени перемотки звуконосителя при его замене;

- плавкий предохранитель ВП1-1 (2А), установленный в сети питания ЛПМ, электронного блока и сигнализации.

Усилитель УсМ предназначен для усиления сигналов, поступающих с трех последовательно соединенных микрофонов МДМ-5. После усиления сигнал поступает на вход канала III электронного блока.

В систему контроля работоспособности аппаратуры записи входят контрольный разъем для подключения переносного блока 70А-50 проверки работоспособности аппаратуры и светосигнализатор «Марс» на пульте управления аппаратуры МСРП, установленный на рабочем месте бортинженера.

5.6. Электропитание, защита, включение и контроль работы

Аппаратура «Марс-БМ» питается от бортсети постоянного тока напряжением 27 В с шины 1 левой панели автоматов защи-

ты. Напряжение +27 В через предохранитель ИП-5 и выключатель «Марс—Выключено» поступает на УсМ, электронный блок 70А-20М и контрольный разъем.

Включение аппаратуры производится выключателем «Марс—Выключено» на верхнем электрощитке пилотов. Однако при взлете самолета независимо от положения выключателя «Марс—Выключено» происходит автоматическое включение аппаратуры при помощи реле блокировки цепей управления при обжатой опоре самолета и концевого выключателя на стойке левой опоры.

Общий контроль работоспособности аппаратуры осуществляется с помощью светосигнализатора «Марс» на пульте управления аппаратуры МСРП на рабочем месте бортиженера.

РАДИОАППАРАТУРА САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ

Г л а в а 6

АВТОМАТИЧЕСКИЙ РАДИОКОМПАС АРК-15М

6.1. Общие сведения

Автоматический радиокompас АРК-15М предназначен для самолетовождения по приводным и широкоэшелонным радиостанциям, а также для выполнения предпосадочных маневров. АРК-15М выдает экипажу ЛА непрерывную индикацию отсчета курсовых углов радиостанции (КУР) и прослушивание позывных сигналов наземных радиостанций через телефоны СПУ и позволяет решать следующие задачи:

- полет на радиостанцию и от нее с визуальной индикацией КУР;
- автоматическое и непрерывное определение КУР;
- заход на посадку по системе ОСП совместно с другими приборами;
- прием позывных сигналов радиостанций, работающих в международном диапазоне частот $150 \div 1799,5$ кГц.

6.2. Комплект и размещение на самолете

На самолете установлено два комплекта радиокompасов АРК-15М № 1 и 2, которые могут работать как совместно, так и раздельно. В состав каждого комплекта входят:

- приемник на амортизационной раме;
- пульт дистанционного управления;
- блок рамочной антенны;
- эквивалент четырехметрового радиочастотного кабеля;

- антенна всенаправленного действия;
- **антенно-согласующее** устройство (АСУ);
- блок механический переходной (**БМП**).

Общими для обоих комплектов АРК являются распределительная коробка с двумя контрольными соединителями и индикаторный прибор **УШДБ-2К**.

Первый комплект **АРК-15М** на самолете размещен в следующих местах:

- приемник, блок механический переходной и эквивалент четырехметрового радиочастотного кабеля — в первом техническом отсеке на этажерке оборудования между шпангоутами № **11—12** по левому борту;
- антенна всенаправленного действия — в нижней части фюзеляжа между шпангоутами № **35—40**;
- антенное согласующее устройство — в нижней части фюзеляжа между шпангоутами № **39—40**;
- блок рамочной антенны — в верхней части фюзеляжа по оси самолета между шпангоутами № **13—14**;
- пульт дистанционного управления — на верхнем электрощитке пилотов.

Второй комплект **АРК-15М** на самолете размещен в следующих местах:

- **приемник**, блок механический переходной и эквивалент четырехметрового радиочастотного кабеля — на кронштейнах над нишей передней опоры самолета между шпангоутами № **16—18**;
- антенна всенаправленного действия — в нижней части фюзеляжа между шпангоутами № **31—32**. Для АРК-15М № 2 используется всенаправленная комбинированная антенна АШС-УР-2 из комплекта УКВ радиостанции № 2;
- **антенное** согласующее устройство — внизу справа от оси самолета между шпангоутами № **39—40**;
- блок рамочной антенны — в верхней части фюзеляжа по оси самолета между шпангоутами № **19—20**;
- пульт дистанционного управления — на верхнем электрощитке пилотов.

Для обоих комплектов **АРК-15** общая распределительная коробка с контрольными соединителями установлена на левой панели АЗС между шпангоутами № **7—8**. Индикаторный прибор УШДБ-2К — на средней приборной доске пилотов.

6.3. Эксплуатационно-технические характеристики

1. Диапазон частот, кГц.....150 ÷ 1799,5
2. Интервал между соседними фиксированными частотами, кГц0,5
3. Точность установки частоты, Гц±100
4. Чувствительность приемника в режиме ТЛФ:
в диапазоне 150 ÷ 239,5 кГц, мкВ не более ... 8
в диапазоне 240 + 1799,5 кГц, мкВ не более ... 5
5. Точность индикации курсового угла, градус ... ±2
6. Время перестройки (без учета времени ручной установки частоты), с..... 4
7. Дальность действия с радиостанцией ПАР-7 (мощностью 1000 Вт):
при высоте полета 10 000 м, км..... 340
при высоте полета 1000 м, км.....180
8. Диапазон рабочих температур, °С..... +60
9. Время готовности после включения, мин. 2
10. Потребляемая мощность:
от сети постоянного тока, напряжением 27 В, Вт 54
от сети переменного тока, напряжением 36 В,
400 Гц, В·А..... 62
11. Масса, кг.....15

6.4. Функциональная схема и принцип работы

Автоматический радиокompас типа АРК-15М построен по классической схеме автоматического радиопеленгатора, где заложен принцип сравнения амплитуд принимаемых сигналов на входе приемника и со следящим приводом на выходе, то есть принцип воздействия выходных сигналов приемника на его вход.

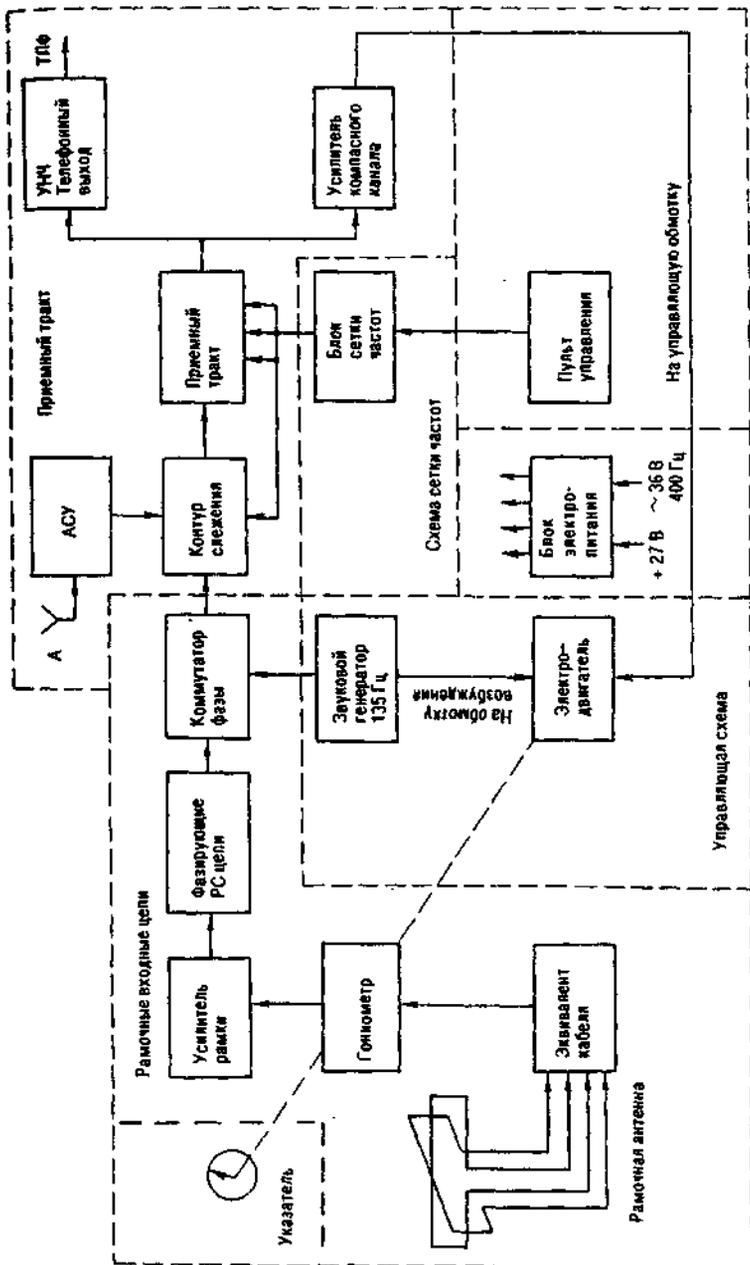
Радиокompас имеет три режима работы:

«Компас» — основной режим работы, который используется для автоматического пеленгования;

«Антенна» — радиокompас работает как обычный средневолновый радиоприемник, принимает сигналы и служит для прослушивания и опознавания позывных сигналов радиостанций;

«Рамка» — вспомогательный режим работы, при котором радиокompас работает только с рамочной антенной и используется в условиях интенсивных электростатических помех.

Рассмотрим принцип работы каждого из этих режимов по упрощенной функциональной схеме (рис. 6.1).



Р и с. 6.1. Упрощенная функциональная схема АРК-15М.

Режим «Компас». В режиме «Компас» принцип работы состоит в приеме и сложении сигналов от двух антенн — ненаправленной и рамочной. Прием сигнала на всенаправленную антенну не зависит от направления прихода радиосигнала. Рамочная же антенна обладает направленным свойством и приемом сигнала и зависит от ее положения относительно направления на пеленгуемую радиостанцию.

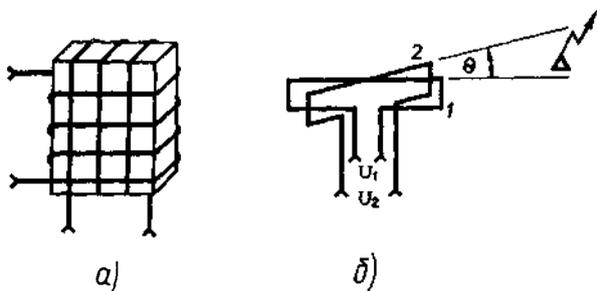
Функциональная схема состоит из рамочных входных цепей, приемного тракта с телефонным и компасным выходом, управляющей схемы воздействия выхода на вход, схемы «Сетки частот», субблока питания и пульта дистанционного управления.

Схема рамочных входных цепей состоит из рамочной антенны, эквивалента кабеля рамки, гониометра, усилителя с фазирующей RC цепью и коммутатора фазы (балансного модулятора).

Рамочная антенна представляет собой две взаимно перпендикулярные неподвижные обмотки на ферритовом сердечнике (рис. 6.2), соединенные высокочастотными фидерами со статорными обмотками гониометра. С зажимов каждой из обмоток рамочной антенны ЭДС передается в свою полевую катушку гониометра через эквивалент кабеля рамки.

Эквивалент радиочастотного кабеля рамки необходим для доведения параметров рамочного кабеля, длина которого может меняться для разных типов самолета. С помощью эквивалента предотвращается расстройка рамочных контуров при использовании рамочных кабелей различной длины.

Бесконтактный индукционный преобразователь сигналов гониометрический (ПСГ-2), именуемый для упрощения — гонио-



Р и с. 6.2. Неподвижная рамочная антенна: а) обмотки на ферритовом стержне (конструктивное исполнение); б) обмотки рамочной антенны (схема электрическая).

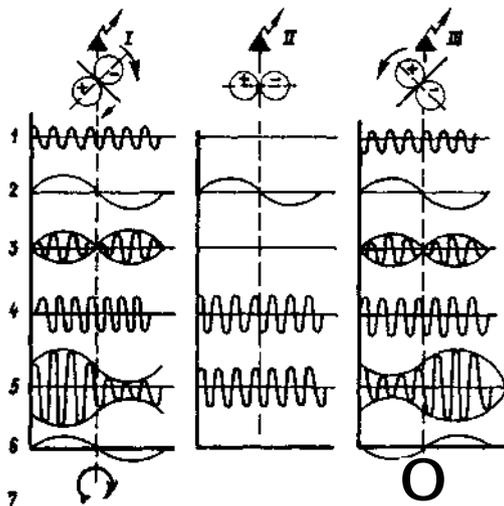
метр, представляет систему из двух взаимно перпендикулярных неподвижных обмоток, внутри которых расположена подвижная искательная катушка. Каждая из катушек гониометра соединена с одной обмоткой рамочной антенны.

При автоматическом определении КУР в каждой из двух обмоток рамочной антенны будет наводиться ЭДС, которая передается на **статорные** обмотки гониометра, а следовательно, возникает магнитное поле от каждой обмотки. Результирующий вектор магнитного поля H от обеих обмоток будет всегда совпадать с направлением на пеленгуемую радиостанцию. Искательная катушка гониометра может изменять свое положение относительно результирующего вектора магнитного поля H и величина ЭДС, наведенная в искательной катушке, будет зависеть от ориентации ее относительно результирующего вектора магнитного поля, а следовательно, и от направления на пеленгуемую радиостанцию.

Диаграмма направленности искательной катушки имеет вид **«восьмерки»**, то есть искательная катушка гониометра обладает теми же свойствами, что и подвижная рамочная антенна, применяемая в АРК-11 или АРК-5. Однозначность отсчета в искательной катушке так же, как и в подвижной рамке, возникает за счет действия поля ненаправленной антенны, которое создает результирующую диаграмму направленности с одной зоной устойчивого нулевого приема. ЭДС в искательной катушке будет наводиться с начальной фазой 0° или 180° в зависимости от стороны отклонения ее относительно направления на радиостанцию, а величина наводимой ЭДС — от величины угла отклонения (рис. 6.3).

Таким образом, вращая искательную катушку гониометра, мы как бы вращаем рамочную антенну в модели электромагнитного поля, определяя направление на радиостанцию. Эффективность передачи сигнала определяется коэффициентом связи, который для данного бесконтактного гониометра равен $\approx 0,9$.

Снятый с искательной катушки гониометра сигнал, величина и высокочастотная фаза которого определяется направлением на пеленгуемую радиостанцию, поступает на усилитель рамки с **фазовращающейся RC** цепочкой и далее на вход коммутатора фазы. Во входной контур усилителя включен варикап, который в зависимости от диапазона частот обеспечивает необходимую величину емкости, а следовательно, необходимую частоту настройки радиокompаса. Каждый из пяти модулей высокой частоты имеет свой входной контур. **Фазосдвигающая RC** цепочка обеспечивает фазовые соотношения между сигналом от рамочной и



Р и с. 6.3. *Формы напряжений в характерных точках схемы АРК 15М: 1 — на входе гониометра; 2 — местного звукового генератора; 3 — на выходе коммутаторов фазы; 4 — от ненаправленной антенны; 5 — суммарное напряжение НИ выхода контура; 6 — на выходе усилителя компасного канала; 7 — направление вращения двигателя искателя гониометра.*

ненаправленной антенн, их синфазность или противофазность. Усиленный сигнал далее поступает на коммутатор фазы.

Коммутатор фазы (балансный модулятор) представляет собой два диодных ключа, управляемых напряжением частоты 135 Гц от местного звукового генератора, и в каждый полупериод частоты 135 Гц происходит изменение фазы сигнала искательной катушки на 180° . Одновременно напряжение звукового генератора частоты 135 Гц подается на обмотку возбуждения электродвигателя вращения искательной катушки. С выхода коммутатора фазы измененный по фазе сигнал поступает в контур сложения где складывается с сигналом ненаправленной антенны. Между ненаправленной антенной и контуром сложения установлен АСУ, представляющее собой составной эмиттерный повторитель собранный на полевом транзисторе. АСУ предназначено для усиления и согласования сигнала ненаправленной антенны со входом приемника с учетом влияния антенного кабеля и разброс действующих высот ненаправленной антенны.

В контуре сложения происходит суммирование двух сигналов. В результате суммарный сигнал будет амплитудно-моделированным по закону огибающей частоты 135 Гц. Эта огибающая является управляющим напряжением, начальная фаза которого зависит от стороны отклонения искательной катушки относительно направления на радиостанцию и может отличаться на 180° .

Для выделения и усиления управляющего напряжения в схеме радиокompаса предусмотрен приемный тракт супергетеродинного типа, состоящий из УВЧ, смесителя и гетеродина, УПЧ, детектора сигнала и АРУ, УНЧ телефонного выхода и усилителя компасного выхода. На выходе детектора сигнала выделяется управляющее напряжение частоты 135 Гц, которое поступает на управляющую обмотку электродвигателя. Обмотка возбуждения этого двигателя запитывается напряжением от звукового генератора частоты 135 Гц. Двигатель вращается и вращает искательную катушку гониометра до тех пор, пока она не займет положение нулевого приема, что соответствует КУР. Изменение положения искательной катушки передается при помощи сельсинов на индикаторные приборы УШДБ-2К и РМИ-2Б. Таким образом, в радиокompасе реализован принцип сравнения амплитуд принимаемых сигналов на входе приемника и следящим приводом на его выходе.

Одновременно на выходе детектора сигнала выделяются низкие частоты (позывной, речь, музыка), которые поступают на УНЧ телефонного выхода для прослушивания.

Режим «Антенна». В этом режиме радиокompас работает как обычный средневолновый радиоприемник, принимает сигналы только через ненаправленную антенну. При этом отключаются звуковой генератор, рамочный вход, один из каскадов усилителя компасного выхода и управляющая схема. Режим «Антенна» предназначен для прослушивания и опознавания позывных сигналов радиомаяков. Если радиомаяк работает немодулированными колебаниями, то его сигналы прослушиваются включением внутренней телеграфной модуляции переключателем «ТЛФ — ТЛГ» в положении «ТЛГ» на пульте управления радиокompасом.

Режим «Рамка» — вспомогательный режим работы. Радиокompас при этом работает только с рамочной антенной и используется в условиях электростатических помех. В этом режиме напряжение звукового генератора снимается с балансного модулятора, разрывается цепь электропитания одного плеча модулятора. Балансный модулятор превращается в обычный усилитель канала рамки. Снимается питание с одного из каскадов усилите-

для компасного выхода, отключается питание АСУ и разрывается цепь связи с ненаправленной антенной. В приемник поступает сигнал от искательной катушки гониометра и радиокompас работает только на телефонный выход.

При помощи кнопки «Рамка» на пульте управления производят ручную вращение искательной катушки и по минимальной слышимости сигнала определяют пеленг на радиостанцию. Поскольку диаграмма направленности искательной катушки имеет вид восьмерки с двумя зонами минимального приема, поэтому в режиме «Рамка» возникает ошибка в отсчете на 180° .

Радиодевияция самолета — это ошибка в измерении направления на радиостанцию, вызванная действием вторичного поля излучения от металлического фюзеляжа самолета, и определяется как:

$$\Delta_p = \text{КУР} - \text{ОКР}, \text{ где}$$

Δ_p - радиодевияция;

КУР — курсовой угол радиостанции;

ОКР — отсчет радиокompаса.

Радиодевияция различна для различных направлений относительно оси самолета. Для корпуса самолета, имеющего вытянутую сигарообразную форму, ошибка всегда имеет четвертной характер, то есть обращается в ноль на углах $0, 90, 180, 270^\circ$. Четвертная составляющая радиодевияции компенсируется схемой электрической компенсации, заложенной в самой конструкции рамочной антенны, а именно, продольная рамка имеет большую ЭДС, чем поперечная, так как витки продольной рамки намотаны на длинных сторонах прямоугольного сердечника (феррита) (см. рис. 6.2) и, следовательно, площадь их сечения, а значит и действующая высота продольной рамки больше поперечной. Поперечная рамка намотана на коротких сторонах сердечника, поэтому ее действующая высота меньше. За счет разных действующих высот создается неодинаковость рамочных антенн, поэтому вводится поправка в величину суммарной ЭДС, наводимой на искательную катушку гониометра при различных углах. Эта поправка компенсирует четвертные ошибки радиодевияции до величины $15 \div 19^\circ$. Отклонение радиодевияции от четвертного характера как остаточная радиодевияция компенсируется механическим компенсатором. С помощью механического компенсатора радиодевияции вводится поправка в показания

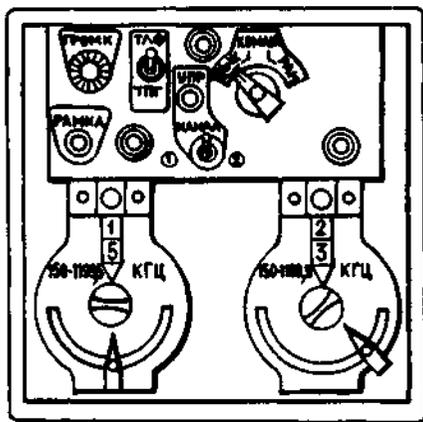
стрелки индикатора курсового угла в соответствии с кривой остаточной радиодевииации. Поправка вводится в схему дистанционной передачи положения оси искателя гониометра на ротор вращающегося трансформатора — датчика системы дистанционной передачи угла на указатели курса.

6.5. Особенности конструкции и органы управления

Радиокомпас АРК-15М конструктивно выполнен в виде отдельных блоков: приемник на установочной раме, пульт дистанционного управления, блок рамочной антенны, антенное согласующее устройство, эквивалент рамочного кабеля, блок механический переходной и распределительная коробка.

Приемник предназначен для усиления и преобразования принятых сигналов, сигналов управления и обеспечения дистанционной настройки радиокомпаса. Он представляет собой блочно-модульную конструкцию. Каждый модуль является электрически и функционально законченным узлом с разъемом для включения в общую схему приемника и механическим фиксатором для крепления к шасси приемника. На передней панели приемника установлен блок гониометра, клемма «Земля», высокочастотный разъем «Антенна», регулятор «Отзывчивость», штепсельный разъем. На задней панели — блок питания.

Пульт дистанционного управления предназначен для управления радиокомпасом, а также настройки на заданную частоту. С задней стороны лицевой панели установлена скоба, на которой крепятся реле, врубной разъем, печатная плата с радиоэлементами и два устройства для набора частоты. На лицевой панели ПДУ размещены следующие органы управления (рис. 6.4):



Р и с. 6.4. Лицевая сторона пульта управления АРК-15М.

— переключатель режимов на четыре положения «Выкл», «Компас», «Антенна», «Рамка». В режиме «Компас» обеспечивается автоматическое определение КУР. В режиме «Антенна» — прослушивание сигналов радиостанций средневолнового диапазона на волн. В режиме «Рамка» — ручное определение КУР;

— переключатель «Канал I — Канал II» обеспечивает подключение соответствующего канала. При установке переключателя в одно из двух положений на пульте загорается светосигнализатор, соответственно левый или правый;

— два наборных устройства и соответственно две шкалы настройки частоты I и II каналов;

— переключатель «ТЛФ—ТЛГ» для работы соответственно с телефонными или телеграфными сигналами;

— ручка «Громкость» для регулировки уровня громкости прослушиваемых сигналов;

— кнопка «Рамка» для ручного вращения искательной катушки. При нажатии кнопки «Рамка» во всех режимах искательная катушка вращается по часовой стрелке;

— кнопка «Управление» не используется, так как на самолете установлены радиоконпасы однопультового варианта.

Рамочная антенна предназначена для направленного приема сигналов пеленгуемой радиостанции и представляет собой две взаимно перпендикулярные обмотки на плоском ферритовом сердечнике прямоугольной формы. Каждая из обмоток представляет собой отдельную рамку (см. рис. 6.2). Средние точки обмоток заземлены через экраны кабелей. На том же сердечнике под углом к обмоткам размещен контрольный виток для проверки работоспособности АРК с помощью измерительного прибора ИРК-3. Антенна помещена в экран из листовой стали. Для герметичности конструкции антенна залита радиопрозрачной теплостойкой массой, одновременно обладающей демпфирующими свойствами.

Эквивалент кабеля рамки конструктивно представляет собой блок. Шильдик на крышке блока указывает, какой длине кабеля соответствуют электрические характеристики эквивалента.

Антенное согласующее устройство выполнено в виде блока, внутри которого установлена печатная плата с элементами схемы составного эмиттерного повторителя на полевом транзисторе. Сверху блок закрыт крышкой с шильдиком, на котором вход блока обозначен словом «Антенна», а выход — «ПБ-2». Кроме этого, имеется на крышке обозначение действующей высоты ан-

тенны и схема перепайки блока на различные действующие вы-
соты антенны. АСУ предназначено для согласования парамет-
ров ненаправленной антенны со входом приемника.

Блок механический переходной (БМП) предназначен для пе-
редачи с выхода управляющей схемы сигнала КУР на индика-
торы типа РМИ-2Б, которые используются также для индика-
ции сигналов от систем Курс МП-70 и ТКС-П2. В связи с тем,
что сигналы от указанных систем поступают на приборы РМИ-
2Б от сельсинов, а радиокompас АРК-15М имеет в качестве дат-
чика КУР синусно-косинусный трансформатор, то для стыковки
указанных элементов и служит БМП. Он представляет собой
следующую систему, состоящую из бесконтактного синусно-ко-
синусного трансформатора, усилителя, двигателя и редуктора,
на оси которого расположен ротор сельсина датчика прибора
РМИ-2Б.

Распределительная коробка (РК) представляет собой коробку
с крышкой, внутри которой расположены расшивочные панели
и реле. РК предназначена для коммутации цепей питания и свя-
зи между блоками радиокompасов, на ней имеется также разъем
для подключения измерителя ИРК-3.

6.6. Электропитание и защита

Радиокompасы питаются от бортовых электросетей постоянно-
го 27 В и переменного тока напряжением 36 В 400 Гц.

На АРК-15М № 1 напряжение питания +27 В с шины 1 ле-
вой панели автоматов защиты сети через АЗСГК-2 поступает на
пульт управления, БМП и , через переключатель «УЩДБ и
СПУ. VOR1—АРК1», расположенный на верхнем электрощитке
пилотов, на реле включения сигналов «VOR1—АРК1», на
УЩДБ и в СПУ. После включения радиокompаса с пульта управ-
ления напряжение +27 В подается на обмотку реле ТКЕ22П1Г.
При этом напряжение питания 36 В переменного тока с шин А и
С левой РК -36 В подается через предохранители ПМ-2 и кон-
такты реле ТКЕ22П1Г на приемник, пульт управления, БМП и
контрольный соединитель.

На АРК-15М № 2 напряжение питания +27 В с шины 2 правой
панели автоматов защиты сети через АЗСГК-2 поступает на пульт
управления, БМП и, через переключатель «УЩДБ и СПУ. VOR2—
АРК2», расположенный на верхнем электрощитке пилотов, на реле

включения сигналов «VOR2—АРК2», на УШДБ и в СПУ. После включения радиокompаса с пульта управления напряжение +27 В подается на обмотку реле ТКЕ22П1Г. При этом напряжение питания 36 В переменного тока с шин А и С правой РК ~36 В подается через предохранители ПМ-2 и контакты реле ТКЕ22П1Г на приемник, пульт управления, БМП и контрольный соединитель.

6.7. Включение и проверка работоспособности

1. Управление радиокompасами осуществляется с пультов дистанционного управления. При этом используются абонентские аппараты СПУ членов экипажа (кроме бортинженера), переключатели 1 и 2 «УШДБ и СПУ. VOR1—АРК1» («VOR2—АРК2»), расположенные на верхнем электрошитке пилотов и переключатели «VOR1—АРК1» («VOR2—АРК2»), установленные на приборах РМИ-2Б, а также переключатель «АРК1—2» на абонентском аппарате лоцмана (бортрадиста). Перед включением радиокompасов необходимо убедиться, что на пультах управления обоих комплектов радиокompасов переключатели рода работ находятся в выключенном положении, а автоматы защиты сети «АРК1» на левой панели АЗС и «АРК2» на правой панели АЗС включены.

2. Включить питание систем Курс МП и СПУ.

3. Установить переключатели 1 и 2 «VOR1—АРК1» и «VOR2—АРК2» на верхнем электрошитке пилотов соответственно в положение «АРК1» и «АРК2», а на приборах РМИ-2Б левые переключатели — в положение «АРК1», правые — в положение «АРК2».

В зависимости от положения левого переключателя «VOR1—АРК1» на индикаторах РМИ-2Б телефоны пилотов подключаются либо к выходу блока УНП-1 (первого полукомплекта системы Курс МП), либо к выходу приемника АРК-15М № 1. Переключение выходов осуществляется с помощью реле, расположенных в РК СПУ. Аналогичная коммутация телефонов осуществляется и от правого переключателя «VOR2—АРК2» на индикаторах РМИ-2Б, подключая телефоны пилотов к выходу блока УНП-2 (второго полукомплекта Курс МП) или к выходу приемника АРК-15М № 2.

Телефоны штурмана подключаются к Курс МП обоих полукомплектов или к АРК обоих комплектов посредством переключателей 1 и 2 «УШДБ и СПУ. VOR1—АРКБ» («VOR2—АРК2»).

Телефоны лоцмана (бортрадиста) подключаются к выходу приемника АРК-15М № 1 или АРК-15М № 2 посредством переключателя «АРК1—2» на рабочем месте лоцмана.

На абонентских аппаратах пилотов и штурмана установить переключатель выбора радиосредств в положение «АРК1» («АРК2»), а на рабочем месте лоцмана — в положение «АРК». Переключатели «СПУ—Радио» на абонентских аппаратах членов экипажа установить в положение «Радио».

4. Включить питание АРК1 (АРК2) переключателем рода работ на пульте управления и проверить работу радиокompасов поочередно по двум приводным радиостанциям аэродрома базирования:

— установить переключатель режимов на пульте управления АРК1 (АРК2) в положение «Ант» (Антенна). При этом на пульте управления должна загореться лампа подсвета. После прогрева аппаратуры убедиться, что в телефонах экипажа прослушиваются шумы приемника во всех режимах работы («Ком—Ант—Рамка»);

— в режиме работы «Ант» установить переключатель «Канал» в положение «1», при этом должна загореться лампа подсвета шкалы настройки первого канала. Ручками установки частоты настроить приемник на радиостанцию, работающую в рабочем диапазоне частот радиокompаса, и прослушать позывные сигналы радиостанции, проверить исправность переключателя «ТЛФ—ТЛГ». При установке переключателя в положение «ТЛГ» в телефонах должен прослушиваться тон звуковой частоты. В положении «ТЛФ» этот тон отсутствует. Проверить исправность регулятора громкости. При вращении рукоятки в телефонах должна плавно изменяться громкость сигнала.

— установить переключатель режима в положение «Ком» (компас). При этом стрелки указателей РМИ-2Б и УШДБ должны отрабатывать КУР на радиостанцию. Узкая стрелка прибора РМИ-2Б и стрелка 1 прибора УШДБ подключены к выходу АРК1, а широкая стрелка 2 соответственно подключена к выходу АРК2;

— нажать на пульте управления кнопку «Рамка» и отвести стрелки индикаторов от направления пеленга на $150 \div 170^\circ$. При отпускании кнопки стрелки индикаторов должны возвратиться в первоначальное положение, плавно, без рывков;

— установить переключатель режима на пульте управления в положение «Ант», а переключатель «Канал» в положение «2».

При этом должна загореться лампа подсвета шкалы настройки второго канала, проверить работу радиокompаса на втором канале.

5. После окончания проверки работоспособности радиокompасов установить переключатель режима работы в положение **«Выкл»**. Выключить автоматы защиты сети **АРК1**, **АРК2** на левой и правой панелях АЗС соответственно.

6.8. Эксплуатация радиокompаса в полете

Включить питание радиокompасов в той же последовательности, как было рассмотрено в разд. 6.7.

Установить на пульте управления каждого комплекта радиокompаса частоту радиостанций согласно плану полета.

При полете на радиостанцию на индикаторных приборах РМИ-2Б и УШДБ курсовой угол будет равен нулю. При наличии ветра должен учитываться угол сноса. Пролет радиостанции фиксируется поворотом стрелок индикаторов на **180°**.

При заходе на посадку по системе ОСП необходимо настроить один комплект АРК-15М на частоту дальней приводной радиостанции, а другой — на частоту ближней приводной радиостанции. В режиме инструментального захода на посадку при пролете ДПРМ выход на траверз ВПП, третий и четвертый развороты выполняются по КУР с учетом угла сноса $\text{КУР} + \text{УС}$ (по заданной схеме захода на посадку). После четвертого разворота самолет выдерживает магнитный курс посадки с учетом угла сноса и $\text{КУР} = 0 \pm \text{УС}$.

В условиях интенсивных электростатических помех можно использовать режим **«Рамка»**, однако в этом режиме КУР определяется вручную по минимальной слышимости и имеет ошибку в отсчете на **180°**.

РАДИОТЕХНИЧЕСКАЯ СИСТЕМА БЛИЖНЕЙ НАВИГАЦИИ РСБН-2СА

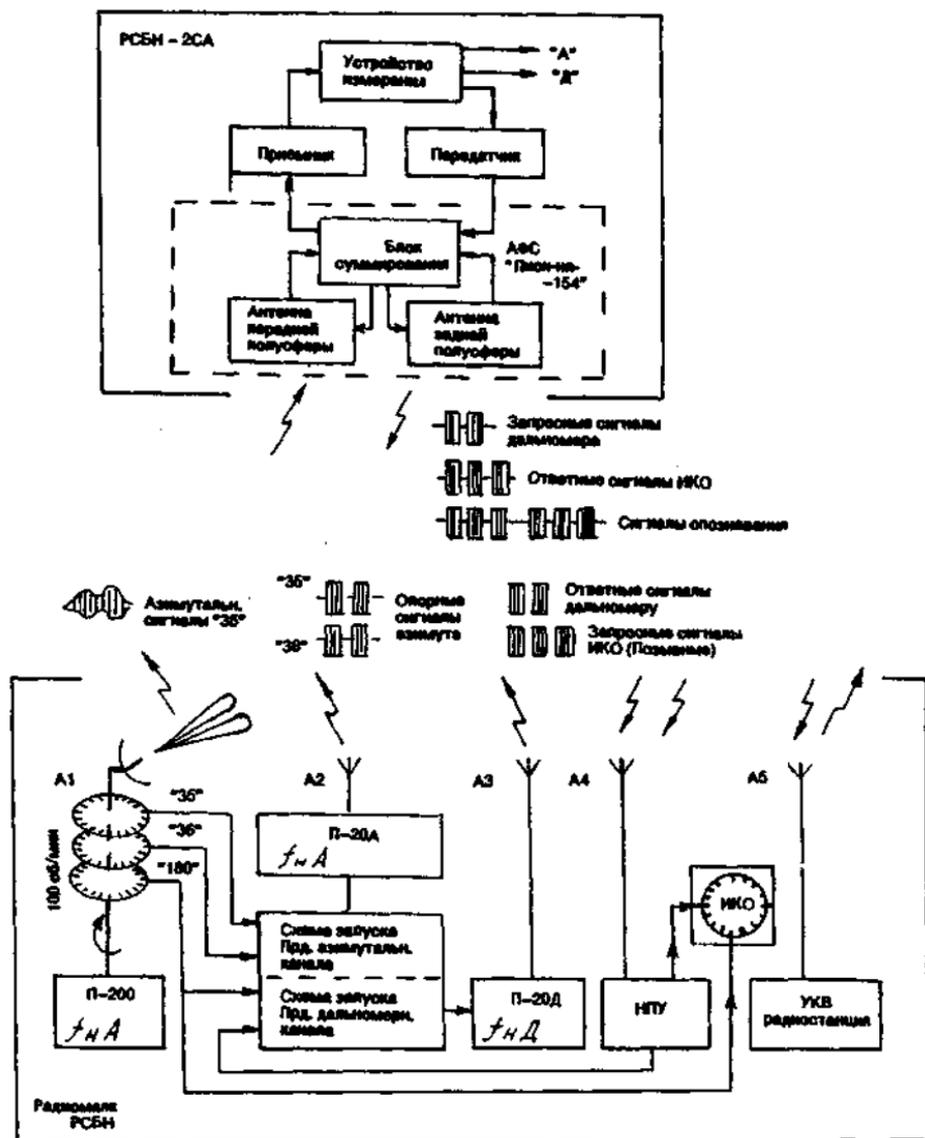
7.1. Общие сведения

Угломерно-дальномерная радиотехническая система ближней навигации РСБН-2СА работает в составе самолетного навигационно-пилотажного комплекса и предназначена для определения **места** самолета по сигналам наземных радиомаяков РСБН, коррекции координат самолета, счисленных в навигационно-вычислительном устройстве НВУ-БЗ, и выполнения инструментальной посадки самолета по системе «Катет» при использовании в наземном комплексе оборудования специальной посадочной радиомаячной группы (ПРМГ).

Самолетная аппаратура РСБН-2СА совместно с наземными **азимутально-дальномерными** и посадочными маяками обеспечивает решение следующих задач навигации и посадки:

- определение полярных координат самолета (азимут — наклонная дальность). Информация об азимуте и дальности индицируется прибором ППДА-Ш1 с одновременным опознаванием наземного радиомаяка при помощи слуховой индикации;
- наблюдение за местоположением самолета и его опознавание по наземному индикатору кругового обзора (ИКО);
- определение отклонения самолета от **равносигнальных** зон курса и глиссады и определение дальности до посадочного ретранслятора дальности (начало ВПП).

Структурная схема взаимодействия аппаратуры РСБН-2СА и аппаратуры наземного радиомаяка приведена на рис. 7.1. Радиомаяк РСБН представляет собой комплекс радиоаппаратуры, установленной в определенной точке на местности, обеспечивающий совместно с бортовым оборудованием получение информации об азимуте и дальности самолета относительно радиомаяка как на борту самолета, так и на радиомаяке.



Р и с. 7.1. Структурная схема взаимодействия аппаратуры РСБН-2СА и наземного радиомаяка.

Азимутально-дальномерный радиомаяк имеет три передатчика (**П-200**, **П-20А**, **П-20Д**), наземное приемное устройство (**НПУ**) и УКВ радиостанцию для связи с самолетами:

— **П-200** — передатчик непрерывных азимутальных сигналов питает вращающуюся с постоянной скоростью (100 об/мин) антенну **А₁**, которая имеет остронаправленную **двухлепестковую** диаграмму направленности и облучает все самолеты, находящиеся в зоне действия радиомаяка;

— **П-20А** — передатчик опорных сигналов работает в импульсном режиме и питает антенну **А₂**, которая излучает опорные импульсы. Антенна имеет **всенаправленную** характеристику и излучает две серии опорных **импульсных** сигналов («35» и «36»), условно обозначенных по количеству их за один оборот вращения антенны **А₁**;

— **П-20Д** — передатчик дальномерных сигналов питает передающую антенну **А₃**. Антенна имеет всенаправленную характеристику. Передатчик работает в импульсном режиме и предназначен для передачи ответных сигналов **радиодальномера** и запросных сигналов наземного индикаторного устройства. При помощи манипуляции запросных сигналов производится передача позывных сигналов наземного радиомаяка (опознавание радиомаяка на борту самолета);

— **НПУ** — наземное приемное устройство радиомаяка предназначено для приема запросных сигналов дальности самолета, находящегося в зоне действия радиомаяка, и после необходимых преобразований сигнал кодируется, запускает передатчик **П-20Д** и в виде ответного сигнала излучается в эфир всенаправленной антенной;

— **УКВ** радиостанция обеспечивает связь диспетчера с самолетами, находящимися в зоне действия радиомаяка.

Наземный радиомаяк работает в дециметровом диапазоне волн и обеспечивает:

а) передачу:

— азимутального сигнала всенаправленного маяка непрерывного генерирования. Азимутальные сигналы имеют форму двойного колоколообразного импульса, длительностью 20 мкс с частотой следования 1,66 Гц. Такая форма импульса получается за счет облучения самолета вращающейся антенной с двухлепестковой диаграммой направленности;

— опорных импульсных сигналов «35» азимута. Эти сигналы имеют форму **двухимпульсной** посылки с частотой следования

58,33 Гц. Длительность импульсов 6 мкс, интервал между импульсами зависит от кода;

— опорных импульсных сигналов «36» азимута. Эти сигналы имеют форму двухимпульсной посылки с частотой следования 60 Гц. Длительность импульсов 6 мкс, интервал времени между импульсами зависит от кода;

— ответных сигналов самолетному запросчику дальности. Ответные сигналы ретранслятора-радиодальномера имеют форму двухимпульсной посылки. Длительность импульсов (1,7+0,5) мкс, интервал между импульсами зависит от выбранного кода;

— запросных сигналов наземного индикаторного устройства. Эти сигналы имеют форму трехимпульсной посылки с частотой следования 300 Гц. Длительность импульсов (1,7±0,5) мкс, интервал между импульсами зависит от выбранного кода;

б) прием:

— запросных сигналов самолетного запросчика дальности. Эти сигналы имеют форму двухимпульсной посылки с частотой следования 30 или 100 Гц. Длительность импульсов 1,5 мкс. Интервал времени между импульсами зависит от кода;

— ответных сигналов наземному индикаторному устройству. Эти сигналы имеют форму трехимпульсной посылки с частотой следования 1,66 Гц. Длительность импульсов 1,5 мкс, интервал между импульсами зависит от кода;

— сигналов опознавания. В режиме «Опознавание» ответные сигналы наземному индикаторному устройству излучаются в виде двухкратной посылки трехимпульсной кодовой группы «Ответ» с интервалом от 50 до 100 мкс.

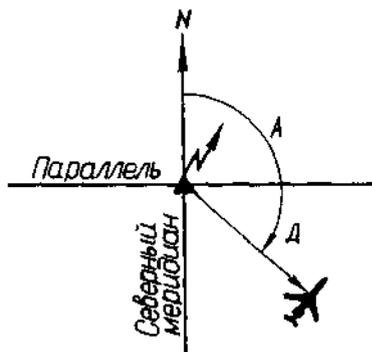
В режиме «Посадка» по системе «Катет» радиотехническая система РСБН-2СА работает совместно с наземными посадочными радиомаяками (курсовым, глиссадным и ретранслятором-дальномером). Частотные каналы курсового посадочного маяка совпадают с частотными каналами азимутального передатчика маяка РСБН, а глиссадного посадочного маяка — с частотными каналами передатчика П-20Д. Частотные каналы для передачи ответных сигналов с посадочного ретранслятора-дальномера совпадают с частотными каналами передатчика П-20Д. Эти сигналы посадочных радиомаяков принимаются на самолете одной антенной передней полусферы АФС «Пион».

Принцип измерения азимута осуществляется измерением на самолете времени между сигналом северного совпадения и азимутальным сигналом, принятым приемным устройством на само-

жете. Это время пропорционально азимуту самолета и равно нулю при положении самолета строго на географический север от маяка (рис. 7.2).

Азимут самолета измеряется с помощью принимаемых на самолете опорных импульсных сигналов совпадения серий «35» и «36» и непосредственно азимутального сигнала, излучаемых соответственно передатчиками П-20А и П-200. Частотные каналы передатчика П-20А и П-200 совпадают. Передатчик П-200 работает в непрерывном режиме излучения сигнала через вращающуюся антенну с остронаправленной двухлепестковой диаграммой направленности. На оси антенны установлены диски с магнитоэлектрическими датчиками. На одном диске установлено 35 датчиков, а на другом — 36. Два таких датчика (один на первом диске, другой — на втором) синхронизируют работу передатчика П-20А. Третий диск со 180 датчиками используется для получения двухградусных меток на индикаторе кругового обзора (ИКО) наземного приемного устройства. Этими же импульсами запускается передатчик П-20Д. Датчики импульсов жестко связаны с приводом вращения антенны A_1 (см. рис. 7.1).

При вращении антенны с помощью магнитоэлектрических датчиков формируется импульсный электрический сигнал запуска передатчика П-20А, работающий в импульсном режиме на всенаправленную антенну. За один оборот антенны A_1 передатчик П-20А запускается 35 раз от диска с 35-ю датчиками и 36 раз от диска с 36-ю датчиками, причем одновременный запуск передатчиков происходит, когда импульсный сигнал от 35-го датчика совпадает с импульсным сигналом от 36-го датчика. Это происходит, когда диаграмма направленности вращающейся антенны направлена строго на географический север, то есть в это время происходит совпадение импульсного сигнала «35» с импульсным сигналом «36». Это совпадение называется северным совпадением и служит начальным временем отсчета при измерении азимута на самолете относительно радиомаяка РСБН.



Р и с. 7.2. *Определение положения самолета в полярной системе координат.*

Момент прохождения диаграммой направленности вращающейся антенны, направленной на север, определяется на борту самолета принятым вспомогательным сигналом — совпадением опорных импульсных сигналов «35» и «36». В этот момент на борту самолета вырабатывается сигнал начала отсчета азимута.

Когда диаграмма направленности вращающейся антенны будет направлена на самолет, то принятый азимутальный сигнал бортовой аппаратурой будет сдвинут относительно направления «север» на интервал времени, пропорциональный азимуту самолета. Измерение данного временного интервала азимутальным каналом бортовой аппаратуры РСБН выдает информацию об азимуте самолета. Значение азимута используется для коррекции навигационного вычислителя НВУ-БЗ, а также транслируется на индикатор азимута ППДА-Ш1.

Принцип измерения дальности при работе бортовой аппаратуры совместно с наземным радиомаяком сводится к измерению временного интервала между сигналом запроса бортовой аппаратуры и сигналом ответа наземного радиомаяка, принятым бортовой аппаратурой. Этот временной интервал будет пропорционален дальности от самолета до наземного радиомаяка.

Бортовой передатчик (запросчик) излучает сигнал запроса дальности в виде кодовой группы. Наземным приемным устройством радиомаяка этот сигнал принимается, декодируется и после необходимых преобразований кодируется в шифраторе наземного маяка. Закодированный сигнал запускает наземный передатчик П-20Д и в виде ответного сигнала излучается в эфир всенаправленной антенной АЗ (см. рис. 7.1).

Принятые самолетной АФС ответные сигналы наземного радиомаяка поступают на вход приемника, где усиливаются, преобразуются, декодируются, а затем поступают на измерительную схему, в которой происходит автоматическое измерение временного сдвига между запросным и ответным сигналами (наклонная дальность). Измеренный временной интервал в схеме преобразуется в значение дальности и используется для коррекции НВУ-БЗ, а также индицируется на индикаторе дальности прибора ППДА-Ш1 в километрах.

В наземной системе индикации воздушной обстановки координаты самолета определяются следующим образом. Азимутальная развертка на ИКО синхронна вращению направленной антенны радиомаяка. Начало радиальной развертки дальности связано с сигналом запроса наземной индикации. В самолетной аппаратуре запрос ретранслируется на землю и, таким образом,

самолетный запросчик превращается в ответчик, а наземный передатчик — в запросчик. Для периодической последовательности импульсов запроса (сигнал «180») ответ выдается на импульсы, совпадающие с моментом приема на борту азимутального сигнала. Это обеспечивает яркостную отметку на ИКО в указанный момент времени и позволяет диспетчеру определять азимут и дальность самолета относительно радиомаяка.

Система РСБН предусматривает возможность по позывным сигналам, путем их прослушивания, опознавать на борту самолета наземный радиомаяк РСБН, а также опознавать на наземном индикаторе кругового обзора самолет. Опознавание самолета осуществляется за счет раздвигания яркостной отметки на ИКО при включении пилотом выключателя «РСБН. Опознавание—**Выключено**».

7.2. Комплект и размещение на самолете

В комплект бортовой аппаратуры РСБН-2СА входят: самолетный запросчик дальности (СЗД-М), самолетный приемник азимута и дальности (СПАД-2); блок дальности (БД-2А); блок измерения азимута (БИА); блок коррекции (В-10); блок оценки (БО); блок реле (БР-2А); моноблок коммутации (МК), состоящий из блока коммутации навигационных сигналов (БН) и блока коммутации посадочных сигналов (БП); блок бланкирования (ББ) и распределительная коробка. Все перечисленные блоки установлены на амортизационные рамы и размещены в первом техническом отсеке (левый борт) между шпангоутами № 7—11; щиток штурмана (ЩШ), выключатель опознавания ВГ-15К и выключатель питания ВГ-15К установлены на верхнем электрощитке пилотов; прибор ППДА-Ш1 и светосигнальные табло ТС-2 с окнами «Азимут автоном», «Дальн. автоном», «Коррекц. включ» — на средней приборной доске пилотов; антенно-фидерная система «Пион-НП-154», в состав которой входят: антенна передняя АП-18Г; антенна задняя АЗ-021; блок суммирования БС-012; блок управления и два контрольных соединения размещены на самолете в следующих местах: АП-18Г — в носовом отсеке; АЗ-021 — в киле, слева и справа; БС-012 и блок управления — в первом техническом отсеке (левый борт) между шпангоутами № 7—9; контрольные соединения — один на перегородке шпангоута № 3 (левый борт), другой в пятом техническом отсеке на балке пола у шпангоута № 69 (левый борт).

7.3. Эксплуатационно-технические характеристики

1. Дальность действия зависит от высоты полета, км:
 - на высоте 5000 м 250
 - на высоте 12000 м 390
2. Точность определения координат самолета:
 - по наклонной дальности, м ± 250
 - по азимуту, градус $\pm 0,25$
3. Точность построения полярных координат по данным автономной системы НВУ-БЗ, % 4 % от пройденного пути с момента последней коррекции
4. Точность коррекции автономной системы НВУ-БЗ, км $\pm (0,01D + 3,5)$
5. Количество одновременно обслуживаемых самолетов, шт.:
 - по азимуту Не ограничено
 - по дальности, не более 100
6. Импульсная мощность излучения передатчика, кВт, не менее 0,4
7. Потребляемая мощность от сети:
 - 27 В, Вт 150
 - 115 В 400 Гц, В • А 1000
 - трехфазного тока 36 В, В • А 25
8. Масса аппаратуры без АФС, кг 94

7.4. Функциональная схема и принцип работы

Упрощенная функциональная схема (рис. 7.3) состоит из АФС, приемника СПАД-2, передатчика СЗД-М, блока измерения дальности (БД), блока измерения азимута (БИА), щитка управления, прибора индикации азимута и дальности ППДА-Ш1. Станция РСБН-2СА сопряжена с автономной системой НВУ-БЗ посредством аппаратуры сопряжения, состоящей из блока оценки (БО) и блока коррекции В-10. Получателем информации азимута и дальности является навигационный вычислитель НВУ-БЗ и прямопоказывающий прибор ППДА-Ш1. Аппаратура РСБН-2СА работает в двух режимах: «Навигация» и «Посадка».

Режим «Навигация» предназначен для определения местоположения самолета относительно наземных радиомаяков и коррекции навигационного вычислителя НВУ-БЗ.

Принятые сигналы наземного радиомаяка антенной передней полусферы АП-18Г и антенной задней полусферы АЗ-021 через блок суммирования БС-012 поступают на вход приемника **СПАД-2**. Применение двух антенн (передней и задней) на борту **самолета** исключает явление пропадания сигналов за счет их взаимного подавления (интерференции), обеспечивая устойчивый прием сигналов.

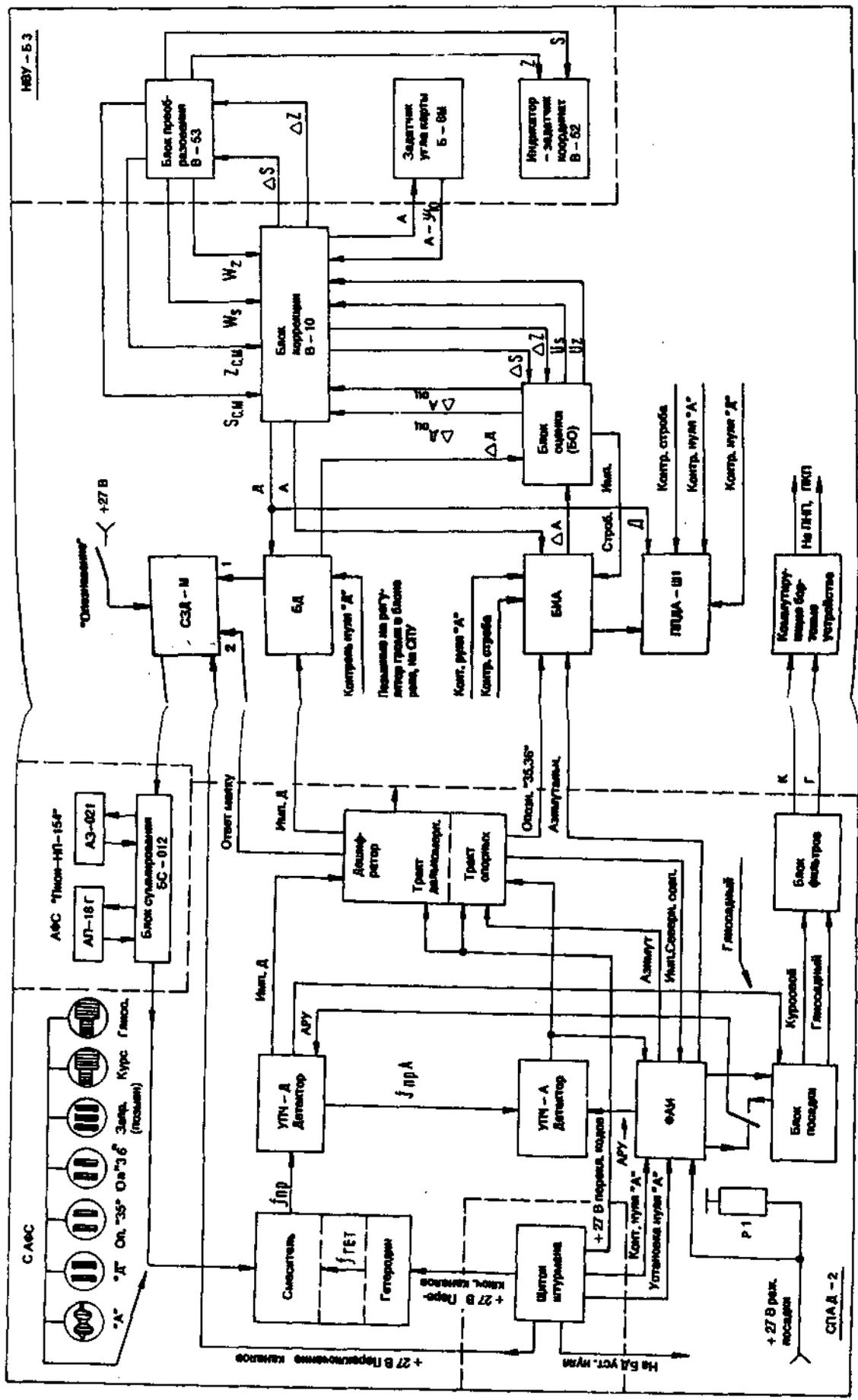
На вход приемника поступают одновременно сигналы азимутального /А и дальномерного /д каналов, которые отличаются по частоте на одну и ту же величину. Входные цепи (кристаллический смеситель и гетеродин) приемника являются общими для обоих каналов. В результате преобразования на выходе смесителя выделяется спектр суммарных и разностных частот, которые по высокочастотному кабелю поступают на систему разделительных контуров, расположенных в субблоке УПЧ-Д. На этих контурах выделяются промежуточные частоты дальномерного $f_{\text{прд}}$ канала и азимутального $f_{\text{прА}}$ канала.

Сигналы промежуточной частоты дальности $f_{\text{прд}}$ усиливаются в УПЧ-Д, детектируются и с одного выхода детектора поступают на дешифратор, а с другого — на блок посадки. В дешифраторе **дальномерные** и запросные (позывные) сигналы декодируются и формируются дальномерные импульсы, поступающие затем в БД, и позывные сигналы, которые через регулятор громкости, расположенный в блоке реле, поступают в СПУ для прослушивания.

Блок измерения дальности совместно с механизмом дальности предназначен для формирования и выдачи запросных сигналов на запуск передатчиков СЗД-М, автоматического измерения времени прохождения этих сигналов от самолета до наземного радиомаяка РСБН и от радиомаяка до самолета, а также выдачи данных о дальности на прямопоказывающий прибор азимута и дальности ШЦДА-Ш1.

При измерении дальности от самолета до маяка ответный импульсный сигнал сдвигается на временной оси относительно запросного и на выходе схемы измерения дальности появляется сигнал рассогласования ДД, который подается в блок оценки, где собираются данные о дальности на достоверность.

Поскольку радиомаяк РСБН отвечает на запросы ряда других запросчиков дальности, установленных на других самолетах, на-



Р и с. 7.3. Упрощенная функциональная схема системы РСВН-2СА.

ходящихся в зоне действия радиомаяка, частота и код которых одинаковы, то возникает необходимость отличать «свои» ответные импульсные сигналы от «чужих». Задача выделения «своих» импульсных сигналов решается в БД, в котором применена схема временной селекции. «Свои» ответные импульсные сигналы отличаются от «чужих» тем, что их частота следования точно равна частоте запросных импульсных сигналов данного запросчика, а временное положение «чужих» ответных импульсных сигналов относительно момента излучения запросного импульсного сигнала нестабильно и изменяется от одного запроса к другому. Поэтому в БД схема измерения дальности обеспечивает поиск и обнаружение «своего» ответного сигнала, после чего переходит в режим слежения, в котором осуществляется сопровождение «своего» ответного сигнала по дальности с одновременным измерением дальности до радиомаяка РСБН.

В БД формируется запросный импульс дальности, который запускает передатчик СЗД-М. Самолетный запросчик дальности имеет два входа и работает в импульсном режиме. По первому входу передатчик запускается запросными импульсами, сформированными в БД, и вырабатывает двухимпульсный кодированный сигнал запроса дальности мощностью не менее 0,4 кВт, который через блок суммирования БС-012 поступает в переднюю и заднюю антенны АФС «Пион» и излучается в эфир. По второму входу передатчик запускается от запросных сигналов радиомаяка РСБН. При поступлении на вход приемника СПАД-2 запросных сигналов радиомаяка в дешифраторе приемника схемой совпадения формируются ответные импульсные сигналы, которые поступают на схему запуска передатчика. При этом передатчик запускается по второму входу и вырабатывает трехимпульсный кодированный сигнал ответа наземному радиомаяку РСБН. Кроме этого, передатчик СЗД-М формирует и излучает через АФС сигнал «Опознавание» в виде двукратной посылки трехимпульсной кодовой группы «Ответ» при включении пилотом выключателя на верхнем электрошитке пилотов «Опознавание».

Сигналы промежуточной частоты азимута $f_{\text{прА}}$, выделенные на входном фильтре, расположенном в УПЧ-Д, по высокочастотному кабелю поступают в субблок УПЧ-А, где они усиливаются, детектируются и подаются на дешифратор и схему формирования азимутальных импульсов (ФАИ).

В дешифраторе азимутальные импульсные сигналы ослабляются входной RC-цепью, а опорные импульсные сигналы «35» и

«36» усиливаются, декодируются, после чего из них формируются выходные импульсы большой длительности и амплитуды, которые подаются на блок измерения азимута.

В схеме **ФАИ** опорные импульсные сигналы «35» и «36» **ослабляются** входной РС-цепью, а азимутальные импульсные сигналы двойной колоколообразной формы усиливаются, после чего из них формируется азимутальный импульс, передний фронт которого жестко связан с временным положением оси симметрии входного азимутального сигнала. Сформированный азимутальный импульс поступает на БИА и блок оценки.

Кроме того, в блоке **ФАИ** формируется напряжение АРУ, которым охвачены усилители **ФАИ** и одновременно **УПЧ-А** и через нормально замкнутые контакты реле Р1 **УПЧ-Д**. В режиме «Посадка» реле Р1 переключается и напряжение АРУ на **УПЧ-Д** подается с блока посадки.

Схемой **ФАИ** контролируется нуль азимута и компенсируются возможные уходы начальной установки азимута. При нажатии на шитке штурмана ручки-кнопки «Контроль нуля азимута» схема **ФАИ** начинает работать от импульсов северного совпадения опорных импульсных сигналов «35» и «36», поступающих с **дешифратора** и принятых в системе измерения и индикации азимута за начало отсчета азимута.

В блоке оценки азимутальные импульсные сигналы стробируются, то есть выделяются из последовательности импульсов лишь те, которые отличаются определенной длительностью и положением на временной оси. Это позволяет повысить помехозащищенность канала азимутальных сигналов путем отсеивания ложных сигналов и помех в промежутках между поступлениями истинных азимутальных импульсов. **Стробированные** азимутальные импульсы подаются в БИА.

Блок измерения азимута предназначен для измерения временного интервала между начальным временем отсчета, одинаковым для всех самолетов, находящихся в зоне действия радиомаяка, и азимутальным импульсом и выдачи информации об азимуте на **прямопоказывающий** прибор ППДА-Ш1, а также в режиме коррекции — в блок коррекции.

Результат измерения выдается в виде угла поворота осей грубого и точного фазовращателей. С этими осями механически связаны сельсины-датчики, передающие угол поворота на стрелочные указатели прибора ППДА-Ш1, а сигнал рассогласования по азимуту ДА в блок оценки. Благодаря двушкальному методу из-

мерения достигается высокая точность в измерении азимута. В режиме «Коррекция» два сельсина используются как приемники для согласования механизма азимута в блоке коррекции с механизмом блока БИА.

Аппаратура сопряжения и принцип работы. Аппаратура сопряжения объединяет различные по принципу действия навигационные системы — радиотехническую систему РСБН-2СА, с одной стороны, и автономную систему НВУ-БЗ, с другой, в единую комплексную систему самолетной навигации с целью:

- повышения надежности решения навигационных задач;
- повышения помехозащищенности радионавигационной станции РСБН-2СА за счет логической оценки радиоданных при сравнении их с данными автономной системы НВУ-БЗ;
- улучшения точности автономной системы НВУ-БЗ за счет коррекции автономных данных по данным станции РСБН-2СА.

Аппаратура сопряжения состоит из блока оценки и блока коррекции В-10. В блоке коррекции производится счисление **полярных** автономных координат по данным системы НВУ-БЗ. Блок оценки служит для оценки радиоданных и управления режимами работы системы.

На основании данных, поступающих от системы НВУ-БЗ, производится логическая оценка данных радиоизмерений, за счет которой увеличивается помехозащищенность системы РСБН-2СА и обеспечивается устойчивость показаний измерителя азимута и дальности ППДА-Ш1 при **флюктуациях** сигнала на входе измерительного прибора.

При отсутствии данных измерения в системе РСБН-2СА полярные координаты продолжают выдаваться, причем точность их выдачи соответствует точности определения координат в системе НВУ-БЗ и составляет 3—4 % от пройденного пути с момента последней коррекции.

Автономная система НВУ-БЗ предназначена для счисления ортодромических (прямоугольных) координат самолета с последующей выдачей на индикаторные приборы и автоматический планшет.

Автономная система получает и обрабатывает информацию о путевой скорости и направлении полета самолета. Измерение путевой скорости производится доплеровской системой ДИСС-013. Погрешность измерения путевой скорости составляет 0,25 %, а точность определения угла сноса не превышает 0,26°. Измерение курса производится точной курсовой системой ТКС-П2.

При кратковременных перерывах в работе доплеровской системы путевая скорость продолжает вырабатываться по данным воздушной скорости, поступающей от системы СВС-ПН-154, и по запомненному доплеровской системой ветру (режим «Память»).

Связь радиотехнической системы РСБН-2СА с автономной системой НВУ-БЗ посредством аппаратуры сопряжения и ее функционирование поясняет рис. 7.3.

При измерении дальности от самолета до радиомаяка ответный импульс сдвигается на временной оси относительно запросного и на выходе схемы измерения дальности появляется сигнал рассогласования ДД, который подается в блок оценки. В блок оценки подается также и сигнал рассогласования ДА из БИА, где оцениваются данные о дальности и азимуте на достоверность и управление коррекцией координат самолета, численных навигационным вычислителем НВУ-БЗ. Поступающие с БД и БИА сигналы рассогласования ДД и ДА являются результатом сравнения автономных данных и радиоданных.

Кроме того, в блоке оценки вырабатываются поправки к путевой скорости самолета в виде ортодромических составляющих фиктивного ветра U_S , U_Z , а также вычисляются погрешности численных навигационным вычислителем координат самолета.

Из блока коррекции в блок оценки поступают ортодромические составляющие рассогласований между координатами ΔS и ΔZ , вычисленные по измеренным азимуту и дальности самолета относительно радиомаяка и автономно с помощью навигационного вычислителя НВУ-БЗ, которые преобразуются в фиктивные составляющие ветра U_g и U_z . Эти составляющие фиктивного ветра используются для повышения точности счисления полярных координат при включенном режиме коррекции в течение 3 мин.

Непосредственно оборудование РСБН-2СА сопрягается с НВУ-БЗ через блок коррекции В-10, который решает следующие задачи:

— построение полярных координат самолета по данным навигационного вычислителя НВУ-БЗ;

— преобразование ортодромических составляющих путевой скорости W_S и W_Z в полярные составляющие с учетом угла карты Ψ ;

— вычисление полярных координат самолета относительно радиомаяка по полярным составляющим путевой скорости $W_{Д}$ с учетом угла карты.

В зависимости от сигналов, поступающих с блока оценки, пульта управления В-51 навигационного вычислителя и щитка штурмана, блок коррекции может работать в следующих режимах: «Коррекция», «Память», «Построение», «Грубая оценка радиоданных», «Радиосогласование», «Контроль нуля дальности» и «Контроль нуля и строба азимута».

Из навигационного вычислителя НВУ-БЗ в блок коррекции В-10 поступают ортодромические составляющие путевой скорости W_{Si} W_z , где преобразуются в полярные составляющие скорости. Полярные составляющие скорости самолета поступают в блок коррекции на электромеханические интеграторы для счисления полярных координат самолета.

Полученные таким образом в блоке коррекции автономные значения азимута и дальности самолета передаются с помощью сельсинных передач соответственно в БИА и БД, где отрабатываются на измерительных механизмах.

Блоки измерения азимута и дальности при этом работают в режиме измерения азимута и дальности от наземного радиомаяка и, таким образом, сравниваются численные и измеренные полярные координаты самолета. Погрешности счисления координат ДА и ДД подаются в блок оценки и определяются на достоверность с помощью усилителей оценки, которые отсеивают флуктуации и сглаживают колебания радиосигналов.

Оцененные значения рассогласования полярных координат $\Delta A_{оц}$ и $\Delta D_{оц}$, вычисленных автономно и измеренных при помощи радиоаппаратуры РСБН-2СА, поступают в блок коррекции В-10 и согласуют угловые положения интеграторов автономных полярных координат. Оцененные погрешности счисления координат преобразуются в блоке коррекции с помощью синусно-косинусного преобразователя в поправки к ортодромическим координатам самолета ΔS и ΔZ .

Рассогласования ΔS и ΔZ поступают в блок оценки для выработки поправок на фиктивный ветер U_s , U_z к составляющим скорости самолета, вычисленным автономно. Эти поправки суммируются с прямоугольными составляющими скорости W_S и W_z , поступающими из НВУ-БЗ, и используются в блоке коррекции для повышения точности счисления координат самолета.

В результате уточнения автономных полярных координат по радиоданным на выходе интеграторов азимута и дальности блока коррекции вырабатываются уточненные полярные координаты самолета относительно наземного радиомаяка. С этих интеграторо-

ров значения полярных координат подаются на измерительный прибор азимута и дальности ППДА-Ш1.

Чтобы повысить точность счисления координат системой НВУ-БЗ, производится ее коррекция по радиоданным станции РСБН-2СА.

Режим «Посадка» предназначен для инструментальной посадки самолета по системе «Катет» на аэродромах, оборудованных специальной посадочной радиомаячной группой (ПРГМ).

В этом режиме по системе «Катет» включается на селекторе режимов системы Курс МП-70 выключателем «ILS—Катет—СП-50» положение «Катет». При этом в блоке реле (БР) срабатывает реле Р9 и отключается антенна задней полусферы АЗ-021. В приемнике СПАД-2 подключается блок посадки и приемник начинает работать в режиме посадки.

Принятый антенной передней полусферы АП-18Г сигнал (курсовой и глиссадный) посадочной радиомаячной группы поступает через блок суммирования ВС-012 АФС «Пион» на вход приемника СПАД-2 (см. рис. 7.3). Частотные каналы курсового радиомаяка совпадают с частотными каналами азимутального тракта приемника, а частотные каналы глиссадного радиомаяка — с частотными каналами дальномерного тракта. Кроме того, на одной частоте с глиссадным сигналом принимаются сигналы наземного маяка ретранслятора-дальномера. Эти сигналы используются для измерения расстояния от самолета до начала ВПП при посадке и индицируются на цифровом счетчике измерительного прибора ППДА-Ш1.

В результате преобразования принятых сигналов (курсового и глиссадного) на нагрузке смесителя приемника СПАД-2 выделяется спектр суммарных и разностных частот, которые по высокочастотному фидеру поступают на систему разделительных контуров, расположенных в УПЧ-Д.

Глиссадный сигнал промежуточной частоты, выделенный на своем разделительном контуре, поступает в УПЧ-Д, усиливается, детектируется и поступает в блок посадки. В блоке посадки глиссадные сигналы усиливаются, формируют напряжение АРУ для УПЧ-Д и поступают на блок фильтров, где происходит разделение сигналов 1300 и 2100 Гц, соответствующих верхнему и нижнему лепесткам диаграммы направленности. После этого сигналы выпрямляются, фильтруются и поступают на балансную схему, а затем через коммутирующие бортовые устройства на глиссадные планки отклонения от равносигналь-

ной зоны глассады нуль-индикаторных приборов (ПНП и ПКП).

Курсовой сигнал промежуточной частоты, выделенный на своем разделительном контуре, поступает в УПЧ-А, где усиливается, детектируется и поступает на схему ФАИ. Дальнейшее усиление курсовых сигналов происходит в видеоусилителе схемы ФАИ, режим которой в данном случае несколько изменяется, а затем через катодный повторитель, расположенный в блоке посадки, сигналы поступают на блок фильтров и, аналогично глассадным, на курсовые планки отклонения от равносигнальной зоны курса нуль-индикаторных приборов.

7.5. Особенности конструкции и органы управления

Радиотехническая система РСБН-2СА выполнена в виде отдельных конструктивно законченных блоков и устройств, состав которых определен в разд. 7.2. Все блоки легкоъемные, большая часть из них установлена на собственную амортизационную раму и выполнена в основном на элементной базе первого поколения (радиолампы). Назначение и функционирование блоков СЗД-М, СПАД-2, БД, БИА, БО, В-10 и АФС «Пион» рассмотрено в разд. 7.4.

Для управления бортовой системой РСБН-2СА используется щиток штурмана (пульт управления), на лицевой панели которого установлены два переключателя азимутально-дально-



Р и с. 7.4. Лицевая панель щитка управления ШШ-2А.

мерных каналов и три ручки-кнопки «Контроль строба», «Контроль нуля А» и «Контроль нуля Д» (рис. 7.4).

Переключатели «Каналы» осуществляют переключение 40 частотно-кодовых каналов приемника СПАД-2 (путем переключения напряжения 27 В на соответствующие реле) и передатчика СЗД-М (путем подключения напряжения 27 В на соответствующие кодовые реле и диоды в схе-

ме диодной коммутации частотных каналов). Коммутация осуществляется по десятичной системе двумя **галетными** четырех-**платными** переключателями. При этом положение ручки левого переключателя соответствует десяткам, а правого — единицам требуемого номера канала.

Кнопка «Контроль нуля А» предназначена для установки условного нулевого значения азимута по показаниям прибора потенциометром *R1*, размещенным в щитке штурмана. Ось потенциометра механически связана с кнопкой. Для перемещения движка потенциометра необходимо нажать и медленно повернуть кнопку. При этом контактная группа кнопки замыкает цепь питания реле Р6 контроля нуля азимута в приемнике **СПАД-2** и реле Р7 в блоке измерения азимута.

Установка условного нулевого значения дальности, по показаниям прибора ППДА-Ш1, осуществляется так же, как и для азимутального канала, но при помощи кнопки «Контроль нуля Д» и потенциометра *R2* в блоке дальности. Это реле обеспечивает включение цепи контроля нуля дальности.

Установка длительности стробирующего импульса блока измерения азимута осуществляется при помощи потенциометра *R3*, размещенного в щитке штурмана. При проверке длительности строба поворот оси потенциометра *R3* и замыкания цепей питания реле Р6 в приемнике **СПАД-2** и реле Р7 и Р9 в блоке измерения азимута достигается вращением нажатой кнопки «Контроль строба».

Блок реле предназначен для формирования сигналов «Азимут автономный», «Дальность автономная» и сигнала отключения антенны задней полусферы в режиме посадки по системе «Катет». На крышке БР установлен шлиц потенциометра с гравировкой «Громкость **позывного**».

В блоке бланкирования (ББ) формируются импульсы бланкирования, которыми запираются приемник и дешифратор системы **РСБН-2СА** и другие радиоприемные устройства, установленные на данном самолете на время работы передатчика СЗД-М.

Распределительная коробка предназначена для обеспечения монтажа системы и связи с другим оборудованием.

Для индикации азимута и дальности относительно пролетаемых наземных радиомаяков в системе **РСБН-2СА** используется **прямопоказывающий** прибор азимута и дальности (ППДА-Ш1). Азимутальная и дальномерная части прибора смонтированы в одном корпусе.

В дальномерной части прибора приемниками являются малогабаритные сельсины, связанные между собой редуктором с электродвигателем ДИД-0,5.

В азимутальной части прибора имеются два сельсина-приемника.

Для корректировки нулевых положений стрелок азимутальной части и счетчика дальномерной части на задней панели прибора предусмотрены две установочные трубки с обозначениями «А» и «Д».

На лицевой стороне прибора имеется счетчик дальности (в километрах) и двухстрелочный указатель грубого и точного отсчета азимута.

Для включения режима посадки по системе «Катет» на селекторе режимов системы Курс МП-70 используется галетный переключатель на три положения «ILS—Катет—СП-50».

7.6. Электропитание и защита

Радиотехническая система РСБН-2СА получает питание от бортовых сетей постоянного 27 В и переменного тока напряжением 115 В 400 Гц.

Напряжение + 27 В с шины 1 левой панели автоматов защиты сети через АЗСГК-10 с гравировкой «РСБН» и выключатель ВГ-15К с гравировкой «РСБН Питание—Выключено», расположенный на верхнем электрощитке пилотов, поступает на приемник СПАД-2, передатчик СЗД-М, БД, БИА, БК, блок управления АФС «Пион», НВУ-БЗ, а также на обмотку реле включения сигнала «Опознавание» и обмотку контактора ТКД2010ДГ включения напряжения 115 В 400 Гц.

Напряжение 115 В 400 Гц подается с шины «С» НПК РК~115/200 В левой через предохранитель ПМ-10, контакты вышеупомянутого контактора на СПАД-2, СЗД-М, БД, БИА, В-10, БО и блок управления АФС «Пион».

7.7. Включение, проверка работоспособности и использование в полете

Режим «Навигация». Проверку работоспособности и использование системы РСБН-2СА производят в зоне действия наземно-

го радиомаяка при наличии на борту самолета питающих напряжений постоянного 27 В и переменного тока 115 В 400 Гц. Для этого необходимо:

1. Убедиться, что автомат защиты сети «РСБН» на левой панели АЗС включен.

2. Включить питание системы выключателем «РСБН—Выключено» на верхнем электрощитке пилотов. При этом на средней приборной доске пилотов загораются светосигнальные табло: «Азимут автоном», «Дальность автоном».

3. На щитке штурмана (пульте управления) установить номер канала работающего маяка. Система будет находиться в режиме прогрева и поиска в течение 5 минут. После погасания светосигнального табло «Азимут автоном» и «Дальность автоном» и после окончания поиска на индикаторе ППДА-Ш1 выдается азимут и дальность относительно маяка.

4. Проконтролировать правильность выбора радиомаяка и настройки приемника прослушиванием позывных сигналов маяка через СПУ при установке переключателя радиосредств на абонентских аппаратах пилотов в положение «РСБН».

5. Произвести калибровку шкал азимута, дальности и длительности строба:

— для проверки нуля азимута необходимо на щитке штурмана нажать кнопку-ручку «Контроль нуля А». При этом стрелка точной шкалы азимута прибора ППДА-Ш1 начинает вращаться и останавливается на оранжевой контрольной цифре «1» точной шкалы. При необходимости стрелку нужно установить в указанное положение плавным вращением нажатой кнопки-ручки «Контроль нуля А». Стрелка грубой шкалы при этом может находиться в любом положении;

— для проверки длительности стробирующего импульса необходимо нажать кнопку-ручку «Контроль строба». При этом стрелка грубой шкалы прибора ППДА-Ш1 должна остановиться в первом десятке, а стрелка точной шкалы — между цифрами «4» и «5». Если показания грубой и точной стрелок будут отличаться от указанных значений, необходимо установить их в требуемые значения плавным вращением нажатой кнопки-ручки «Контроль строба»;

— для калибровки дальности необходимо нажать кнопку «Контроль нуля Д». При этом два правых диска счетчика дальности начинают вращаться и устанавливаются в положение «2,0 км». При необходимости плавным повсротом нажатой кнопки-

ручки «Контроль нуля Д» установить шкалу счетчика в требуемое положение.

Калибровка шкал азимута и дальности, а также проверка длительности стробирующего импульса одновременно являются проверкой работоспособности аппаратуры.

В полете показания прибора ППДА-Ш1 используются для контроля пути по направлению и дальности, а при необходимости и для решения других навигационных задач.

Для коррекции координат самолета, численных автономной системой НВУ-БЗ, необходимо установить на щитке штурмана рабочий канал используемого наземного радиомаяка, прослушать его позывные сигналы и после погасания светосигнального табло «Азимут автономно», «Дальность автономно» на пульте управления В-51 системы НВУ-БЗ установить подготовленные координаты S_M , Z_M и угол карты Ψ_K относительно выбранного маяка и включить выключатель «Коррекция».

Включение режима коррекции сигнализируется загоранием светосигнального табло «Коррекция включена» на средней приборной доске пилотов и зеленых ламп «Коррекция» на пульте управления В-51 системы НВУ-БЗ.

В полете для подачи сигнала «Опознавание» по требованию диспетчера пилоту необходимо включить выключатель «Опознавание» на верхнем электрощитке пилотов и нажать кнопку «Радио» на штурвале КВС.

Режим «Посадка». В этом режиме по системе «Катет» проверку работоспособности и использование системы РСБН-2СА производят в зоне действия наземного комплекса оборудования специальной посадочной радиомаячной группы. Для этого необходимо на щитке штурмана установить канал посадочного радиомаяка, а на селекторе режимов системы Курс МП-70 переключатель режимов посадки установить в положение «Катет». При этом на средней приборной доске пилотов загорается светосигнальное табло «Азимут автоном». Кроме этого на селекторе режимов установить переключатель «Маршрут—Посадка» в положение «Посадка».

На приставке ПН-5 установить переключатель «Посадка—Откл» в положение «Посадка», а на приставке ПН-6 установить галетный переключатель в положение «Пос». При этом на приборах ПНП-1 пилотов загораются светосигнальные табло «СП». При захвате зоны курсового посадочного радиомаяка на селекторе режимов загораются зеленые лампы «К1» и «К2», а на приборах ПНП-1 убираются бленкеры «К».

Перед выполнением четвертого разворота на приставке ПН-5 нажать кнопку «Заход», при этом она подсвечивается. При захвате зоны глиссадного посадочного радиомаяка на селекторе режимов загораются зеленые лампы «Г1» и «Г2», а на приборах ПНП-1 убираются бленкеры «Г». Курсовые и глиссадные планки приборов ПНП-1 будут указывать отклонение самолета от равно-сигнальных зон курса и глиссады. Индексы курса и глиссады приборов ПКП-1 будут повторять эти отклонения, а счетчик дальности на приборе ППДА-Ш1 — отрабатывать дальность до посадочного маяка — ретранслятора, то есть дальность до начала впп.

При пролете маркерных радиомаяков звенит звонок, загораются светосигнальные табло «Маркер I», «Маркер II» соответ-
венно над дальней приводной радиостанцией с маркерным радиомаяком и ближней приводной радиостанцией с маркерным радиомаяком.

РАДИОТЕХНИЧЕСКАЯ СИСТЕМА БЛИЖНЕЙ НАВИГАЦИИ И ПОСАДКИ САМОЛЕТОВ КУРС МП-70

8.1. Общие сведения

Радиотехническая система ближней навигации и посадки самолетов Курс МП-70 работает в составе самолетного **навигационно-пилотажного** комплекса и предназначена для обеспечения самолетовождения по угломерным **всенаправленным** радиомаякам международной системы ближней навигации VOR, выполнения инструментальной посадки самолетов по сигналам курсовых и **глиссадных** радиомаяков международной системы ILS и отечественной системы СП-50М.

Система Курс МП-70 совместно с наземными **всенаправленными** и посадочными радиомаяками обеспечивает решение следующих задач навигации и посадки:

- определения углового отклонения от заданного азимута при полете «НА» и «ОТ» радиомаяка VOR;
- определения угловых отклонений от **равносигнальных** зон наземных **курсоглиссадных** маяков системы посадки самолетов СП или ILS;
- выдачи световой и звуковой сигнализации пролета маркерных радиомаяков.

8.2. Комплект и размещение на самолете

Курс МП-70 состоит из двух полуккомплектов, работающих независимо друг от друга. Комплект системы состоит из следующих блоков и устройств:

- моноблок, в состав которого входят два устройства **навигационно-посадочные** (УНП), блок встроенного контроля (БВК) и блок питания (В-502); радиоприемник маркерный (РПМ-70); блок сопряжения; распределительная коробка; два переходных

сельсина-трансформатора (ПСТ-265ШЗО). Перечисленные блоки размещены в первом техническом отсеке (левый борт);

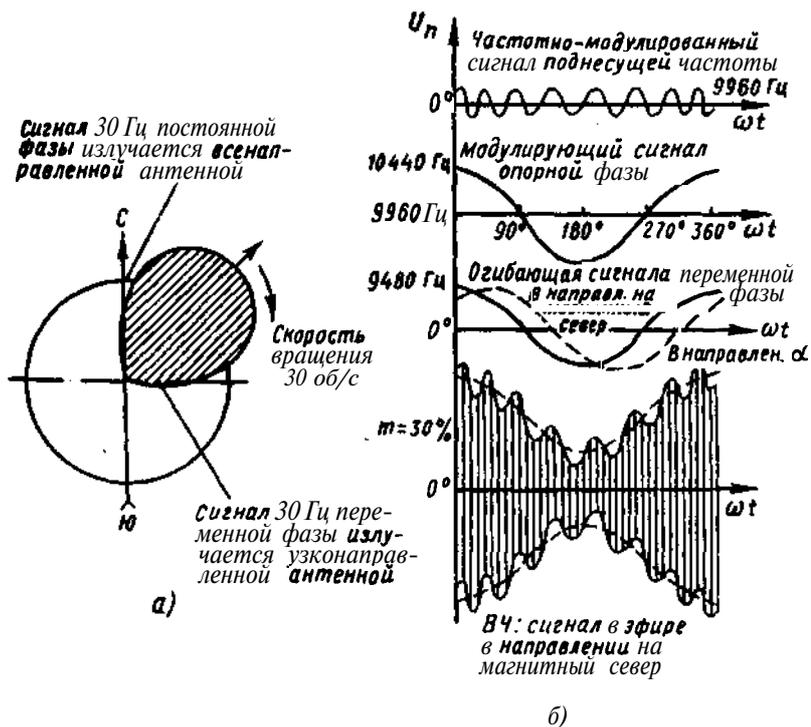
- антенна глассадная — в нижней части зашивки шпангоута № 3 по оси самолета;
- устройства симметрирующие — в верхней части, в районе шпангоута № 3 слева от оси самолета;
- антенна курсовая — на внутренней стенке носового обтекателя;
- антенна радиоприемника маркерного — в нижней части фюзеляжа по оси самолета между шпангоутами № 7-8;
- два селектора курса и четыре светосигнализатора «ОТ» и «НА» — на среднем пульте пилотов;
- селектор режимов и выключатели питания «Курс МП № 1 — Выключено» и «Курс МП № 2 — Выключено» — на верхнем электрощитке пилотов;
- два радиомагнитных индикатора (РМИ-2Б) и светосигнальные табло «Маркер I», «Маркер II», «Маркер III» — на приборных досках левого и правого пилотов;
- два светосигнальных табло «Резерва нет Г», «Резерва нет К» — на средней приборной доске пилотов;
- электрорзвонок — в боковом пульте КВС.

8.3. Эксплуатационно-технические характеристики

1. Количество навигационных каналов 160
2. В режиме VOR (по каналу курса):
 - диапазон частот, МГц 108,00—117,25
 - стабильность частоты, % не хуже 0,0035
 - погрешность курса по каналу следящей системы, град, не более 1,5
3. Количество посадочных каналов 40
4. В режиме ILS (по каналу курса):
 - диапазон частот, МГц 108,00—111,95
 - стабильность частоты, %, не хуже 0,0035
5. В режиме ILS (по глассадному каналу):
 - диапазон частот, МГц 329,15—335,5
 - стабильность частоты, %, не хуже 0,0035
6. В режиме СП-50 (по каналу курса):
 - рабочие частоты, МГц 108,3; 108,7;
109,1; 109,5;
109,9; 110,3

Азимутальную часть этой системы составляют наземные **все-направленные** радиомаяки VOR, работающие совместно с бортовой аппаратурой Курс МП-70, а дальномерную — наземные радиомаяки ДМЕ, работающие совместно с самолетными дальномерами СД-75. Наземная часть системы представляет собой **все-направленный** УКВ радиомаяк, работающий на одной из 160 частот диапазона $108,00 \div 117,95$ МГц.

В основу принципа действия режима VOR заложен фазовый метод сравнения двух сигналов частоты 30 Гц опорной и переменной фазы. **Все-направленный** радиомаяк VOR излучает сигнал несущей радиочастоты, модулированный двумя сигналами с частотой 30 Гц. Фаза первого модулирующего напряжения не зависит от азимутального положения **точки** наблюдения относительно



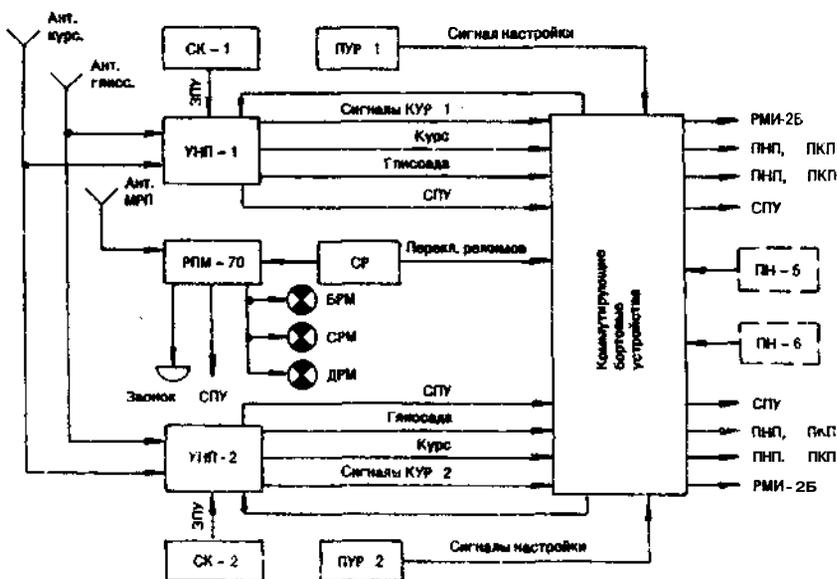
Р и с. 8.2. Фазовый метод сравнения двух сигналов частоты 30 Гц: а — диаграммы излучения сигналов радиомаяком VOR; б — вид фазовых соотношений сигналов радиомаяка VOR.

но места установки маяка и называется опорной фазой. Ф₂, второго модулирующего напряжения называется переменной фазой и в каждой данной точке наблюдения отличается от опорной на угол, определяемый пеленгом из точки наблюдения на точку установки радиомаяка VOR.

Сигнал опорной фазы создается путем амплитудной модуляции несущей частоты радиомаяка поднесущей частотой 9960 Гц, которая промодулирована по частоте сигналом 30 Гц с девиацией + 480 Гц. Полученный сигнал излучается ненаправленной антенной.

Сигнал переменной фазы создается путем амплитудной модуляции несущей частоты сигналом 30 Гц при вращении по часовой стрелке специальной диаграммы направленности, имеющей форму «восьмерки». Частота вращения диаграммы 30 об/с. На рис. 8.2а изображена диаграмма излучения электромагнитной энергии радиомаяком VOR.

Радиомаяк регулируется таким образом, что фазы сигналов опорной фазы и переменной фазы совпадают в направлении на магнитный север. В момент, когда максимум диаграммы направ-

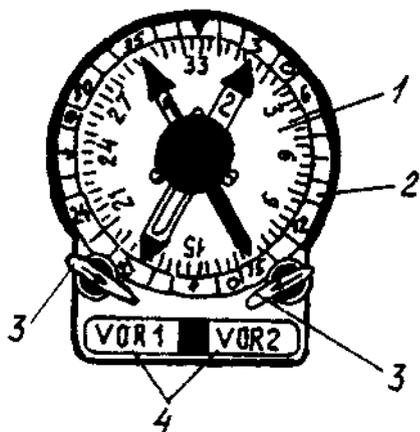


Р и с. 8.3. Структурная схема аппаратуры «Курс МП-70».

денности вращающегося поля направлен на магнитный север, **сигнал** поднесущей частоты достигает максимального значения и **равен** 10 440 Гц. Это означает, что в направлении на магнитный север фазы сигналов опорной и переменной фаз совпадают (рис. 8.26). В любом другом направлении фазы сигналов переменной фазы отстают от опорной фазы на угол между этим направлением и направлением на магнитный север. Таким образом, между сигналом 30 Гц опорной фазы и сигналом 30 Гц переменной фазы возникает фазовый сдвиг, величина которого пропорциональна магнитному азимуту. Для опознавания радиомаяков VOR несущая частота **манипулируется** кодом Морзе.

Сигналы наземного радиомаяка VOR, принимаются на борту самолета курсовой антенной аппаратуры Курс МП-70 (рис. 8.3). Задачей радиоприемного устройства (УНП-1 и УНП-2) является **прием**, усиление и демодуляция сигналов опорной и переменной фазы частоты 30 Гц, измерение их фазовых соотношений (магнитного азимута) и выдача информации о значении измеренного азимута самолета относительно радиомаяка VOR на стрелочные указатели курса РМИ-2Б, а также формирование сигнала готовности (исправности) аппаратуры. Полет самолета по заданному азимуту относительно маяка VOR поясняет рис. 8.1.

Система Курс МП-70 настраивается дистанционно на выбранный радиомаяк с помощью двух пультов управления режимами ПУР1 и ПУР2, входящих в комплект самолетных дальномеров, соответственно СД-75 № 1 и СД-75 № 2. Каждый из полукомплектов системы Курс МП-70 настраивается при помощи ручек «МГц» и «кГц» со своего ПУР. Индикаторные приборы РМИ-2Б (рис. 8.4) подключаются к системе Курс МП-70 при помощи переключателей на фланцах приборов. Переключатели устанавливаются в положение, при котором на **светосигнальных** табло под пе-



Р и с. 8.4. Радиомагнитный индикатор РМИ 2Б: 1 — подвижная шкала; 2 — неподвижная шкала; 3 — Переключатель; 4 — Табло.

реключателями высвечиваются надписи «VOR1» и «VOR2», при этом первый полукомплект подключается к узким стрелкам приборов РМИ-2Б, а второй — к широким. Приборы ПНП-1 подключаются к системе при помощи кнопок-табло АЗ-I и АЗ-II, расположенных на приставке ПН-5, установленной на среднем пульте пилотов. При нажатии кнопок-табло АЗ-I и АЗ-II они подсвечиваются. При этом на приборах ПНП-1 убираются бленкеры «К» и загорается светосигнальное табло «VOR».

В каждом полукомплекте системы Курс МП-70 с помощью ручек на селекторах курса устанавливается заданный путевой угол (ЗПУ). Прием бортовой аппаратурой сигналов наземного радиомаяка VOR и ее работоспособность характеризуются появлением гитналов готовности, о чем будет свидетельствовать загорание с зелеными светофильтрами ламп К1 и К2 на селекторе режимов.

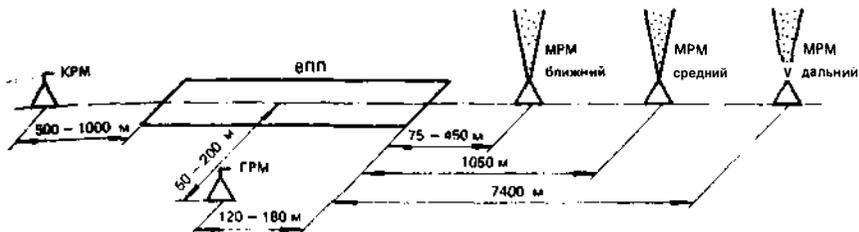
На индикаторные приборы через коммутирующие устройства поступают электрические сигналы, величина которых пропорциональна отклонению самолета от выбранного азимута. При автоматическом пилотировании сигналы, пропорциональные отклонению самолета от выбранного азимута, используются соответствующими устройствами автоматики.

Для прослушивания позывных сигналов радиомаяков VOR в УНП предусмотрен специальный усилитель, выход которого через коммутирующие устройства подключается к СПУ и на телефоны пилотов.

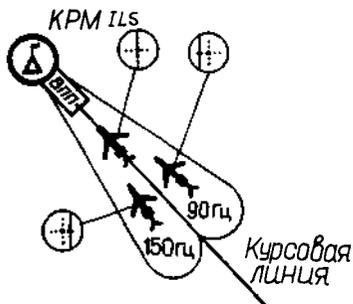
В режиме VOR маркерный радиоприемник служит для сигнализации пролета трассовых маркерных радиомаяков. Напряжение + 27 В с выхода радиоприемника поступает на индикаторные лампы, электрзвонки и звуковые сигналы на телефоны пилотов. При работе в режиме VOR маркерный радиоприемник переключается на максимальную чувствительность. Для этого на селекторе режимов переключатель «Маршрут — Посадка» устанавливается в положение «Маршрут».

Режим ILS. Международная система ILS является системой инструментальной посадки самолетов на аэродромах, оборудованных радиомаяками ILS, СП-70, СП-75. Наземное оборудование включает в себя курсовой, глиссадный и три маркерных радиомаяка (рис. 8.5).

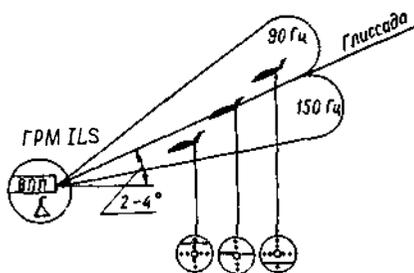
Курсовой радиомаяк работает на одной из 40 частот в диапазоне 108,00—111,95 МГц. Маяк излучает высокочастотное электромагнитное поле, диаграмма направленности которого имеет вид двух вытянутых вдоль оси ВПП лепестков, из которых правый (со стороны захода на посадку) промодулирован низкой час-



Р и с. 8.5. Размещение объектов системы ILS.



Р и с. 8.6. Диаграмма электромагнитного излучения антеннами курсового радиомаяка ILS и индикация самолета относительно линии курса ВПП.



Р и с. 8.7. Диаграмма электромагнитного излучения антеннами глиссадного радиомаяка и индикация самолета относительно глиссады планирования.

тотой 90 Гц, а левый — частотой 150 Гц (рис. 8.6.). Радиомаяк регулируется так, что вдоль осевой линии ВПП глубина модуляции каждой из частот 90 Гц и 150 Гц составляет 18—22%. Для опознавания курсового радиомаяка на борту самолета его несущая частота манипулируется кодом Морзе.

Глиссадный радиомаяк работает на одной из 40 частот в диапазоне $329,15 \div 335,5$ МГц. Принцип работы глиссадного маяка аналогичен принципу работы курсового радиомаяка, с той лишь разницей, что результирующее поле излучения радиомаяка расположено в вертикальной плоскости и равносигнальное направление образовано вдоль глиссады снижения под углом $2-4^\circ$ (рис. 8.7).

При этом верхний лепесток диаграммы направленности промодулирован частотой 90 Гц, а нижний — частотой 150 Гц. Радиомаяк отрегулирован так, что глубина модуляции каждой частоты 90 Гц и 150 Гц вдоль линии глиссады составляет 37,5—42,5 %.

Маркерные радиомаяки работают на частоте 75 МГц и расположены вдоль продолжения оси ВПП со стороны захода самолета на посадку (см. рис. 8.5). По международным стандартам устанавливается два или три радиомаяка. При установке трех радиомаяков несущая частота ближнего к ВПП маяка модулируется частотой 3000 Гц, среднего — частотой 1300 Гц и дальнего — частотой 400 Гц. Глубина модуляции составляет $(95 + 4) \%$. Для опознавания маркерных радиомаяков помимо разных частот модуляции применяется различная манипуляция модулирующих частот: для ближнего маяка — 6 точек в секунду непрерывно; для среднего маяка — непрерывная последовательность чередующихся точек и тире, причем тире чередуются со скоростью 2 тире в секунду, а точки — со скоростью 6 точек в секунду; для дальнего маяка — 2 тире в секунду непрерывно.

Технической задачей, решаемой аппаратурой Курс МП-70 при работе с радиомаяками ILS или СП-70, СП-75, является демодуляция сигналов 90 Гц и 150 Гц, сравнение их по величине и преобразование разницы между этими величинами в сигналы постоянного тока, которые поступают на курсовую и глиссадную планки приборов ПНП-1 и индексы курса и глиссады приборов ПКП-1. Кроме этого, формируются сигналы готовности (исправности) аппаратуры в виде напряжения +27 В, с помощью которых на индикаторных приборах посадки убираются бленкеры «К» и «Г». Задачей маркерного радиоприемника является прием, усиление и преобразование сигналов посадочных маркерных радиомаяков в сигналы световой, звуковой и тональной сигнализации.

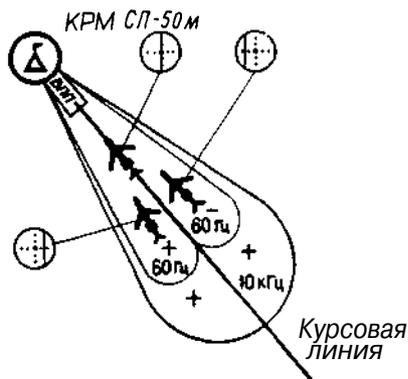
Схема функционирования аппаратуры Курс МП-70 в режиме ILS показана на рис. 8.3. Управление аппаратурой осуществляется с помощью пультов управления режимами (ПУР), входящих в комплект самолетных дальномеров СД-75. На ПУР обоих комплектов устанавливается значение частоты, на которой работает курсовая радиомаяк ILS и соответствующая ей частота глиссадного радиомаяка ILS. На селекторе режимов переключатель «ILS—Катет—СП-50» устанавливается в положение «ILS», а переключатель «Маршрут—Посадка» — в положение «Посадка» (пониженную чувствительность маркерного радиоприемника).

Приборы ПНП-1 и ПКП-1 подключаются к системе Курс МП-ГО при помощи переключателей и кнопок, расположенных на **приставках** навигации ПН-5 и ПН-6, которые управляют бортовой коммутационной аппаратурой системы посадки.

Режим СП-50 предназначен для обеспечения инструментальной посадки самолетов на аэродромах России и стран СНГ. В состав наземного оборудования входят курсовой радиомаяк, работающий на одной из частот: 108,3 МГц; 108,7 МГц; 109,1 МГц; 109,5 МГц; 109,9 МГц и 110,3 МГц, **глиссадный** радиомаяк, работающий на одной из трех частот: 332,6 МГц; 333,8 МГц; 335,0 МГц и **два** маркерных радиомаяка, работающих на частоте 75 МГц.

В курсовом радиомаяке СП-50М, в отличие от радиомаяка **ПЛС**, используется амплитудно-фазовый принцип модуляции несущей частоты (рис. 8.8). Зависимость коэффициента модуляции несущей частоты от угловой координаты $m(\Theta)$ такова, что вдоль оси ВПП $m(\Theta) = 0$, а при отклонении от этого направления коэффициент модуляции возрастает, принимая различные знаки при отклонении влево и вправо от оси ВПП. Таким образом, амплитуда огибающей модулированного сигнала пропорциональна величине отклонения от продолжения оси ВПП, а фаза огибающей зависит от стороны этого отклонения. Для модуляции используется сигнал частоты 60 Гц, называемый сигналом переменной фазы. Кроме того, несущая частота амплитудно модулируется поднесущей частотой 10 кГц, которая, в свою очередь, частотно модулируется опорной фазой с частотой 60 Гц, амплитуда и фаза которого постоянны.

В глиссадном радиомаяке **положение** диаграммы направленности в пространстве аналогично глиссадному радиомаяку **ПЛС**. Разница лишь в том, что верхний лепесток диаграммы направленности промодулирован частотой 150 Гц, а нижний — частотой 90 Гц.



Р и с. 8.8. Диаграмма электромагнитного излучения антеннами курсового радиомаяка СП-50М и индикация самолета относительно линии курса ВПП.

В системе СП-50М используются два маркерных радиомаяка — средний и дальний, которые обычно устанавливаются на одной позиции с ближней и дальней приводными радиостанциями системы ОСП. Модулирующие частоты маркерных маяков 3000 Гц. Манипуляция несущей частоты осуществляется таким же образом, как в системе ILS.

Система СП-68 принципиально не отличается от системы СП-50М. Отличие заключается лишь в том, что система СП-68 имеет 20 частотных каналов как курсовых, так и **глиссадных**.

Технической задачей, решаемой аппаратурой Курс МП-70 при работе с радиомаяками СП-50М и СП-68, является демодуляция сигналов 60 Гц, сравнение их по фазе и амплитуде и получение постоянного тока отклонения, направление которого зависит от фазовых соотношений между сигналами опорной и переменной фазы частоты 60 Гц, а величина в от амплитуды сигнала переменной фазы.

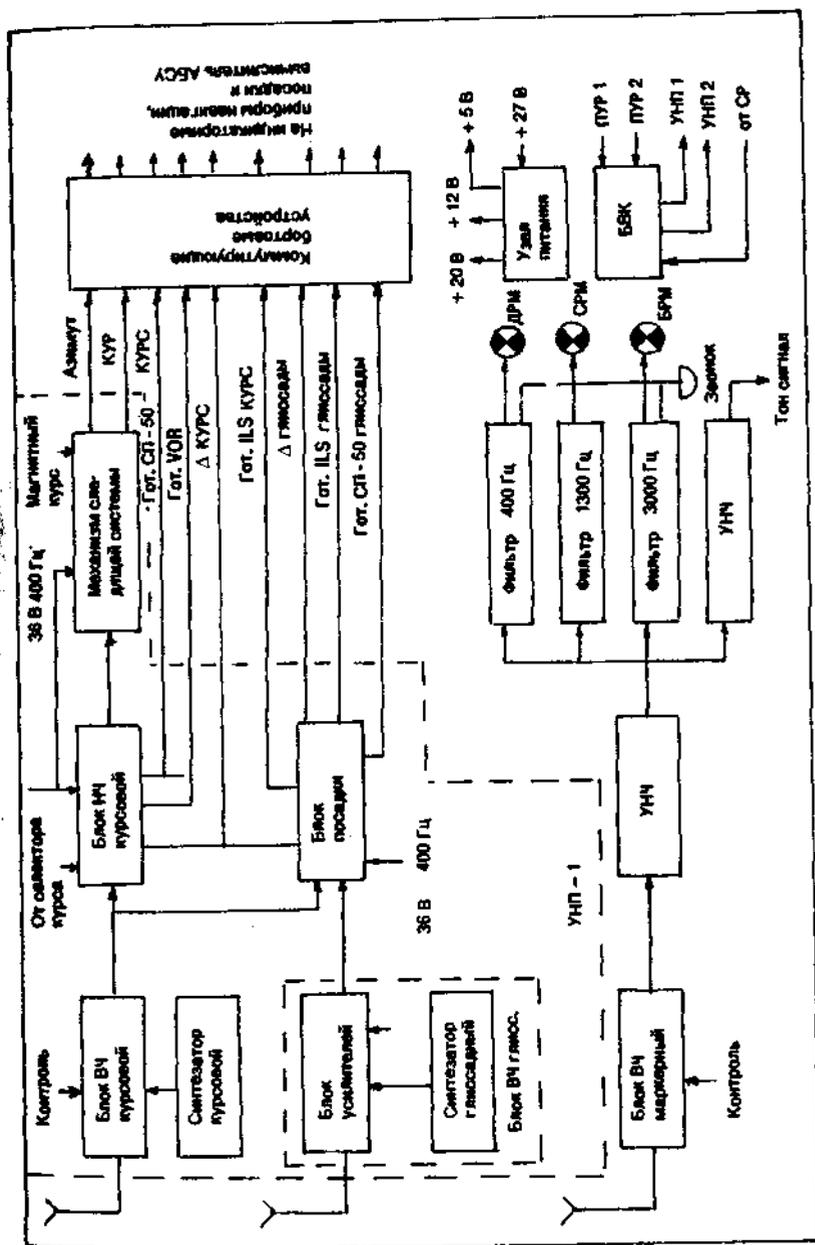
Задачи, решаемые при работе с **глиссадными** и маркерными радиомаяками системы СП-50М (СП-68), аналогичны как и при работе с такими же радиомаяками системы ILS.

Режим посадки выбирается переключателем «**ILS—Катет—СП-50**» на селекторе режимов.

8.5. Функциональная схема аппаратуры Курс МП-70

На рис. 8.9 изображена функциональная схема аппаратуры Курс МП-70, в основе построения которой положен принцип поканального отображения построения аппаратуры. Изображение всех имеющихся связей между отдельными блоками аппаратуры усложнило бы схему. Поэтому в данной схеме основу составляет навигационно-посадочное устройство (УНП).

Высокочастотные сигналы наземных навигационных радиомаяков **VOR** и сигналы посадочных курсовых радиомаяков ILS, СП-70, СП-75, СП-50М и СП-68 принимаются курсовой антенной, которая размещена внутри носового радиопрозрачного обтекателя фюзеляжа, и поступают в курсовой блок высокой частоты, где усиливаются и с помощью синтезатора частоты, выполняющего роль гетеродина приемника, преобразуются в сигналы низкой частоты. Цифровой синтезатор с фазовой автоматической подстройкой частоты обеспечивает выбор любой из двухсот частот. Частота устанавливается при помощи двух ручек «МГц» и



Р и с 8.9. Функциональная схема аппаратуры «Курс МП-70».

«кГц» на ПУР СД-75. Для повышения избирательности приемника во входной цепи курсового блока высокой частоты используются перестраиваемые варикапами фильтры. Преобразованные сигналы поступают в курсовой блок низкой частоты и блок посадки. Курсовой блок низкой частоты используется в режиме навигации и в режиме посадки СП-50. Блок посадки работает в режиме ILS. С выхода курсового блока низкой частоты в навигационном режиме сигналы поступают на следящую систему, которая обеспечивает показания индикатора курса РМИ-2Б и на нуль-индикаторный прибор. На нуль-индикаторные приборы подключаются также выходные цепи блока посадки и курсового блока низкой частоты в режиме «Посадка».

Высокочастотные сигналы наземных глиссидных радиомаяков ILS, СП-70, СП-75, СП-50М и СП-68 принимаются глиссидной антенной и поступают на глиссидный блок высокой частоты, где усиливаются и с помощью синтезатора преобразуются в сигналы низкой частоты и поступают в блок посадки. Синтезатор частоты выполняет роль гетеродина глиссидного радиоприемника и обеспечивает генерацию 40 частот, выбираемых с пульта управления. Выходные цепи блока посадки, относящиеся к глиссидному приемнику, подключаются через коммутирующие бортовые устройства к нуль-индикаторным приборам (ППП-1).

Высокочастотные сигналы наземных маркерных радиомаяков принимаются маркерной антенной, установленной в нижней части фюзеляжа, и поступают в блок высокой частоты маркерного радиоприемника, где с помощью гетеродина преобразуются в сигналы низкой частоты. Преобразованные сигналы поступают в блок низкой частоты, усиливаются и с помощью фильтров 3000, 1300 и 400 Гц, соответствующих частотам ближнего, среднего и дальнего маркерного радиомаяка, выделяются сигналы, управляющие работой исполнительных устройств световой, звуковой и тональной индикации, с целью предупреждения пилотов о пролете маркерных радиомаяков.

В УНП курсовой, глиссидный и маркерный каналы охвачены системой встроенного контроля, исправность работы которых проверяется с ПУР СД-75 соответствующего полукомплекта системы.

В УНП расположены стабилизаторы напряжения — источник электропитания. На механизм следящей системы и блок посадки подается переменное напряжение 36 В 400 Гц через трансформатор.

С выходов блока посадки и курсового блока низкой частоты **снижаются** сигналы готовности, которые выдаются посредством **коммутирующих** бортовых устройств, при условии исправности трактов **курсового** и глissадного радиоприемников и наличия сигнала.

Система Курс МП-70 имеет схему встроенного контроля, позволяющую производить оперативный контроль работоспособности с помощью трех кнопок «Контроль», расположенных на ПУР **СД-75** обоих комплектов, и блока встроенного контроля (БВК) **одного** на два полукомплекта системы. Каждый ПУР обеспечивает контроль подключенного к нему УНП через БВК.

В посадочных режимах ILS и СП-50 с помощью встроенного контроля проверяется погрешность центрирования и величина тока отклонения.

В режиме VOR проверяется погрешность курса в двух точках на 0 и на 180° и ток отклонения.

В режимах «Навигация» и «Посадка» контролируется весь тракт курсового и глissадного приемника блока УНП от входа до выхода.

Устройство контроля маркерного радиоприемника расположено в самом радиоприемнике. Оно позволяет проверять работоспособность приемника по наличию соответствующей сигнализации в момент контроля. Контролируется весь тракт радиоприемника от входа до выхода. В момент контроля выдаются все три вида сигнализации — световая, звуковая и тональная.

Связь Курс МП-70 с другими бортовыми системами осуществляется при помощи коммутирующих бортовых устройств (см. рис. 8.3 и 8.9). Система Курс МП-70 связана с АБСУ-154-2 (АБСУ) посредством блока сопряжения на раме (БСНР), входящего в комплект системы Курс МП-70. Эта связь необходима для обеспечения в системе АБСУ режимов автоматического самолето-возждения по наземным радиомаякам VOR и автоматического захода на посадку по системе ILS или СП-50, а также для индикации **пилотажно-навигационных** параметров на приборы ПКП-1 и ПНП-1 и готовности системы Курс МП-70 в виде напряжения + 27 В, поступающего на бленкеры «К» и «Г» приборов ПНП-1.

Из системы Курс МП-70 в АБСУ поступают сигналы: «Готовность К», «Готовность Г»; £к; £Г; АЗ-1 и АЗ-II.

Связь системы Курс МП-70 с СПУ обеспечивается при помощи распределительной коробки СПУ. Из Курс МП-70 в СПУ поступают сигналы опознавания радиомаяков VOR, ДМЕ, ILS и тон-сигналы маркерных радиомаяков.

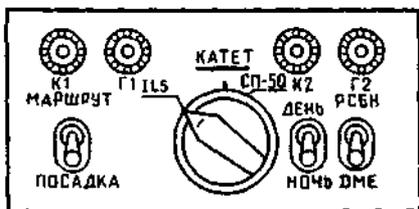
8.6. Особенности конструкции и органы управления

Аппаратура Курс МП-70 выполнена в виде отдельных конструктивно законченных блоков (два блока УНП, БВК и В-502), установленных на групповую амортизационную раму, образуя моноблок. Электрическое соединение блоков с амортизационной рамой осуществляется с помощью **врубных** разъемов. Маркерный радиоприемник установлен на индивидуальной установочной раме. Все блоки легкоъемные, выполнены на современной электронной основе (микросхемы, полупроводниковые приборы, печатный монтаж). Амортизационная рама моноблока имеет распределительную коробку, в которой выполнен межблочный монтаж УНП, БВК и В-502. Для соединения с самолетным монтажом на верхней панели коробки установлены разъемы.

Блок сопряжения на раме обеспечивает связь системы Курс МП-70 с АБСУ.

Селекторы курса установлены на среднем пульте пилотов. На передней панели СК имеется ручка и шкальное устройство, с помощью которых устанавливается значение ЗПУ.

На передней панели селектора режимов (рис. 8.10) установлен галетный переключатель на три положения «ILS—Катет — СП-50», сигнальные лампы с зелеными светофильтрами К1, Г1, К2, Г2, сигнализирующие исправную работу системы, переключатель «Маршрут — Посадка» для изменения чувствительности маркерного радиоприемника при работе с маршрутными или посадочными маркерными радиомаяками, переключатель «День—Ночь» для изменения яркости подсвета трафаретов и



Р и с. 8.10. Лицевая сторона селектора режимов (СР).

переключатель «РСБН—ДМЕ». Этот переключатель на данном типе самолета устанавливается только в положение «ДМЕ».

Устройства симметрирующие предназначены для компенсации разброса длины кабеля.

Электровзвон (СЭЗ-2-45) предназначен для звуковой сигнализации пролета маркерных радиомаяков.

8.7. Электропитание и защита

Система Курс МП-70 питается от бортовых сетей постоянного тока напряжением 27 В и переменного тока напряжением 36 В и 115В.

Напряжение + 27 В с левой и правой панелей АЗС поступает на РМИ-2Б через АЗСГК-2, а на блок питания В-502 и селектор режимов — через АЗСГК-2 и выключатели «Курс МП № 1—Выключено» и «Курс МП № 2—Выключено», расположенные на верхнем электрощитке пилотов.

Напряжение 115 В из левой и правой РК ~115/200 В поступает на блок В-502 через предохранители ПМ-2 и контакты реле ТКЕ21ПОДГ, которые срабатывают при включении постоянного напряжения 27 В.

Напряжение 36 В из левой и правой РК ~36 В поступает на РМИ-2Б через предохранители ПМ-2, а на блоки УНП-1, УНП-2, селекторы курса (на самолетах по № 749) и соединитель 10Ш1 на амортизационной раме — через предохранители ПМ-2 и контакты реле ТКЕ22П1Г, которые срабатывают при включении постоянного напряжения 27 В.

8.8. Включение, проверка работоспособности и использование в полете

Проверку работоспособности системы Курс МП-70 производят в зоне действия наземных радиомаяков VOR, ILS, СП-50 или от встроенного контроля.

Проверка от встроенного контроля.

1. При наличии на борту самолета питающих напряжений 27 В постоянного тока, 36 В и 115 В переменного тока убедиться, что АЗС «Курс МП № 1», «Сигнализ», «РМИ № 1» на левой панели и АЗС «Курс МП № 2», «Сигнализ», «РМИ № 2» на правой панели автоматов защиты сети включены.

2. Включить питание аппаратуры СПУ, САУ, СТУ, ТКС, АРК-15 (оба комплекта).

3. Включить питание системы Курс МП-70 выключателями «Курс МП № 1—Выключено» и «Курс МП № 2—Выключено», расположенными на верхнем электрощитке пилотов и прогреть аппаратуру.

А. Проверка работоспособности в режиме «Навигация» (VOR).

1. На ПУР СД-75 № 1 (ПУР СД-75 № 2) установить переключатели: «Автом—Ручн» в положение «Ручн»; «ДМЕ.VOR—Захват» в положение «ДМЕ.VOR». Ручками «МГц» и «кГц» установить значение частоты диапазона VOR.

2. На селекторе режимов установить переключатель «Маршрут — Посадка» в положение «Маршрут».

3. Установить оба переключателя на приборах РМИ-2Б в положения «VOR1» и «VOR2».

4. На селекторах курса обоих полуккомплектов системы установить значение курса «000».

5. На верхнем электрошитке пилотов установить переключатели 1 и 2 «УШДБ и СПУ.VOR1—АРК1» и «УШДБ и СПУ.VOR2—АРК2» в положения «VOR1» и «VOR2». (верхнее положение).

6. Установить переключатель радиосредств на абонентском аппарате в положение «VOR1» («VOR2»).

7. Установить галетный переключатель на приставке ПН-6 в положение «А3-1» («А3-П»), а на приставке ПН-5 кратковременно нажать кнопку-табло «А3-1» («А3-П»), при этом кнопки должны подсвечиваться.

8. На ПУР СД-75 № 1 (ПУР СД-75 № 2) нажать среднюю кнопку «Контроль». При этом на приборах ПНП-1 убираются бленкеры «К», на СР загораются зеленые лампы К1 (К2), значение азимута на приборах РМИ-2Б и УШДБ должно установиться в пределах $(0 + 3)^\circ$, курсовые планки приборов ПНП-1 и индексы курса на приборах ПКП-1 должны устанавливаться на 0.

9. На ПУР СД-75 № 1 (ПУР СД-75 № 2) нажать левую кнопку «Контроль». При этом на приборах ПНП-1 убираются бленкеры «К», на СР загораются зеленые лампы К1 (К2), значение азимута на РМИ-2Б и УШДБ должно устанавливаться в пределах $(180 + 3)^\circ$, курсовые планки приборов ПНП-1 и индексы курса на приборах ПКП-1 должны оставаться на нуле.

Б. Проверка работоспособности в режиме «Посадка» (СП-50, ILS).

1. На селекторе режимов установить переключатель «ILS—Катет—СП-50» в положение «ILS» («СП-50»), а переключатель «Маршрут—Посадка» в положение «Посадка».

2. На ПУР СД-75 № 1 (ПУР СД-75 № 2) установить переключатели: «Автом—Ручн» в положение «Ручн»; «ДМЕ.VOR—За-

хват» в положение «ДМЕ.VOR». Ручками «МГц» и «кГц» установить любую частоту канала посадки ILS (СП-50).

3. Переключатель радиосредств на абонентских аппаратах СПУ установить в положение «VOR1» («VOR2»).

4. Установить галетный переключатель на приставке ПН-6 в положение «Пас», а на приставке ПН-5 переключатель «Посадка—Отключено» в положение «Посадка» и кратковременно нажать кнопку-табло «Глисс». Кнопка при этом должна подсвечиваться.

5. На ПУР СД-75 № 1 (ПУР СД-75 № 2) поочередно нажать кнопки «Контроль». При этом на приборах ПНП-1 убираются бленкеры «К» и «Г», планки курса и глиссады на приборах ПНП-1 и индексы курса и глиссады на приборах ПКП-1 отклоняются в положение, указанное на трафаретах, расположенных над кнопками, на селекторе режимов загораются зеленые лампы К1 и Г1 (при проверке первого полукомплекта системы) и К2 и Г2 (при проверке второго полукомплекта). В телефонах пилотов должны прослушиваться звуковые (тональные) сигналы, имитирующие сигналы маркерных радиомаяков. На приборных досках пилотов должны гореть светосигнальные табло, имитирующие сигнализацию пролета дальнего, среднего и ближнего маркерных радиомаяков и звенеть звонок.

Эксплуатация в полете

Режим «Навигация». Для обеспечения полета самолета по азимуту радиомаяка VOR система Курс МП-70 настраивается на выбранный радиомаяк с помощью пультов управления режимами. Каждый полукомплект системы настраивается при помощи ручек «МГц» и «кГц» со своего ПУР. Переключатель «Автом—Ручн» на ПУР необходимо установить в положение «Ручн», а переключатель «ДМЕ.VOR—Захват» в положение «ДМЕ.VOR». На индикаторах РМИ-2Б переключатели необходимо установить в положения «VOR1» и «VOR2». Переключатели 1 и 2 «УШДБ и СПУ.VOR1—АРК1» и «УШДБ и СПУ.VOR2—АРК2» на верхнем электрощитке пилотов установить в положения «VOR1» и «VOR2» (верхнее положение). На селекторах курса установить значение заданного курса. На приставке ПН-6 установить галетный переключатель в положение «А3-I» («А3-II»), а на приставке ПН-5 нажать кнопку-табло «А3-I» («А3-II»). При этом на приборах ПНП-1 убирается бленкер «К» и загорается светосиг-

нальное табло «**VOR**». На селекторе режимов загораются зеленые лампы **K1** и **K2**.

При полете самолета на радиомаяк **VOR** планки курса приборов **ПНП-1** и индексы курса на приборах **ПКП-1** будут указывать величину отклонения самолета от заданной линии пути, индекс направления полета на приборах **ПНП-1** и светосигнализаторы «**НА**» и «**ОТ**» — направление полета (на радиомаяк или от радиомаяка). Стрелка «**ЗПУ**» будет показывать заданный путевой угол, а индикаторы **РМИ-2Б** — азимут на радиомаяк и курсовой угол радиомаяка.

Правильность выбора радиомаяка контролируется прослушиванием позывных сигналов радиомаяка **VOR** через **СПУ** при установке переключателя радиосредств на абонентских аппаратах в положение «**VOR1**» («**VOR2**»).

Для определения местоположения самолета по двум радиомаякам **VOR** первый полукомплект системы настраивается на один радиомаяк, второй полукомплект — на другой. В этом случае **УНП-1** работает с одним маяком, **УНП-2** — с другим. Индикаторы **РМИ-2Б** будут показывать разные азимуты. По двум азимутам определяется местоположение самолета.

При пролете маршрутных маркерных радиомаяков на приборных досках пилотов загорается светосигнальное табло «**Маркер-III**», звенит звонок и в телефонах пилотов прослушивается тональный сигнал 3000 Гц. В режиме «**Навигация**» маркерный радиоприемник переключается на максимальную чувствительность переключателем на селекторе режимов «**Маршрут—Посадка**» в положение «**Маршрут**».

При отказе системы **Курс МП-70** в полете на приборах **ПНП-1** отказавшего полукомплекта (или обоих полукомплектов) появляются бленкеры «**К**» и «**ЗПУ**» на селекторе режимов гаснет зеленая лампа отказавшего полукомплекта **K1** или **K2**, или обе при отказе обоих полукомплектов.

Режим «**Посадка**». На селекторе режимов установить переключатель «**ILS—Катет—СП-50**» в положение «**ILS**» («**СП-50**»), переключатель «**Маршрут—Посадка**» — в положение «**Посадка**».

На **ПУР СД-75 № 1** и **2** установить переключатель «**Автом — Ручн**» в положение «**Ручн**». Ручками «**МГц**» и «**кГц**» установить частоту курсового радиомаяка **ILS (СП-50)**.

На приставке **ПН-6** установить галетный переключатель в положение «**Пос**», а на приставке **ПН-5** установить переключатель

«Посадка—Отключено» в положение «Посадка». При этом на приборах ПНП-1 загорается светосигнальное табло «СП».

При входе самолета в зону действия посадочного курсового радиомаяка на селекторе режимов загораются зеленые лампы К1 и К2, а на приборах ПНП-1 убираются бленкеры «К». В случае захода на посадку по системе ILS необходимо убедиться в правильности выбора частот прослушиванием позывных сигналов маяка через СПУ.

Перед выполнением четвертого разворота на приставке ПН-5 необходимо нажать кнопку-табло «Заход», при этом она подсвечивается.

При входе самолета в зону действия посадочного глиссидного радиомаяка на селекторе режимов загораются зеленые лампы Г1 и Г2, на приборах ПНП-1 убираются бленкеры «Г». Курсовые и глиссидные планки приборов ПНП-1 будут указывать отклонение самолета от **равносигнальных** зон курса и глиссады. Индексы курса и глиссады на приборах ПКП-1 будут повторять эти отклонения.

При пролете маркерных радиомаяков звенит звонок, загораются светосигнальные табло «Маркер-I», «Маркер-II», «Маркер-III» соответственно над маяками «Дальний», «Средний», «Ближний».

При отказе первого полукомплекта системы или одного из каналов (курсового или глиссидного) вместо него автоматически подключается второй полукомплект или канал второго полукомплекта системы. При этом на средней приборной доске пилотов загорается светосигнальное табло «Резерва нет К» или «Резерва нет Г» или оба табло, при отказе обоих каналов «К» и «Г».

При отказе канала курса или глиссады первого полукомплекта срабатывает сигнализация и на селекторе режимов гаснут зеленые лампы К1 и Г1, а на приборе ПНП-1, подключенного к первому полукомплекту системы, появится бленкер «К» или «Г». Аналогично описанному срабатывает сигнализация при отказе второго полукомплекта системы. При отказе обоих полукомплектов системы срабатывает вся указанная сигнализация.

Г л а в а 9

САМОЛЕТНЫЙ ДАЛЬНОМЕР СД-75

9.1. Общие сведения

Самолетный дальномер СД-75 предназначен для измерения наклонной дальности самолета относительно радиомаяков ДМЕ международной системы ближней навигации, преобразования измеренного значения дальности в вид, удобный для индикации на измерительном приборе ИСД-1 в километрах или морских милях. При полете по маякам VOR-ДМЕ дальномеры совместно с системой Курс МП-70 используются для определения местоположения самолета в полярных координатах (азимут и дальность).

9.2. Комплект и размещение на самолете

На самолете установлено два комплекта дальномеров. В каждый из них входят: запросчик на установочной раме (приемопередатчик), пульт управления режимами (ПУР), антенна приемопередающая АМ-001, индикатор самолетной дальности (ИСД-1) и выключатель питания.

Блоки и устройства радиодальномеров размещены на самолете в следующих местах:

— **запросчики**, каждый на своей установочной раме, — под полом пассажирского салона между шпангоутами № 47-49, слева СД-75 № 1, справа СД-75 № 2;

— **пульта управления режимами и выключатели питания** — на верхнем электрощитке пилотов;

— **индикаторы ИСД-1** первого и второго комплекта — соответственно на левой и правой приборных досках пилотов;

— **антенны** — в нижней части фюзеляжа между шпангоутами № 56-57 (для СД-75 № 1) и 60-61 (для СД-75 № 2).

9.3. Эксплуатационно-технические характеристики

1. Диапазон частот передатчика, МГц	1025—1150
2. Фиксированные каналы, количество	126
3. Мощность в импульсе, кВт	0,7—2,0
4. Длительность запросного импульса, мкс	3,5
5. Диапазон частот приемника, МГц	960—1215
6. Число фиксированных каналов	252
7. Время перестройки приемопередатчика, с	5
8. Чувствительность приемника, дБ/Вт, не более	120
9. Максимальная дальность измерения, км (м. мили)	799,9 (399,9)
10. Погрешность измерения в зоне:	
от 0 до 20, км (м.мили)	$\pm 0,2 (\pm 0,1)$
от 20 до 560, км (м.мили)	$\pm 0,4 (\pm 0,2)$
11. Нарботка на 1 отказ, ч	1000
12. Масса, кг	14

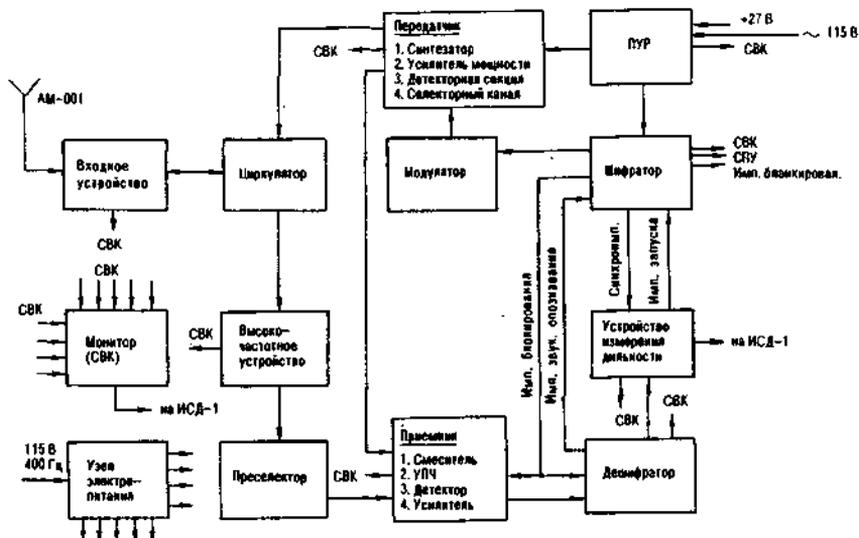
9.4. Функциональная схема и принцип работы

В основу принципа действия дальномера заложен метод измерения временного интервала между сигналом запроса и ответа, преобразования ответного сигнала в цифровой код и далее в величину дальности, выраженную в километрах или морских милях. Упрощенная функциональная схема радиодальномера представлена на рис. 9.1.

Запросчик (приемопередатчик) состоит из следующих основных узлов и устройств: передающего и приемного трактов, устройства измерения дальности, шифратора, антенно-фидерной системы, пульта управления режимами, индикаторного устройства, источника питания и схемы допускового и функционального контроля.

Передающий тракт состоит из частотного синтезатора, усилителя мощности, трехкаскадного широкополосного лампового усилителя мощности, циркулятора и импульсного модулятора.

Частотный синтезатор предназначен для генерации сетки частот повышенной стабильности, обеспечивающих работу приемопередающего тракта дальномера на всех рабочих частотах. Синтезатор перестраивается при помощи селектора каналов, который преобразует управляющий код пульта управления режима-



Р и с. 9.1. Функциональная схема СД-75.

ми в напряжение перестройки частотного синтезатора, обеспечивает запоминание выбранного частотного канала и выявляет ложные комбинации управляющего кода.

Усилитель мощности выполнен на транзисторах, предназначен для усиления сигнала, поступающего от синтезатора частоты, и передачи его на ламповый усилитель.

Трехкаскадный широкополосный ламповый усилитель выполнен на одной лампе ГИ-31 и двух лампах ГИ-41. Все три каскада модулируемые. В усилителе мощности осуществляется отбор части непрерывной мощности сигнала синтезатора, необходимой для преобразования частоты в приемнике.

В блоке измерения дальности формируется импульс запроса, который определяет момент начала измерения дальности. Импульс запроса поступает на шифратор. Шифратор предназначен для кодирования запросных сигналов, формирования импульсов запуска модулятора, синхроимпульсов для измерительной схемы дальности и импульсов бланкирования, а также выдает сигналы звукового опознавания радиомаяков ДМЕ в СПУ. Схема бланкирования предназначена для бланкирования (запирания) приемника и дешифратора на время работы собственного пере-

датчика, а также для бланкирования других устройств радиоэлектронной аппаратуры, установленной на данном самолете.

Импульсный модулятор запускается импульсами шифратора и формирует пару импульсов запросного кода (временной интервал между импульсами) колоколообразной формы длительностью $(3,5 \pm 0,5)$ мкс с временем нарастания и спада фронтов импульсов $(2,5 \pm 0,5)$ мкс и выходными амплитудами импульсного напряжения 2000 и 1000 В, которыми модулируется несущая частота в трех выходных ламповых усилителях мощности.

С выхода передатчика **промодулированные** высокочастотные сигналы мощностью 0,7—2 кВт поступают на циркулятор, предназначенный для развязки трактов приема и передачи запросчика, работающих на одну приемопередающую антенну, и далее через входное устройство сформированный запросный сигнал поступает в антенну.

Входное устройство представляет собой симметричную полосковую конструкцию, состоящую из двух плат и предназначено для передачи и приема высокочастотных радиосигналов, поступающих на общую **антенну**, обеспечивая подавление гармонических составляющих передатчика и возможность контроля работоспособности АФС, тракта приема и передачи.

Приемный тракт выполнен по супергетеродинной схеме с **двойным преобразованием** частоты и состоит из упомянутого выше входного устройства, циркулятора, высокочастотного устройства, преселектора, смесителя, УПЧ и дешифратора.

Принятый сигнал от наземного радиомаяка ДМЕ из антенны поступает через входное устройство и циркулятор, назначение которых рассмотрено в передающем тракте, на высокочастотное устройство, которое предназначено для защиты приемника от излучения передатчика, усиления высокочастотного входного сигнала приемника, автоматической регулировки амплитуды входного сигнала, формирования контрольного сигнала для настройки преселектора и проверки работоспособности приемника. Усиленный СВЧ сигнал с выхода высокочастотного устройства поступает на преселектор, который представляет собой коаксиальный фильтр, предназначенный для обеспечения избирательности приемного тракта по зеркальному каналу и далее в приемник. Приемник состоит из балансного смесителя, УПЧ, видеодетектора и видеоусилителя. Сигнал с выхода преселектора поступает в балансный смеситель. Сюда же поступает от синтезатора частоты сигнал первого гетеродина.

Сигналом первого гетеродина является непрерывный высокочастотный сигнал частоты запроса передающего тракта, выработанный синтезатором частоты. Разность частот запроса и ответа на любом канале радиодальномера всегда равна 63 МГц. Это позволяет использовать комбинированную схему приемопередатчика. В результате первого преобразования частоты в нагрузке смесителя выделяется первая промежуточная частота $f_{\text{пр1}} = 63$ МГц. Второе преобразование частоты происходит в результате взаимодействия первой промежуточной частоты и частоты второго гетеродина $f_{\text{пр2}} = f_{\text{пр1}} - f_{\text{гет2}} = 63,0 - 51,7 = 11,3$ МГц.

В УПЧ происходит основное усиление сигнала по напряжению до величины необходимой работы детектора и обеспечения избирательности приемника по соседнему каналу за счет включения фильтров сосредоточенной селекции (ФСС) на частотах $f_{\text{пр1}} = 63$ МГц и $f_{\text{пр2}} = 11,3$ МГц. Продетектированный сигнал второй промежуточной частоты усиливается в видеоусилителе до величины необходимой работы дешифратора.

Дешифратор предназначен для точной фиксации середины колоколообразного импульса, что необходимо для высокой точности измерения дальности и вырабатывает напряжение АРУ, которым охвачены каскады УПЧ1, УПЧ2 и высокочастотное устройство. При поступлении на вход дешифратора пары импульсов с определенной кодовой расшифровкой, на выходе дешифратора формируются одиночные прямоугольные импульсы, которые поступают в схему измерения дальности.

В схему измерения дальности с шифратора поступают также импульсы синхронизации, которые формируются из импульсов запуска модулятора и импульсов сигнала излучения передатчика (от детекторной секции), определяющие время начала запроса наземного радиомаяка ДМЕ. Таким образом, измерение наклонной дальности от самолета до радиомаяка ДМЕ осуществляется в устройстве измерения дальности путем измерения временного интервала между импульсом запроса с борта самолета и импульсом ответа радиомаяка ДМЕ, принятым дальномером на самолете.

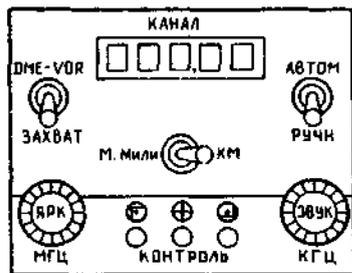
Следует иметь в виду, что радиомаяк отвечает на запросы не только данного, но и ряда других дальномеров, установленных на других самолетах, находящихся в зоне действия радиомаяка. Код и частота при этом одинаковы и не позволяют выделить «свои» сигналы ответа. Данную задачу решает устройство измерения дальности радиодальномера. Для этого используется схема временной селекции. «Свои» ответные импульсы отличаются от

«чужих» тем, что их частота следования точно равна частоте запросных импульсов данного запросчика, а временное положение «чужих» ответных импульсов относительно момента излучения запросного импульса нестабильно и изменяется от одного запроса к другому. Поэтому схема измерения дальности обеспечивает поиск и обнаружение «своего» ответного сигнала, после чего переходит в режим слежения, в котором осуществляется сопровождение «своего» ответного сигнала по дальности с одновременным измерением дальности до радиомаяка ДМЕ.

В зависимости от выбранного масштаба измерение осуществляется или в километрах, или морских милях. Измеренная дальность в виде 32-разрядного последовательного двоично-десятичного кода поступает на индикатор дальности ИСД-1. Точность измерения дальности зависит от стабильности частоты кварцевого генератора импульсов запуска, погрешности привязки начала счета измерительного счетчика к запускающему импульсу, а также от дискретности измерения.

Для опознания на борту самолета наземных радиомаяков ДМЕ предусмотрена схема выдачи сигналов звукового опознавания, передаваемых кодом Морзе. Ответные декодированные импульсы наземных радиомаяков из дешифратора поступают в шифратор на схему звукового опознавания. Звуковой сигнал через выходной трансформатор поступает через СПУ на телефоны пилотов.

Схема допускового и функционального контроля выполнена в основном на плате монитора (видеоконтрольного устройства) и непрерывно контролирует работоспособность дальномера. Функциональная исправность определяется автоматически на любом радиочастотном канале. Во всех случаях отказы индицируются на индикаторе ИСД-1 как мигание знаковой информации. При нажатой кнопке «Контроль» на ПУР (рис. 9.2) осуществляется допусковый контроль передающего, приемного трактов и устройства измерения дальности. Если хотя бы один из параметров перечисленных трактов ниже допустимых норм, на индикаторе ИСД-1 это будет отображено как отказ.



Р и с. 9.2. Лицевая панель пульта управления режимами (ПУР).

Система электропитания обеспечивает функциональные узлы и отдельные каскады стабилизированными напряжениями питания: + 5 В, - 5 В; + 12,6 В; - 12,6 В; + 20 В; + 33 В; + 1,5 В. Первоисточником является бортовая сеть переменного тока 115 В 400 Гц. Кроме вышеперечисленных напряжений, с трансформатора Тр1 снимаются переменные напряжения 6,3 В для питания подогрева преселектора, 26 В для питания пульта и индикатора и 250 В для питания модулятора.

9.5. Особенности конструкции и органы управления

Самолетный дальномер СД-75 выполнен в виде отдельных конструктивно законченных блоков и устройств: приемопередатчика, пульта управления режимами, индикаторного устройства и **приемопередающей** антенны.

Приемопередатчик, установленный на амортизационную раму, предназначен для формирования кодированных импульсов запроса наземных радиомаяков ДМЕ и приема, преобразования и декодирования ответных сигналов. В приемопередатчике осуществляется измерение дальности до радиомаяка в километрах или морских милях. Он имеет унифицированную модульную конструкцию и выполнен на современной электронной основе с использованием интегральных микросхем и полупроводниковых приборов. В передающем тракте запросчика используются радиолампы. Приемопередатчик легкоъемный. Электрическое соединение блока с установочной рамой осуществляется с помощью **врубных** разъемов.

Пульт управления режимами крепится к панели самолета (на **верхнем** электрощитке пилотов) при помощи четырех винтов. На передней панели ПУР имеются две ручки и шкальное устройство. Левая ручка с надписью «МГц» и правая — «кГц». С помощью этих ручек на шкальном устройстве устанавливается радиочастотный канал. Настройка дальномера производится совместно с настройкой системы Курс МП-70. При настройке системы Курс МП-70 на радиомаяк VOR одновременно автоматически настраивается дальномер на радиомаяк ДМЕ. СД-75 № 1 настраивается совместно с первым полукомплексом системы Курс МП-70, а СД-75 № 2 — со вторым полукомплексом, при этом цифровое табло ПУР индицирует частоты, на которые настраиваются полукомплекты системы Курс МП-70. Настройка производится вручную

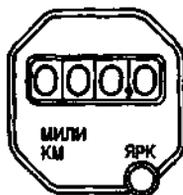
ври помощи ручек «МГц» и «кГц», при этом переключатель «Автом—Ручн» на ПУР устанавливается в положение «Ручн». Если необходимо перестроить систему Курс МП-70 на другой радиочастотный канал, а дальномер оставить на прежнем канале, то необходимо переключатель «VOR.ДМЕ—Захват» на ПУР установить в положение «Захват». При этом радиочастотный канал дальномера останется без изменений, а систему Курс МП-70 с помощью ручек «МГц» и «кГц» можно перестроить на другую частоту. Ручкой «Ярк» на ПУР регулируется яркость свечения индикаторных ламп. Ручкой «Звук» регулируется громкость сигналов опознавания радиомаяков. Переключателем «м.мили-км» выбираются единицы измерения дальности. От положения этого переключателя на ИСД-1 загорается табло, сигнализирующее выбранную единицу измерения. С помощью кнопок «Контроль» на ПУР включается система встроенного контроля проверки радиоспособности дальномера и Курс МП-70.

Индикаторы самолетной дальности установлены на приборных досках пилотов. СД-75 № 1 работает с ИСД-1, расположенным на левой приборной доске, а СД-75 № 2 — с ИСД-1, расположенным на правой приборной доске пилотов. Индикатор ИСД-1 представляет собой электронный прибор, отображающий цифровое значение дальности (километры или морские мили) на цифровом табло самосветящимися цифрами (рис. 9.3). Яркость свечения регулируется ручкой «Ярк» на передней панели прибора. Элементной базой индикатора являются твердотельные интегральные микросхемы.

Антенна приемопередающая типа АМ-001 представляет собой четвертьволновый несимметричный вибратор плоской (обтекаемой) формы.

9.6. Электропитание и защита

Радиодальномеры СД-75 № 1 и СД-75 № 2 питаются отдельно от бортовых сетей постоянного тока напряжением 27 В и переменного тока напряжением 115 В 400 Гц.



Р и с. 9.3. Индикатор дальности ИСД-1.

Напряжение + 27 В поступает на ПУР № 1 (№ 2) с левой (правой) панели автоматов защиты сети через АЗСГК-2 и контакты реле ТКЕ21ПОДГ при включении выключателя «СД-75 № 1 — Выключено» («СД-75 № 2 — Выключено») или при включении системы Курс МП-70 № 1 (№ 2) через контакты угнманутого реле.

Напряжение 115 В поступает на ПУР № 1 (№ 2) с левой (правой) РК ~ 115/200 В через предохранитель ПМ-2 и контакты реле ТКЕ22П1Г при включении выключателя «СД-75 № 1—Выключено» («СД-75 № 2—Выключено») или при включении системы Курс МП-70 № 1 (№ 2) через контакты реле ТКЕ22П1Г.

Напряжение 115 В поступает на приемопередатчик СД-75 № 1 (№ 2) из левой (правой) РК ~ 115/200 В через предохранитель ПМ-2 и контакты реле ТКЕ22П1Г при включении выключателя «СД-75 № 1—Выключено» («СД-75 № 2—Выключено»).

9.7. Включение, проверка работоспособности и использование в полете

Проверку работоспособности радиодальномеров производят в зоне действия наземного радиомаяка ДМЕ или от встроенного контроля.

Проверка от встроенного контроля.

1. При наличии на борту самолета питающих напряжений 27 В постоянного и 115 В переменного тока убедиться, что АЗС «СД-75 № 1» на левой панели и АЗС «СД-75 № 2» на правой панели автоматов защиты сети включены.

2. Включить питание СПУ.

3. Включить питание радиодальномеров выключателями «СД-75 № 1—Выключено» и «СД-75 № 2—Выключено», расположенными на верхнем электрощитке пилотов, и установить на ПУР № 1 (№ 2) любую частоту наземного радиомаяка. При этом через 1—2 минуты в индикаторных сегментах будут высвечиваться черточки.

4. Нажать и отпустить любую из трех кнопок «Контроль» на ПУР № 1 (№ 2). При этом на индикаторе ИСД-1 проверяемого дальномера в течение 1—2 секунд должны мигать нули, что свидетельствует об исправности приемного тракта дальномера. Затем на индикаторе в течение 1—2 секунд должны высвечиваться черточки, что свидетельствует об исправности передающего

тракта. Затем в течение 1—2 секунд высвечивается значение дальности $(401,3 + 0,2)$ м.мили или $(402 \pm 0,4)$ км (в зависимости от положения переключателя «м.мили—км» на ПУР). Затем в течение 5—15 секунд высвечивается значение дальности $(1,3 \pm 0,2)$ м.мили или $(2,3 + 0,4)$ км, что свидетельствует об исправности устройства измерения дальности. После окончания режима «Контроль» на ИСД-1 вместо контрольного значения дальности **появляются** черточки.

Звуковой сигнал опознавания прослушивается в телефонах только при нажатой кнопке «Контроль», при этом переключатель радиосредств на абонентском аппарате СПУ необходимо установить в положение «ДМЕ1» («ДМЕ2»), а переключатели на приборах РМИ-2Б — в положение «VOR 1» («VOR 2»).

Эксплуатация в полете. Перед взлетом согласно плану полета дальномеры настраиваются на соответствующий радиомаяк при помощи двух ручек «МГц» и «кГц» на ПУР СД-75 № 1 (№ 2). Кроме этого, на ПУР № 1 (№ 2) переключатель «ДМЕ.VOR—Захват» необходимо установить в положение «ДМЕ.VOR», переключатель «Автом—Ручн» — в положение «Ручн», а переключатель «ДМЕ—РСБН» — в положение «ДМЕ». Переключателем «м.мили—км» выбираются единицы, в которых будет измеряться дальность. На индикаторах при этом загораются табло, сигнализирующее выбранную единицу измерения.

Если самолет не вошел в зону действия радиомаяка, то на индикаторах ИСД-1 высвечиваются черточки. При входе самолета в зону действия радиомаяка на индикаторах будет высвечиваться (отрабатывать) дальность до радиомаяка. Одновременно необходимо проконтролировать правильность выбора радиомаяка путем прослушивания позывных сигналов маяка через СПУ.

Переход с одного радиомаяка на другой производится в соответствии с планом полета и осуществляется вручную с помощью ручек «МГц» и «кГц» на ПУР.

При отказе дальномера на индикаторе ИСД-1 мигают нули, а при отказе индикатора мигают последние вычисленные значения дальности. Яркость цифр на индикаторах регулируется ручкой «Ярк», находящейся на индикаторе.

ДОПЛЕРОВСКИЙ ИЗМЕРИТЕЛЬ ПУТЕВОЙ СКОРОСТИ И УГЛА СНОСА ДИСС-013

10.1 Общие сведения

Доплеровский измеритель ДИСС-013 предназначен для непрерывного измерения путевой скорости (W) и угла сноса (α) самолета и выдачи их в навигационное вычислительное устройство НВУ-БЗ и АБСУ-154. Информация о путевой скорости выдается на индикатор УСВП-К системы воздушных сигналов (СВС), а угол сноса — на приборы ПНП-1 системы траекторного управления (СТУ-154) и на указатель УШ-3.

Аппаратура ДИСС-013 представляет собой трехлучевую автономную радиолокационную систему (РЛС) непрерывного режима излучения и приема отраженного от земной поверхности сигнала трехсантиметрового диапазона волн.

Для одновременного определения путевой скорости и угла сноса доплеровский измеритель должен иметь, как минимум, два луча. Однако применение трехлучевой ДИСС и отдельный прием сигналов по каждому лучу позволяют свести к минимуму погрешности измерения, возникающие при кренах и тангажах самолета, а также снизить флюктуационные погрешности.

В основу принципа действия системы заложен эффект Доплера, который заключается в том, что если на движущемся объекте установлен источник частоты (в данном случае источник сверхвысокочастотных сигналов), то за счет движения объекта (самолета) отраженный сигнал от неподвижной точки земли отличается по частоте от излучаемого. Разность по частоте между излученным и отраженным сигналами называется доплеровской частотой. Значение доплеровской частоты зависит от скорости движения самолета, частоты излучения, положения плоскости излучения и угла сноса самолета:

$$F_{\text{д}} = \frac{2W}{\lambda} \cdot \cos(\alpha + \Theta) \cdot \cos \Theta \quad \text{где}$$

F_D — доплеровская частота;

W — скорость движения самолета;

λ — длина волны;

α — угол сноса;

P и 0 — углы, характеризующие направление излучения.

Техническая реализация этого принципа основана на измерении доплеровского сдвига частот и вычислении по этому сдвигу частот путевой скорости (W) и угла сноса (α) самолета. Для этого частотно-модулированный (ЧМ) непрерывный сигнал передатчика формируется антенной щелевой решеткой и излучается в направлении земли поочередно тремя узкими лучами. Один луч вправо — вперед (луч № 1), два луча назад — вправо (луч № 2) и влево (луч № 3). Направление лучей выбрано симметрично относительно оси антенны, направление которой совмещено со строительной осью самолета.

Применение ЧМ излучаемых СВЧ колебаний обусловлено стремлением значительно уменьшить влияние просачивающегося сигнала передатчика на чувствительность приемника. Этот сигнал для приемника ДИСС опасен тем, что имеет достаточно широкий спектр, обусловленный шумами генератора СВЧ и паразитной модуляцией за счет вибраций и пульсации питающих напряжений. Так как запаздывание просочившегося сигнала относительно опорного на входе приемника мало и составляет единицы наносекунд, то при преобразовании частоты происходит «свертывание» спектра этого сигнала в область низких частот. Поскольку в ДИСС с ЧМ используется только часть мощности преобразованного сигнала, сосредоточенная в области высокой частоты, то влияние низкочастотного шума просочившегося сигнала сводится к минимуму. Реализация такого способа ослабления влияния просочившегося сигнала позволило в ДИСС-013 на 20—25 дБ снизить требования к развязке передающего и приемного трактов, что позволило сдвинуть вплотную друг к другу приемную и передающую антенны и упростить требования к условиям размещения высокочастотного блока на самолете.

Недостатком ДИСС с ЧМ является возможность возникновения слепых высот, то есть на определенных высотах полета самолета могут пропадать полезные доплеровские сигналы в полосе пропускания УПЧ приемника. Это происходит при сложении прямого и отраженного сигнала в первом преобразователе частоты на определенных высотах и проявляется в виде разностной

частоты, кратной частоте гетеродина второго преобразователя F_M . Выделить доплеровский сигнал в этом случае невозможно. Для устранения этого недостатка в измерителе применено устройство вобуляции (УВ), которое обеспечивает медленное изменение частоты модуляции F_M по симметричному пилообразному закону с периодом, равным периоду коммутации лучей антенны. В результате происходит усреднение полезного сигнала по высоте и создается возможность работы ДИСС-013 на всех высотах.

Отражение от земной поверхности СВЧ сигналы принимаются антенной щелевой решеткой раздельно по каждому лучу. Коммутация лучей как на передачу, так и на прием осуществляется с помощью полупроводниковых СВЧ переключателей.

В вычислителе измерителя угол сноса определяется доплеровскими частотами трех лучей антенны и выражается формулой:

$$\operatorname{tg} \alpha = K_1 \cdot \frac{F_{Д3} - F_{Д2}}{F_{Д1} + F_{Д2}}, \text{ где}$$

α — угол сноса;

K_1 — коэффициент пропорциональности;

$F_{Д1}, F_{Д2}, F_{Д3}$ — доплеровские частоты от трех лучей антенны.

Путевая скорость определяется по усредненному значению доплеровских частот от двух лучей антенны и выражается формулой:

$$W = K_2 \cdot \frac{F_{Д1} + F_{Д2}}{\cos \alpha}, \text{ где}$$

W — путевая скорость;

K_2 — коэффициент пропорциональности;

$F_{Д1}, F_{Д2}$ — доплеровские частоты от двух лучей;

α — угол сноса.

10.2. Комплект и размещение на самолете

В комплект измерителя ДИСС-013 входят следующие блоки и устройства, которые на самолете размещены:

— высокочастотный блок (блок ВЧ) с вентилятором обдува — в нижней негерметичной части фюзеляжа, между шпангоутами

№ 3-5. Блок ВЧ закрыт обтекателем из радиопрозрачного материала;

— низкочастотный блок (блок НЧ) и блок связи измерителя с навигационным оборудованием (БС-2К) и амортизационной рамой — в первом техническом отсеке (правый борт), между шпангоутами № 5-6;

— блок механический переходной (БМП) — в первом техническом отсеке, шпангоут № 9;

— светосигнальное табло «Память ДИСС» — на средней приборной доске пилотов;

— выключатель ВГ-15К «ДИСС.Питание—Выключено», переключатель ПНГ-15К «ДИСС.Суша—Море» и переключатель 2ППНТК «Счисление.НВУ по ДИСС—НВУ по СВС—Контроль ДИСС в полете» — на верхнем электрощитке пилотов;

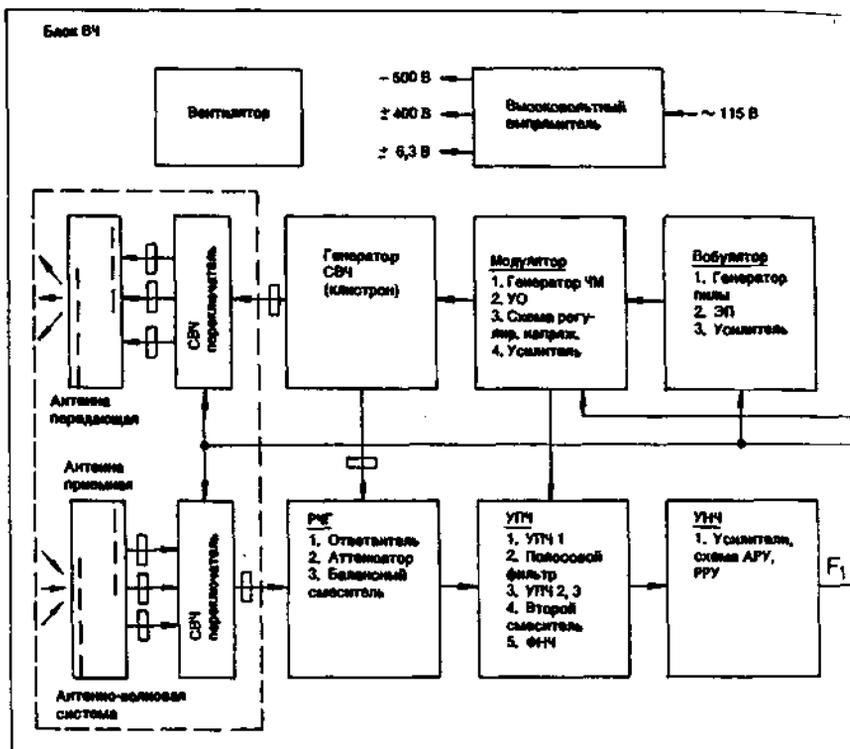
— выключатель ВНГ-15 «Наземный контроль ДИСС» — в первом техническом отсеке между шпангоутами № 6-7.

10.3. Основные эксплуатационно-технические характеристики

1. Частота излучения, МГц	8800
2. Частота модуляции, кГц	800—1200
3. Частота возбуждения, Гц	3
4. Доплеровский спектр частоты, Гц	800—11000
5. Пределы измерения скоростей, км/ч	180—1300
6. Пределы измерения углов сноса, град	± 30
7. Среднеквадратичные ошибки измерения:	
скорости, %	0,25
угла сноса, град	0,26
8. Излучаемая мощность, Вт	0,3—0,8
9. Масса, кг	27

10.4. Функциональная схема

Доплеровский измеритель ДИСС-013 имеет блочную структуру: блок ВЧ, блок НЧ, блок связи (БС) измерителя с пилотажно-навигационным оборудованием и блок механический переходной (БМП), обеспечивающий связь измерителя с прибором УИИ-3. Потребителем доплеровской информации являются системы АБ-



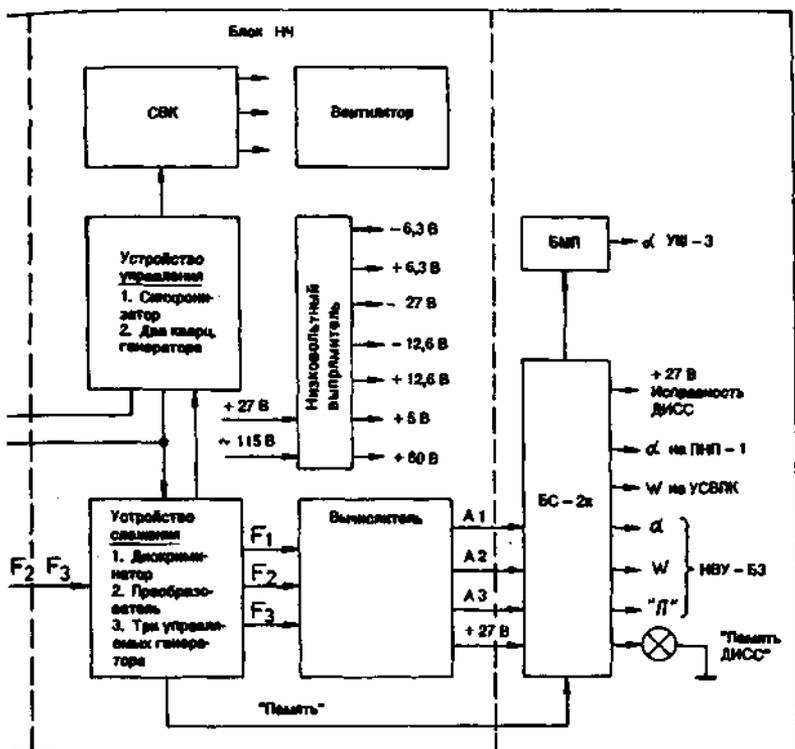
Р и с. 10.1. Упрощенная функциональная схема ДИСС-013.

СУ-154 и НВУ-БЗ. Угол сноса индицируется на приборах ПНП-1 и УШ-3, а путевая скорость — на УСВПК.

Функционально измеритель ДИСС-013 состоит из передающего устройства, антенно-волноводной системы, приемного устройства, устройства управления, устройства слежения, вычислителя, блока связи с потребителями доплеровской информации и источников (выпрямителей) электропитания (рис. 10.1).

Передающий тракт состоит из генератора СВЧ, модулятора устройства вобуляции (УВ) и передающей антенны.

Генератор СВЧ, выполненный на клистроне, генерирует частоту 8800 МГц. Частота клистрона модулируется путем изменения напряжения на его отражателе с частотой, вырабатываемой модулятором $f_M = 800—1200$ кГц.



Модулятор состоит из генератора ЧМ колебаний, усилителя — ограничителя, схемы регулировки амплитуды пропорционально частоте и оконечного усилителя.

Генератор ЧМ вырабатывает напряжение частотой f_M , которая, в свою очередь, изменяется по пилообразному закону синхронно с коммутацией лучей антенны (вобуляция). Пилообразное напряжение вырабатывается генератором пилы, который управляется прямоугольными импульсами, поступающими с устройства управления (блок НЧ). Управляющее пилообразное напряжение воздействует на элементы схемы генератора ЧМ, перестраивая его частоту.

Сформированный ЧМ сигнал, медленно изменяющийся по пилообразному закону, поступает на усилитель — ограничитель,

который ослабляет паразитную амплитудную модуляцию сигнала возбуждения и стабилизирует амплитуду колебаний. С выхода усилителя — ограничителя сигнал поступает в УПЧ на второй смеситель приемника и на каскад регулировки амплитуды пропорционально частоте модуляции и далее на оконечный усилитель, а затем на отражатель клистрона. Таким образом, сформированный в передатчике ЧМ сигнал поступает через вентиль и направленный ответвитель в передающую антенную шелевую решетку, которая формирует и излучает в направлении земли поочередно три узких луча СВЧ энергии. Коммутация лучей с частотой, равной 3 Гц, осуществляется СВЧ переключателями.

Приемный тракт состоит из приемной антенны, радиочастотной головки (РЧГ), УПЧ и УНЧ. Отраженный от земли СВЧ сигнал принимается поочередно каждым из трех лучей приемной антенной решеткой. Коммутация лучей приемной антенны происходит синхронно с коммутацией лучей передающей антенны и осуществляется переключателями СВЧ под действием импульсов устройства управления (блок НЧ). Приемник выполнен по супергетеродинной схеме с двойным преобразованием частоты. С выхода переключателя СВЧ приемной антенны сигналы поступают в радиочастотную головку. В ее состав входят: направленный ответвитель, аттенуатор и балансный смеситель. Сигналы из приемной антенны поступают в балансный смеситель. В качестве напряжения первого гетеродина используется часть мощности передатчика, поступающей в балансный смеситель через направленный ответвитель и регулировочный аттенуатор. Выделенная в нагрузке смесителя промежуточная частота, равная $3 f_M$, усиливается в трехкаскадном УПЧ на транзисторах и поступает на второй смеситель. Сигналом второго гетеродина используется третья гармоника частоты модуляции, поступающая во второй смеситель из модулятора. Сигнал промежуточной частоты во втором смесителе преобразуется в сигнал доплеровской частоты. Второй смеситель выполнен на диодах. Нагрузкой его является LC фильтр нижних частот, который пропускает доплеровские частоты и отфильтровывает сигналы высокой частоты (свыше 750 кГц). Полоса пропускания УПЧ выбрана с учетом изменения частоты модуляции при возбуждении.

Низкочастотный сигнал с выхода УПЧ поступает на вход усилителя низкой частоты, выполненного на микромодулях. УНЧ усиливает сигналы доплеровских частот в диапазоне 0,8—11 кГц и обеспечивает автоматическую регулировку усиления сигнала

при помощи схемы АРУ. В тракте УНЧ предусмотрена ручная регулировка усиления. Усиленный сигнал с выхода УНЧ поступает в блок НЧ на устройство слежения.

Функционально блок НЧ состоит из устройства управления, устройства слежения, вычислителя, схемы встроенного контроля и низковольтного выпрямителя.

Устройство управления состоит из синхронизатора и двух кварцевых генераторов низкой частоты. Оно запускается от устройства слежения. Синхронизатор вырабатывает импульсные сигналы, поступающие: в модулятор для управления частотой возбуждения, на переключатели СВЧ для синхронного переключения лучей антенн и устройство слежения для управления коммутаторами. Два кварцевых генератора синусоидального напряжения выдают сигналы для контроля работоспособности устройства слежения и вычислителя.

Устройство слежения состоит из дискриминатора, преобразователя доплеровских сигналов, трех управляемых генераторов и представляет собой замкнутую трехканальную (по числу лучей) следящую систему с синхронным детектированием. Устройство слежения обеспечивает:

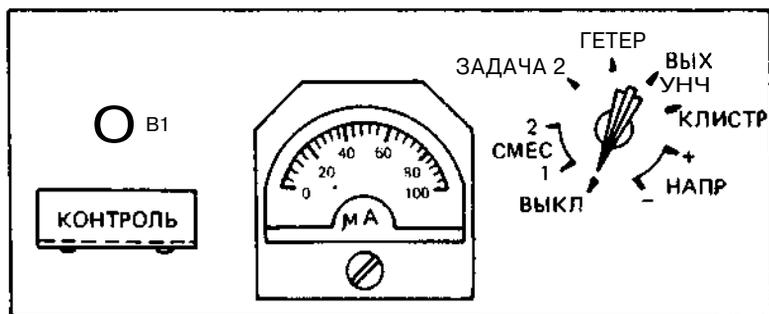
- автоматический поиск сигнала доплеровской частоты в случае первоначального включения измерителя или уменьшения уровня сигнала ниже допустимого и захват сигнала при его обнаружении;

- автоматическое слежение за тремя средними доплеровскими частотами соответствующих лучей антенного устройства;

- автоматический переход измерителя в режим «Память» при исчезновении сигнала или уменьшении его ниже допустимого уровня и выдачи сигнала «Память» на табло и в НВУ-БЗ;

- выдачу выходных сигналов в виде импульсов отрицательной полярности с частотами следования, равными средним частотами доплеровских спектров каждого из лучей.

На вход вычислителя информация с устройства слежения подается в виде последовательностей импульсов с доплеровскими частотами $F_{Д1}$, $F_{Д2}$, $F_{Д3}$. С помощью формирователей импульсов (ФИ) импульсы преобразуются по длительности и амплитуде и подаются на интегрирующие RC цепочки, на которых образуются напряжения постоянного тока A_1 , A_2 , A_3 , пропорциональные соответствующим выходным частотам $F_{Д1}$, $F_{Д2}$, $F_{Д3}$. Путевая скорость и угол сноса вычисляются аналоговым вычислителем на постоянном токе. Вычислитель работает только совместно с



Р и с. 10.2. Лицевая панель блока НЧ.

индикаторами, вычисляет и индицирует по значениям доплеровских частот угол сноса и путевую скорость самолета.

Для связи вычислителя с потребителями доплеровской информации используется блок связи БС-2К и блок механический переходной.

Информация об угле сноса и путевой скорости выдается в НВУ-БЗ. Путевая скорость индицируется индикатором УСВПК, а угол сноса — на приборах ПНП-1 и УШ-3.

Для формирования интегральной исправности и готовности режима автоматического самолетовождения по маякам VOR из ДИСС в АБСУ выдается сигнал исправности измерителя ДИСС в виде напряжения + 27 В.

Аппаратура ДИСС-013 охвачена системой встроенного контроля. Функциональная исправность измерителя определяется с помощью органов управления и микроамперметра, расположенных на передней панели блока НЧ (рис. 10.2), цифрового счетчика «Скорость» и шкального устройства «Угол сноса», расположенных на передней панели БС-2К, а также используются индикаторные приборы ПНП-1, УШ-3, УСВПК и светосигнальное табло «Память ДИСС». Порядок проверки работоспособности измерителя от встроенного контроля рассмотрен в разд. 10.7.

Система электропитания обеспечивает функциональные узлы и отдельные каскады стабилизированными напряжениями питания. Для этой цели в блоке ВЧ имеется субблок высоковольтного выпрямителя для питания резонатора, отражателя и накала клистрона, состоящего из трех источников: — 500 В; ± 400 В и ± 6,3 В. Первоисточником является борсеть переменного тока напряжением 115 В 400 Гц.

В блоке НЧ имеется субблок низковольтного выпрямителя, **обеспечивающий** вторичными напряжениями питания блоки НЧ и ВЧ: - 6,3 В, + 6,3 В; - 27 В; - 12,6 В; + 12,6 В; + 5 В; + 60 В. **Первоисточником** является борсеть переменного тока напряжением 115 В 400 Гц и борсеть постоянного тока напряжением 27 В.

10.5. Особенности конструкции и органы управления

Измеритель ДИСС-013 выполнен в виде четырех блоков: ВЧ, НЧ, БС и БМП.

Конструктивно блок ВЧ состоит из передающей и приемной щелевой антенн, волноводного тракта и приемопередатчика, жестко укрепленного на несущей раме. Снизу к раме крепятся антенны, а сверху — приемопередатчик. Для крепления блока к конструкции самолета имеется шесть отверстий, расположенных на раме симметрично с каждой стороны. В качестве элементной базы в приемопередатчике используются полупроводниковые приборы, микромодули, печатный монтаж. В высоковольтном выпрямителе используются электронные лампы. Для охлаждения блока установлен вентилятор. Двигатель вентилятора запитан от сети переменного тока напряжением 115 В 400 Гц.

Блок НЧ легко съемный. Он установлен на индивидуальную амортизационную раму. На раме установлен вентилятор для обдува блока НЧ. Двигатель вентилятора запитан от сети 115 В 400 Гц. Элементной базой блока НЧ являются полупроводниковые приборы, микромодули, интегральные микросхемы. На передней панели блока установлен **галетный** переключатель, имеющий девять положений, микроамперметр и кнопка В1, которые совместно с переключателями «Суша—Море» и «Счисление. НВУ по ДИСС— НВУ по СВС—Контроль ДИСС в полете» установлены на верхнем электрощитке пилотов (рис. 10.3) и выключатель «Наземный контроль ДИСС», расположенный в первом техническом отсеке, используются при проверке работоспособности измерителя от встроенного контроля. Слева от микроамперметра под крышкой находится контрольный разъем.



Р и с 103 Щиток включения и управления измерителя ДИСС-013.

Блок БС-2К в составе измерителя обеспечивает связь с потребителями доплеровской информации и индикацию скорости и угла сноса при наземном контроле ДИСС.

Блок механический переходной является согласующим для индикатора УШ-3.

10.6. Электропитание и защита

Питание измерителя осуществляется от бортовых сетей постоянного тока напряжением 27 В и переменного тока напряжением 36 В 400 Гц, 115 В 400 Гц.

Напряжение + 27 В с левой панели автоматов защиты сети через АЗСГК-2 и выключатель «ДИСС. Питание — Выкл» поступает в блок БС-2К и на БМП.

Напряжение 115 В поступает в блок БС-2К из левой РК ~115/200 В через предохранитель ПМ-5 при включении выключателя «ДИСС.Питание—Выкл».

Напряжение 36 В поступает в блок БС-2К и БМП из левой РК-36 В через предохранители ПМ-2 при включении выключателя «ДИСС.Питание—Выкл».

Питающие напряжения в блоки ВЧ и НЧ поступают по проводам межблочных соединений.

Вентилятор обдува блока ВЧ работает только на земле, поэтому напряжение 115 В поступает на вентилятор через реле ТКЕ21ПОДГ, которое срабатывает при замыкании концевого выключателя при обжатой левой основной опоре самолета.

10.7. Включение, проверка работоспособности и использование в полете

1. При наличии на борту самолета питающих напряжений 27 В постоянного тока, 115 В и 36 В переменного тока убедиться, что АЗС «ДИСС» на левой панели автоматов защиты сети включен.

2. Убедиться, что галетный переключатель на блоке НЧ находится в положении «Выкл».

3. Убедиться, что на верхнем электрощитке пилотов выключатель «ДИСС.Питание—Выкл» находится в положении «Выкл», переключатель «ДИСС.Суша—Море» — в положении

«Суша», а переключатель «Счисление. НВУ по ДИСС—НВУ по СВС—Контроль ДИСС в полете» — в положении «НВУ по СВС».

4. Включить питание ДИСС, установив выключатель «ДИСС.Питание—Выкл» в положение «ДИСС.Питание». При этом на средней приборной доске пилотов загорается светосигнальное табло «Память ДИСС».

5. Нажать и удерживать во включенном состоянии нажимной выключатель «Наземный контроль ДИСС», расположенный в первом техническом отсеке (шпангоуты № 6-7, прав. борт). Должно погаснуть светосигнальное табло «Память ДИСС». Через **2,5—3** минуты после включения снять показания путевой скорости и угла сноса на блоке БС-2К. Показания должны быть: $W = (696 \pm 19)$ км/ч; $a = (0 \pm 1,5)^\circ$.

6. Отпустить нажимной выключатель «Наземный контроль ДИСС». Светосигнальное табло «Память ДИСС» при этом должно загореться. Показания путевой скорости должны измениться не более чем на ± 11 км/ч, а угол сноса не должен сместиться более чем на ± 6 .

7. Установить последовательно галетный переключатель на блоке НЧ в положения «Смес. 1», «Смес. 2», «Гетер» (каждый раз нажимая кнопку В1). При этом показания микроамперметра (на блоке НЧ) должны быть в пределах делений шкалы прибора:

«Смес. 1» — $25 \div 60$;

«Смес. 2» — $25 \div 60$;

«Гетер» — $20 \div 70$;

«Вых. УНЧ» — $25 \div 95$;

«Клистр» — $40 \div 80$.

Отклонение показаний от допустимых свидетельствует о неисправности блока НЧ или БС-2К (для пп. 5, 6) или блока ВЧ (при проверке по п. 7).

- Примечания:**
1. В положении «Клистр» возможно зашкаливание микроамперметра.
 2. В случае отсутствия показаний микроамперметра в положениях «Смес. 1» и «Смес. 2» дальнейшую проверку не производить.

МЕТЕОНАВИГАЦИОННАЯ РАДИОЛОКАЦИОННАЯ СТАНЦИЯ «ГРОЗА М-154»

11.1. Общие сведения

Радиолокационная станция (РЛС) «Гроза М» предназначена для обеспечения безопасности полетов в сложной метеообстановке и отсутствии визуальной видимости и позволяет экипажу самолета решать следующие задачи:

- наблюдать на экране индикатора метеообстановку впереди самолета и выявлять облачности с турбулентной грозовой деятельностью;

- методом контурной индикации выделять среди облачности зоны опасных грозовых очагов и возможность их обхода;

- наблюдать на экране индикатора панораму пролетаемой местности в пределах азимутальных углов $\pm 100^\circ$ относительно строительной оси самолета и на дальности, определяемой техническими возможностями РЛС с целью навигационной ориентировки по характерным радиолокационным ориентирам и корректировать направление полета.

Радиолокатор помехоустойчив. При крене и тангаже самолета изображение на экране индикатора не искажается за счет применения схемы **гиростабилизации** плоскости обзора.

11.2. Комплект и размещение на самолете

В комплект РЛС «Гроза М» входят следующие блоки и устройства, которые на самолете размещены:

- антенный блок ГР1БМ с рефлектором — в носовом радиототсеке под радиопрозрачным обтекателем;

- моноблок, состоящий из групповой амортизационной рамы ГР345.2, на которой установлены два приемопередатчика ГР2БМ (основной и резервный), блок стабилизации и управления ГР720

я волноводный коммутатор ГР47 — в первом техническом отсеке между шпангоутами № 5-7 слева от оси самолета;

- волноводный тракт ГР32-154 соединяет приемопередатчики с **волноводным** коммутатором через гермошпангоут № 3 с антенной;
- коробка коммутации ГР17 и контрольный соединитель — рядом с моноблоком;
- два индикаторных устройства ГР430 на индивидуальных рамах ГР333 с козырьками — на боковых пультах пилотов;
- блок управления и формирования развертки ГР452 — на среднем пульте пилотов;
- второй контрольный соединитель «Контроль Гроза» — на правом боковом пульте пилота.

11.3. Основные эксплуатационно-технические характеристики

1. Средняя дальность наблюдения:
 - зон грозовой деятельности среднего развития, км, не менее..... 200
 - особо крупных городов и промышленных центров, км, не менее..... 280
 - областных городов и средних промышленных центров, км, не менее..... 230
 - водоемов, рек и незастроенных участков земной поверхности, км, не менее..... 150
2. Диапазон высот полета, в котором обеспечивается равномерная контрастность радиолокационного изображения земной поверхности, м..... 7000—9000
3. Диапазон углов наклона оси диаграммы направленности относительно плоскости горизонта, град.....
 - вверх 10
 - вниз 15
4. Диапазон углов азимутального обзора в обе стороны относительно строительной оси самолета, град..... ± 100
5. Угол крена и тангажа, при котором система гиросtabilизации обеспечивает устойчивое изображение, град..... 20

6. Частота азимутального сканирования антенны, циклов/мин.....	10 + 3
7. Частота излучаемых СВЧ колебаний, МГц.....	9375 $\begin{smallmatrix} +20 \\ -5 \end{smallmatrix}$
8. Длительность излучаемых радиоимпульсов, мкс.....	3,5 ± 0,3
9. Частота повторения излучаемых радиоимпульсов, Гц.....	400 $\begin{smallmatrix} +28 \\ -20 \end{smallmatrix}$
10. Минимальная импульсная мощность излучения, кВт.....	9
11. Чувствительность приемного устройства, дБ/мВт, не менее.....	100
12. Ширина диаграммы направленности антенны, град, не более.....	3
13. Нелинейность развертки на экранах индикаторов, %, не более.....	20
14. Масштабы развертки на экранах индикаторов плавнорегулируемых, км.....	10—375
15. Количество меток дальности, расположенных на развертке в рабочей части экрана индикаторного блока, должно быть: при крайнем левом положении регулятора «Масштаб».....	метки отсутствуют
при крайнем правом положении регулятора «Масштаб».....	4 метки по 25 км и 2 метки по 100 км
16. Потребляемая мощность по цепям питания: 200/115 В 400 Гц, В·А, не более.....	450
36 В 400 Гц, В·А, не более.....	36
27 В, Вт.....	120
17. Масса комплекта, кг.....	60

11.4. Функциональная схема и принцип работы

РЛС «Гроза М» представляет собой автономную импульсную РЛС трехсантиметрового диапазона волн со сканирующей в азимутальной плоскости антенной. В соответствии с тактическим назначением РЛС «Гроза М» эксплуатируется в следующих режимах работы: «Готов», «Земля», «Метео», «Контур», «Кон-

тродь». Необходимый режим работы обеспечивается установкой переключателя «Режим» на блоке управления и формирования развертки (пульте управления).

1. Режим «Готов» является вспомогательным. В этом режиме РЛС подключается к питающим напряжениям бортсети самолета без включения высокого напряжения передатчика и находится в состоянии готовности к работе.

•2 Режим «Земля». В этом режиме на индикаторах в полярных координатах (азимут — дальность) воспроизводится непрерывная радиолокационная карта земной поверхности, расположенная впереди самолета в пределах азимутальных углов $\pm 100^\circ$ относительно строительной оси самолета.

Для получения равноконтрастного изображения фона земной поверхности на экранах индикаторов в режиме «Земля» на масштабах менее 200 км обзор земной поверхности осуществляется веерной диаграммой направленности вида «Косеканс — квадрат». Для получения такой диаграммы направленности применяются зеркало антенного рефлектора двойной кривизны и схема коммутации диаграмм направленности с использованием ферритового вращателя плоскости поляризации электромагнитной волны, расположенного в антенном облучателе.

На масштабах от 200 до 300 км, в целях повышения дальности наблюдения на экранах индикаторов фона земной поверхности и промышленных центров, обзор производится поочередно веерной и узкой (игольчатой) диаграммами направленности. Переключение плоскости поляризации волны происходит в крайних положениях антенны, причем при движении рефлектора антенны влево формируется веерная диаграмма, а вправо — игольчатая.

При использовании масштаба свыше 300 км обзор земной поверхности осуществляется только игольчатым лучом, так как игольчатый луч имеет коэффициент направленного действия в два раза больше, а следовательно, дальность наблюдения получается наибольшей. При этом, благодаря особенностям построения высокочастотной части антенны, обеспечивается эффективное перекрытие диаграммой всего индицируемого на экране диапазона дальностей.

В режиме «Земля» схема видеоусилителя индикаторного устройства видоизменяется. Усилитель становится трехтоновым, что дает возможность получить на экране индикатора контрастное **трехтоновое** изображение местности, лежащей впереди самолета.

3. Режим «Метео» предусмотрен для получения на экране радиолокационного изображения воздушной обстановки. Оно может содержать отражения от различных гидрометеобразований в атмосфере: грозовых фронтов, областей с повышенной турбулентностью движения воздушных масс, вихреобразований и других явлений. Кроме того, этот режим используется для обнаружения горных вершин и определения достаточности превышения самолета над ними, а также для обнаружения других самолетов, находящихся на том же эшелоне.

В режиме «Метео» на всех масштабах используется узкая диаграмма направленности, что позволяет исключить наблюдения в этом режиме мешающих отражений от земной поверхности на всех высотах, превышающих 1000 м. При необходимости просмотра пространства под другими углами места диаграмма направленности антенны может быть наклонена вручную относительно плоскости горизонта вверх до 10° и вниз до 15° при одновременном сохранении работоспособности системы гиросtabilизации. При этом возможно появление на экране индикаторов отражений от земной поверхности на дальностях, зависящих от установленного угла наклона.

4. Режим «Контур». В данном режиме экипажем оценивается степень опасности полета в обнаруженной зоне грозовой деятельности или мощнокучевой облачности методом контурной индикации. Возможность выделения опасных зон основана на том, что интенсивность сигнала, отраженного от них, значительно больше, чем интенсивность сигнала, отраженного от неопасных зон.

В схеме видеосуилителя сильные сигналы, соответствующие опасным зонам, подавляются и на их месте появляются темные контуры, контрастно выделяющиеся на светлом фоне, образованном отражениями от неопасных зон.

В режиме «Контур» используется узкая диаграмма направленности. Включается схема ВАРУ, исключающая возможность ошибочной оценки близкой неопасной облачности, дающей сильный отраженный сигнал как опасный.

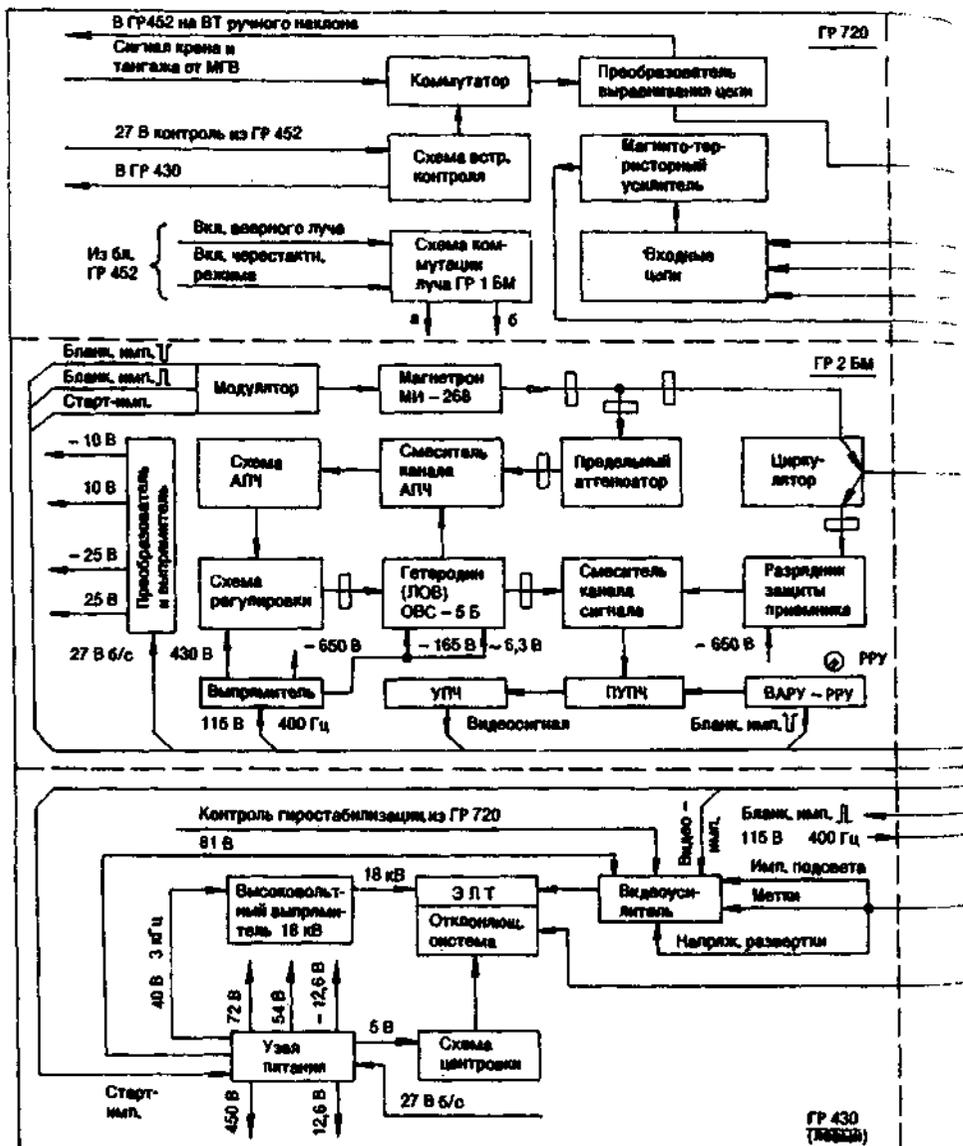
5. Режим «Контроль» используется для проверки работоспособности каналов РЛС: индикации, приемного, передающего и гиросtabilизации. В режиме «Контроль» сигнал + 27 В из блока управления и формирования развертки поступает в блок стабилизации и управления. При этом в блоке стабилизации и управления отключаются цепи подачи напряжений, пропорциональных крену и тангажу, а вместо них подключается выход схемы фор-

дарования контрольных напряжений крена и тангажа. Сигнал **отработки** каналом гиросtabilизации контрольных напряжений **сравнивается** на амплитудных дискриминаторах с эталонными **сигналами**. Выходы амплитудных дискриминаторов **подключаются** на входы видеоусилителей индикаторов для индикации сигналов контроля канала гиросtabilизации, при нормальной работоспособности которого на экранах индикаторов высвечиваются **гри** сектора шириной $(15 \pm 10)^\circ$ на азимутах 270, 0 и 90° . В режиме «Контроль» в блоке управления и формирования развертки включается генератор контрольных старт-импульсов, которые запускают схемы формирования развертки, импульсов подсвета, **меток** дальности и включается питание индикаторных блоков. Старт-импульсы режима «Контроль» опережают импульсы **передатчика**, которые индицируются на экране электронно-лучевой **трубки** (ЭЛТ), свидетельствуя о работоспособности передатывающего канала, а нормальное функционирование индикаторных блоков в режиме самоконтроля свидетельствуют о работоспособности канала индикации. Таким образом, работоспособность РЛС проверяется в режиме «Контроль» без излучения антенной электромагнитной СВЧ энергии, исключая при этом возможность облучения людей на земле. На самолетах **ТУ-154М** возможен вариант установки РЛС, где вместо режима «Контроль» применен режим «Снос». В этом случае, при отказе **ДИСС-013**, экипаж может измерить угол сноса самолета и использовать эту информацию для самолетовождения (**СВЖ**).

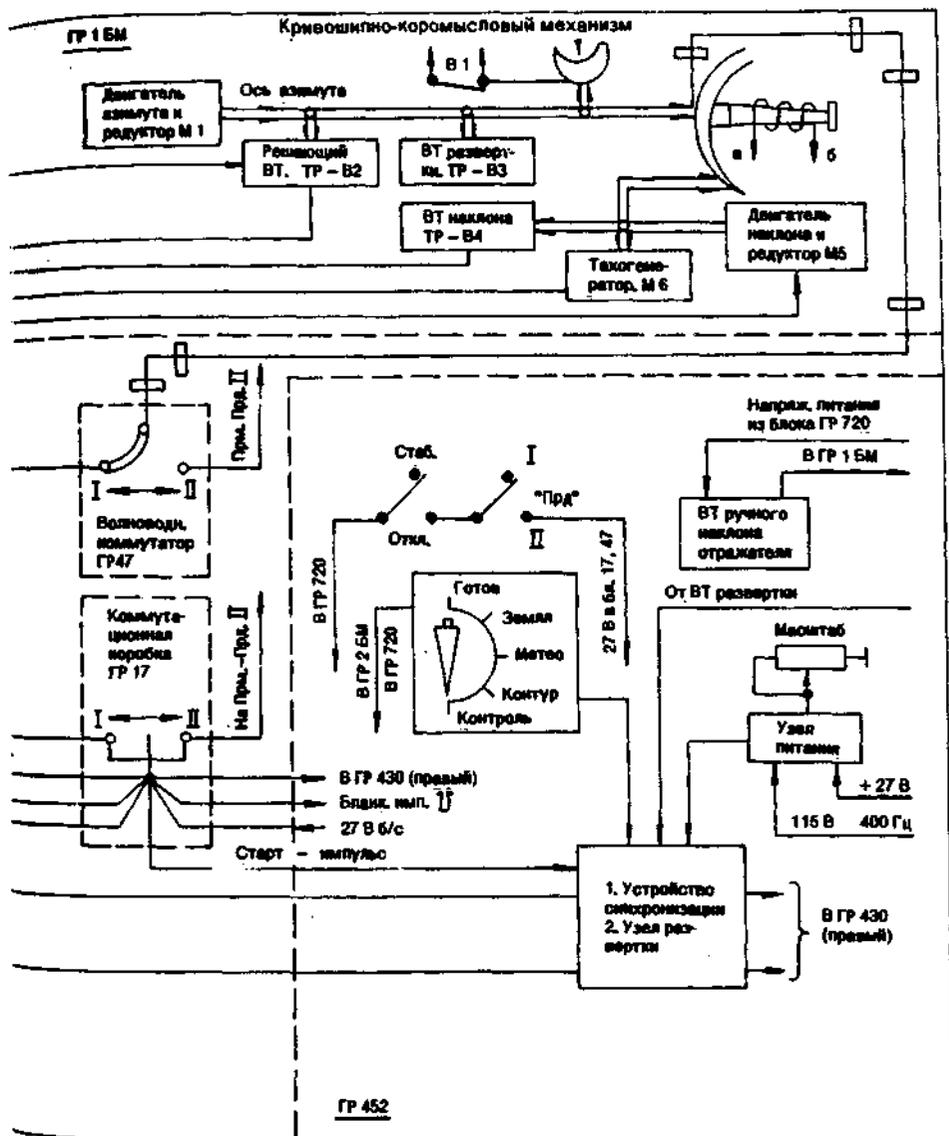
На рис. 11.1 на стр. 174—175 представлена упрощенная функциональная схема РЛС «Гроза М». Изображение всех имеющихся связей в каждом блоке и между ними значительно усложнило бы функциональную схему. Поэтому в данной схеме принцип работы РЛС рассматривается **поканально**: передающий, приемный, канал автоматической подстройки частоты (АПЧ), индикаторный канал, канал синхронизации работы РЛС, канал стабилизации и управления антенной и канал электропитания.

Передающий канал состоит из реле времени, двухкаскадного магнитотиристорного модулятора, магнетронного генератора, волноводного тракта с антенным переключателем (АП) и антенны, работающей на передачу.

При включении РЛС в любом режиме, кроме «Готовность», напряжение 115 В 400 Гц подается на вход схемы магнитного модулятора через реле времени. Задержка необходима для прогрева катода магнетрона (на магнетрон, вне зависимости от ре-



Р и с. 11.1. Функциональная схема РЛС «Гроза М».



жима, подается напряжение накала $\sim 6,3 \text{ В}$) до нормального теплового режима и в зависимости от температуры окружающей среды время прогрева изменяется от 3 до 5 минут.

Модулятор содержит два сжимающих каскада с полным разрядом накопительных конденсаторов. С выхода модулятора высоковольтные импульсы отрицательной полярности поступают на катод магнетрона.

Магнетрон генерирует мощные импульсы СВЧ колебаний, длительность и форма которых определяются магнитным модулятором, содержащим специальную формирующую линию. СВЧ импульсы с несущей частотой генерации магнетрона $f_m = (9370 \pm 20) \text{ МГц}$ через **АП**, выполненный на **ферритовых** циркуляторах, передаются по волновому тракту в виде бегущей волны электромагнитного поля в антенну и излучаются ею в пространство в пределах узкой или веерной диаграммы направленности. Формирование антенной узкого или веерного луча обеспечивается ферритовым вращателем плоскости поляризации.

Одновременно с импульсом, питающим магнетрон, во втором сжимающем каскаде модулятора формируются отрицательные и положительные импульсы бланкирования и старт-импульсы. Импульсы бланкирования предназначены для запираания приемных устройств другой бортовой аппаратуры, работоспособность которой может быть нарушена при излучении мощных зондирующих импульсов РЛС. Старт-импульсы предназначены для запуска канала синхронизации РЛС и временной автоматической регулировки усиления (ВАРУ). Старт-импульсы обеспечивают синхронизацию работы всей РЛС. Синхронизация РЛС от бортсети **115 В 400 Гц** является основной особенностью построения функциональной схемы РЛС.

Ферритовый АП (циркулятор) предназначен для автоматического переключения антенны с передачи на прием, а также выполняет роль согласующего устройства между магнетроном и его нагрузкой — сканирующей антенной, **волноводный** тракт которой содержит вращающееся волноводное сочленение. Значительное влияние на изменение нагрузки магнетрона при сканировании антенны оказывает антенный обтекатель, который является одним из важнейших элементов РЛС, устанавливаемых на скоростных самолетах. Постоянство нагрузки магнетрона обеспечивает повышенную стабильность частоты и постоянство излучаемой им мощности, что способствует улучшению условий работы схемы АПЧ и гетеродина. Отраженный от нагрузки сигнал в

Момент излучения СВЧ импульсов не воздействует на магнетрон, **отводится** ферритовым циркулятором в разрядник защиты приемника (РЗП), который в режиме излучения зондирующего СВЧ импульса закорачивает вход приемника, предохраняя кристаллические смесительные диоды от выхода из строя.

Приемный канал включает в себя антенну, **волноводный** тракт антенным переключателем и разрядником защиты приемника, балансный смеситель УПЧ, гетеродин, предварительный усилитель промежуточной частоты (ПУПЧ), УПЧ и схему ДАРУ. Приемник выполнен по супергетеродинной схеме, обеспечивающей наибольшую чувствительность и избирательность.

Энергия, отраженная от земной поверхности или от различных гидрометеообразований в атмосфере, принимается антенной до волноводному тракту через вращающееся сочленение, циркулятор и погашенный РЗП поступает в балансный смеситель (БС) приемника.

В БС поступают также непрерывные СВЧ колебания местного гетеродина, выполненного на лампе обратной волны (ЛОВ). В нагрузке БС выделяется промежуточная частота 30 МГц. БС обеспечивает высокий коэффициент преобразования частоты и подавления шумов гетеродина, что существенно повышает чувствительность приемника. Импульсы промежуточной частоты с выхода балансного смесителя поступают на УПЧ.

Усилитель промежуточной частоты конструктивно выполнен в ВДде последовательного соединения двух узлов ПУПЧ и основного УПЧ. Это позволяет разместить входные каскады усилителя в непосредственной близости от смесителя, образуя высокочастотную головку (ВЧГ). Такая конструкция позволяет исключить длинный кабель связи между смесителем и УПЧ и избежать затухания * нем. Кроме того, при приеме слабых сигналов общий коэффициент усиления достигает сотен тысяч, что может быть обеспечено в УПЧ с последовательным включением не менее девяти резонансных каскадов на транзисторах, а при таком количестве каскадов обеспечить устойчивую работу линейки УПЧ затруднительно. Устранению этого недостатка и способствует использование отдельного узла ПУПЧ с коэффициентом усиления порядка двадцати и сравнительно широкой полосой пропускания, равной примерно 6 МГц. Напряжение промежуточной частоты усиливается в четырехкаскадном ПУПЧ и поступает на вход основного УПЧ.

Основной УПЧ выполнен на транзисторах, имеет шесть усилительных каскадов и заканчивается видеодетектором. УПЧ

имеет линейно-логарифмическую амплитудную **характеристику** (линейная характеристика используется при усилении слабых сигналов), что позволяет сжать динамический диапазон входных сигналов и приблизить его к динамическому диапазону сигналов, воспроизводимых электронно-лучевой трубкой. Для получения логарифмической амплитудной характеристики (ЛАХ) используется суммирующий усилитель. При приеме сильных сигналов каскады УПЧ последовательно, начиная от последнего, переходят в режим детектирования и видеоимпульсы, выделяемые ими, суммируются в специальном усилителе, на который также поступают видеоимпульсы с детектора.

Регулировка усиления приемного канала осуществляется схемой временной автоматической регулировки усиления — ручной регулировки усиления (ВАРУ-РРУ). Узел ВАРУ-РРУ запускается старт-импульсом модулятора и формирует специальные импульсы отрицательной полярности для регулирования коэффициента усиления ПУПЧ и импульсов бланкирования ПУПЧ. Импульс бланкирования во всех режимах работы РЛС воздействует на ПУПЧ и запирает приемник на время излучения мощного СВЧ импульса передатчика. Импульс ВАРУ подается на вход ПУПЧ в режиме «Контур», изменяя коэффициент усиления во времени. При этом сильные сигналы, отраженные от близлежащих слоев «неопасной» облачности, не просматриваются на экране в виде темных контуров, соответствующих «опасным» зонам облачности. Кроме режима «Контур», схема ВАРУ используется в режиме «Земля», улучшая качество изображения на экранах индикаторов на масштабе до 30 км. Управление схемой ВАРУ осуществляется с пульта управления ручками «Режим» и «Масштаб». Ручная регулировка усиления (РРУ) приемника осуществляется при помощи переменного резистора.

С выхода УПЧ видеоимпульсы поступают на вход видеоусилителей индикаторных блоков.

Канал автоматической подстройки частоты (АПЧ). Система АПЧ в составе РЛС является неотъемлемой частью приемного канала и только по методическим соображениям рассматривается как самостоятельный канал.

Система АПЧ предназначена для поддержания постоянной разности частот гетеродина, выполненного на лампе обратной волны, и магнетрона. Частота магнетрона с течением времени становится нестабильной вследствие изменения окружающей температуры, давления, ухудшения параметров радиоэлементов,

изменения во времени нагрузки магнетрона при сканировании **антенны**, нестабильности источников питания, а также состоящая обтекателя антенны. Частота ЛОВ с течением времени также изменяется. Пределы изменения указанных частот настолько **значительны**, что фактически промежуточная частота уходит за пределы полосы пропускания УПЧ и прием отраженных сигналов без системы АПЧ оказывается невозможным.

Система АПЧ «следит» за величиной промежуточной частоты И при отклонении ее от номинала вырабатывает такое управляющее напряжение для замедляющей системы ЛОВ, при котором частота колебаний ЛОВ при взаимодействии с частотой колебаний магнетрона обеспечивает получение промежуточной частоты, близкой к номинальной, то есть $f_{\text{разн}} = f_{\text{гет}} - f_{\text{магн}} = 30 \text{ МГц}$.

В схему АПЧ входят: предельный аттенюатор, балансный смеситель АПЧ, УПЧ АПЧ и схема регулирования. В режиме передачи часть СВЧ энергии через предельный аттенюатор подается на смеситель канала АПЧ, куда также поступает сигнал гетеродина. После преобразования на выходе смесителя образуются импульсы промежуточной частоты, которые усиливаются в УПЧ АПЧ и поступают на различитель ошибки — частотный дискриминатор. Частотный дискриминатор является чувствительным элементом системы АПЧ. На выходе дискриминатора возникают импульсы, полярность и амплитуда которых зависят от стороны и степени отклонения промежуточной частоты от номинального значения. Эти импульсы поступают в схему регулирования, где вырабатывается постоянное напряжение, пропорциональное величине расстройки, которое и поступает на гетеродин (управляющий электрод ЛОВ), перестраивая его по частоте таким образом, чтобы свести к минимуму отклонение промежуточной частоты от номинального значения, тем самым обеспечить заданный коэффициент усиления сигнала линейной УПЧ.

Индикаторный канал выполнен по узловому принципу и представляет собой два отдельных функционально законченных блока ГР430, которые работают параллельно от одного узла развертки, расположенного в блоке ГР452, который, в свою очередь, работает от импульсного вращающегося трансформатора (ВТ) развертки, расположенного в антенном блоке ГР1БМ.

В каждом индикаторном блоке размещены следующие конструктивно законченные функциональные узлы: видеоусилитель-Формирователь, электронно-лучевая трубка (ЭЛТ) 14ЛМ1Н, пла-

та питания электродов ЭЛТ, высоковольтный выпрямитель (18 кВ) и отклоняющая система.

В видеоусилителе происходит усиление видеоимпульсов, поступающих с выхода УПЧ, до уровня, необходимого для модуляции электронного луча ЭЛТ. При переключении режимов работы РЛС схема видеоусилителя видоизменяется и амплитудные характеристики оказываются разными.

В режиме «Земля» амплитудная характеристика видеоусилителя имеет две ступени. Одна ступень соответствует слабым сигналам, возникающим при отражении от незастроенных участков местности. Эти сигналы образуют на экране ЭЛТ фон местности, на котором выделяются ориентиры. Вторая ступень соответствует сильным сигналам, возникающим при отражении от радиолокационных ориентиров. Эти сигналы выделяются на фоне местности. С помощью регулятора «Контраст», расположенного на передней панели индикатора, изменяется усиление больших по амплитуде сигналов, что позволяет в широких пределах изменять порог выделения цели.

Видеоусилители, имеющие двухступенчатые амплитудные характеристики, называются **трехтоновыми**, так как они обеспечивают получение на экране индикатора РЛС изображения с тремя световыми тонами: сигнал отсутствует — на экране возникают темные контуры; при слабых сигналах на экране возникает **слабосветящийся** фон местности; при приеме сильных сигналов на фоне местности появляются яркие отметки, соответствующие радиолокационным ориентирам.

В режиме «Метео», служащем для обнаружения гроз, горных вершин и других препятствий, амплитудная характеристика видеоусилителя линейная и только при приеме очень сильных сигналов происходит их ограничение.

В режиме «Контур», служащем для выделения среди облачности зон, опасных для прохождения самолета, сильные сигналы подавляются. Поэтому при определенном уровне входного сигнала амплитудная характеристика видеоусилителя имеет излом, после которого усиление падает до нуля, и сигналы на выходе видеоусилителя отсутствуют. В этом режиме включается схема ВАРУ приемника, которая обеспечивает постоянство амплитуды принимаемых сигналов при изменении дальности до наблюдаемых объектов.

С выхода видеоусилителей индикаторных блоков видеосигнал, смешанный с калибрационными метками дальности, прямо-

угольным импульсом подсвета и пилообразным импульсом развертки, вырабатываемые узлом развертки, поступают на ЭЛТ, которая обеспечивает яркостную индикацию видеосигналов в **координатах «Азимут—дальность»**.

Канал синхронизации. Работа всех каналов РЛС синхронизируется старт-импульсами (синхроимпульсами), которые вырабатываются в специальной обмотке выходного трансформатора **импульсного** модулятора. Частота повторения синхроимпульсов равна частоте источника питания (400 Гц), длительность порядка 6 мкс, амплитуда 6 В, полярность отрицательная.

С выхода модулятора старт-импульсы поступают на вход устройства синхронизации блока управления и формирования **развертки** ГР452, который состоит из следующих функциональных узлов: пульта управления радиолокатором, устройства синхронизации, устройства развертки и платы питания.

Устройство синхронизации предназначено для формирования следующих сигналов:

- импульсов дальности запуска развертки;
- импульсов подсвета линии развертки;
- шкалы калибрационных меток дальности;
- команд управления формой диаграммы направленности антенны в режиме **«Земля»**;
- импульсов запуска развертки в режиме **«Контроль»**.

Импульсами дальности запускается генератор развертки (генератор линейно изменяющегося тока) и генератор масштабных меток. Генератор развертки нагружен на роторную обмотку импульсного вращающегося трансформатора (ИВТ), расположенного в сканирующей азимутальной плоскости антенны ГР1БМ. В статорных обмотках ИВТ при этом индуктируются линейно нарастающие импульсы тока, амплитуда которых изменяется пропорционально синусу и косинусу текущего азимутального угла, на который повернут ИВТ. Последовательно со статорными обмотками включены отклоняющие катушки ЭЛТ L_x и L_y . Линейно нарастающие импульсы тока создают в совокупности вращающееся магнитное поле, под действием которого на экране ЭЛТ формируется радиально-секторная развертка с плавно изменяемым масштабом. Плавное изменение масштаба осуществляется изменением скорости нарастания тока в роторной обмотке ИВТ за счет изменения напряжения питания схемы развертки при помощи регулятора **«Масштаб»**.

В процессе эксплуатации возникает необходимость в регулировании сдвига центра развертки по горизонтали и вертикали

чтобы точка установки начала развертки совпадала с разметкой на стекле экрана индикатора. Для этого в схеме установки центра развертки применена специальная отклоняющая система, состоящая из двух катушек, которые питаются постоянным током, величина которого регулируется двумя переменными резисторами: $R5$ — по горизонтали и $R8$ — по вертикали.

Генератор масштабных меток вырабатывает калибрационные 25- и 100-километровые метки дальности в зависимости от масштаба. Первая метка дальности совпадает с моментом излучения зондирующего СВЧ импульса, то есть является нулевым отсчетом дальности.

Для отпириания ЭЛТ на время прямого хода развертки используются импульсы подсвета. Начало импульса подсвета задержано примерно на 10—13 мкс для того, чтобы не создавать засветку экрана индикатора в начале развертки.

Таким образом, в видеоусилители индикаторных блоков поступают калибрационные метки дальности, прямоугольные импульсы подсвета линии развертки и пилообразные импульсы тока развертки и, смешиваясь с видеосигналами, поступают на электронно-лучевые трубки обоих индикаторных блоков РЛС.

Канал управления и стабилизации антенны включает в себя:

- схему коммутации диаграмм направленности;
- систему управления антенной по азимуту и наклону;
- систему гиростабилизации плоскости обзора.

Коммутация диаграмм направленности осуществляется с помощью ферритового вращателя плоскости поляризации и рефлектора антенны двойной кривизны. Ферритовый стержень установлен во фторопластовой втулке круглого волновода облучателя антенны. Снаружи на круглый волновод намотана обмотка электромагнита (соленоид). В результате протекания тока в обмотке соленоида, в том или обратном направлении, изменяется направление магнитного потока, который обеспечивает поворот плоскости поляризации волны. Рефлектор антенны имеет профиль двойной кривизны и при изменении плоскости поляризации формирует луч двух видов: веерный — при горизонтальной поляризации; игольчатый — при вертикальной поляризации.

Управление вращателем плоскости поляризации осуществляется с пульта управления РЛС, а исполнительным элементом изменения направления тока в катушке соленоида является реле, установленное в блоке ГР720. Использование игольчатой или

веерной диаграммы направленности определяется тактическими задачами РЛС и задается с помощью переключателей «Режим» и «Масштаб». В режиме «Метео» для обзора воздушного пространства включается узкая диаграмма направленности антенны. В режиме «Земля» на масштабах до 200 км обзор земной поверхности производится веерным лучом, на масштабах от 200 до 300 км в блоке управления и формирования развертки ГР452 включается схема формирования команд, позволяющая производить **черестактный** обзор земной поверхности веерным и узким лучом. При повороте антенны слева направо включается веерная диаграмма направленности и просматривается ближняя зона обзора, при повороте антенны справа налево включается узкая диаграмма направленности и просматривается дальняя зона обзора. При этом обеспечивается выравнивание величины сигналов, отраженных от ближних и дальних участков земной поверхности, а длительное послесвечение экрана ЭЛТ позволяет оператору РЛС воспринимать радиолокационное изображение от узкого и веерного лучей как единое целое на всем диапазоне дальности развертки. На масштабах свыше 300 км обзор земной поверхности производится только узким лучом.

Азимутальное сканирование антенны. Канал азимутального привода рефлектора антенны состоит из следующих элементов: двигателя постоянного тока М1 типа ДПР-52-Н1-03, понижающего редуктора с передаточным отношением 1:1152, решающего вращающегося трансформатора ТрВ2 типа ЗВТ-2ТВ-2, вращающегося трансформатора развертки ТрВ3 типа 6ВТИ-2ТВ и фрикционного кулачкового механизма черестактной работы В1. Сканирование антенны в горизонтальной плоскости в секторе обзора $+ 100^\circ$ относительно строительной оси самолета электромеханическое и осуществляется с помощью электродвигателя М1 и понижающего редуктора. Преобразование непрерывного вращения двигателя М1 в секторное качание отражателя антенны осуществляется при помощи кривошипно-коромыслового механизма. При помощи фрикционного кулачкового механизма В1 осуществляется черестактный обзор земной поверхности веерным и узким лучом на масштабах от 200 до 300 км. С азимутальной осью блока ГР1БМ связаны механически импульсный вращающийся трансформатор развертки ТрВ3 и решающий вращающийся трансформатор ТрВ2. На оси вращения по азимуту установлена шкала азимута, обеспечивающая точность отсчета $30'$.

Схема управления наклоном отражателя антенны является частью схемы стабилизации плоскости обзора, однако по методическим соображениям ее целесообразно рассмотреть отдельно. Канал наклона рефлектора антенны состоит из электродвигателя М5 типа ДКИ-6-12ТВ, понижающего редуктора с передаточным отношением 1:1103, понижающего редуктора с передаточным отношением 1:2, повышающего редуктора с передаточным отношением 1,88:1, вращающегося трансформатора ТрВ4 типа ЗВТ-2ТВ-2 и тахогенератора М6 типа ТПП-3. Управление наклоном отражателя антенны осуществляется следующим образом. В блоке управления и формирования развертки ГР452 установлен вращающийся трансформатор управления М1, а ось его ротора связана с ручкой наклона антенны. При повороте регулятора «Наклон» влево или вправо поворачиваются обмотки ротора вращающегося трансформатора обработки ТрВ4, установленного в блоке ГР1БМ. Ось ротора ТрВ4 связана с осью наклона антенны. Напряжение со статорной обмотки Тр4В подается на вход магнитно-тиристорного усилителя, нагрузкой которого является обмотка управления двигателя М5. Таким образом, схема управления наклоном отражателя антенны, а следовательно, наклоном луча электромагнитной энергии в пространстве представляет собой замкнутую следящую систему обработки, исполнительным органом которой служит двухфазный асинхронный двигатель М5. Управление его вращением осуществляется блоком стабилизации и управления ГР720, путем изменения амплитуды и фазы подводимого на управляющую обмотку двигателя М5 переменного напряжения.

Вращающийся трансформатор ТрВ4 работает в качестве приемника в системе дистанционной передачи, служащей для ручного наклона плоскости стабилизации, а также является датчиком истинного текущего угла наклона отражателя и используется в следящей системе гиросtabilизации в качестве датчика обработки. Сигнал рассогласования поступает с его статорной обмотки в блок ГР720 и, после усиления, на двигатель наклона М5.

Устойчивость и требуемые параметры качества системы управления наклоном рефлектора антенны обеспечиваются действием корректирующей отрицательной обратной связи по скорости, создаваемой тахогенератором М6. Ротор тахогенератора механически связан с осью электродвигателя наклона М5. При наклоне рефлектора антенны возникают некоторые искажения

формы диаграммы направленности, связанные в основном с ростом боковых лепестков.

Система **гиростабилизации плоскости обзора** предназначена для получения устойчивого радиолокационного изображения на экране ЭЛТ при эволюциях самолета. Это особенно важно при полетах в сложных условиях, например: во время маневрирования при обходе грозовых очагов или горных вершин, а также во время предпосадочных маневров и на взлете.

В РЛС применяется косвенный метод стабилизации — стабилизация плоскости обзора при крене путем наклона отражателя антенны на угол стабилизации δ , который изменяется соответственно изменению угла крена γ и угла поворота антенны в азимутальной плоскости α .

Угол стабилизации при крене и тангаже определяется уравнением:

$$\delta = \frac{1}{K} (\sin \gamma \sin \alpha - \sin \Theta \cdot \cos \alpha),$$

где: δ — угол стабилизации; γ — угол крена; Θ — угол тангажа; α — угол поворота рефлектора антенны в азимутальной плоскости; K — коэффициент оптической редукции ($\gamma = \Theta = \text{угол наклона луча/угол наклона отражателя} = 1,88$).

Таким образом, текущий угол стабилизации δ является функцией трех углов (γ , Θ , α).

Техническая реализация приведенного уравнения в РЛС «Гроза М» осуществляется применением решающего вращающегося трансформатора ТрВ2, установленного в блоке ГР1БМ.

Решающий вращающийся трансформатор ТрВ2 служит для получения напряжения, амплитуда которого пропорциональна мгновенному значению требуемого угла наклона луча. Вырабатывается это напряжение за счет **запитки** обмоток трансформатора напряжениями, пропорциональными крену и тангажу самолета, которые поступают с **синусно-косинусных** трансформаторов малогабаритной гировертикали **МГВ-1С** через **преобразующе-выравнивающие** цепи блока стабилизации и управления ГР720. Эти сигналы подаются на **статорные** обмотки крена и тангажа решающего вращающегося трансформатора ТрВ2, ротор которого соединен с осью азимута антенны. Сигналы стабилизации с обмотки ротора ТрВ2 снимаются и поступают на входные цепи блока стабилизации и управления, где происходит суммирование

сигналов **гиростабилизации** и ручного наклона. Суммарное переменное напряжение поступает на вход магнитоэлектронного усилителя блока ГР720, затем на обмотку управления двигателя наклона М5. Двигатель наклона М5 обрабатывает заданный угол стабилизации рефлектора антенны.

Следящим элементом схемы стабилизации, как и схемы управления наклоном, служит вращающийся трансформатор обработки ТрВ4, ротор которого связан с осью двигателя наклона М5. Обратная связь по скорости, осуществляемая с помощью тахогенератора Мб, обеспечивает равномерную работу (без рывков) и исключает автоколебания отражателя в вертикальной плоскости относительно линии нулевого или заданного наклона.

В схеме предусмотрена возможность выключения стабилизации, что необходимо, например, при отказе МГВ или самой схемы стабилизации. Выключатель «**Стабилизация—Откл**» установлен на блоке управления и формирования развертки ГР452.

Электропитание. Для обеспечения электропитанием функциональных узлов и отдельных каскадов РЛС в приемопередатчиках, индикаторных устройствах и блоке управления и формирования развертки имеются узлы электропитания. Первоисточником является бортовая сеть переменного трехфазного тока напряжением 200 В, переменного трехфазного тока напряжением 36 В и постоянного тока напряжением 27 В (см. рис. 11.1).

Связь РЛС с другими самолетными системами. Для осуществления косвенной стабилизации оси диаграммы направленности антенны в пространстве при кренах и тангаже самолета радиолокатор сопряжен с гировертикалью МГВ-1С. С синусно-косинусных трансформаторов гировертикали РЛС получает сигналы крена и тангажа в виде напряжений переменного тока частоты 400 Гц, которые поступают в антенный блок через преобразующие цепи блока ГР720 на **статорные** обмотки вращающегося трансформатора ТрВ2. Амплитуды этих напряжений будут пропорциональны величинам углов крена и тангажа.

Для обеспечения бланкирования (запирания) приемников самолетных ответчиков (УВД и изделия 020М) на время излучения РЛС мощного зондирующего импульса СВЧ энергии в модуляторе РЛС формируются импульсы бланкирования амплитудой 45 В и 60 В соответственно положительной и отрицательной полярности и длительностью 4 мкс, которые по высокочастотному фидеру поступают на вход приемных устройств упомянутых ответчиков.

11.5. Особенности конструкции и органы управления

РЛС «Гроза М» состоит из девяти конструктивно законченных блоков: антенного ГР1БМ; двух приемопередатчиков ГР2БМ (основного и резервного); блока стабилизации и управления ГР720; волноводного коммутатора ГР47, установленных на групповой амортизационной раме ГР345.2; коммутационной коробки ГР17; двух индикаторных устройств ГР430; блока управления и формирования развертки ГР452. Все блоки легкоъемные.

Антенный блок ГР1БМ конструктивно делится на облучатель, отражатель, редуктор азимута, редуктор наклона, волноводный тракт с вращающимся сочленением и вращатель плоскости поляризации. Электромеханическая часть блока состоит из двух электрически независимых каналов: канала азимутального привода и канала наклона отражателя. Последний используется одновременно для гироскопической стабилизации оси диаграммы направленности при кренах и тангаже самолета, а также для ручного наклона плоскости, в которой сканирует луч, вверх или вниз от плоскости горизонта. На блоке ГР1БМ установлены: электродвигатель постоянного тока М1 азимутального сканирования отражателя антенны с редуктором, импульсный вращающийся трансформатор развертки ТрВ3, решающий вращающийся трансформатор ТрВ2, электродвигатель наклона М5 с редуктором, вращающийся трансформатор обработки наклона ТрВ4 и тахогенератор. Электрическое соединение блока ГР1БМ с другими блоками РЛС осуществляется посредством малогабаритного штепсельного разъема.

Приемопередающий блок ГР2БМ состоит из передающей части, приемной части и источников питания. На лицевой панели блока установлены три предохранителя и электрический счетчик наработки. На задней стенке блока размещены выходной волноводный фланец и врубной штепсельный разъем. Для обеспечения нормального теплового режима приемопередатчиков используются два электровентилятора переменного тока. Один — для основного приемопередатчика, другой — для резервного.

Блок стабилизации управления ГР720 выполнен в унифицированном корпусе со съемными боковыми стенками. Блок состоит из следующих функциональных узлов: входных цепей системы стабилизации, магнитно-тиристорного усилителя сигнала ошибки, коммутационной схемы и схемы встроенного контроля. На передней панели установлено три плавких предохранителя, а на задней — врубной разъем.

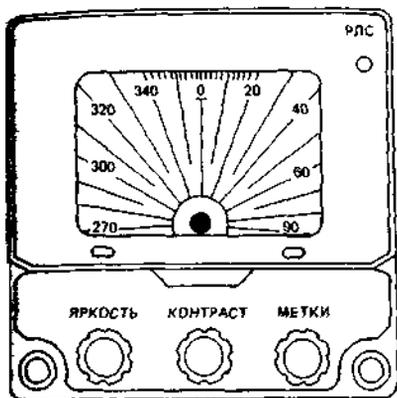
Волноводный коммутатор ГР47, соединяющий приемопередатчики с **волноводным** трактом, предназначен для подключения к волноводному тракту РЛС волноводного выхода основного или резервного приемопередатчика. Внутри волноводного коммутатора расположена металлическая поворотная заслонка, переключающая один из выходных **волноводных** каналов, оставляя второй открытым. Управление заслонкой осуществляется асинхронным электродвигателем типа **ДИД-0,5У** с понижающим **редуктором**.

Волноводный тракт **ГР32-154** соединяет приемопередатчики с волноводным коммутатором и далее через **гермошпангоут** № 3 с антенной обеспечивает передачу импульсной энергии токов СВЧ от магнетронного генератора к антенне в режиме излучения и передачи принятых антенной отраженных от целей сигналов в приемник.

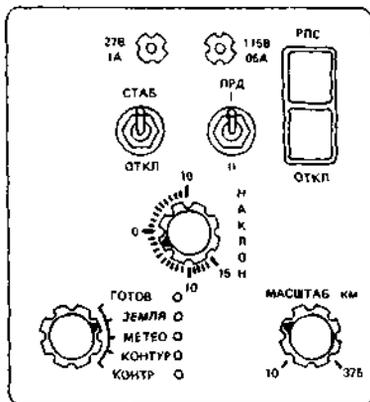
Коробка коммутационная **ГР17** предназначена для переключения приемопередатчиков из резервного режима в рабочий и управления работой волноводного коммутатора. Коммутация осуществляется с помощью электромагнитных реле и развязывающих диодов следующих сигналов и напряжения: импульсов бланкирования самолетных ответчиков; старт-импульсов для запуска синхронизатора; выходы **УПЧ**; фазы напряжения 36 В; поступающие на **волноводный** коммутатор напряжения + 10 В и - 10 В; - 25 В; - 27 В; 40 В.

Два индикаторных блока ГР430 на индивидуальных амортизационных рамах ГР333 (левый и правый), установленные соответственно на рабочих местах левого и правого пилотов, предназначены для усиления видеосигналов, поступающих с выхода приемника, и индикации, отраженных от целей сигналов, на экранах ЭЛТ. Внутри блока индикатора размещены следующие конструктивно законченные функциональные узлы: электронно-лучевая трубка, видеоусилитель, высоковольтный выпрямитель, плата питания электродов ЭЛТ и отклоняющая система. На лицевой панели блока расположены: прямоугольный экран ЭЛТ размером 100x70 мм, закрытый прозрачным органическим стеклом. На стекле нанесены азимутальные риски; ручки потенциометров с гравировкой «**Яркость**», «**Контраст**», «**Метки**» (рис. 11.2). Оба индикатора (левый и правый) работают параллельно и управляются от одного пульта управления.

Блок управления и формирования развертки ГР452 предназначен для управления и синхронизации РЛС, формирования развертки и **калибрационных** меток дальности. Внутри блока размещены следующие узлы: узел формирование развертки **У1**, плата



Р и с. 11.2. Лицевая панель индикаторного блока ГР430.



Р и с. 11.3. Лицевая панель пульта управления РЛС (блок ГР452).

питания У2, вращающийся трансформатор управления М1 типа ЗВТ-2ТВ-2 с механизмом управления наклона антенны.

На лицевой панели блока размещены следующие органы управления (рис. 11.3):

- клавиши включения и выключения электропитания РЛС с надписью «РЛС—Откл»;

- два держателя плавких вставок Пр1 и Пр2 с плавкими вставками 1 А (27 В) и 0,5 А (115 В) соответственно;

- малогабаритный переключатель режимов работы РЛС на пять положений: «Готов», «Земля», «Метео», «Контур», «Контроль». Каждый режим работы индицируется соответствующим светодиодом;

- ручка потенциометра управления масштабом развертки с надписью «Масштаб км» и пределы плавного изменения масштаба от 10 до 375 км;

- ручка управления механизмом наклона антенны с надписью «Наклон» и шкалой 10—0—15 с ценой деления Г;

- переключатель на два положения включения основного или резервного передатчика;

- переключатель на два положения включения или отключения стабилизации антенны.

11.6. Электропитание и защита

Питание РЛС «Гроза М» осуществляется от бортовых сетей постоянного тока напряжением 27 В и переменного трехфазного тока напряжением 36 В 400 Гц и 200 В 400 Гц.

Напряжение + 27 В с правой панели автоматов защиты сети через АЗСГК-5 с гравировкой «Гроза» подается на пульт управления ГР452.

При нажатии клавиши «РЛС» на пульте управления срабатывают три реле. Одно — реле включения питания потребителей РЛС: напряжением 27 В, второе — реле включения питания потребителей напряжением 115 В 400 Гц и третье — реле включения питания потребителей напряжением 36 В 400 Гц трехфазного тока.

Напряжение + 27 В поступает через АЗСГК-5 и замкнутые контакты реле ТКЕ52ПОДГ на левый и правый индикаторные блоки ГР430, антенный блок ГР1БМ, основной и резервный приемопередатчики ГР2БМ, блок стабилизации и управления ГР720, а также на розетку контроля.

Напряжение ~ 115 В 400 Гц подается из правой РК ~ 115/200 В через предохранитель ПМ-5 и замкнутые контакты второго реле ТКД103ДОД на индикаторные блоки, антенный блок, приемопередатчики и их вентиляторы, блок стабилизации и управления, а также на розетку контроля.

Напряжение ~ 36 В 400 Гц трехфазного тока подается из правой РК ~ 36 В через предохранители ПМ-2 на блок стабилизации и управления (фаза А и С), волноводный коммутатор (фаза А и С) и коммутационную коробку (фаза Б и С).

Через 3—5 минут после включения питания РЛС готова к работе.

11.7. Включение, проверка работоспособности и эксплуатация РЛС в полете

Предупреждение. Антенна РЛС в режиме излучения преобразует импульсную энергию токов сверхвысоких частот в импульсную энергию электромагнитных волн СВЧ диапазона. Мощность излучения в импульсе составляет 11 кВт. Поэтому при проверке работоспособности РЛС оператору необходимо знать и строго выполнять меры предосторожности, полностью исключив при этом облучение людей. Вопросы облучения будут подробнее рассмотрены в гл. 15, а здесь ограничимся только предупреждением: облучение людей — преступление!

Перед началом проверки РЛС необходимо убедиться, что под самолетом и в передней полусфере на расстоянии не менее 100 м отсутствуют люди и крупные отражающие строения.

В режиме «Контроль» работоспособность РЛС проверяется без излучения антенной электромагнитной СВЧ энергии, исключая яда этом облучение людей.

Включение и проверка работоспособности. При наличии на борту самолета питающих напряжений 27 В постоянного тока, 115 В 400 Гц переменного тока и 36 В трехфазного переменного тока необходимо убедиться, что АЗС «Гроза» на правой панели автоматов защиты сети включен.

1. Установить переключатели и регуляторы на пульте управления РЛС и индикаторах в исходное положение:

- переключатель «ПРД I—II» — положение «I»;
- переключатель «Стаб.—Откл.» — положение «Стаб»;
- переключатель режимов — положение «Готов»;
- регулятор «Масштаб км» — среднее положение;
- регулятор «Наклон» — 10° вверх;
- регуляторы «Яркость», «Метки», «Контраст» — среднее положение.

2. Включить самолетную гировертикаль МГВ-1С (СТУ-154), установив выключатели «САУ—СТУ» и «МГВ. Контроль» на верхнем электрощитке пилотов в верхнее положение.

3. На пульте управления нажать клавишу «РЛС», при этом должны включиться подсвет надписей пульта управления и индикаторов и засветиться светодиод включения режима «Готов».

4. После прогрева РЛС (3—5 минут) установить переключатель режимов в положение «Земля». При этом должен засветиться светодиод включения режима «Земля» и светодиод «РЛС» на обоих индикаторах. Ручками «Яркость» и «Метки» отрегулировать на экранах индикаторов светящиеся кольца нужной яркости.

5. Проверить работу регулятора «Масштаб км», медленно вращая его из крайнего правого положения в крайнее левое. При этом на экранах обоих индикаторов должно плавно изменяться количество масштабных колец дальности, которые по форме должны быть близки к кольцу с приблизительно одинаковыми расстояниями между кольцами. При крайнем левом положении регулятора «Масштаб км» кольца дальности отсутствуют. В крайнем правом положении регулятора на экранах индикаторов должно быть четыре кольца через 25 км, два последующих — через 100 км. Проверку количества колец следует производить

на азимутальных углах $40—5^\circ$ или $310—320^\circ$. На масштабах свыше 200 км допускается уменьшение яркости изображения колец.

6. Изменяя положение регулятора «Наклон», добиться на индикаторах изображения от местных предметов и сооружений. В этом случае при работе на земле не следует наклонять антенну ниже положения вверх 2° .

7. Установить минимальную яркость радиолокационного изображения и, вращая регулятор «**Контраст**», убедиться в изменении характера радиолокационного изображения на экране индикатора. Вращая регулятор от среднего положения вправо, в радиолокационном изображении начнут исчезать светящиеся отметки от отдельных отражающих объектов или будет изменяться их конфигурация. В отдельных случаях этого может не произойти, однако вблизи крайнего правого положения ручки «Контраст» яркость элементов радиолокационного изображения уменьшится.

8. Установить переключатель режимов в положение «**Метео**», предварительно установив регулятор «Наклон» в положение 5° вверх. При этом должен засветиться светодиод включения режима «**Метео**». С экранов индикаторов должно исчезнуть изображение от местных предметов. Однако в некоторых аэропортах могут оставаться отдельные изображения на экранах индикаторов от холмов, гор и высоких строений.

9. Установить переключатель режимов в положение «**Контур**». При этом должен засветиться светодиод включения режима «**Контур**». В этом режиме конфигурация радиолокационного изображения от местных предметов должна изменяться, а внутри ярких изображений грозовых зон и **кучево-дождевой** облачности (при их наличии) должны выделяться затемненные участки опасных грозовых очагов.

10. Проверить работоспособность РЛС от системы встроенного контроля, для чего установить переключатель режимов в положение «**Контроль**». При этом должен засветиться светодиод включения режима «Контроль» и на экранах индикаторов должна появиться линия развертки, что свидетельствует о нормальной работоспособности канала индикации.

Установить регулятор «**Метки**» на обоих индикаторах в крайнее левое положение, а регулятор «**Масштаб**» на пульте управления — в крайнее правое положение. При этом на экранах индикаторов должна появиться метка зондирующего импульса при-

передачика № 1 (основного), что свидетельствует о нормальной работоспособности приемопередающего канала.

Установить регулятор «Метки» вправо до появления на экранах индикаторов засвеченных секторов шириной $(15 \pm 10)^\circ$, расположенных на азимутах 270, 0 и 90° , что свидетельствует о нормальной работоспособности канала гиросtabilизации.

Примечание. В режим «Контроль» переводить РЛС разрешается только после полного ее прогрева (3—5 минут после включения). Этим предотвращается выход из строя ЭЛТ.

11. Установить переключатель режимов на пульте управления в положение «Готов» и только после этого включить резервный приемопередачик переключателем «ПРД I—II», установив его в положение «ПРД II», и произвести проверку, указанную в п. 10. При проверке на экране индикаторов будет наблюдаться ветка зондирующего импульса приемопередачика № 2.

12. Установить переключатели и регуляторы на пульте управления и индикаторах в исходное положение и нажать на пульте управления клавишу «Откл».

13. Выключить самолетную гировертикаль МГВ-1С.

Эксплуатация РЛС в полете. Включение РЛС «Гроза М» производят после запуска двигателей, причем переключатель режимов должен оставаться в положении «Готов» до выхода самолета на ВПП.

В условиях плохой видимости перед взлетом необходимо включить режим «Метео» на масштабе 50 км. При этом РЛС будет просматривать пространство узким лучом в направлении движения самолета.

В зависимости от условий полета переключатель режимов может быть установлен в одно из трех положений: «Земля», «Метео», «Контур».

В режиме «Земля» на экранах индикаторов в полярных координатах (α — δ) воспроизводится непрерывная радиолокационная карта земной поверхности, расположенной в передней полусфере самолета, и обеспечивается возможность визуально определять положение наземных объектов относительно самолета. В этом режиме в зависимости от выбранного масштаба автоматически изменяется форма диаграммы направленности антенны. На масштабах до 200 км обзор земной поверхности производится веерным лучом, на масштабах от 200 до 300 км обзор земной поверхности производится веерным и узким лучами. При повороте антенны слева направо включается веерная диаграмма направ-

ленности и просматривается ближняя зона обзора, при повороте антенны справа налево включается узкая диаграмма направленности и просматривается дальняя зона обзора. Благодаря длительному послесвечению экрана ЭЛТ, оператор РЛС воспринимает радиолокационное изображение от узкого и веерного лучей как единое целое на всем диапазоне дальности развертки. На масштабах свыше 300 км обзор земной поверхности производится только узким лучом. Подбор оптимального характера изображения на экранах индикаторов осуществляется с помощью ручек «Контраст» на каждом индикаторе.

Режим «Метео» используется для обнаружения грозовой облачности в пределах сектора обзора и позволяет определить ее протяженность и положение относительно самолета. В режиме «Метео» на экранах индикаторов наблюдается радиолокационное изображение воздушной обстановки в пределах $\pm 100^\circ$ в горизонтальной плоскости и в пределах $\pm 2^\circ$ в вертикальной плоскости. Для того чтобы сектор обзора не зависел от крена и тангажа самолета, что особенно важно при обходе грозовых очагов, ось диаграммы направленности антенны **гиростабилизирована**.

В режиме «Метео» включается узкая диаграмма направленности антенны. Использование игольчатого луча в указанном режиме исключает наблюдение на экранах индикаторов мешающих отражений от земной поверхности на высотах, превышающих 1000 м. Однако следует иметь в виду, что на дальностях свыше 200 км на высотах 7—8 км могут наблюдаться засветки экрана, вызванные отражениями от земной поверхности.

При расшифровке радиолокационного изображения, полученного в режиме «Метео» при обзоре пространства игольчатым лучом, следует иметь в виду, что анализируемое изображение представляет собой как бы горизонтальный разрез облачности плоскостью полета: ближе к центру экрана располагаются зоны облачности, находящиеся вблизи от самолета, а дальше от центра (ближе к краю экрана) — зоны облачности, удаленные от самолета на расстояния, определяемые выбранным масштабом развертки. Для оценки степени вертикального развития метеорообразований необходимо использовать ручку «Наклон». Наклоном антенны оператор может при «слепом» полете или при длительном отсутствии радиолокационных изображений метеобъектов проверить работоспособность РЛС. Для этого достаточно наклонить луч вниз до появления на экранах индикаторов засветки, вызванной отражениями от земной поверхности. Затем луч ан-

тенны необходимо установить в исходное положение. Кроме ручки «Наклон», к оперативным ручкам следует отнести переключатель «Масштаб».

В режиме «Метео», кроме опасных метеообразований, на экранах индикаторов могут наблюдаться горные вершины, в виде ярких отметок, за которыми обычно располагаются тени, вознижающие вследствие того, что участки местности, лежащие за вершиной, оказываются в зоне тени (не облучаются радиоволнами). Если превышение самолета над горными вершинами достаточное (более 600 м), то отметка вершины на экранах индикаторов, по мере приближения к ней самолета, перемещается к центру экрана, размеры ее уменьшаются, яркость ослабляется, а затем исчезает. Исчезновение отметки горных вершин на расстоянии 10—12 км является признаком безопасного полета. Если отметка горных вершин не исчезает на экранах на расстоянии 10—12 км, то экипаж обязан предпринять обходный маневр.

В РЛС имеется возможность обнаруживать встречные самолеты. Однако самолеты имеют небольшую эффективную отражающую поверхность, поэтому обнаруживаются на небольших расстояниях, примерно 10—12 км.

Чтобы исключить ослабление отметок самолетов и горных вершин под действием импульса ВАРУ, схема ВАРУ в режиме «Метео» не работает.

В режиме «Контур» экипажем оценивается степень опасности полета в обнаруженной зоне грозовой деятельности или мощнокучевой облачности методом контурной индикации. Возможность выделения основных зон основана на том, что интенсивность сигнала, отраженного от них, значительно больше, чем интенсивность сигнала, отраженного от неопасных зон. В специальной схеме видеосуилителей индикаторов сильные сигналы, соответствующие опасным зонам, подавляются и на их месте появляются темные контуры, контрастно выделяющиеся на светлом фоне. образованном отражением от неопасных зон. Граница темного контура представляет собой кривую равных по интенсивности отраженных сигналов.

Если в процессе работы РЛС отказал основной приемопередатчик, о чем в первую очередь свидетельствует исчезновение изображения целей на обоих индикаторах (возможны и другие признаки, как отсутствие развертки дальности и др.), экипажу необходимо включить резервный приемопередатчик переключателем,

расположенным на пульте управления. При этом необходимо соблюдать последовательность: установить на пульте управления переключатель режимов в положение «Готов» и только потом включить резервный приемопередатчик.

При отказе гиросtabilизации антенны РЛС, что возможно при отказе МГВ-1С или самой схемы стабилизации, на экранах индикаторов изображение перемещается в зависимости от изменения углов крена и тангажа самолета. При этом экипажу необходимо отключить стабилизацию антенны переключателем «Стаб.—Откл», расположенным на пульте управления РЛС. Антенна в этом случае будет жестко привязана к строительной оси самолета.

Если в какой-то период полета радиолокатор не **используется**, необходимо переключатель режимов установить в положение «Готов». При этом снижается вероятность отказа радиолокатора в полете и увеличивается общий срок его службы.

Г л а в а 12

РАДИОВЫСОТОМЕР РВ-5М

12.1. Общие сведения

Радиовысотомер РВ-5М предназначен для измерения истинной высоты полета самолета над пролетаемой местностью и выдачи значения высоты на стрелочный указатель высоты, ввода сигнала текущей высоты и исправности в АБСУ-154, систему сигнализации опасной скорости (ССОС), в МСРП, а также для ввода высоты принятия решения в АБСУ-154 и предупреждения пилотов о снижении самолета до определенной высоты, значение которой заранее устанавливается на указателях высоты УВ-5М обоих пилотов.

Радиовысотомер типа РВ-5М представляет собой радиолокационную станцию непрерывного режима излучения и приема отраженного от земной поверхности СВЧ сигнала. Он относится к классу одномерных автономных измерителей дальности, в основу работы которых положен частотный метод дальнометрии. РВ измеряет высоту полета в диапазоне от 0 до 750 м и используется, главным образом, на этапах взлета и посадки самолета.

12.2. Комплект и размещение на самолете

На самолете установлено два идентичных комплекта радиовысотомеров. В состав каждого из них входят следующие блоки и устройства, которые размещены:

— приемопередатчик ПП-5М первого комплекта (№1) и приемопередатчик ПП-5М второго комплекта (№2) — под полом пассажирского салона между шпангоутами № 21—22;

— указатель высоты УВ-5М № 1 — на левой приборной доске пилотов, указатель высоты УВ-5М № 2 — на правой приборной доске пилотов;

- светосигнальное табло «Н» — на левой и правой приборных досках пилотов;
- передающая и приемная антенны AP5-1 первого комплекта — в нижней части фюзеляжа по оси самолета между шпангоутами № 21—22 и 23—24 соответственно;
- приемная и передающая антенны AP5-1 второго комплекта — в нижней части фюзеляжа по оси самолета между шпангоутами № 25—26 и 27—28 соответственно;
- распределительная коробка РВ-5М (общая для обоих комплектов радиовысотомеров) — под полом в районе шпангоута № 23;
- контрольные соединители — на распределительной коробке;
- выключатель 2В-200К «РВ-5 № 1 — Выключено» и «РВ-5 № 2 — Выключено» — на верхнем электрощитке пилотов.

12.3. Основные эксплуатационно-технические характеристики

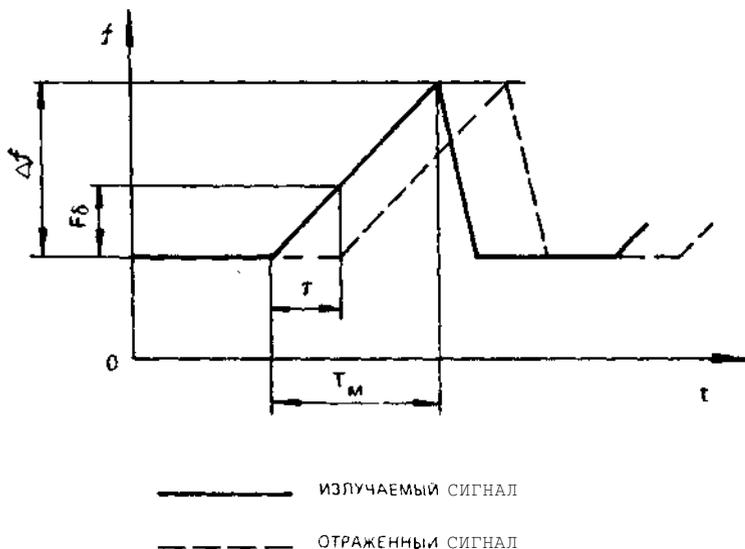
1. Режим генерации.....	Непрерывный
2. Диапазон частот излучаемого сигнала, МГц	4200—4400
3. Модуляция.....	Частотная
4. Диапазон измеряемых высот, м.....	от 0 до 750
5. Остаточная высота (для самолета Ту-154М), м	7,3
6. Погрешность измерения текущей высоты полета над любой гладкой поверхностью (кроме льда):	
а) по аналоговому выходу, м:	
от 0 до 10.....	± 0,6
больше 10.....	+ 0,06 Н
б) по индикатору высоты, м:	
от 0 до 10.....	± 0,8
больше 10.....	± 0,08 Н
7. Погрешность выдачи сигнала опасной высоты относительно текущей высоты, м:	
от 5 до 10.....	± 0,5
больше 10.....	± 0,05 Н
8. Выходная мощность передатчика Вт, не менее	150
9. Потребляемая мощность по цепям питания:	
от сети 27 В, Вт, не более.....	30
от сети 115 В 400 Гц, В·А, не более.....	14
10. Время готовности после включения, мин	2
11. Масса одного комплекта, кг.....	10

12.4. Функциональная схема и принцип работы

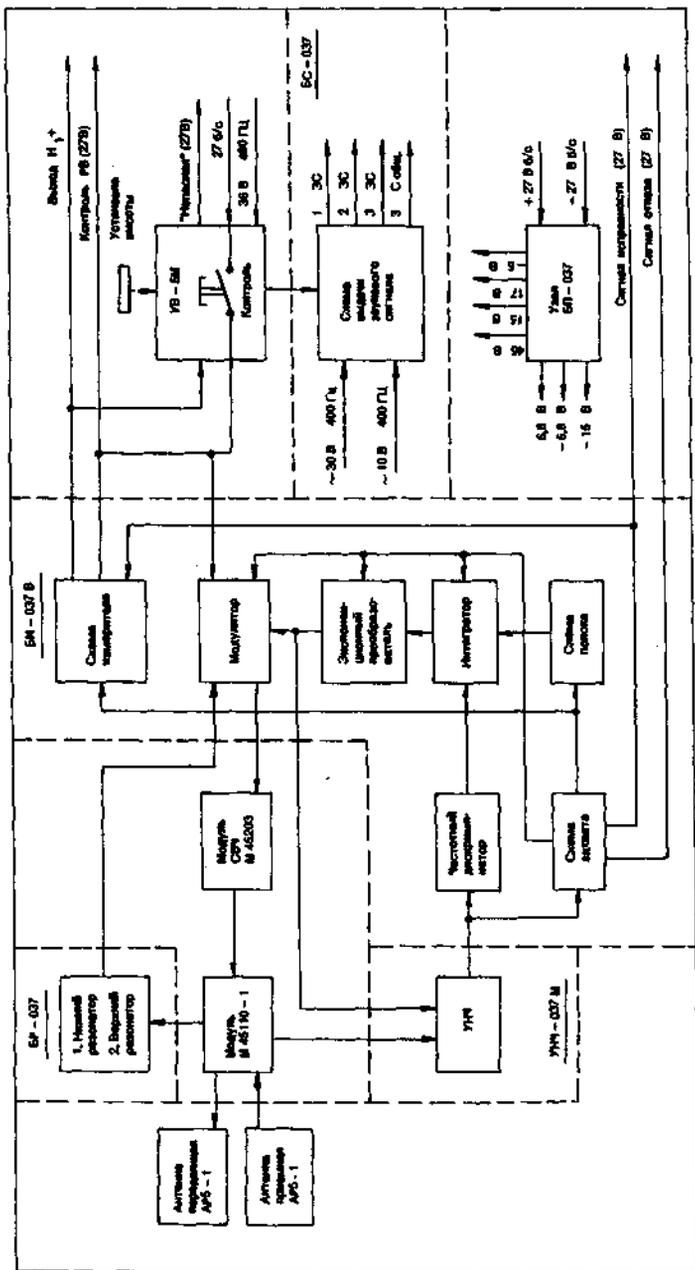
Радиовысотомер РВ-5М представляет собой радиолокационную станцию непрерывного режима излучения частотно-модулированного (ЧМ) СВЧ сигнала, работающую в сантиметровом диапазоне волн ($\lambda_0 = 7$ см). В основу функциональной схемы (рис. 12.1 на стр. 200) положен принцип следящего измерителя высоты с постоянной частотой преобразованного сигнала (частотой биений) в диапазоне измеряемых высот. При этом информация о высоте извлекается из длительности рабочего хода модуляции.

В передатчике в качестве генератора используется модуль СВЧ М45203, который генерирует СВЧ колебания с плавной электронной перестройкой частоты в диапазоне от 4200 до 4400 МГц.

Модулятор вырабатывает напряжения несимметричной пилообразной формы (рис. 12.2) с частотой, изменяющейся в зависимости от высоты полета самолета. Модулирующее напряжение с выхода модулятора поступает в модуль СВЧ, где осуществляется частотная модуляция СВЧ сигнала, который поступает в высокочастотную головку (модуль М45110-1) и, далее, по высокочастот-



Р и с. 12.2. Принцип формирования частоты биений.



Р и с. 12.1. Упрощенная функциональная схема РВ-5М.

ному фидеру в передающую антенну и излучается по направлению к земной поверхности.

Отраженный от земной поверхности СВЧ сигнал принимается приемной антенной и по высокочастотному фидеру поступает в модуль **M45110-1** на смеситель. Одновременно через делитель мощности, расположенный в модуле **M45110-1**, на другой вход смесителя подается часть мощности передатчика в качестве гетеродинного сигнала, а также часть мощности передатчика поступает в блок резонаторов (**БР-037**) для получения эталонной полосы частотной модуляции сигнала. В смесителе отраженный и гетеродинный сигналы преобразуются в сигнал разностной частоты (частоты биений).

Частота биений (F_6) связана с временем прохождения (τ) СВЧ сигнала и параметрами модуляции соотношением:

$$F_6 = \tau \frac{\Delta f'}{T_M},$$

где F_6 — частота биений, Гц; τ — время прохождения излучаемого сигнала до земли и обратно с учетом остаточной высоты, с; $\Delta f'$ — полоса частотной модуляции, Гц; T_M — длительность рабочего хода модуляции, с.

В радиовысотомере частота биений поддерживается постоянной. Постоянство частоты биений обеспечивается «контуром стабилизации частоты», образованным передатчиком, передающей антенной, пространством распространения сигнала при прохождении им расстояния от самолета до земной поверхности и обратно, приемной антенной, смесителем в высокочастотной головке и цепью обработки сигнала биений, в которую входят: УНЧ, частотный дискриминатор, интегратор, экспоненциальный преобразователь и модулятор.

Принцип слежения за частотой биений заключается в следующем. Сигнал частоты биений, поступающий со смесителя, усиливается УНЧ. Усиление сигнала автоматически регулируется при изменении высоты полета и не зависит от уровня принимаемого сигнала. Для управления усилением сигнала в УНЧ поступает сигнал с экспоненциального преобразователя.

Частота усиленного сигнала биений сравнивается с переходной частотой F_0 частотного дискриминатора. Если частота F_6 не равна частоте F_0 , то на выходе дискриминатора образуется сигнал ошибки, который поступает в интегратор, устраняющий статическую ошибку в определении равенства частоты F_6 частоте F_0

и определяющий фильтрующие свойства контура стабилизации частоты. Сигнал с интегратора подается в экспоненциальный преобразователь, который предназначен для поддержания коэффициента усиления контура стабилизации частоты в диапазоне измеряемых высот. Напряжение с выхода экспоненциального преобразователя подается в модулятор, предназначенный для формирования модулирующего напряжения, которое управляет частотой генерации модуля СВЧ. Под действием сигнала ошибки длительность рабочего хода модулирующего напряжения изменяется таким образом, чтобы свести сигнал ошибки к нулю. В этом случае обеспечивается равенство частот F_6 и F_0 и длительность рабочего хода модулирующего напряжения будет пропорциональна измеряемой высоте.

При извлечении информации о высоте из длительности рабочего хода модулирующего напряжения возникает погрешность из-за нестабильности полосы частотной модуляции $D/$. Для уменьшения этой погрешности в радиовысотомере применены два СВЧ резонатора с высокой добротностью, один из которых настроен на частоту f_1 , другой — на частоту $/2$. Разность частот настройки резонаторов $/2 - /1$ определяет эталонную полосу частотной модуляции $D/3$. При достижении частоты сигнала передатчика значений, близких к частотам настройки резонаторов, на их выходах образуются сигналы, которые поступают в модулятор для формирования измерительного интервала. Сигнал измерительного интервала T_i поступает в схему измерителя, которая служит для преобразования длительности импульса «Измерительный интервал» в напряжение, пропорциональное текущей высоте (сигнал «Выход H_{1+} »). Сигнал «Выход H_{1+} » поступает в бортовые системы и на индикатор высоты УВ-5М в виде сигнала «Выход $H_{ув+}$ » при наличии сигнала «Исправность».

Схема поиска включается в работу при включении радиовысотомера на некоторый момент времени, а также при потере сигнала биений. В режиме поиска интегратор формирует напряжение пилообразной формы положительной полярности, которое поступает в экспоненциальный преобразователь. С выхода экспоненциального преобразователя напряжение пилообразной формы отрицательной полярности подается в модулятор для изменения длительности рабочего хода модулирующего напряжения до такой длительности, при которой частота биений попадает в полосу пропускания УНЧ и схемы захвата. При этом, если амплитуда сигнала биений превысит определенный уровень (порог захвата), происходит захват сигнала и поиск прекращается. Радио-

высотомер переходит в режим измерения высоты (режим слежения). При этом схема захвата формирует сигнал исправности, который выдается в виде напряжения 27 В.

Индикатор высоты осуществляет визуальную индикацию текущей высоты полета самолета при помощи стрелочного указателя и выдает сигнал опасной высоты в виде напряжения 27 В при полете ниже высоты, отмеченной индексом на шкале прибора.

Выдача звукового сигнала опасной высоты производится устройством звуковой сигнализации при пролете опасной высоты сверху вниз в течение 3—9 секунд.

Непрерывный автоматический контроль исправности радиовысотомера осуществляет схема захвата, которая выдает или снимает сигнал «Исправность» в зависимости от работоспособности РВ и наличия радиолокационного контакта с земной поверхностью.

Встроенная система полуавтоматического контроля осуществляет общий контроль функционирования РВ в полете и на земле. Режим «Контроль» включается нажатием кнопки «Контроль» на индикаторе высоты. При этом сигнал «Контроль РВ» в виде напряжения 27 В поступает из индикатора высоты в схему формирования сигналов, расположенную в блоке БИ-037В и схему дискретной установки нуля, расположенную в измерителе. При исправной работе модулей М45203, М45110-1, блока резонаторов, модулятора, интегратора и экспоненциального преобразователя измеритель преобразует эталонную длительность измерительного интервала в напряжение и индикатор высоты обрабатывает контрольную высоту.

Система электропитания обеспечивает функциональные узлы и отдельные каскады радиовысотомера стабилизированными напряжениями питания. Первоисточником электропитания является бортовая сеть постоянного тока напряжением 27 В и бортовая сеть переменного тока напряжением 115 В 400 Гц.

Радиовысотомеры имеют связь с другими бортовыми системами и устройствами, которая осуществляется через распределительную коробку РВ-5 (общую для обоих комплектов РВ).

Радиовысотомеры выдают в систему АБСУ-154 сигналы текущей высоты (Нтек) относительно местности, над которой пролетает самолет, для управления самолетом при заходе на посадку, а также команду высоты принятия решения для сигнализации и команду исправности радиовысотомеров для формирования сигнала интегральной исправности.

Сигналы текущей высоты и сигналы отказа работы радиовысотомеров заводятся в систему МСРП.

Из приемопередатчика первого комплекта РВ сигнал текущей высоты поступает в систему сигнализации опасной скорости для формирования сигнала опасного сближения с землей, который поступает на светосигнальные табло «Опасно Земля», установленные на приборных досках пилотов.

12.5. Особенности конструкции и органы управления

Приемопередатчики радиовысотометров установлены на индивидуальные амортизационные рамы, снижающие вибрационные нагрузки и обеспечивающие легкосъемность приемопередатчиков. Конструктивно приемопередатчик имеет блочно-модульное исполнение на современной электронной основе. Соединение модулей и блоков между собой осуществляется жесткими коаксиальными кабелями и миниатюрными разъемами. На передней панели приемопередатчика расположены два отверстия под шлицы для регулирования напряжения звуковых сигналов, клемма «Земля» и элементы крепления блока к установочной раме. На задней панели расположены втулки фиксирующих устройств

рамы и разъем соединения приемопередатчика с антеннами, указателем высоты и другими бортовыми системами.

Антенна представляет собой пирамидальный рупор, являющийся продолжением отрезка прямоугольного волновода, закороченного на конце, и состоит из рупора, вибратора и крышки. По рупору и высокочастотному разъему антенна герметична. Передающая и приемная антенны обоих комплектов РВ конструктивно аналогичны.

Указатель высоты (рис. 12.3) представляет собой измерительный прибор, на



Р и с. 12.3. Индикатор высоты УВ-5М: 1 — окно с флажковым сигнализатором (бленкером); 2 — индекс опасной высоты; 3 — стрелка; 4 — лампа с желтым светофильтром; 5 — ручка-кнопка «Контроль уст. высот».

лицевой панели которого установлена шкала с неравномерной оцифровкой индицируемой высоты, подвижная стрелка и желтый подвижный индекс установки заданной (опасной) высоты. Кверху от центра шкалы расположен бленкер. Во фланце передней панели прибора размещены лампы подсвета шкалы. Ручка «Установка высоты» предназначена для установки индекса опасной высоты, которая одновременно является кнопкой «Контроль», используемой в режиме тестконтроля. Желтый светосигнализатор сигнализирует достижение самолетом опасной высоты.

Разъемная коробка РВ-5 предназначена для монтажа радиовысотометров на самолете и связи с другими бортовыми системами. Контрольный соединитель — для подключения КПА.

12.6. Электропитание и защита

Радиовысотометры РВ-5М № 1 и 2 питаются отдельно от бортовой сети постоянного тока напряжением 27 В и переменного тока напряжением 115 В 400 Гц.

Напряжение + 27 В через АЗСГК-2 и выключатель «РВ-5 № 1 — Выключено» («РВ-5 № 2—Выключено») подается на приемопередатчик и контрольный соединитель. Напряжение на РВ-5 № 1 поступает с шины 1 левой панели АЗС, а на РВ-5 № 2 — с шины 2 правой панели АЗС.

Напряжение 115 В 400 Гц с шины А НПК через предохранитель ПМ-2 и выключатель «РВ-5 № 1—Выключено» («РВ-5 №2 —Выключено») поступает на приемопередатчик и контрольный соединитель. Напряжение на РВ-5 № 1 поступает из левой РК~115/200 В, а на РВ-5 № 2 — из правой РК~115/200 В.

12.7. Включение, проверка работоспособности и использование радиовысотометров в полете

При наличии на борту самолета напряжения постоянного 27 В и переменного тока 115 В 400 Гц необходимо убедиться, что автоматы защиты сети «РВ-5 № 1» на левой панели АЗС и «РВ-5 № 2» на правой панели АЗС включены. Необходимо убедиться, что автомат защиты сети «СПУ» на левой панели АЗС включен.

Предупреждение. При проверке работоспособности радиовысотомеров в поле излучения энергии СВЧ передающих антенн не должно быть людей и посторонних предметов.

PВ первого комплекта проверяется с помощью кнопки «Контроль» на указателе высоты левого пилота, а PВ второго комплекта — с помощью кнопки «Контроль» на указателе высоты правого пилота. Работоспособность радиовысотомеров проверяется в следующем порядке.

1. Включить питание СПУ.

2. Установить ручкой-кнопкой «Контроль Уст. Высот» на индикаторе высоты левого пилота индекс (желтый треугольник) опасной высоты на риску 10 м.

3. Включить питание радиовысотомеров выключателями «PВ-5 № 1—Выключено» и «PВ-5 № 2—Выключено» на верхнем электрошлице пилотов и обеспечить длительный прогрев высотомеров (в условиях повышенной влажности и низких температур воздуха время прогрева 15 мин). Через время, необходимое для выдачи сигнала «Исправность», убедиться, что на индикаторе высоты УВ-5М убранся флажок бленкера, горит светосигнализатор «Опасная высота», стрелка прибора должна находиться в пределах двойной ширины оцифрованной нулевой риски шкалы, а на приборных досках пилотов горят светосигнальные табло «Н».

Примечание. При проверке одного комплекта радиовысотомера индекс опасной высоты другого комплекта радиовысотомера должен находиться в темном секторе со стороны больших высот.

4. Нажать и, удерживая в этом положении ручку-кнопку «Контроль Уст. Высот» на индикаторе высоты УВ-5М № 1, убедиться, что стрелка указателя высоты установилась в пределах контрольного сектора ($15 \pm 1,5$) м, а светосигнализатор «Опасная высота» и светосигнальное табло «Н» погасли.

5. Отпустить ручку-кнопку «Контроль Уст. Высот». При этом в момент прохождения стрелкой индикатора высоты индекса опасной высоты (10 м) загорается светосигнализатор «Опасная высота», в телефонах пилотов прослушивается в течение 3—9 секунд звуковой сигнал, стрелка указателя устанавливается в пределах двойной ширины оцифрованной нулевой риски шкалы, а на приборных досках пилотов загораются светосигнальные табло «Н».

Примечание. Звуковая сигнализация заданной высоты осуществляется только от PВ-5М № 1.

6. Проверить работоспособность РВ-5М № 2 аналогично проверке работоспособности РВ-5М № 1.

7. Выключить питание радиовысотомеров и СПУ.

Управление радиовысотомерами в полете осуществляется с указателей высоты пилотов. Для этого ручкой «Уст. Высот» каждый из пилотов заранее устанавливает на шкале указателя значение высоты принятия решения. Индексом высоты является треугольник желтого цвета, связанный механически с ручкой «Уст. Высот». Высота полета на указателе высоты УВ-5М индицируется при помощи стрелки. При снижении самолета и достижении им заданной высоты или ниже на индикаторе высоты загорается желтый светосигнализатор «Опасная высота», на приборных досках пилотов загораются светосигнальные табло «Н», а в телефонах пилотов прослушивается звуковой сигнал частоты 400 Гц.

При полете на малых высотах над лесными массивами, в зависимости от плотности леса, радиовысотомер может измерять высоту до верхней кромки крон деревьев (густой лес) или до земной поверхности (редкий лес). Поэтому при полетах над лесными массивами на малых высотах экипаж должен проявлять осторожность. Такие же меры предосторожности следует соблюдать и при полетах на малых высотах над толстым слоем льда (снега). Высота до верхней кромки измеряется только при полетах над влажным либо загрязненным льдом или снегом.

При полетах над горной местностью, когда резкие изменения высоты полета могут выходить за пределы диапазона **измеряемых** высот, радиовысотомером пользоваться не рекомендуется.

При углах крена и тангажа более 20° погрешность измерения высоты увеличивается за счет влияния наклонной дальности.

При отказе радиовысотомера и при полетах выше его рабочего диапазона на индикаторе высоты появляется флажок бленкера красного цвета, стрелка индикатора при этом находится в темном секторе со стороны больших высот.

При снятии питающих напряжений с радиовысотомера в окне шкалы индикатора высоты появляется флажок бленкера, а стрелка индикатора занимает любое положение на шкале.

САМОЛЕТНЫЙ ОТВЕТЧИК СО-72М

13.1. Общие сведения

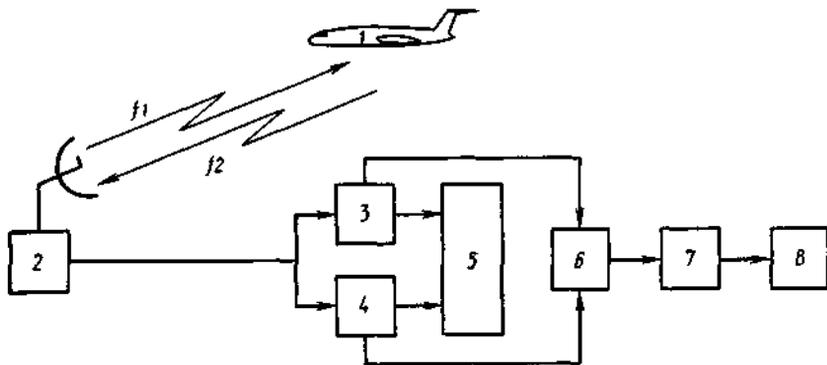
Самолетный радиолокационный ответчик СО-72М работает совместно с наземными вторичными радиолокаторами (ВРЛ) аэродромов и трасс отечественных и зарубежных систем управления воздушным движением (УВД).

При работе совместно с отечественными ВРЛ по их запросу ответчик автоматически передает наземным службам УВД российских авиалиний информацию о координатах самолета, бортовом номере, высоте полета, запасе топлива и векторе путевой скорости.

При работе совместно с наземными ВРЛ УВД ИКАО по их запросу ответчик автоматически передает наземным службам УВД международных авиалиний информацию о координатах самолета, условном цифровом коде и высоте полета.

Вторичные РЛС, предназначенные для УВД, работают совместно с первичными обзорными РЛС, образуя на местности единую радиолокационную позицию. Вторичная РЛС представляет собой либо автономный вариант («Корень-АС»), либо совмещенный с первичной РЛС (радиолокационный комплекс «Утес», «Скала»), либо в виде дополнительной аппаратуры вторичной радиолокации встроенной в первичную РЛС («Сатурн» и др.). Принцип работы радиолокационной системы УВД с активным ответом поясняет рис. 13.1.

В системе вторичной радиолокации УВД наземный радиолокационный запросчик (вторичная РЛС) излучает запросные сигналы, которые представляют собой, как правило, двухимпульсные интервальные коды-координатные и информационные. Запросные сигналы излучаются узконаправленной антенной РЛС 2, работающей в режиме кругового обзора на фиксированной частоте $f_{\text{запроса}}$.



Р и с. 13.1. Принцип действия радиолокационной системы с активным ответом.

При облучении антенны самолетного ответчика 1 запросными сигналами сигнал запроса ответчиком принимается и вырабатывается ответный сигнал в виде двух- и **трехимпульсных** интервальных кодов с различной информацией в зависимости от запросного кода и режима работы ответчика.

Ответные сигналы принимаются направленной антенной РЛС, обрабатываются и используются на земле для определения координат самолета в аппаратуре определения радиолокационных координат 3 и для получения в аппаратуре обработки 4 дополнительной информации, поступающей с самолета (бортовой номер, высота полета, остаток топлива или условный код и др.). Вся полученная информация передается в аппаратуру отображения, размещенную на КПД 5, и используется диспетчерами при решении задач УВД.

В системах автоматизированного управления воздушным движением применяют сопряжение наземных РЛС УВД с ЦВМ. В таком комплексе получателем радиолокационной информации является ЦВМ дискретного действия. Поэтому выходные напряжения приемного устройства РЛС, несущие информацию о целях, необходимо преобразовать в дискретные значения — в цифровой или импульсный код чисел. Для преобразования радиолокационной информации в вид удобный для передачи ее в центр УВД применяют аппаратуру сопряжения РЛС с ЦВМ 6. В качестве линий передачи информации 7 от радиолокационной позиции до ЦВМ (центра УВД) 8 применяют широкополосные кабели

(при небольших расстояниях между радиолокационной позиции; и центром УВД) и узкополосные телефонные линии связи (при значительных расстояниях).

Из ЦВМ данные радиолокационной информации передаются через соответствующие устройства для отображения на индикаторе воздушной обстановки (ИВО) и используются диспетчерами для управления воздушным движением. Вместе с радиолокационной информацией на ИВО с помощью ЦВМ отображается электронная карта воздушного пространства в пределах зоны действия РЛС в виде условных линий (трассы, границы района подхода, коридоры, схема захода на посадку и др.).

Самолетные ответчики в комплексе с РЛС УВД аэродромов и трасс значительно повышают эффективность регулирования воздушного движения, обеспечивают безопасность и экономичность полетов.

13.2. Комплект и размещение на самолете

На самолете установлен двойной комплект ответчика. В состав его входят следующие блоки и устройства, которые на самолете размещены в следующих местах:

— два моноблока СО-72МАЦ на индивидуальных рамах. В каждый моноблок входят блок СО-72М (приемопередатчик, дешифратор и шифратор) и блок преобразования информации (БПИ-АЦ). Оба моноблока установлены под полом пассажирского салона между шпангоутами № 47—49. Справа от оси самолета — моноблок № 1 (первый комплект), слева — моноблок № 2 (второй комплект);

— две головки набора номера — на разъемах 1ПП2 моноблоков;

— четыре блока ОК-02 (ответитель контрольный с детекторной секцией) — рядом с моноблоком справа от оси самолета;

— два электрических контрольных соединителя — рядом с моноблоками;

— четыре радиочастотных контрольных соединителя — рядом с моноблоками;

— два радиочастотных тройника — рядом с моноблоками на шпангоуте № 47;

— приставка бланкирования — на левой стенке контейнера изделия 02ОМ, между шпангоутами № 12—13;

- блок **ВО-020** (тройник) — рядом с моноблоками справа от оси самолета;
- блок коммутации выходов (**БКВ**) — рядом с моноблоками, слева от оси самолета;
- пульт управления один на два комплекта — на верхнем электрощитке пилотов;
- приемопередающая антенна **АЗ-027** — в киле, слева и справа, в районе нервюры 9;
- две антенны **АМ-001** — в нижней части фюзеляжа между шпангоутами № 49-50 — для моноблока № 1 и между шпангоутами № 51-52 — для моноблока № 2.

13.3. Основные эксплуатационно-технические характеристики

В зависимости от режима работы, установленного на пульте управления ответчика, количественные значения технических характеристик могут быть различными. Так, например, при работе в режиме УВД ответчик имеет следующие характеристики:

1. Частота приемника, МГц.....837,5 + 2,5 и
1030 ± 2,5
2. Чувствительность приемника, дБ/Вт:
на частоте 837,5 МГц.....минус (65 ± $\frac{1}{2}$)
на частоте 1030 МГц.....минус (104 ± $\frac{8}{4}$)
3. Динамический диапазон, дБ, не менее. 50
4. Подавление боковых лепестков по запросу **трехимпульсное**
5. Частота передатчика, МГц.....740 + 1,8
6. Мощность передатчика, Вт.....300—800
7. Длительность импульсов передатчика, мкс 0,8 ± 0,2
8. Состав передаваемой информации:
бортовых номеров.....: 100 000
высота полета, м.....до 15 000 с
градацией 10 м
запас топлива.....15 сообщений
(от 100 до 50 %
через 10 %,
от 50 до 0 %
через 5 %)

В режиме РСЦ ответчик имеет следующие характеристики:

1. Частота приемника, МГц $837,5 \pm 2,5$ и $1030 \pm 2,5$
2. Чувствительность приемника, дБ/Вт:
на частоте 837,5 МГц минус $(84 \pm 4)^0$
на частоте 1030 МГц минус $(104 \pm 4)^8$
3. Остальные параметры приемного и передающего трактов и объем передаваемой информации аналогичны параметрам при работе в режиме УВД.

В режиме УВД-М ответчик имеет следующие характеристики:

1. Частота приемника, МГц $1030 \pm 2,5$
2. Чувствительность приемника, дБ/Вт минус $(104 \pm 4)^8$
3. Динамический диапазон, дБ, не менее 50
4. Подавление боковых лепестков по запросу трехимпульсное
5. Частота передатчика, МГц 1090 ± 3
6. Мощность передатчика, Вт 300—800
7. Длительность импульсов передатчика, мкс $0,8 \pm 0,2$

В режимах «АС» и «А» ответчик имеет следующие характеристики:

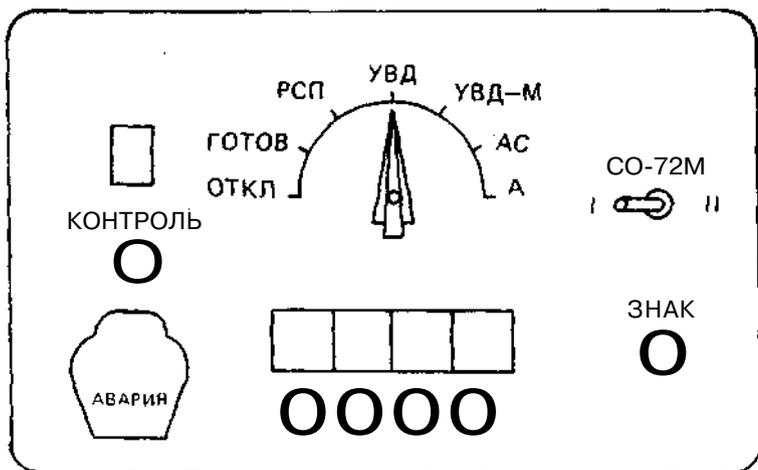
1. Частота приемника, МГц $1030 \pm 2,5$ $\frac{g}{4}$
2. Чувствительность приемника, дБ/Вт минус $(104 \pm 4)^4$
3. Динамический диапазон, дБ, не менее 50
4. Подавление боковых лепестков по запросу трехимпульсное
5. Частота передатчика, МГц 1090 ± 3
6. Мощность передатчика, Вт 300—800
7. Длительность импульсов передатчика, мкс $0,35—0,55$
8. Состав передаваемой информации:
тактических номеров 4096
высота полета, фут до 15000 с
градацией 100 футов
9. Потребляемая мощность по цепям питания:
от сети 27 В, Вт 100
от сети 115 В 400 Гц, В·А 50
10. Масса, кг 38,5
11. Охлаждение — встроенный вентилятор.

13.4 Функциональная схема и принцип работы

В соответствии с тактическим назначением радиолокационный ответчик СО-72М эксплуатируется в следующих режимах работы: «Готов», «РСП», «УВД», «УВД-М», «АС» и «А». Необходимый режим работы обеспечивается установкой переключателя «Режим» на пульте управления ответчика (рис. 13.2). В крайнем левом положении переключатель режимов отключает ответчик от питающих напряжений («Откл»).

Режим «Готов» включается для прогрева ответчика и используется экипажем при рулении самолета перед взлетом с целью уменьшения внутрисистемных помех. В этом режиме ответные сигналы не передаются.

Режим «УВД» является основным режимом работы ответчика с отечественными диспетчерскими ВРЛ автоматизированных систем УВД. В этом режиме работы ответчик принимает запросные сигналы на частотах $(837,5 \pm 2,5)$ МГц с чувствительностью приемника минус $(65 \pm \frac{6}{3})$ дБ/Вт и $(1030 \pm 2,5)$ МГц с чувствительностью приемника минус $(104 \pm \frac{8}{4})$ дБ/Вт и излучает на частоте $(740 \pm 1,8)$ МГц ответные сигналы, содержащие в зависимости от кода запроса информацию о бортовом номере самолета, высоте полета и остатке топлива.



Р и с. 13.2. Лицевая панель пульта управления.

Режим «РСР» используется при работе ответчика с отечественными диспетчерскими ВРЛ неавтоматизированных систем УВД. Этот режим полностью аналогичен режиму «УВД», но чувствительность приемного устройства на частоте 837,5 МГц при этом составляет минус (84 ± 8) дБ/Вт.

Режим «УВД-М» является перспективным режимом работы ответчика с отечественными диспетчерскими ВРЛ систем УВД. Работа в режиме «УВД-М» полностью аналогична работе в режиме УВД, за исключением того, что ответчик принимает запросные сигналы только на частоте $(1030 \pm 2,5)$ МГц и излучает ответные сигналы на частоте (1090 ± 3) МГц.

Режимы «АС» и «А» предназначены для работы с вторичными РЛС «АТС RBS» за рубежом и с ВРЛ типа «Корень — АС» в России и странах СНГ, в соответствии с нормами ИКАО. В этих режимах ответчик принимает запросные сигналы на частоте $(1030 \pm 2,5)$ МГц и излучает на частоте (1090 ± 3) МГц ответные сигналы, содержащие информацию в зависимости от кода запроса и режима работы. Режим «А» включается при передаче ответчиком кода тактического номера на запрос кодом А (8 мкс), Режим «АС» включается при передаче ответчиком информации о высоте полета при запросе кодом С (21 мкс) или о тактическом номере при запросе кодом А (8 мкс).

Кроме вышперечисленных основных режимов работы, ответчик обеспечивает возможность включения дополнительных режимов работы: «Знак», «Авария», «Контроль».

Режим «Знак» включается по требованию диспетчера нажатием кнопки «Знак», расположенной на пульте управления ответчика, и предусмотрен для передачи сигнала индивидуального выделения самолета на экране РЛС диспетчера. При этом информационные коды ответчиком не передаются.

Сигнал «Авария» («Бедствие») включается выключателем, расположенным на пульте управления ответчика под колпачком, при работе в режимах «РСР», «УВД» и «УВД-М».

Режим «Контроль» включается нажатием кнопки «Контроль», расположенной на пульте управления, и используется для проверки работоспособности ответчика с помощью встроенного контроля и индикации сигнала «Исправно» или «Неисправно» на табло, расположенном на пульте управления.

На рис. 13.3. (стр. 216—217) представлена упрощенная функциональная схема ответчика СО-72М. Она состоит из антенно-фидерной системы, высокочастотного устройства, приемного и

передающего каналов, дешифратора, шифратора, шифратора кодов ИСАО, преобразователя высоты, приставки бланкирования, узла питания и схемы самоконтроля и индикации. Принцип работы по функциональной схеме удобно рассматривать применительно к режимам работы ответчика с различными типами РЛС.

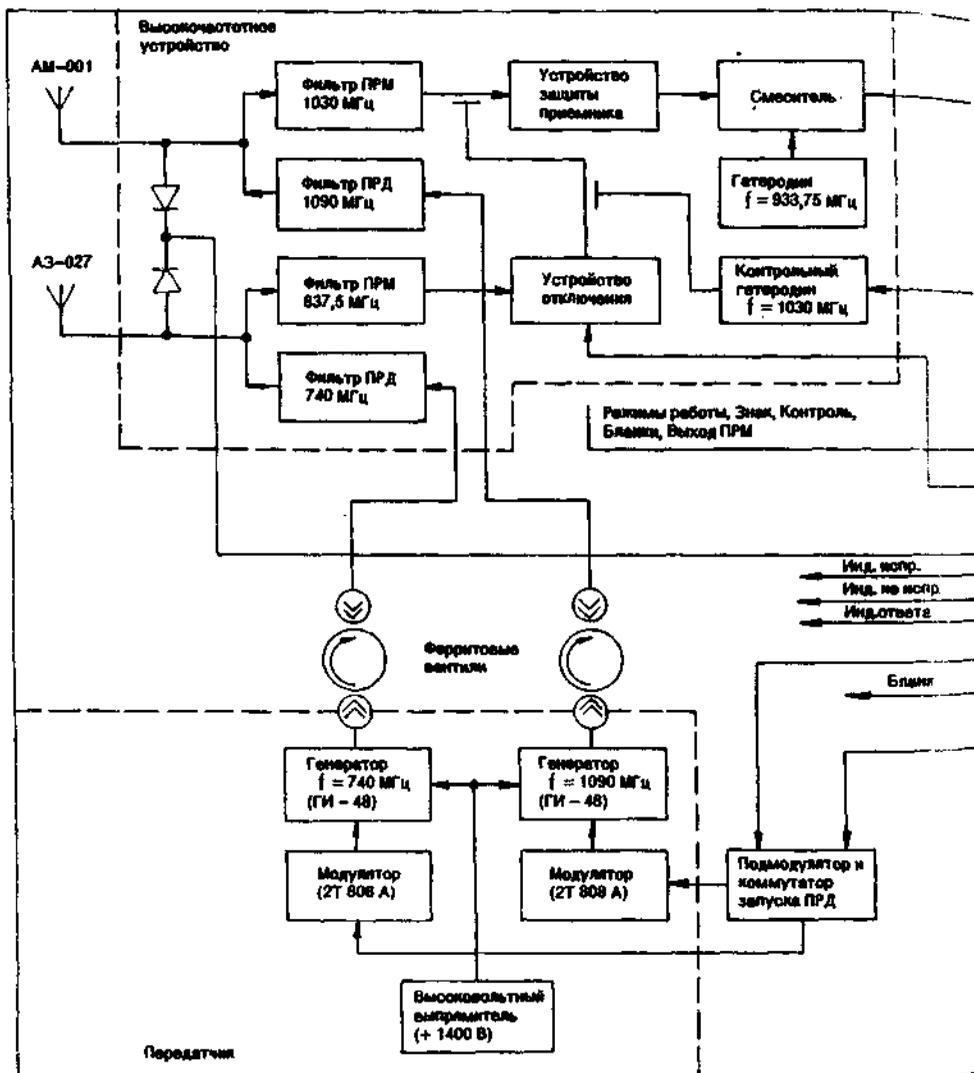
Режимы «РСР», «УВД», «УВД-М» включаются при работе ответчика с диспетчерскими РЛС УВД на территории России и стран СНГ.

Запросные сигналы диспетчерских радиолокаторов (ДРЛ) представляют собой двухимпульсную кодовую посылку радиоимпульсов, длительностью 1 мкс каждый, с фиксированным временным интервалом между ними, и в зависимости от запрашиваемой информации код запроса меняется по заданной программе.

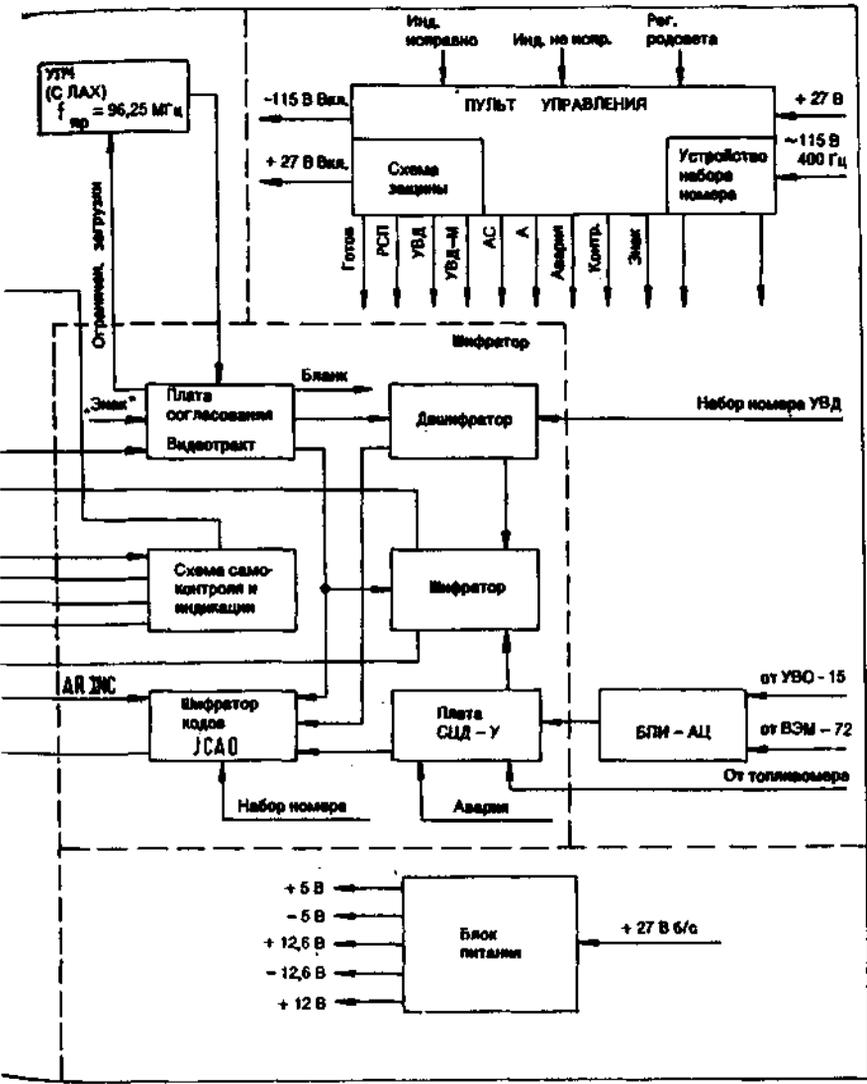
Запросные сигналы ДРЛ на Частоте 837,5 МГц, принимаемые антенной горизонтальной поляризации АЗ-027 или на частоте 1030 МГц, принимаемые антенной вертикальной поляризации АМ-001, поступают в высокочастотное устройство двухканального приемника. Первый канал обеспечивает прием сигналов на частоте 1030 МГц, второй — на частоте 837,5 МГц. Конструктивно высокочастотное устройство выполнено в виде большой интегральной СВЧ схемы (БИС СВЧ) и состоит из высокочастотных полосовых фильтров (приемного канала 1030 МГц, передающего канала 1090 МГц с детекторной секцией встроенного контроля, передающего канала 740 МГц с детекторной секцией встроенного контроля и приемного канала 837,5 МГц), устройства защиты приемника, смесителя, гетеродина, контрольного гетеродина и устройства отключения канала 837,5 МГц.

Импульсные высокочастотные сигналы запроса на частоте 1030 МГц поступают на вход фильтра, настроенного на частоту 1030 МГц и, далее, через устройство защиты смесителя, предотвращающее выход из строя смесительных диодов от сигналов большой мощности передатчика, подаются на смеситель. В смесителе СВЧ сигнал смешивается с сигналом гетеродина ($f_{\text{гет}} = 933,75$ МГц). В нагрузке смесителя выделяется сигнал промежуточной частоты ($f_{\text{пр}} = 96,25$ МГц), который через согласующий трансформатор поступает по коаксиальному кабелю в УПЧ.

Импульсные высокочастотные сигналы запроса на частоте 837,5 МГц поступают на фильтр, настроенный на частоту 837,5 МГц и, далее, на устройство отключения, обеспечивающее отключение данного канала при работе первого канала приемника на частоте 1030 МГц, а затем через устройство защиты на смеси-



Р и с. 13.3. Упрощенная функциональная схема ответчика СО-72-М.



дель, где также, как и сигналы первого приемного канала, синхронизируются с сигналом гетеродина. Гетеродин состоит из кварцевого генератора и двух каскадов умножения. С нагрузки смесителя сигнал промежуточной частоты ($f_{пр} = 96.25$ МГц) через согласующий трансформатор поступает в УПЧ.

В устройстве ВЧ имеется модулируемый контрольный гетеродин для контроля работоспособности приемного тракта на частоте 1020 МГц в режиме самоконтроля.

УПЧ состоит из пяти каскадов, выполненных на микросхемах. Первый каскад (усилитель входной) служит для согласования входа УПЧ со смесителем и обеспечивает усиление сигнала при минимальном уровне собственных шумов. Второй каскад выполнен по схеме усилителя-ограничителя, нагрузкой которого служит фильтр сосредоточенной селекции (ФСС), обеспечивающий избирательное усиление малого и ограничение большого сигнала в заданной полосе частот. Между ФСС и третьим каскадом УПЧ включен детектор, выполненный на микросхеме, предназначенный для согласования ФСС со входом следующего каскада и для детектирования сигнала с целью подачи его на суммарную нагрузку линейки УПЧ. Последующие три каскада выполнены по схеме широкополосного усилителя-ограничителя с детектором. Продетектированные сигналы всех каскадов складываются на суммарной нагрузке, формируя логарифмическую амплитудную характеристику (ЛАХ) линейки УПЧ. Максимальный коэффициент усиления составляет (99 ± 2) дБ. С выхода УПЧ усиленные и продетектированные запросные сигналы поступают на видеотракт шифратора.

Шифратор предназначен для декодирования запросных кодов сигналов ДРЛ и формирования ответных кодовых сигналов в режимах работы: «РСН», «УВД», «УВД-М» и RBS («АС» и «А»). Конструктивно шифратор имеет вид книги с вертикальной осью раскрыва и состоит из шести унифицированных плат, выполненных с применением многослойной печати.

Запросные кодовые сигналы ДРЛ с УПЧ поступают в видеотракт кт платы согласования шифратора, где осуществляется селекция запросных импульсов по длительности и амплитуде с целью повышения помехоустойчивости ответчика и амплитудное сравнение импульсов с целью подавления сигналов запроса от ложных объектов диаграммы направленности РЛС, исключая при этом появление на дисплеях экранов ИВО дополнительных отмериваний и помехами.

Запросные коды с видеотракта поступают на дешифратор, выполненный на регистре сдвига. После декодирования запросного кода устройство управления включает дешифратор в режим работы выработки «грубых» стробов, с помощью которых производится «грубый» выбор временного интервала формирования импульсов ответного кода и включается соответствующий шифратор ответных кодовых сигналов (шифратор УВД или шифратор кодов ICAO).

При работе ответчика в режимах «РСП», «УВД», «УВД-М» шифратор формирует ответную посылку диспетчерскому радиолокатору, которая содержит: двухимпульсный координатный код, трехимпульсный ключевой код, указывающий на содержание информационного кода, информационный код.

На запрос кодом 9,4 мкс вырабатывается ответный информационный код, содержащий пятизначный бортовой номер самолета. Данные о номере самолета поступают в плату «Дешифратор» с устройства набора номера в виде 20-разрядного параллельного кода.

На запрос кодом 14 мкс ответный информационный код содержит сведения о высоте полета и остатке топлива. Информация о высоте поступает в плату СЦД-У шифратора в виде параллельного 14-разрядного потенциального двоично-десятичного кода. Код высоты вводится от блока преобразования информации (высоты) БИИ-АЦ. Информация о топливе подается в отчетчик в виде параллельного четырехразрядного кода от топливомерной системы в плату СЦД-У шифратора, где инвертируется, а затем поступает в плату «Шифратор».

На запрос кодом 19 мкс ответный сигнал содержит только двухимпульсный координатный код. Координатный код вырабатывается шифратором координатных кодов и передается на каждый запрос РЛС, а ключевые и информационные коды — с разрядкой 8--10 раз.

Запрос другой дополнительной информации, а также ответного сигнала для определения на земле координат самолета производится аналогичным способом, но при использовании других интервальных кодов. Разделение сигналов запроса производится в шифраторе.

Шифраторы координатного и информационного кодов Б соответственно с видом запроса по сигналам устройства управления вырабатывают ответный код. Объединенные информационные и координатные коды поступают на коммутатор запуска передатчика.

Передачик ответчика двухканальный и состоит из двух генераторов СВЧ, двух модуляторов, подмодулятора с коммутатором и высоковольтного выпрямителя. Один канал передатчика настроен на частоту (1090 ± 3) МГц, второй — на частоту $(740 \pm 1,8)$ МГц. Генераторы СВЧ выполнены на металлокерамических триодах типа ГИ-48. В исходном состоянии лампы заперты положительным смещением на катоде, поступающим с модуляторов. Аноды ламп запитаны от высоковольтного выпрямителя (+ 1400 В), общего для обоих генераторов. Нити накала питаются напряжением 12,6 В от стабилизационного источника питания.

Сформированные шифратором серии импульсов ответных кодовых сигналов поступают на коммутатор запуска передатчика. Коммутатор передатчика запускает модулятор одного из каналов передатчика, в результате чего с катода лампы ГИ-48 снимается запирающее напряжение смещения. При работе ответчика в режимах «РСП» и «УВД» коммутатор подключает выход шифратора УВД к генератору 740 МГц, при работе в режиме «УВД-М» — выход шифратора УВД подключается к генератору 1090 МГц. С выхода ферритовых вентилях, предназначенных для уменьшения влияния нагрузки антенно-фидерной системы на стабильность частоты генераторов СВЧ, сигнал через фильтры высокочастотного устройства, настроенные на частоты 1090 и 740 МГц, поступает на передающие антенны с вертикальной или горизонтальной поляризацией соответственно и сформированный ответный кодовый радиосигнал излучается.

Питание блока СО-72М различными номиналами стабилизированного напряжения производится от источников питания, первоисточником которых является бортсеть постоянного тока напряжением 27 В.

Режимы «АС» и «А». При работе ответчика в режимах «АС» и «А» запросные коды на частоте $(1030 + 2,5)$ МГц поступают на вход фильтра, настроенного на частоту 1030 МГц. Работа высокочастотного устройства и УПЧ аналогична работе в режимах «РСП», «УВД» и «УВД-М». С выхода УПЧ запросные коды поступают в видеотракт шифратора, а затем в дешифратор. Декодированные одиночные импульсы запросных кодов поступают на схему управления платы шифратора кодов ИСАО. Построение схемы шифратора кодов ИСАО аналогично построению схемы шифратора кодов УВД. Устройство управления производит выбор соответствующего шифратора ответного кода в зависимости от кода запроса и установленного режима работы на пульте управления ответчиком.

Шифратор кодов ICAO в соответствии с видом запроса по сигналам устройства управления вырабатывает ответный код, который поступает на коммутатор запуска передатчика и запускает передатчик первого канала на частоте 1090 МГц.

Набор четырехзначного кода тактического номера производится на пульте управления и в виде 12-разрядного параллельного потенциального кода поступает в плату шифратора кодов ICAO.

При работе в режиме «АС» для получения кодированных значений высоты полета используется блок преобразования информации БПИ-АЦ. Высота, поступающая от бортового барометрического датчика, в блоке БПИ-АЦ преобразуется в параллельный 11-разрядный потенциальный двоично-циклический код (ДЦК) и поступает в плату шифратора кодов ICAO.

Режим «Контроль». Для оперативной проверки работоспособности ответчика перед стартом и в полете предусмотрен специальный режим «Контроль», в который ответчик переводится нажатием кнопки «Контроль» на пульте управления. Индикацией исправной работы ответчика служит белое (зеленое) табло, расположенное на пульте управления.

В режимах работы ответчика «РСП», «УВД», «УВД-М», «АС» и «А» при нажатии кнопки «Контроль» с контрольного генератора шифратора блока СО-72М (схема самоконтроля) в высокочастотное устройство поступают импульсы длительностью ~ 35 мкс с частотой следования ~ 330 Гц для модуляции контрольного гетеродина, генерирующего СВЧ импульсы на частоте 1030 МГц. Эти импульсы поступают на смеситель и далее на УПЧ. Сигнал контрольного гетеродина калиброван по мощности, что позволяет оценить чувствительность приемника. При исправности высокочастотного устройства и УПЧ детектированный сигнал поступает в видеотракт шифратора и далее на дешифратор запросных кодов.

При исправном дешифраторе сигнал с последнего разряда регистра дешифратора поступает в шифратор (в режимах «УВД», «УВД-М»), либо в шифратор кодов ICAO (в режимах «АС», «А»).

В режимах «УВД», «УВД-М» сигнал самоконтроль (СК) включает схему контроля платы шифратора только при наличии сигналов, свидетельствующих об исправности блока БПИ-АЦ и наличии устройства набора номера. Одиночные импульсы с выхода шифратора информационных кодов УВД поступают на запуск передатчика через коммутатор и модулятор. В режиме

«Контроль» передатчик излучает одиночные импульсы с частотой следования ~ 30 Гц, не создавая помех наземным РЛС.

С детектора фильтра 740 или 1090 МГц, в зависимости от установленного на пульте управления режима работы, детектированный импульс передатчика поступает на схему индикации и контроля шифратора, где формируется сигнал «Индикация исправности» или «Индикация неисправности», поступающий на соответствующую лампу пульта управления. При исправности ответчика горит белое (зеленое) табло, а при неисправности ответчика горит красное табло.

В режиме самоконтроля проверяется также блок БПИ-АЦ. В режимах «АС» и «А» контрольный импульс с выхода дешифратора поступает на шифратор кодов ИСАО. В случае исправности шифратора кодов ИСАО и наличия сигнала исправности блока БПИ-АЦ, на запуск передатчика поступает одиночный сигнал и включается генератор 1090 МГц. Детектированный сигнал запускает схему индикации исправности или неисправности, аналогично работе в режиме «УВД». Таким образом, в режиме «Контроль» производится контроль работы основных блоков ответчика.

Связь ответчика СО-72М с другими бортовыми системами. Ответчик электрически связан с системой СВС-ПН-15, высотомером ВЭМ-72, системой управления и измерения топлива СУИТ-1Т и ответчиком 020М.

Ответчик электрически связан с указателем УВО-15 системы воздушных сигналов СВС-ПН-15 и электромеханическим высотомером ВЭМ-72 через блок БКВ, который подключает выходы $H_{отн}$ или $H_{абс}$, в зависимости от режима работы ответчика. В ответчик поступают следующие сигналы:

- напряжение, пропорциональное текущему значению высоты, в виде измерения электрического сопротивления. Сигналы поступают по цепи «Движок»;
- сигнал включения 4 27 В, которым производится включение канала обработки высоты в ответчике;
- сигнал «+ 27 В абсолютная высота» при установке кремальеры на давление 760 мм рт. ст.

Канал высоты ответчика включается в работу только при условии поступления сигнала «Исправность» с вычислителя ВСМВ-1-15М системы СВС-ПН-15 и сигнала «Готовность» с высотомера ВЭМ-72, поэтому при проверке работоспособности ответчика необходимо включить питание, обогрев системы СВС-ПН-15 и высотомер ВЭМ-72.

Связь ответчика с системой управления и измерения топлива ЖУИТ-1Т обеспечивает передачу с топливомера на ответчик четырехразрядного параллельного кода об остатке топлива.

Во время работы ответчика 020М с него на ответчик СО-72М поступают бланкирующие импульсы. Этим исключается срабатывание ответчика СО-72М от помех, создаваемых передающим устройством ответчика 020М.

13.5. Особенности конструкции и органы управления

Ответчик выполнен в виде отдельных конструктивно законченных блоков, которые решают определенные задачи.

В блок СО-72М входит приемник, состоящий из двухканального высокочастотного устройства, линейка УПЧ, шифратор и двухканальный передатчик. Блок обеспечивает усиление принимаемых запросных кодированных сигналов, их селекцию и декодирование, кодирование ответных координатных и информационных кодов и генерирование высокочастотных ответных сигналов. По высокочастотному устройству и передатчику блок герметизирован. Охлаждение передатчика осуществляется встроенным вентилятором с двигателем переменного тока. Головка набора номера предназначена для установки индивидуального позывного самолета (командира воздушного судна). Блок крепится на амортизационной раме, на которой также установлен блок преобразования информации БПИ-АЦ.

Блок БПИ-АЦ предназначен для преобразования текущих значений высоты, выдаваемой высотомером УВО-15 М1Б системы СВС-ПН-15 в виде относительного сопротивления в параллельный 14-разрядный потенциальный двоично-десятичный код при работе ответчика в режимах «РСП», «УВД», «УВД-М» или текущих значений высоты, выдаваемой высотомером ВЭМ-72 в параллельный 11-разрядный потенциальный двоично-циклический код при работе ответчика в режиме «АС».

Блок коммутации выходов (БКВ) высотомеров предназначен для выбора вида передаваемой высоты (Нотн или Набс) в зависимости от режима работы ответчика и работы полуконспекта ответчика (первого или второго).

Приставка бланкирования предназначена для приема, сложения и преобразования бланкирующих импульсов, поступающих на ответчик от других систем, и формирования бланкирующих

импульсов другим системам при работе ответчика с целью обеспечения электромагнитной совместимости (ЭМС) бортовых радиолокационных систем и ответчика СО-72М.

Ответитель с детекторной секцией ОК-02 предназначен для контроля мощности и частоты передатчика ответчика при работе на реальную нагрузку, а также для подключения высокочастотных разъемов контрольных приборов КАСО-1, КАСО-5 (КАСО-МЛ) и ИМО-65М.

Блок ВО-020 (тройник) предназначен для обеспечения работы двух моноблоков СО-72МАЦ на одну приемопередающую антенну АЗ-027.

Пульт управления предназначен для включения ответчика, выбора режима работы, индикации ответа, индикации исправности I: неисправности в режиме самоконтроля, набора кода тактического номера при работе в режимах «АС» и «А». Пульт управления имеет следующие органы управления:

— переключатель режимов, имеющий семь положений. В крайнем левом положении ответчик выключен. В последующих положениях ответчик включен в соответствующем режиме работы («Готов», «РСП», «УВД», «УВД-М», «АС», «А»);

— выключатель «Авария» под предохранительной крышкой — для включения сигнала бедствия при работе ответчика с отечественными радиолокаторами;

— кнопка «Контроль» и световое табло — для проверки работоспособности ответчика в режиме самоконтроля;

— кнопка «Знак» — для передачи сигнала индивидуального опознавания самолета на экране радиолокатора. При нажатии кнопки на экране диспетчерского радиолокатора в течение 30 секунд происходит раздвоение метки;

— переключатель на два положения «СО-72 I-II» — для работы первого или второго полукомплекта ответчика.

В пульте управления размещен механизм набора четырехзначного номера при работе ответчика в режимах «АС» и «А». Четырехзначный номер набирается при помощи четырех кнопок и индицируется на табло, расположенное над кнопками. В пульте находится устройство защиты для предохранения ответчика от выбросов напряжения по сети + 27 В. При повышении входного напряжения до + 35 В и понижении до + 15 В на выходе схемы защиты напряжение остается постоянным + 27 В.

Надписи на пульте управления подсвечиваются белым светом напряжением 6 В. Яркость подсвета регулируется централизованным регулятором.

Антенна АМ-001 предназначена для приема и излучения СВЧ сигналов вертикальной поляризации поля на частотах 1030 и 1090 МГц соответственно и представляет собой вертикальный несимметричный вибратор длиной около $\lambda/4$.

Антенна АЗ-027 предназначена для приема и излучения СВЧ сигналов горизонтальной поляризации поля на частотах 837,5 и 740 МГц соответственно. Антенна состоит из двух резонаторов, соединенных между собой высокочастотным кабелем через тройник.

13.6. Электропитание и защита

Ответчик СО-72М питается от бортовой сети постоянного тока напряжением 27 В и бортовой сети переменного тока напряжением 115 В 400 Гц.

Напряжение + 27 В на пульт управления поступает с левой панели автоматов защиты сети через АЗСГК-5, а на контрольные соединители из РК кухни через АЗСГК-2.

Напряжение 115 В 400 Гц на пульт управления поступает из левой РК-115/200 В через предохранитель СП-2А, а на контрольные соединители с левой панели генераторов через АЗФ1К-2.

Включение и управление ответчиком осуществляется с пульта управления.

13.7. Включение, проверка работоспособности и использование ответчика в полете

При наличии на борту самолета напряжения постоянного 27 В и переменного тока 115 В 400 Гц убедиться, что автоматы защиты сети на левой панели АЗС, в РК кухни и на левой панели генераторов установлены в положение «СО-72». Проверку производить в следующем порядке:

1. Включить питание ответчика, установив переключатель режимов работы на пульте управления в положение «РСР».

2. Включить питание, обогрев системы СВС-ПН-15 и питание высотомера ВЭМ-72.

3. Установить переключатель «I-II» на пульте управления в положение «I».

4. После прогрева ответчика (1—2 минуты после включения) нажать на кнопку «Контроль на пульте управления. При ис-

правном ответчике светосигнальное табло должно непрерывно освещаться белым (зеленым) светом. Отпустить кнопку «Контроль» и произвести аналогичную проверку на всех режимах работы.

5. Установить переключатель «I-II» в положение «II» и проверить работу ответчика в соответствии с методикой, указанной в п. 4.

Если светосигнальное табло «Контроль» не горит, необходимо проверить исправность предохранителей в блоках СО-72М и БПИ-АЦ.

Если светосигнальное табло «Контроль» горит красным светом при нажатии кнопки «Контроль», необходимо проверить исправность блоков СО-72М и ВПИ-АС с помощью кнопок «Контроль» на этих блоках. Неисправные блоки необходимо заменить.

Примечания:

1. При наличии на аэродроме работающей РЛС ответчик может принимать запросные сигналы. В этом случае светосигнальное табло «Контроль» будет периодически мигать белым (зеленым) светом при облучении самолета наземной РЛС.

2. Не рекомендуется одновременно нажимать кнопки «Знак» и «Контроль», так как после отпускания кнопки «Знак» сигнал индивидуального выделения самолета на экране РЛС действует в течение 30 секунд, при этом самоконтроль работать не будет.

6. Выключить ответчик, установив переключатель режимов работы на пульте управления в положение «Откл».

Использование ответчика в полете. Перед взлетом включить питание: ответчика СО-72М, питание и обогрев системы СВСПН-15 и высотомера ВЭМ-72.

Согласно плану полета установить режим работы ответчика.

При полетах по российским авиалиниям в режимах «РСР», «УВД» и «УВД-М» на запрос наземных диспетчерских ВРЛ ответчик выдает ответные кодовые сигналы (координатные и информационные), о чем свидетельствует мигание светового табло на пульте управления ответчика.

Передача высоты ответчиком производится от прибора УВО-15, расположенного на левой приборной доске пилотов, и может быть передана в абсолютном значении 760 мм рт. ст. ($H_{абс}$) или относительном значении по давлению на аэродроме ($H_{отн}$). При чем, при работе первого или второго полукомплекта ответчика, текущая высота в ответчик поступает с высотомера УВО-15.

Кнопка «Знак» на пульте управления нажимается по требованию диспетчера.

Выключатель «Авария» включается в аварийных ситуациях по решению командира воздушного судна.

При полетах на международных авиалиниях ответчик устанавливается в режим работы «RBS» («АС» и «А»). Набор тактического номера на пульте управления производится с помощью четырех кнопок по команде диспетчера зарубежных систем УВД.

Передача высоты ответчиком в режиме «АС» производится от барометрического давления 760 мм рт.ст., от высотомера УВО-15, расположенного на левой приборной доске пилотов, независимо от установки давления на приборе. Причем, при работе второго полукомплекта ответчика в режиме «АС», текущая высота в ответчик поступает от электромеханического высотомера ВЭМ-72, а в остальных режимах и при работе первого полукомплекта ответчика — от УВО-15.

Сигнал бедствия на зарубежных авиалиниях передается с пульта управления ответчика, для чего необходимо набрать четырехзначный номер кода 7700, в случае потери радиосвязи — 7600, а при нападении на экипаж — 7500.

- индикаторные приборы (навигационно-пилотажные, командно-пилотажные, плановые навигационные и др.);
- навигационные сигнализаторы (световые табло навигационных сигналов).

Пилотажно-навигационный комплекс обеспечивает решение задач навигации и пилотирования в условиях, соответствующих требованиям II категории ИСАО. Общая навигационная задача заключается в безопасном выводе самолета в заданную точку пространства с заданной скоростью по установленному или оперативно выбранному маршруту.

Следует отметить, что на самолете Ту-154М, несмотря на высокую степень автоматизации навигационного комплекса, все же сохраняется ведущая роль экипажа, на который возлагается функция контроля за работой комплекса, для чего в БНК предусмотрена возможность индикации командных сигналов, а также некоторой промежуточной информации при работе части систем в индикаторном режиме. При наличии такой индикации, а также индикации о работоспособности отдельных элементов комплекса экипаж самолета имеет возможность коррекции координат самолета, а также перехода, в случае необходимости, к ручному управлению,

БНК самолета Ту-154М используется при полетах на российских и международных авиалиниях в любое время суток и года в составе экипажа без штурмана. При этом выполнение обязанностей штурмана возложено на пилотов.

14.2. Функциональное построение БНК-154М

По степени автоматизации навигационный комплекс самолета Ту-154М относится к командным комплексам автоматизированного самолетовождения по участкам маршрута. Главную навигационную задачу здесь решает навигационный вычислитель НВУ-БЗ, а оператор контролирует правильность ее решения, вводит в НВУ-БЗ программу полета по следующему участку маршрута, управляет работой систем измерения навигационной информации, решает логические задачи навигации по определению необходимости коррекции численных координат и курса самолета, управляет процессом коррекции координат и решает все оперативные навигационные задачи.

Функциональное построение комплекса представляет собой совокупность устройств сбора и обработки информации и ис-

пользование команд управления самолетом (рис. 14.2 на стр. **232—233**). По виду выдаваемой информации, необходимой для решения общей навигационной задачи, **пилотажно-навигационные** и радионавигационные системы навигационного комплекса целесообразно классифицировать следующим образом:

- измерители направления, определяющие угловую ориентацию самолета относительно стран света и навигационных ориентиров на земной поверхности;
- измерители путевой скорости и ее составляющих;
- вычислительные средства обработки навигационной информации, определяющие текущие и прогнозируемые навигационные параметры положения и движения самолета;
- средства получения информации о навигационных параметрах положения самолета, в частности средства позиционной коррекции координат места самолета;
- измерители вертикальной скорости и высотомеры.

К измерителям направления относится точная курсовая система ТКС-П2, предназначенная для измерения магнитного, истинного или ортодромического курса Ψ , и два комплекта автоматических радиоконпасов АРК-15М, измеряющие курсовые углы приводных радиостанций (КУР). В совокупности эти устройства также позволяют определить место самолета.

Угол сноса α и путевая скорость (W) измеряются с помощью доплеровского измерителя скорости и угла сноса ДИСС-013.

Истинную воздушную скорость V измеряют система воздушных сигналов СВС-ПН-15 и комбинированные указатели скорости КУС-730/1200.

От системы ТКС-П2, ДИСС-013 и СВС-ПН-15 измеряемая информация поступает в навигационное вычислительное устройство НВУ-Б3, обеспечивающее автономное счисление координат самолета.

С навигационным вычислительным устройством НВУ-Б3 двусторонней информационной связью связана радиотехническая система ближней навигации РСБН-2СА, измеряющая азимут самолета и наклонную дальность относительно наземных азимутально-дальномерных радиомаяков РСБН. Двусторонняя связь между системой РСБН-2СА и вычислительным устройством НВУ-Б3 повышает помехоустойчивость системы РСБН-2СА и обеспечивает коррекцию счисленных НВУ-Б3 координат самолета.

Радиотехническая система ближней навигации и посадки Курс МП-70 предназначена для измерения отклонений самолета

- индикаторные приборы (навигационно-пилотажные, командно-пилотажные, плановые навигационные и др.);
- навигационные сигнализаторы (световые табло навигационных сигналов).

Пилотажно-навигационный комплекс обеспечивает решение задач навигации и пилотирования в условиях, соответствующих требованиям II категории ICAO. Общая навигационная задача заключается в безопасном выводе самолета в заданную точку пространства с заданной скоростью по установленному или оперативно выбранному маршруту.

Следует отметить, что на самолете Ту-154М, несмотря на высокую степень автоматизации навигационного комплекса, все же сохраняется ведущая роль экипажа, на который возлагается функция контроля за работой комплекса, для чего в БНК предусмотрена возможность индикации командных сигналов, а также некоторой промежуточной информации при работе части систем в индикаторном режиме. При наличии такой индикации, а также индикации о работоспособности отдельных элементов комплекса экипаж самолета имеет возможность коррекции координат самолета, а также перехода, в случае необходимости, к ручному управлению.

БНК самолета Ту-154М используется при полетах на российских и международных авиалиниях в любое время суток и года в составе экипажа без штурмана. При этом выполнение обязанностей штурмана возложено на пилотов.

14.2. Функциональное построение БНК-154М

По степени автоматизации навигационный комплекс самолета Ту-154М относится к командным комплексам автоматизированного самолетовождения по участкам маршрута. Главную навигационную задачу здесь решает навигационный вычислитель НВУ-БЗ, а оператор контролирует правильность ее решения, вводит в НВУ-БЗ программу полета по следующему участку маршрута, управляет работой систем измерения навигационной информации, решает логические задачи навигации по определению необходимости коррекции численных координат и курса самолета, управляет процессом коррекции координат и решает все оперативные навигационные задачи.

Функциональное построение комплекса представляет собой совокупность устройств сбора и обработки информации и ис-

пользование команд управления самолетом (рис. 14.2 на стр. **232—233**). По виду выдаваемой информации, необходимой для решения общей навигационной **задачи**, пилотажно-навигационные и радионавигационные системы навигационного комплекса целесообразно классифицировать следующим образом:

- измерители направления, определяющие угловую ориентацию самолета относительно стран света и навигационных ориентиров на земной поверхности;
- измерители путевой скорости и ее составляющих;
- вычислительные средства обработки навигационной информации, определяющие текущие и прогнозируемые навигационные параметры положения и движения самолета;
- средства получения информации о навигационных параметрах положения самолета, в частности средства позиционной коррекции координат места самолета;
- измерители вертикальной скорости и высотомеры.

К измерителям направления относится точная курсовая система ТКС-П2, предназначенная для измерения магнитного, истинного или ортодромического курса Ψ , и два комплекта автоматических радиоконпасов **АРК-15М**, измеряющие курсовые углы приводных радиостанций (КУР). В совокупности эти устройства также позволяют определить место самолета.

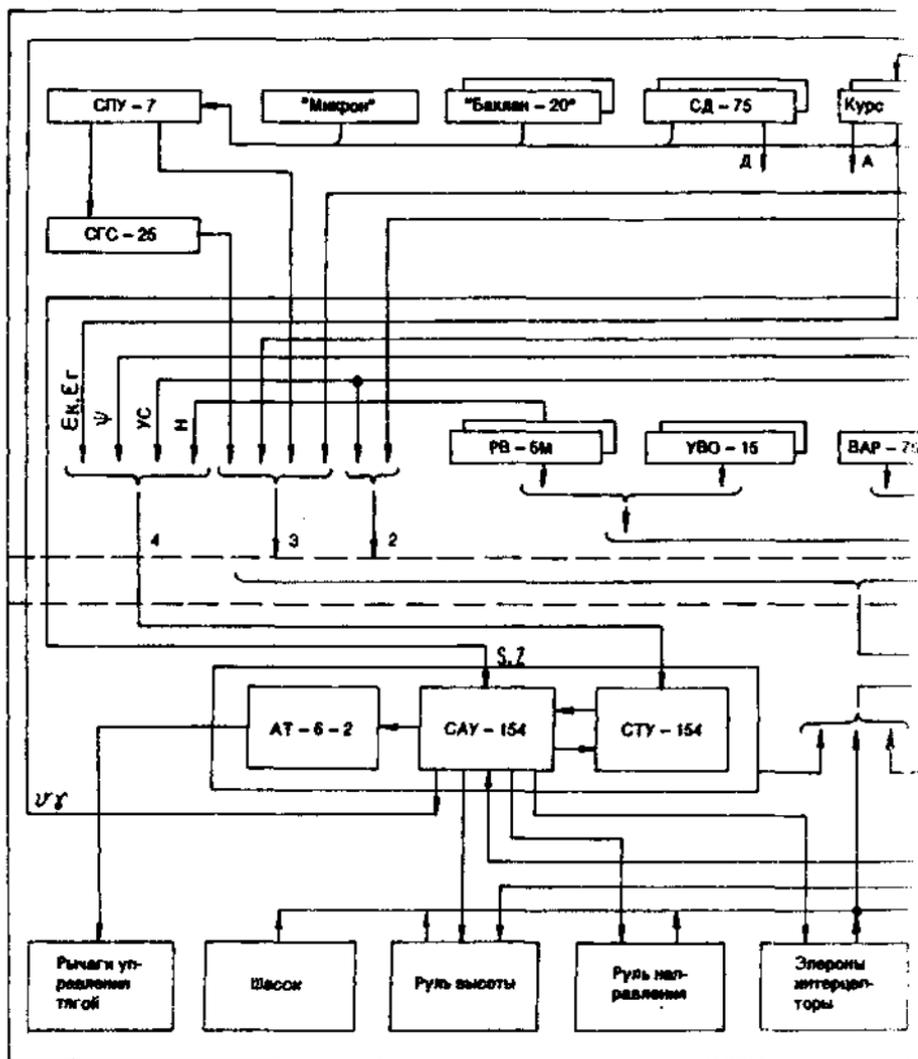
Угол сноса α и путевая скорость (W) измеряются с помощью доплеровского измерителя скорости и угла сноса **ДИСС-013**.

Истинную воздушную скорость V измеряют система воздушных сигналов **СВС-ПН-15** и комбинированные указатели скорости **КУС-730/1200**.

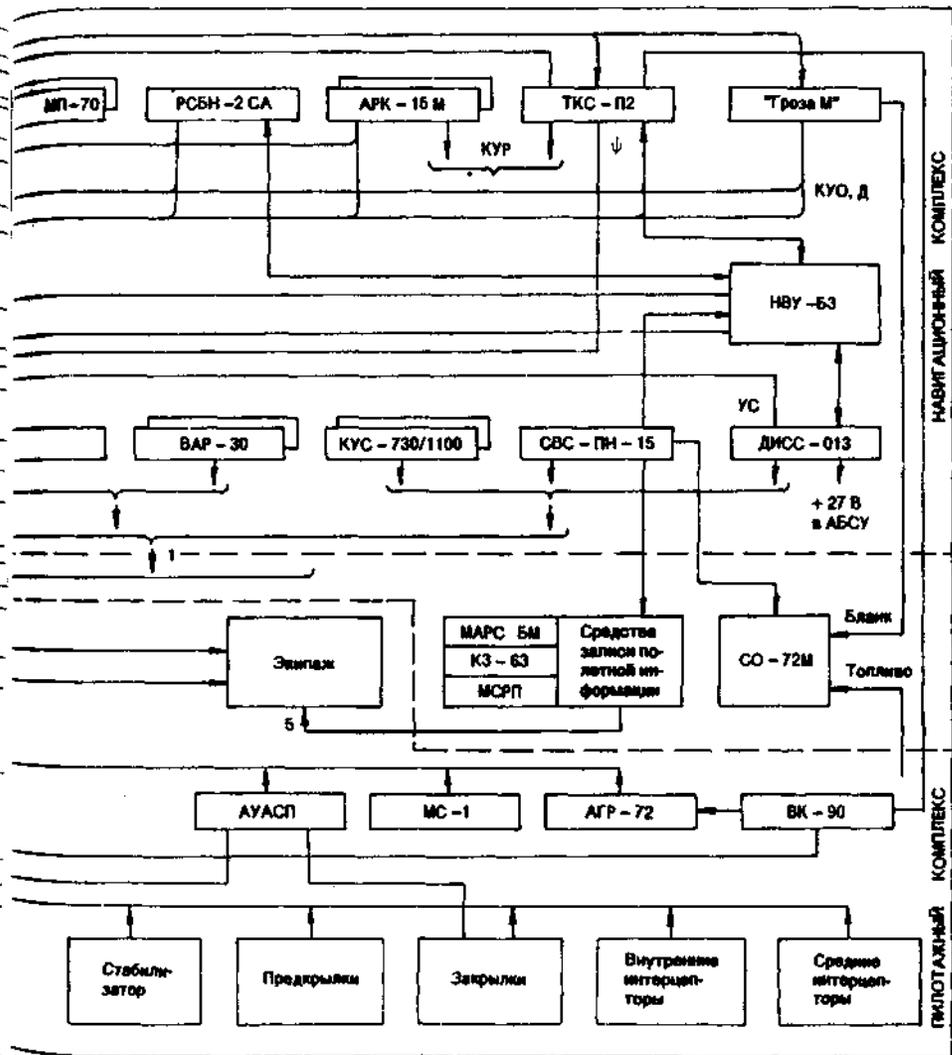
От системы ТКС-П2, ДИСС-013 и **СВС-ПН-15** измеряемая информация поступает в навигационное вычислительное устройство НВУ-Б3, обеспечивающее автономное счисление координат самолета.

С навигационным вычислительным устройством НВУ-Б3 двусторонней информационной связью связана радиотехническая система ближней навигации **РСБН-2СА**, измеряющая азимут самолета и наклонную дальность относительно наземных азимутально-дальномерных радиомаяков **РСБН**. Двусторонняя связь между системой **РСБН-2СА** и вычислительным устройством НВУ-Б3 повышает помехоустойчивость системы **РСБН-2СА** и обеспечивает коррекцию счисленных НВУ-Б3 координат самолета.

Радиотехническая система ближней навигации и посадки Курс **МП-70** предназначена для измерения отклонений самолета



Р и с. 14.2. Функциональное построение БНК-154М:
 1 — информация о высоте и скорости полета;
 2 — информация о направлении полета;



- 3 — информация о навигационных параметрах положения самолета;
 4 — сигналы формирования команд управления;
 5 — информация о пилотажном режиме полета.

от траектории посадки (ϵ_k, ϵ_r), задаваемой курсовым и глиссадным радиомаяками, и для определения моментов пролета маркерных радиомаяков на указанной траектории.

Совместно с дальномерами СД-75 аппаратура Курс МП-70 позволяет определить полярные координаты самолета относительно азимутального (VOR) и дальномерного (ДМЕ) радиомаяков международной системы ближней навигации. Из системы ТКС-П2 в аппаратуру Курс МП-70 поступает сигнал гиромагнитного курса, что позволяет на ее выходе формировать КУР радиомаяков VOR.

Автономным средством определения курсовых углов ориентиров (КУО) и дальности от самолета до них является радиолокатор «Гроза М-154», с помощью которого решается и ряд других навигационных задач.

С помощью УКВ радиостанции ближней связи «Баклан-20» и КВ радиостанции дальней связи «Микрон», имеющих выход через самолетное переговорное устройство СПУ-7 и самолетную громкоговорящую систему СГС-25, также можно получить (и передать) информацию о координатах самолета от служб УВД и другие необходимые сообщения.

Через СПУ также имеют выход радиотехнические системы самолетовождения АРК-15М, РСБН-2СА, Курс МП-70, СД-75, благодаря чему обеспечивается опознавание радиомаяков, с которыми они работают.

Вертикальная скорость измеряется вариометром ВАР-30, а в случае аварийного снижения — вариометром ВАР-75.

Абсолютная и относительная высота полета измеряются каналом измерения высоты системы воздушных сигналов СВС-ПН-15, барометрическим высотомером УВО-15 и электромеханическим высотомером ВЭМ-72, а истинная высота полета — радиовысотомером РВ-5М.

Сформированную таким образом информацию о навигационном режиме полета пилоты используют для управления самолетом с помощью пилотажного комплекса, куда входят устройства формирования команд управления самолетом, приборы контроля пилотажного режима полета и исполнительные органы с приводами: рули высоты и направления, элероны, интерцепторы, предкрылки, закрылки, стабилизатор, шасси и рычаги управления тягой.

Часть навигационной информации передается непосредственно в автоматические устройства пилотажного комплекса. Так, информация от устройств ТКС-П2, ДИСС-013, Курс МП-70, НВУ-Б3 и РВ-5М используется в автоматической бортовой систе-

ме управления **АБСУ-154** для формирования команд управления самолетом в соответствующих режимах полета.

Система **АБСУ-154**, обеспечивающая необходимые характеристики устойчивости и управляемости самолета и ряд режимов автоматического управления полетом, имеет в своем составе:

— систему траекторного управления **СТУ-154**, предназначенную для формирования законов управления самолетом по сигналам навигационного комплекса и индикации ряда навигационно-пилотажных параметров;

— систему автоматического управления **САУ-154** как исполнительного органа, воздействующего через приводы на органы управления самолетом, на автомат тяги АТ-6-2, обеспечивающий заданную приборную скорость полета.

Пилотажный режим полета по числу М контролируется с помощью прибора МС-1 и указателя канала измерения числа М системы **СВС-ПН-15**, а по приборной скорости — с помощью двух комбинированных указателей КУС 730/1200 и двух указателей скорости УС-И, входящих в комплект автомата тяги.

По перегрузкам и углу атаки режим полета контролируется с помощью автомата углов атаки и сигнализации перегрузок АУАСП, режимы ограничения по $\alpha_{\text{текущ}}$ которого изменяются в зависимости от положения закрылков и предкрылков. Он выдает сигнал при выходе самолета на критический угол атаки.

Информацию о пространственном положении самолета по крену и тангажу наряду с двумя пилотажными командными приборами **ПКП-1**, входящими в комплект системы **СТУ-154**, выдает аварийный авиагоризонт **АГР-72**.

Выключатель коррекции **ВК-90** предназначен для отключения **поперечной** коррекции гироскопических приборов при выполнении самолетом разворотов с угловой скоростью, превышающей 0,02 град/с при наличии рысканья и 0,05 град/с без рысканья по курсу. Установленные на самолете четыре **ВК-90** отключают поперечную коррекцию **АГР**, **МГВ-1СК** № 1, 2 и 3, входящих в комплект **САУ-154** и магнитную и горизонтальную коррекции системы **ТКС-П2**.

С гировертикали **МГВ-1СК** № 1 (контрольной) сигналы крена и тангажа подаются в РЛС «Гроза М» для стабилизации антенны, а также в курсовую систему **ТКС-П2** для стабилизации внешних **кардановых** рам гироагрегатов.

Магнитофон «Марс **БМ**» и самописцы **МСРП** и **КЗ-63** функционально связаны с оборудованием **навигационно-пилотажного**

комплекса и обеспечивают запись и хранение навигационно-пилотажной информации.

Радиоответчик СО-72М обеспечивает наземную диспетчерскую службу УВД российских авиалиний информацией о бортовом номере самолета, высоте полета, остатке топлива, а также информацией о координатах самолета, сигнале бедствия, потери радиосвязи и нападении на экипаж. На международных авиалиниях ответчик выдает наземным службам УВД информацию о координатах самолета, условном цифровом коде и высоте полета. Высоту ответчик получает от высотомера УВО-15 системы СВС-ПН-15 и электромеханического высотомера ВЭМ-72.

В условиях скопления множества самолетов в аэроузловых (приаэродромных) зонах и на некоторых участках воздушных трасс приходится решать взаимно конфликтующие задачи увеличения пропускной способности аэродромов, воздушных коридоров и трасс, с одной стороны, и повышения безопасности и регулярности воздушного движения, с другой стороны. Решение этих задач требует жестких нормативов на точность, достоверность и надежность навигационных и посадочных средств. Именно эту цель преследуют стандарты и рекомендации ИКАО на характеристики бортового оборудования. Кроме того, возникает необходимость в усовершенствовании имеющегося и разработке нового, более прогрессивного оборудования самолетовождения. Так, например, замена аналоговых навигационных вычислителей на дискретные значительно расширила бы тактические возможности БНК.

На самолете Ту-154М в составе БНК используется аналоговый навигационный вычислитель НВУ-БЗ. Аналоговые навигационные вычислители по сравнению с дискретными бортовыми цифровыми вычислительными машинами (БЦВМ) имеют невысокие точность и помехоустойчивость, низкую надежность вследствие применения большого числа электромеханических элементов, большие габариты и массу. БНК с таким вычислителем имеет ограниченные тактические возможности.

Дискретные бортовые цифровые вычислительные машины существенно расширяют тактические возможности БНК прежде всего благодаря использованию оперативного запоминающего устройства (ОЗУ). При этом имеется возможность программирования большого количества участков маршрута как на земле перед полетом, так и во время полета. В ОЗУ вводятся координаты ориентиров, маяков, приводных радиостанций, по которым в

процессе полета автоматически корректируется система счисления текущих координат ЛА. Применение БЦВМ в качестве навигационного вычислителя позволяет увеличить объем решаемых задач, что влечет за собой рост количества функциональных связей между БЦВМ и бортовыми навигационно-пилотажными системами. Эти связи осуществляются с помощью устройств ввода-вывода (УВВ), основу которых составляют преобразователи типа «аналог-код», «вал-код» и «код-аналог». Наличие таких преобразователей обусловлено тем, что бортовые системы, входящие в состав БНК и связанные с БЦВМ, имеют, как правило, аналоговые входы и выходы. Системы пилотажного комплекса воспринимают сигналы от БНК тоже в аналоговой форме. В связи с этим БНК с цифровым навигационным вычислителем следует рассматривать как комплекс аналого-дискретного типа. Цифровые навигационные вычислители используются в БНК современных самолетов Ил-76, Ил-86 и Як-42. Устройства управления, индикации и сигнализации (УУИС) позволяют экипажу получать непрерывно или периодически (по вызову) информацию о текущих координатах полета и техническом состоянии основных частей БНК. На основании этой информации экипаж контролирует процесс навигации и при необходимости вмешивается в его ход, используя пульты управления для реализации навигационных решений, выходящих за рамки возможностей автоматических устройств.

ОХРАНА ТРУДА ПРИ АВИАТРАНСПОРТНЫХ ПРОЦЕССАХ

15.1. Облучение

При эксплуатации самолета Ту-154М необходимо помнить, что в передающих устройствах большинства систем и устройств радиоэлектронного оборудования используются генераторы сверхвысокочастотного диапазона радиоволн. Следовательно, необходимо строго выполнять меры предосторожности при эксплуатации этих источников энергии, полностью исключив при этом облучение людей.

Проблема электромагнитного загрязнения среды возникла в последние десятилетия в связи с интенсивным развитием средств радиотехники и особенно радиолокации. Поэтому сейчас принято говорить не только о химическом и шумовом загрязнении, но и об электромагнитном.

Уровни интенсивностей электромагнитных излучений с каждым годом возрастают, увеличивая общий ради фон Земли, внося изменения в экологический фактор электромагнитной биосферы.

Существенная особенность искусственных источников электромагнитной биосферы в отличие от природных — высокая когерентность (частотная и фазовая стабильность) и большая концентрация энергии в тех или иных областях спектра радиочастот.

Другой особенностью искусственных источников электромагнитных излучений, по данным ЮНЕСКО, является то, что до конечного потребления доходит не более 15 % производимой энергии, а остальные 85 % теряются в среде.

Источниками электромагнитного поля (ЭМП) в авиации являются радиотехническое и радиолокационное оборудование, входящее в системы УВД, навигации и посадки самолетов. К ним относятся: бортовое и наземное радиооборудование самолетовождения (СВЖ), бортовое и наземное оборудование УВД.

Основу электромагнитного фона аэродрома и прилегающих к нему территорий составляют излучения наземных радиолокационных станций и радионавигационных маяков. Ими являются: диспетчерские аэродромные (аэроузловые, трассовые), обзорные и вторичные РЛС, посадочные РЛС, РЛС обзора летного поля, а также радиомаяки ближней навигации: РСБН, VOR, ДМЕ. Мощность передающих устройств таких радиомаяков и РЛС составляет от десятков кВт до нескольких единиц МВт. Бортовыми источниками электромагнитного излучения являются передатчики систем и устройств самолетовождения: РСБН-2СА, СД-75, ДИСС-013, РВ-5М, РЛС «Гроза М», СО-72М и ответчик государственной принадлежности ЛА. Мощность передающих устройств этих радиосистем достигает 12 кВт.

Известно, что электромагнитное поле энергии СВЧ является мощным физическим раздражителем, который может вызвать значительные функциональные и органические нарушения в организме человека. Так, например, при воздействии ЭМП на живые организмы имеют место явления отражения, проводимости и поглощения электромагнитной энергии тканями. Эффект действия зависит от количества поглощенной энергии, частоты и геометрических размеров биообъекта. При этом в диапазоне СВЧ поглощается до 50 % подающей энергии, а остальная часть отражается. Глубина проникновения зависит от длины волны и составляет четвертую часть ее, то есть $\lambda/4$. Поглощенная электромагнитная энергия вызывает нагрев ткани, повышая температуру тела.

Под отражением падающей радиоволны следует понимать процесс вторичного излучения радиоволны биообъектом, то есть электромагнитное поле падающей волны индуцирует в тканях переменные токи сверхвысоких частот (с частотой работы РЛС), которые возбуждают в пространстве, окружающем биообъект, вторичное электромагнитное поле, являющееся полем отраженной радиоволны, распространяющейся от биообъекта. В этом смысле биообъект становится источником пассивного излучения.

Опасность воздействия электромагнитных полей СВЧ усугубляется тем, что они невидимы и их действие не обнаруживается органами чувств, а также и тем, что энергия СВЧ способна в организмах накапливаться. Это является одной из причин, порождающих пренебрежительное отношение работающих к опасности облучения. Другой причиной такого отношения является недооценка или незнание степени вредного воздействия электромагнитных полей на организм человека. В связи с этим изучение

опасности и средств защиты от электромагнитных полей СВЧ при эксплуатации авиационной техники является необходимым.

Степень вредности электромагнитных полей на организм человека зависит, в первую очередь, от интенсивности поля, его характера, диапазона частот и продолжительности пребывания в зоне его действия.

Следует иметь в виду, что генераторы СВЧ энергии одновременно являются источниками мягкого рентгеновского излучения. Источниками рентгеновского излучения являются также электронно-лучевые трубки, у которых питающие напряжения превышают 15 кВ.

Постоянное воздействие облучения приводит к стойким функциональным изменениям в центральной нервной и сердечно-сосудистой системах. Электромагнитные поля при облучении человека вызывают: повышенную утомляемость, которая сопровождается сонливостью или бессонницей; раздражительность; головную боль; понижение кровяного давления; ухудшение обоняния; выпадение волос; ломкость ногтей, помутнение хрусталиков глаз; возникновение **злокачественных** опухолей; лейкоз. Под влиянием энергии СВЧ наблюдаются дегенеративные изменения в половых железах, угнетение плодовитости и неполноценность потомства.

Другими источниками, отрицательно действующими на здоровье и даже жизнь экипажей и пассажиров, являются солнце и звезды.

Последние исследования, проведенные по инициативе правительства США, показывают, что пилоты и стюардессы многих авиационных маршрутов подвержены большему облучению, чем большинство работников атомных электростанций. На ядерные предприятия правительство налагает строгие требования по безопасности, включая облучение, наблюдение и действия по уменьшению доз, однако на летные экипажи подобные ограничения не распространяются. Тревога по поводу облучения летных экипажей и пассажиров солнцем и звездами прозвучала как никогда явно в докладе, опубликованном в феврале 1990 г. министерством транспорта США, текст которого приводится в настоящей главе при значительном сокращении.

«...Хотя ученые и подчеркивают, что влияние низких доз радиации практически трудно измерить, тем не менее можно сделать некоторые выводы из доклада и исследований неправительственных экспертов.

Получаемые экипажами дозы радиации изменяются в зависимости от высоты и широты: чем выше летит самолет и чем ближе он к полюсам, тем **больше** дозы облучения. Эксперты говорят, что от радиации высоких энергий, которой подвергаются находящиеся на самолете **люди**, защита отсутствует, однако регистрирующие устройства в кабине экипажа могли бы предупредить, когда бы следовало летать на более низкой высоте, чтобы избежать радиации.

Такие устройства были бы очень полезны, потому что сила солнечной радиации подвержена значительным изменениям, и несколько раз за десятилетие она поднимается до таких **уровней**, с которыми следует считаться, особенно женщинам, даже если они собрались в полет только один раз за время беременности.

Хотя механизм предупреждения членов экипажей о повышенных уровнях радиации и выборе более низких эшелонов полета и существует, на деле он так и не применяется.

По заявлениям экспертов, на некоторых маршрутах годовые дозы облучения членов экипажей превышают средние значения для рабочих атомных электростанций, **медицинских** учреждений и производственных предприятий, на которых применяются источники радиации или рентгеновское облучение.

Обеспокоенность ученых растет потому, что исследователи за последние несколько лет пришли к выводу, что из-за облучения нейтронами разрушается вдвое больше клеток, чем ранее предполагалось. Эти частицы преобладают на больших высотах.

Кроме того, самолеты сегодня летают дольше и выше, где защищающий от космических источников облучения слой атмосферы более тонок. Все больше самолетов летают между Северной Америкой и Азией или Европой над Северным полюсом, где из-за влияния магнитного поля Земли уровни радиации в четыре раза выше, чем на экваторе...»

15.2. Нормирование и защита от электромагнитного СВЧ излучения

Для предупреждения профессиональных заболеваний установлены допустимые санитарные нормы облучения в местах нахождения обслуживающего персонала и постоянного проживания населения.

Интенсивность облучения в диапазоне СВЧ оценивается величиной плотности потока энергии (ППЭ) на 1 см^2 и выражается в $\text{мкВт}/\text{см}^2$. Интенсивность не должна превышать: $10 \text{ мкВт}/\text{см}^2$ в течение рабочего дня, $100 \text{ мкВт}/\text{см}^2$ в течение 2 часов; $1000 \text{ мкВт}/\text{см}^2$ в течение 12 минут при обязательном применении защитных очков от энергии СВЧ.

Для всего населения (постоянное проживание) интенсивность не должна превышать $1 \text{ мкВт}/\text{см}^2$ (естественный электромагнитный фон Земли).

Санитарные правила устанавливают обязательную периодичность проверки на рабочих местах уровня ППЭ, создаваемой источниками СВЧ облучения. Проверки должны быть не реже одного раза в два месяца, а также после всякого повреждения и ремонта установок СВЧ.

В качестве защитных средств от ЭМП целесообразно применять экраны из металлической сетки с размерами ячейки меньше, чем $\lambda/4$. Такие экраны ослабляют поток энергии ЭМП на 20–30 дБ (в 100—1000 раз) и др.

Источники энергии СВЧ (магнетроны, клистроны, кенотроны, модуляторные лампы, работающие при напряжениях питания свыше 6 кВ, а также электронно-лучевые трубки являются одновременно источниками мягкого рентгеновского излучения. Если питающие напряжения этих источников составляют свыше 15 кВ, то они являются опасными источниками мягкого рентгеновского излучения и при их эксплуатации необходимо использовать защитные средства. В качестве защитных средств от действия рентгеновских лучей применяются экраны из стального листа (0,5—1,0 мм) или алюминия (3 мм), специальной освинцованной резины, а также защита временем и расстоянием.

Санитарными нормами предусмотрены предельно допустимые дозы рентгеновского облучения: для всего тела человека за неделю не более 100 мР, облучение только рук не более 500 мР (80 мР в день). В смежных помещениях с рентгеновской установкой доза облучения за неделю не должна превышать 10 мР, а в близко расположенных зданиях мощность дозы не должна превышать дозу нормального фона более чем 0,01 мР/ч.

Однако в настоящее время при эксплуатации АТ мало кто из летного и обслуживающего персонала знает уровень плотности потока энергии СВЧ на своем рабочем месте, например: в пилотской кабине при работающей бортовой радиоаппаратуре на земле и в полете, вокруг самолета на земле, на перроне и на стоянках

самолетов, если вблизи этих мест расположены наземные РЛС и радиомаяки и, наконец, в производственных и жилых помещениях, а также на территории жилых поселков и прилегающих деревень, близкорасположенных к наземным РЛС.

Чтобы исключить облучение работающих энергией СВЧ, необходимо проводить периодические замеры при активном участии самих работников предприятий ГА, то есть с участием общественных инспекторов по охране труда и при широкой гласности. Для этого, прежде всего, нужно подготовить общественных инспекторов. Они должны выбираться открытым голосованием на общих собраниях трудовых коллективов и в месячный срок направляться на учебу. Общественному инспектору необходимо знать, что такое энергия СВЧ, рентгеновское излучение и радиация. Почему они опасны для людей, как их замерять, какими приборами, где замерять, в каком составе должна работать комиссия по замерам, как оформлять документацию по замерам и куда направлять акты результатов замера.

Акты результатов замера должны быть подписаны: общественными инспекторами, государственным инспектором в лице санитарного врача и представителем Госгортехнадзора России. Результаты замеров должны быть записаны в актах цифрами. Не допускается запись словами, например, в норме, в пределах допуска и т. п.

Акты замеров утверждаются руководителем предприятия (объединения) и профсоюзным комитетом. Результаты периодических замеров должны быть обнародованы, чтобы все работающие знали, в каких условиях они работают.

Список рекомендуемой литературы

- 1. Радионавигационные системы летательных аппаратов Учебник для ВУЗов ГА /Давыдов П. С., Криницин В. В., Хресин И. Н., Кашеев Г. В., Уваров В. С.; под редакцией П. С. Давыдова — М.: Транспорт, 1980. — 448 с.**
- 2. Радиолокационные системы летательных аппаратов Учебник для ВУЗов ГА /Давыдов П. С., Жаворонков В. П., Кашеев Г. В., Криницин В. В., Уваров В. С., Хресин И. Н.; под редакцией П. С. Давыдова — М.: Транспорт, 1977. — 352 с.**
- 3. Воробьев В. Г., Глухов В. В., Зыль В. П., Кузнецов С. В. Основные принципы построения базового комплекса стандартного цифрового пилотажно-навигационного оборудования. — М.: МИИ ГА, 1988. — 100 с.**
- 4. Жаворонков В. П. Радиоэлектронное оборудование самолета Ил-86. — М.: Воздушный транспорт, 1994. — 240 с.**
- 5. Иванов П. А., Давыдов П. С. Техническая эксплуатация радиоэлектронного оборудования воздушных судов. — М.: Транспорт, 1985. — 220 с.**
- 6. Зубрилов А.П. Техническое обслуживание авиационного и радиоэлектронного оборудования в АТВ. — Рига: РИИ ГА, 1979. — 61с.**
- 7. Давыдов П. С., Иванов П. А. Эксплуатация авиационного радиоэлектронного оборудования. Справочник. — М.: Транспорт, 1989.**
- 8. Буриченко Л. А. Охрана труда в гражданской авиации. М.: Транспорт, 1993. — 288 с.**
- 9. Наставление по производству полетов в гражданской авиации СССР (НПП ГА—78). — М.: Воздушный транспорт, 1978. — 286 с.**
- 10. Наставление по технической эксплуатации воздушных судов в гражданской авиации СССР (НТЭВС—71). — М.: РИС) МГА, 1972. — 214 с.**

СОДЕРЖАНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ	3
Глава 1. ХАРАКТЕРИСТИКА РАДИОЭЛЕКТРОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ	
1.1. Общие сведения о радиоэлектронном оборудовании (РЭО) и основные направления его совершенствования	4
1.2. Радиоаппаратура связи	6
1.3. Радиоаппаратура самолетовождения	7
1.4. Бортовой навигационный комплекс	8
1.5. Антенные устройства	9
1.6. Антенные обтекатели	11
1.7. Электростатические разрядники, грозоразрядники и токосъемники	12
 РАДИОАППАРАТУРА СВЯЗИ	
* Глава 2. СИСТЕМА КОРОТКОВОЛНОВОЙ РАДИОСВЯЗИ	
2.1. Радиостанция «Микрон»	14
2.1.1. Общие сведения	14
2.1.2. Комплект и размещение на самолете	15
2.1.3. Основные эксплуатационно-технические характеристики	16
2.1.4. Структурная схема и принцип работы	17
2.1.3. Принцип работы радиостанции с однополосной модуляцией	19
2.1.6. Функциональная схема	23
2.1.7. Особенности конструкции и органы управления	36
2.1.8. Электропитание и защита	38
2.1.9. Включение, проверка работоспособности и использование радиостанции в полете	39
2.2. Связная аварийно-спасательная радиостанция Р-861	42

Глава 3. СИСТЕМА УЛЬТРАКОРОТКОВОЛНОВОЙ РАДИОСВЯЗИ

3.1. Радиостанция «Баклан-20»	46
3.1.1. Общие сведения	46
3.1.2. Комплект и размещение на самолете	47
3.1.3. Основные эксплуатационно-технические характеристики	48
3.1.4. Функциональная схема	49
3.1.5. Особенности конструкции и органы управления	57
3.1.6. Электропитание и защита	57
3.1.7. Включение, проверка работоспособности и ведение связи	58
3.2. Связная аварийно-спасательная радиостанция Р-855 УМ	58

Глава 4. СИСТЕМА ВНУТРИСАМОЛЕТНОЙ СВЯЗИ

4.1. Самолетное переговорное устройство	61
4.1.1. Общие сведения	61
4.1.2. Комплект и размещение на самолете	62
4.1.3. Особенности конструкции и органы управления	63
4.1.4. Электропитание и защита	66
4.1.5. Включение, проверка работоспособности и использование в полете	66
4.2. Радиоаппаратура оповещения и развлечения пассажиров	71
4.2.1. Общие сведения	71
4.2.2. Комплект и размещение на самолете	71
4.2.3. Бортовой магнитофон «Арфа-МБ»	73
4.2.4. Электропитание и защита	76
4.2.5. Включение, проверка работоспособности и использование в полете	76

Глава 5. БОРТОВОЕ СРЕДСТВО СБОРА ЗВУКОВОЙ ИНФОРМАЦИИ «МАРС-БМ»

5.1. Общие сведения	81
5.2. Комплект и размещение на самолете	82

5.3. Основные эксплуатационно-технические характеристики	82
5.4. Функциональная схема и принцип работы	83
5.5. Конструкция, система контроля и индикации	86
5.6. Электропитание, защита, включение и контроль работы	86

РАДИОАППАРАТУРА САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ

Глава 6. АВТОМАТИЧЕСКИЙ РАДИОКОМПАС АРК-15М

6.1. Общие сведения	88
6.2. Комплект и размещение на самолете	88
6.3. Эксплуатационно-технические характеристики	90
6.4. Функциональная схема и принцип работы	90
6.5. Особенности конструкции и органы управления	96
6.6. Электропитание и защита	99
6.7. Включение и проверка работоспособности ..	99
6.8. Эксплуатация радиокомпаса в полете	101

Глава 7. РАДИОТЕХНИЧЕСКАЯ СИСТЕМА БЛИЖНЕЙ НАВИГАЦИИ РСБН-2СА

7.1. Общие сведения	103
7.2. Комплект и размещение на самолете	109
7.3. Эксплуатационно-технические характеристики	110
7.4. Функциональная схема и принцип работы	110
7.5. Особенности конструкции и органы управления	120
7.6. Электропитание и защита	122
7.7. Включение, проверка работоспособности и использование в полете	122

Глава 8. РАДИОТЕХНИЧЕСКАЯ СИСТЕМА БЛИЖНЕЙ НАВИГАЦИИ И ПОСАДКИ САМОЛЕТОВ КУРС МП-70

8.1. Общие сведения	126
---------------------------	-----

8.2. Комплект и размещение на самолете	126
8.3. Эксплуатационно-технические характеристики	127
8.4. Структурная схема и принцип работы	128
8.5. Функциональная схема аппаратуры	136
8.6. Особенности конструкции и органы управления	140
8.7. Электропитание и защита	141
8.8. Включение, проверка работоспособности и использование в полете	141

Глава 9. САМОЛЕТНЫЙ ДАЛЬНОМЕР СД-75

9.1. Общие сведения	146
9.2. Комплект и размещение на самолете	146
9.3. Эксплуатационно-технические характеристики	147
9.4. Функциональная схема и принцип работы	147
9.5. Особенности конструкции и органы управления	152
9.6. Электропитание и защита	153
9.7. Включение, проверка работоспособности и использование в полете	154

Глава 10. ДОПЛЕРОВСКИЙ ИЗМЕРИТЕЛЬ ПУТЕВОЙ СКОРОСТИ И УГЛА СНОСА ДИСС-013

10.1. Общие сведения	156
10.2. Комплект и размещение на самолете	158
10.3. Основные эксплуатационно-технические характеристики	159
10.4. Функциональная схема	159
10.5. Особенности конструкции и органы управления	165
10.6. Электропитание и защита	166
10.7. Включение, проверка работоспособности и использование в полете	166

Глава 11. МЕТЕОНАВИГАЦИОННАЯ РАДИОЛОКАЦИОННАЯ СТАНЦИЯ «ГРОЗА М-154»

11.1. Общие сведения	168
--------------------------------	-----

11.2. Комплект и размещение на самолете	168
11.3. Основные эксплуатационно-технические характеристики	169
11.4. Функциональная схема и принцип работы	170
11.5. Особенности конструкции и органы управ- ления	187
11.6. Электропитание и защита	190
11.7. Включение, проверка работоспособности и эксплуатация РЛС в полете	190

Глава 12. РАДИОВЫСОТОМЕР РВ-5М

12.1. Общие сведения	197
12.2. Комплект и размещение на самолете	197
12.3. Основные эксплуатационно-технические характеристики	198
12.4. Функциональная схема и принцип работы	199
12.5. Особенности конструкции и органы управ- ления	204
12.6. Электропитание и защита	205
12.7. Включение, проверка работоспособности и использование радиовысотомеров в полете	205

Глава 13. САМОЛЕТНЫЙ ОТВЕТЧИК СО-72М

13.1. Общие сведения	208
* 13.2. Комплект и размещение на самолете	210
13.3. Основные эксплуатационно-технические характеристики	211
13.4. Функциональная схема и принцип работы	210
13.5. Особенности конструкции и органы управ- ления	221
13.6. Электропитание и защита	225
13.7. Включение, проверка работоспособности и использование ответчика в полете	225

Глава 14. БОРТОВОЙ НАВИГАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС БНК-154М

14.1. Общие сведения	228
14.2. Функциональное построение БНК-154М ..	233

Глава 15. ОХРАНА ТРУДА ПРИ АВИАТРАНСПОРТНЫХ
ПРОЦЕССАХ

15.1.Облучение.....	238
15.2.Нормирование и защита от электромаг- нитного СВЧ излучения.....	241
Список рекомендуемой литературы.....	244

Об авторе

ЖАВОРОНКОВ Василий Петрович в настоящее время работает в авиакомпании «Внуковские авиалинии». Весь жизненный путь автора связан с авиацией, прежде военной, а затем гражданской. Он закончил Московский институт инженеров гражданской авиации (ныне Московский государственный технический университет гражданской авиации). После окончания института преподавал в нем. Далее свою научную и преподавательскую деятельность продолжил в ГосНИИ ЭРАТ ГА и Учебно-тренировочном центре № 21 переподготовки летного состава. Автором подготовлено большое число специалистов в области гражданской авиации. На сегодняшний день В. П. Жаворонков имеет более 20 научных печатных трудов, с успехом используемых в народном хозяйстве страны, два учебника для радиофакультетов ВУЗов гражданской авиации «Радиолокационные системы летательных аппаратов» и «Радиоэлектронное оборудование самолета ИЛ-86 и его летная эксплуатация». В настоящее время автора, по-прежнему, волнует проблема, над которой он постоянно работает, — высококачественная подготовка летного и инженерно-технического состава ГА как залог безопасности полетов.

**Василий Петрович
ЖАВОРОНКОВ**

**РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ
ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА ТУ-154М
и его летная эксплуатация**

Редактор *Н. А. Дубкова, О. Е. Васильева.*

Заказное издание.

Сдано в набор 3.09.95. Подписано в печать с оригинал-макета 23.10.95.
Формат 60x84¹/₁₆. Гарнитура Школьная. Печать офсетная.

Тираж 1200 экз.

Заказ № 530

Оригинал-макет подготовлен с использованием
редакционно-издательского комплекса на базе ПЭВМ «Макинтош».

Начальник редакции *В. М. Дубильт.*

Оператор *А. В. Сеницына.*

Акционерное общество «МЕНАТЕП-ИНФОРМ».

117419, Москва, ул. Вавилова, д. 30/6.

Тел.: (095) 135-98-93.

АО «Астра семь». 121019. Москва, пер. Аксакова, 13.