В. В. КОЗАРУК

КОМПЛЕКС БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТА Ту-154 И ЕГО ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Утверждено УУЗ МГА СССР
в качестве учебного пособия
для вузов гражданской авиации

Москва
«МАШИНОСТРОЕНИЕ»
1975

УДК 629.7.054(075.8)

Козарук В. В. Комплекс бортового оборудования самолета Ту-154 и его эксплуатация. Учебное пособие для вузов МГА. М., «Машиностроение», 1975. 339 с.

В книге изложены общие сведения о самолете, его конструкции и комплексе бортового оборудования. Рассмотрены системы навигации и пилотирования внутренней и внешней связи и средства записи полетной информации.

Книга будет полезна курсантам авиационных технических училищ, инженерно-техническому и летному составу гражданской авиации.

Ил. 177.

Василий Васильевич Козарук

КОМПЛЕКС БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТА Ту-154
И ЕГО ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Редактор издательства *С. И. Виноградская*
Техн. редактор *И. А. Юдина* Корректор *Л. Е. Хохлова*

Сдано в набор 1/VIII—1975 г. Подписано к печати 30/X—1975 г. Т—15096
Формат 60×90¹/₁₆ Бумага № 2 Печ. л. 23,0, в т ч. бандероль вклеек Уч.-изд. л. 24,40
Тираж 7000 экз. Изд. заказ 4238 Цена 95 коп.

Издательство «Машиностроение», Москва, 107885, Б-78, 1-й Басманный пер., 3.

Московская типография № 8 «Союзполиграфпрома»
при Государственном комитете Совета Министров СССР
по делам издательств, полиграфии и книжной торговли,
Хохловский пер., 7. Тип. зак. 3667.

Редакционно-издательский отдел МГА

ПРЕДИСЛОВИЕ

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

Оборудование современных самолетов как бы «врастает» в конструкцию планера, а функциональное объединение его элементов между собой и с элементами конструкции самолета для достижения с участием человека-оператора единой цели в процессе эксплуатации образует эргатические целевые комплексы, например: навигации, пилотирования и др.

Эргатический навигационный комплекс (ЭНК) — это совокупность функционально связанных между собой устройств, управляемых оператором и служащих для решения общей навигационной задачи, заключающейся в безопасном выводе самолета в заданную точку пространства в заданное время с заданной скоростью по установленной или оперативно выбранной пространственно-временной траектории.

Эргатический пилотажный комплекс (ЭПК) представляет собой совокупность устройств, управляемых оператором и служащих для формирования и исполнения команд управления по сигналам навигационного комплекса с целью реализации заданной навигационной программы полета и сохранения требуемого пространственного положения самолета.

Функционально связанное между собой навигационное и пилотажное оборудование образует навигационно-пилотажный комплекс (НПК).

Между эргатическими целевыми комплексами самолета существуют энергетические и информационные связи, каждый из комплексов состоит из функционально связанных элементов различной физической природы, может управляться одним или несколькими операторами.

Системы бортового оборудования самолетов должны изучаться по эксплуатационному признаку, согласно которому прежде всего следует уяснить эксплуатационные возможности системы и ее влияние на вероятность достижения цели эргатическим комплексом.

В настоящем учебном пособии системы бортового оборудования самолета Ту-154 рассмотрены с единых позиций. Приведены эксплуатационные характеристики систем как совокупность данных, отражающих их возможности в процессе исполь-

зования по назначению и приспособленность к обслуживанию.

Для облегчения усвоения материала особенности конструкции систем, схемы соединений и их размещение на самолете иллюстрируются рисунками.

Функционирование во всех режимах и взаимосвязи систем поясняются структурными и функциональными схемами. Способы использования и обслуживания систем описаны в виде последовательно выполняемых операций. Дана методика устранения некоторых отказов.

Изучая бортовое оборудование, следует иметь в виду, что с момента начала эксплуатации самолета (1972 г.) оно дорабатывается, совершенствуется, улучшаются его эксплуатационные характеристики.

Доработка автоматической бортовой системы управления (АБСУ) позволила обеспечить посадочный минимум самолета 60×800 м. Проводится дальнейшая отработка АБСУ для обеспечения посадочного минимума 30×400 м.

Предусмотрено также совмещенное управление закрылками, предкрылками и стабилизатором.

Для записи 80 параметров, характеризующих работу бортовых систем, установлен магнитный самописец МСРП-64 вместо МСРП-12/96, а для записи всех сообщений членов экипажа — магнитофон «Марс-Б».

За время эксплуатации существенно улучшилась технология обслуживания самолета. Снизилась трудоемкость. Периодическое обслуживание осуществляется через 300, 900 и 1800 часов налета. Ресурс большей части оборудования возрос до 6000 часов. Для ряда систем внедряется метод обслуживания по состоянию.

Проводятся работы по совершенствованию процессов навигации и пилотирования самолета, а также повышению комфорта пассажиров.

После изучения изложенного в книге материала специалист может приступить к работе с эксплуатационной документацией конкретных самолетов.

Книга написана в соответствии с программой изучения студентами авиационной техники по специальности «Техническая эксплуатация авиационных приборов и электрооборудования летательных аппаратов».

В книге не рассматриваются электроэнергетическая система, система контроля и управления силовой установкой, оборудование комплекса жизнеобеспечения.

Автор выражает благодарность д-ру техн. наук, проф. В. Г. Денисову, канд. техн. наук Г. Ф. Анисимову и М. И. Пальчих, рецензировавшим пособие, а также инженерам И. С. Борисову и В. М. Петрову за ценные рекомендации и советы, сделанные в процессе работы над книгой.

ГЛАВА 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ И ЕГО НАВИГАЦИОННО-ПИЛОТАЖНОМ КОМПЛЕКСЕ

1.1. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

Пассажирский самолет ТУ-154 с коммерческой нагрузкой до 18 т предназначен для эксплуатации на авиалиниях малой и средней протяженности на крейсерской скорости 850—950 км/ч. Основные характеристики самолета следующие:

Максимальная взлетная масса	92000 кг
Масса пустого самолета	47730 кг
Максимальный запас топлива	33150 кг
Коммерческая нагрузка при полной заправке топливом	10800 кг
Максимальное количество пассажиров	152
Предельно-задняя центровка с убранными шасси	32% САХ
Предельно-передняя центровка на взлете с выпущенными шасси	18% САХ
Предельно-передняя центровка на посадке с выпущенными шасси	16,5% САХ
Скорость отрыва передней ноги	270 км/ч
Скорость в точке принятия решения на взлет	230 км/ч
Длина разбега	1215 м
Взлетная дистанция до набора высоты 10,7 м	1550 м
Максимальная скорость горизонтального полета при средней полетной массе 77500 кг и номинальном режиме работы двигателей на высоте 11000 м	956 км/ч
Крейсерская экономическая скорость в полетах дальностью до 3300 км	900—910 км/ч
Время набора высоты 11000 м при взлетной массе 90000 кг (без учета времени на взлет и разгон)	22 мин
Практическая дальность полета при максимальной взлетной массе и полной заправке топливом	4000 км
Минимальная скорость пересечения входной кромки ВПП	250 км/ч
Нормальная скорость касания ВПП	230 км/ч
Длина пробега	710 м
Посадочная дистанция с высоты 15 м	1370 м
Потребная длина ВПП для посадки (по нормам ИКАО)	1970 м

Основные габариты самолета показаны на рис. 1.1.

1.2. ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О КОНСТРУКЦИИ ПЛАНЕРА

Самолет конструктивно выполнен в виде свободнонесущего моноплана с низкорасположенным стреловидным крылом и стреловидным Т-образным оперением (рис. 1.2). Основными элементами планера являются фюзеляж, крыло, горизонтальное и вертикальное оперение и шасси.

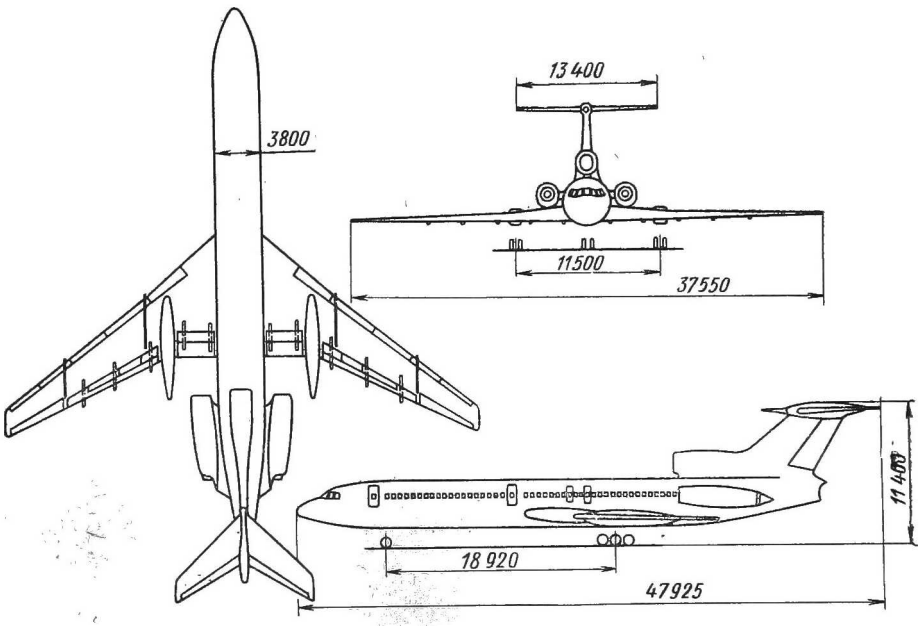


Рис. 1.1. Основные геометрические размеры самолета

Двигатели типа НК-8-2У расположены в хвостовой части по бокам фюзеляжа и один — внутри фюзеляжа. Воздухозаборник среднего двигателя выведен в верхнюю часть фюзеляжа через форкиль.

Над средним двигателем расположена вспомогательная силовая установка (ВСУ) типа ТА-6.

Фюзеляж (рис. 1.3) представляет собой цельнометаллическую конструкцию с поперечным набором шпангоутов, продольным набором стрингеров и работающей обшивкой, технологически разделенную на переднюю, среднюю и хвостовую части. Передняя и средняя части фюзеляжа образуют герметическую кабину, в надпольной части которой размещаются экипаж и пассажиры, а в подпольной части — оборудование самолета и багаж.

Хвостовая часть фюзеляжа негерметическая. В ней размещены грузовой отсек, отсек гидравлического оборудования, ВСУ и средний двигатель с каналом воздухозаборника. Отсек среднего

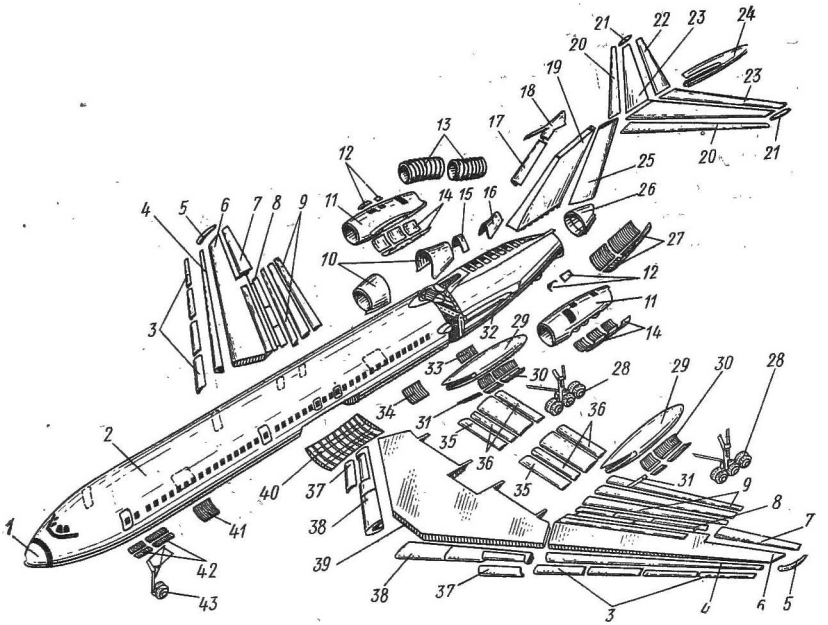


Рис. 1.2. Составные элементы планера:

1—обтекатель антенны; *2*—передняя и средняя части фюзеляжа; *3*—средний и внешний предкрылки; *4*—носок отъемной части крыла; *5*—концевой обтекатель крыла; *6*—кессон отъемной части крыла; *7*—элерон; *8*—внешний и средний интерцепторы; *9*—внешний закрылок; *10*—обтекатель воздухозаборника среднего двигателя; *11*—внешняя гондола двигателя; *12*—крышки люков; *13*—канал воздухозаборника среднего двигателя; *14*—откидные крышки; *15*—перекрывная лента; *16, 17*—носок киля; *18*—концевой обтекатель киля; *19*—кессон киля; *20*—носок стабилизатора; *21*—концевой обтекатель стабилизатора; *22*—руль высоты; *23*—кессон стабилизатора; *24*—обтекатель стабилизатора; *25*—руль направления; *26*—задний обтекатель; *27*—створки нижнего люка отсека среднего двигателя; *28*—главная нога шасси; *29*—гондола шасси; *30*—створки гондолы шасси; *31*—щиток подкоса главной ноги шасси; *32*—хвостовая часть фюзеляжа; *33*—крышки люка заднего грузоотсека; *34*—крышка люка среднего грузоотсека; *35*—внутренний интерцептор; *36*—внутренний закрылок; *37*—внутренний предкрылок; *38*—носок центроплана крыла; *39*—центроплан крыла; *40*—подкессонная секция; *41*—крышка люка переднего грузоотсека; *42*—створки ниши передней ноги шасси; *43*—передняя нога шасси

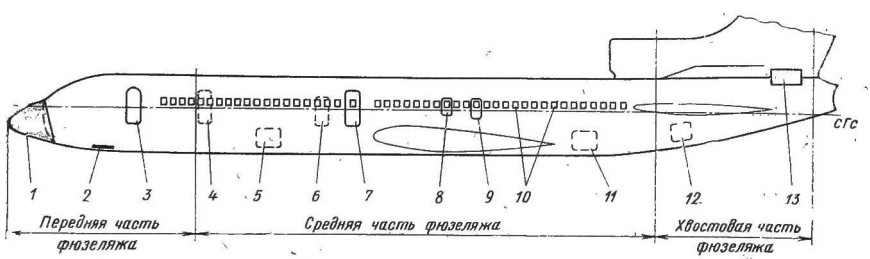


Рис. 1.3. Схема фюзеляжа:

1—откидной обтекатель антенны; *2*—люк технического отсека; *3*—передняя входная дверь (левый борт); *4*—аварийная дверь (правый борт); *5*—люк переднего багажного отсека (правый борт); *6*—служебная дверь (правый борт); *7*—задняя входная дверь (левый борт); *8, 9*—аварийный люк (левый и правый борт); *10*—остекление; *11*—люк среднего багажного отсека (правый борт); *12*—люк заднего грузоотсека (правый борт); *13*—створки ВСУ

двигателя отделен от герметической кабины и грузового отсека титановой противопожарной перегородкой.

Фюзеляж имеет четыре открывающиеся наружу двери: две входных по левому борту, служебную и аварийную по правому борту. Кроме того, имеются четыре аварийных люка с выходом на крыло. Загружаются багажные помещения через два люка, крышки которых открываются внутрь фюзеляжа и сдвигаются в сторону. Доступ в багажные помещения возможен также изнутри фюзеляжа через люки в передней и средней частях фюзеляжа.

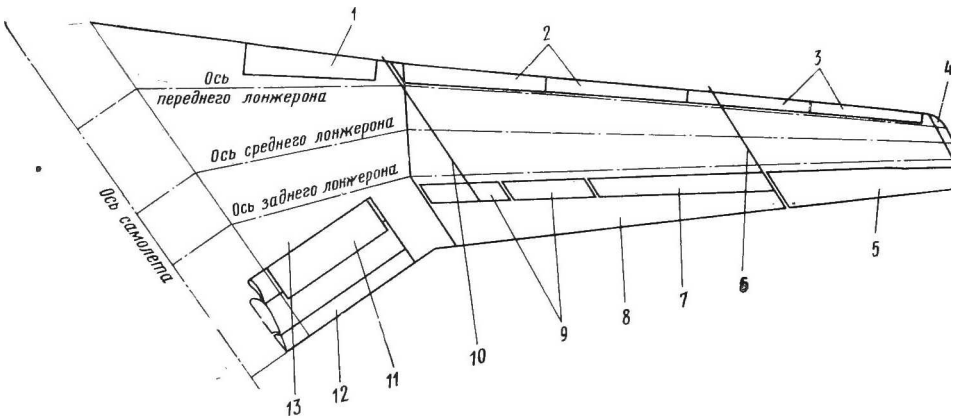


Рис. 1.4. Схема крыла:

1—внутренний предкрылок; *2*—средний предкрылок; *3*—внешний предкрылок; *4*—концевой обтекатель крыла; *5*—элерон; *6, 10*—аэродинамическая перегородка; *7*—элерон интерцептор; *8*—внешний закрылок; *9*—средний интерцептор; *11*—внутренний интерцептор; *12*—внутренний закрылок; *13*—хвостовая часть центроплана

Впереди днищевого шпангоута № 4—5 находится диэлектрический обтекатель, в котором расположены антенны радиооборудования. Обтекатель крепится к шпангоуту № 3 четырьмя капотными стяжками-замками и двумя кронштейнами, расположенными сверху. Для осмотра антенн обтекатель откидывается вверх и в открытом положении поддерживается двумя подкосами.

В нижней части кабины, между шпангоутами № 9—11, расположен люк первого технического отсека для подхода к оборудованию. Остекление фонаря кабины экипажа состоит из трех лобовых силикатных тримплексных стекол с электрообогревающими элементами пленочного типа, двух боковых двойных органических стекол, четырех верхних одинарных стекол и двух сдвигающихся форточек.

Средняя часть фюзеляжа имеет цилиндрическую форму, переходящую к хвостовой части в коническую.

К средней части фюзеляжа крепится центроплан крыла. Крыло (рис. 1.4) состоит из трех частей: центроплана и двух

отъемных частей (ОЧК). ОЧК расположены симметрично относительно продольной оси самолета и связаны с центропланом фланцевыми соединениями.

Основным силовым элементом крыла является кессон, образованный тремя лонжеронами, верхними и нижними панелями, расположенными между лонжеронами и поперечным набором из нервюр.

Кессоны центроплана и ОЧК герметичны и используются как кессон-баки для топлива.

Между нервюрами № 3, проходящими вдоль бортов фюзеляжа, средним и задним лонжеронами расположен расходный кессон-бак, который сообщается с основными кессон-баками трубопроводами, проходящими через герметичные стенки нервюр № 3.

На переднем лонжероне крыла, между нервюрами № 3—7, расположен первый съемный носок, а между нервюрами № 7—14 — второй, над которым от нервюры № 7 до нервюры № 13 расположен электрообогреваемый предкрылок. Обшивка предкрылка трехслойная. Между наружным и внутренним листами обшивки вклеен обогревательный элемент, состоящий из токопроводящей ткани и изоляционных слоев стеклоткани.

Предкрылок закреплен на переднем лонжероне и отклоняется двумя подъемниками с электромеханическим приводом.

За задним лонжероном расположена хвостовая часть центроплана, к которой крепятся внутренние закрылки, интерцепторы и шторки.

За задним лонжероном центроплана у стыка с ОЧК расположены гондолы шасси.

ОЧК (рис. 1.5) представляет собой часть крыла, включающую кессон, концевой обтекатель, съемные носки, предкрылки, интерцепторы, элерон, трехщелевой закрылок, подвижные шторки и аэродинамические перегородки.

Внутри съемного носка, вдоль переднего лонжерона ОЧК, проходит вал трансмиссии управления предкрылками, жгут электропроводов к электрообогревателям предкрылка, бортовому аэронавигационному огню, топливному насосу, сигнализатору и датчику давления топлива.

По заднему лонжерону, в хвостовой части ОЧК, от нервюры № 14 до нервюры № 42 проходит трасса электрожгутов, по которой подводится питание к приводам средних интерцепторов, расположенных у нервюр № 16 и № 20, к датчику положения закрылков, к механизму концевых выключателей закрылков, к топливному насосу, к датчикам топливомеров, к датчику заправки, к компенсационному датчику и к сигнализатору давления топлива. На верхней поверхности ОЧК установлены две аэродинамические перегородки.

За задними лонжеронами ОЧК, на участке от плоскости разъема до нервюр № 33, расположены закрылки. Каждый закрылок трехщелевой и состоит из дефлектора, средней части и хвостика. Он приводится в движение двумя гидроподъемниками, расположенными по его концам, и, откатываясь назад на трех винтовых рельсах, образует три щели для прохода воздуха между:

хвостовой частью крыла и дефлектором;
дефлектором и средней частью закрылка;
средней частью закрылка и его хвостиком.

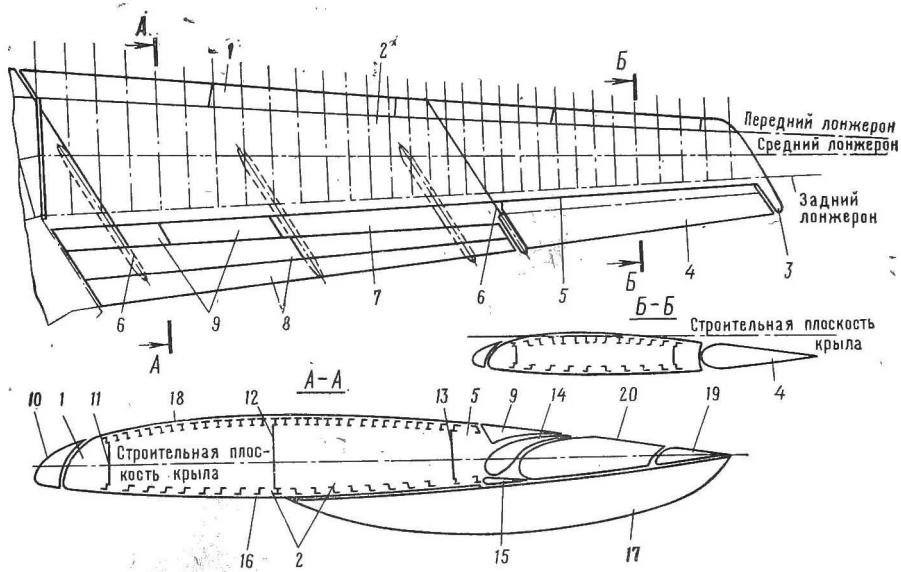


Рис. 1.5. Схема отъемной части крыла (ОЧК):

1—съемные носки; *2*—кессонная часть; *3*—концевой обтекатель; *4*—элерон; *5*—хвостовая часть крыла; *6*—аэродинамическая перегородка; *7*—элерон-интерцептор; *8*—закрылок; *9*—средний интерцептор; *10*—предкрылок; *11*—передний лонжерон; *12*—средний лонжерон; *13*—задний лонжерон; *14*—дефлектор закрылка; *15*—шторка; *16*—нижняя панель; *17*—балки механизма привода закрылка; *18*—верхняя панель; *19*—хвостик закрылка; *20*—средняя часть закрылка

При взлете самолета открываются только две щели — вторая и третья, а при посадке — все три.

Закрылок подвешен к крылу при помощи трех кареток, закрепленных на балках крепления механизмов, привода и трех направляющих рельсов, установленных на средней части закрылка.

Снизу, под дефлектором закрылка, подвешены на кронштейнах отклоняющиеся шторки, кинематически связанные с механизмом управления закрылком. Они предназначены для закрытия щели между дефлектором и средней частью закрылка.

При убранном закрылке шторки своей наружной поверхностью вписываются в нижний обвод крыла, прикрывая щель между закрылком и хвостовой частью крыла, а при выпущенном закрылке — отклоняются вверх на 25° относительно нижней поверхности крыла, направляя воздушный поток через первую щель между хвостовой частью крыла и дефлектором закрылка. На верхней поверхности ОЧК, за задним лонжероном, над закрылком, подвешены средний интерцептор, состоящий из двух секций, и внешний элерон-интерцептор. В хвостовой части ОЧК подвешен элерон.

Шасси самолета выполнены по трехопорной схеме с носовым колесом. Главные ноги шасси убираются назад по полету в гондолы, расположенные на крыле, передняя нога шасси — в нишу передней части фюзеляжа.

1.3. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О НАВИГАЦИОННО-ПИЛОТАЖНОМ КОМПЛЕКСЕ

НПК самолета Ту-154 обеспечивает решение задач навигации и пилотирования в условиях, соответствующих требованиям второй категории ИКАО. Общая навигационная задача заключается в безопасном выводе самолета в заданную точку пространства, с заданной скоростью по установленной или оперативно выбранной пространственно-временной траектории. Общую навигационную задачу можно представить совокупностью главной и ряда частных навигационных задач.

Несмотря на различие всевозможных полетных заданий и условий их выполнения для всех этапов полета сущность и логически обоснованная последовательность решения главной навигационной задачи остается одной и той же и включает следующие последовательно решаемые подзадачи:

1. Определение текущих координат самолета.
2. Сравнение текущих координат самолета с заданными (программными) координатами в рассматриваемый момент времени.
3. Вычисление параметров требуемого навигационного режима полета.
4. Формирование и выдача команд в пилотажный комплекс для реализации требуемого навигационного режима полета.

Для одиночного полета, благоприятных метеорологических условий, удовлетворительной точности и надежности оборудования НК решение главной навигационной задачи являлось бы и решением общей навигационной задачи. Однако интересы безопасности полета, особенно в условиях интенсивного воздушного движения, вызывают необходимость в дополнение к главной навигационной задаче решать ряд частных навигационных задач, которые по характеру их распределения во времени и ме-

сту решения на маршруте можно разделить на детерминированные и случайные.

Частной детерминированной навигационной задачей, требующей непрерывного (достаточно частого) решения в течение всего полета, является наблюдение за метеорологической и воздушной обстановкой по маршруту для своевременного определения грозовых фронтов, зон опасной турбулентности воздуха, движущихся и наземных препятствий и логического выбора путей их обхода.

К дискретным детерминированным по месту и времени частным навигационным задачам относятся:

1. Передача информации о времени пролета промежуточных пунктов маршрута, границ служб управления воздушным движением, об изменении навигационного режима полета, фактической метеообстановке и других предусмотренных данных.

2. Прогнозирование на предстоящий период времени полета навигационных параметров положения и движения самолета. Эта задача включает следующие подзадачи:

— определение времени пролета соответствующих пунктов маршрута;

— определение максимальной дальности и времени полета исходя из запаса топлива на борту;

— определение оптимальных рубежей возврата и выхода на запасные аэродромы в случае необходимости;

— определение места встречи с темнотой или рассветом и др.

3. Запоминание (фиксация) реализуемой навигационной программы обычно в виде записей значений основных навигационных параметров в штурманском бортовом журнале с привязкой их по времени и месту.

4. Оперативная настройка, контроль работоспособности и регулировка систем НК.

В этом классе задач можно выделить характерные, которые присущи только отдельным этапам полета, например, сообщения пилоту отдельных значений скорости самолета в процессе его разбега по ВПП, расчет параметров вертикального маневра перед снижением и др.

Вероятностный характер носят частные навигационные задачи; необходимость решения их вызывается случайными событиями, исход которых заранее неизвестен.

К ним относятся:

1. Прием (прослушивание) и выбор необходимой информации от служб управления воздушным движением и экипажей других самолетов. Необходимая информация, относящаяся к управляемому самолету, — явление случайное. Однако получение ее вызывает необходимость прослушивания и смысловой фильтрации всей передаваемой и принимаемой на борту информации от взлета до посадки.

2. Оперативное изменение навигационной программы при усложнившихся условиях полета, например, при обходе зон опасных метеорологических условий.

3. Оперативное восстановление систем комплекса при их отказах для безопасного выполнения полета.

По уровню автоматизации НК самолета Ту-154 относится к комплексам автоматизированного самолетовождения по участкам маршрута. Главную навигационную задачу здесь решает навигационный вычислитель, а оператор контролирует правильность ее решения, вводит в навигационный вычислитель программу полета по следующему участку маршрута, управляет работой систем измерения навигационной информации, решает логические задачи навигации по определению необходимости коррекции счисленных координат и курса самолета, управляет процессом коррекции координат и решает все частные навигационные задачи.

Аналогично общую задачу пилотирования также можно разделить на главную — стабилизация пространственного положения самолета на заданной траектории — и ряд частных задач, обусловленных необходимостью контроля и управления бортовыми устройствами и взаимодействием с другими целевыми комплексами самолета.

Структурно НПК представляет собой совокупность устройств сбора и обработки информации, формирования и исполнения команд управления самолетом.

По виду выдаваемой информации, необходимой для решения общей навигационной задачи, системы НК 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;

средства вычислительной обработки навигационной информации (в частности, навигационный вычислитель), 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;

высотомеры.

К измерителям направления относятся точная курсовая система ТКС-П2 (рис. 1.6), служащая для измерения магнитного, истинного или ортодромического курса ψ, и два автоматических радиокомпаса АРК-15, измеряющие курсовые углы приводных радиомаяков (КУР). В совокупности эти устройства также позволяют определить место самолета. Угол сноса (УС) и путевая

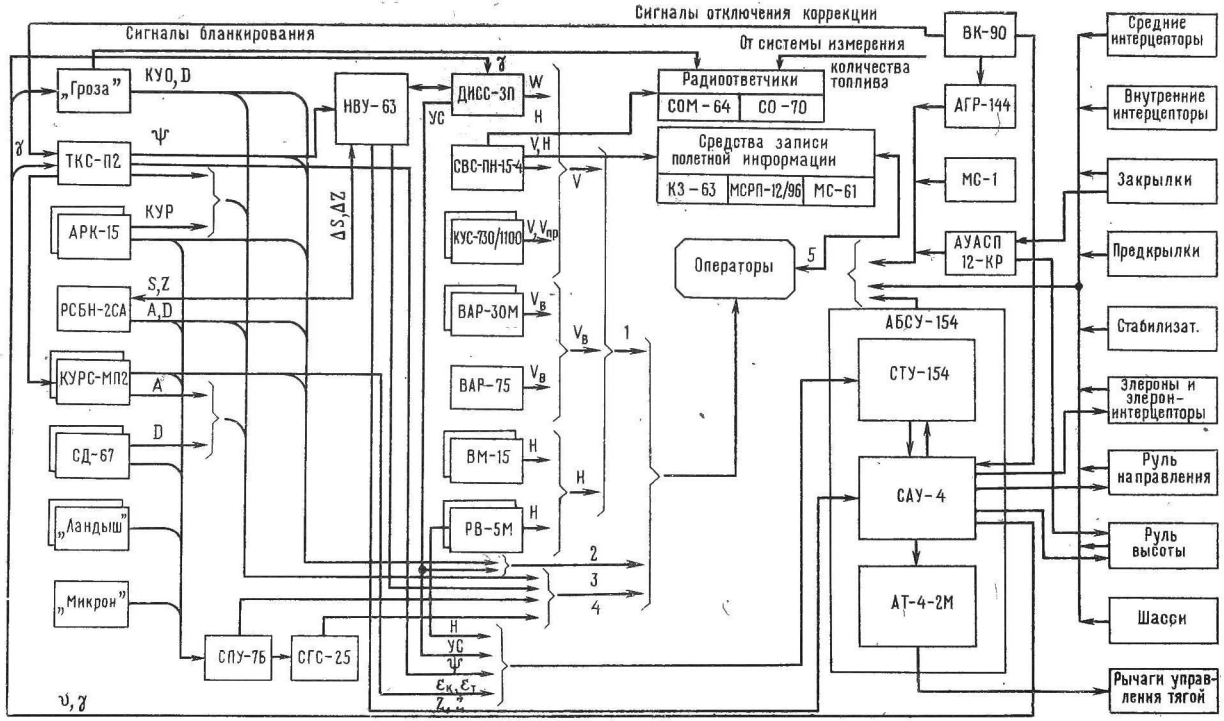


Рис. 1.6. Структурная схема навигационно-пилотажного комплекса:

1—информация о высоте и скорости полета; *2*—информация о направлении полета; *3*—информация о навигационных параметрах положения самолета; *4*—сигналы формирования команд управления самолетом; *5*—информация о пилотажном режиме полета

скорость W измеряются с помощью доплеровского измерителя скорости и угла сноса ДИСС-3П.

Истинную воздушную скорость V измеряют система воздушных сигналов СВС-ПН-15-4 и комбинированные указатели скорости КУС 730/1100.

От систем ТКС-П2, ДИСС-3П и СВС-ПН-15-4 измеряемая информация поступает в навигационное вычислительное устройство НВУ-Б3, обеспечивающее автономное счисление координат самолета.

С навигационным вычислительным устройством НВУ-Б3 связана двусторонней информационной связью радиотехническая система ближней навигации РСБН-2СА, измеряющая азимут самолета A и дальность D относительно наземных азимутально-дальномерных радиомаяков РСБН. Двусторонняя информационная связь между системой РСБН-2СА и вычислительным устройством НВУ-Б3 повышает помехоустойчивость системы РСБН-2СА и обеспечивает коррекцию счисленных НВУ-Б3 координат самолета.

Навигационно-посадочная аппаратура КУРС-МП2 служит для измерения отклонений самолета от траектории посадки ($\varepsilon_к$, $\varepsilon_г$), задаваемой курсовым и глиссадным радиомаяками, и для определения моментов пролета маркерных радиомаяков на указанной траектории.

Совместно с дальномерами СД-67 аппаратура КУРС-МП2 позволяет определить полярные координаты самолета относительно азимутального ВОР и дальномерного ДМЕ радиомаяков международной системы ближней навигации. Из системы ТКС-П2 в аппаратуру КУРС-МП2 поступает сигнал гиромагнитного курса, что позволяет на ее выходе формировать КУР радиомаяков ВОР.

Автономным средством определения курсовых углов ориентиров (КУО) и дальности от самолета до них является радиолокатор «Гроза», с помощью которого решается и ряд других навигационных задач. С помощью радиостанции ближней связи «Ландыш» и 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 службы управления воздушным движением и другие необходимые сообщения.

Устройства АРК-15, РСБН-2СА, КУРС-МП и СД-67 также имеют звуковой выход через самолетное переговорное устройство СПУ-7, благодаря чему обеспечивается опознавание радиомаяков, с которыми они работают.

Вертикальная скорость измеряется вариометром ВАР-30М, а в случае аварийного снижения — вариометром ВАР-75М.

Абсолютная и относительная высота полета измеряется каналом измерения высоты системы воздушных сигналов СВС-

ПН-15-4 и барометрическими высотомерами ВМ-15, а истинная высота полета измеряется радиовысотомерами РВ-5.

Сформированную таким образом информацию о навигационном режиме полета операторы используют для управления самолетом с помощью пилотажного комплекса (ПК), 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 устройства управления тягой.

Часть навигационной информации передается непосредственно в автоматические устройства ПК. Так, информация от устройств ТКС-П2, КУРС-МП2, НВУ-БЗ и РВ-5 используется в автоматической бортовой системе 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, состоит из трех систем:

система траекторного управления СТУ-154, служащая для формирования законов управления самолетом по сигналам НК и индикации ряда навигационно-пилотажных параметров;

система автоматического управления САУ-4 как исполнительный орган, воздействующий через приводы на органы управления самолетом, автомат тяги АТ-4-2М, стабилизирующий заданную приборную скорость полета.

Пилотажный режим полета по числу М контролируется с помощью прибора МС-1 и двух указателей канала измерения числа М системы СВС-ПН-15-4, а по приборной скорости — с помощью двух комбинированных указателей КУС 730/1100 и двух указателей скорости типа УС-И, входящих в комплект автомата тяги.

По перегрузкам и углу атаки режим полета контролируется с помощью автомата углов атаки и сигнализации перегрузок АУАСП-12КР, режимы измерения которого изменяются в зависимости от положения закрылков. Он выдает сигнал для торможения движения штурвала по каналу руля высоты при выходе самолета на критический режим полета.

Информацию о пространственном положении самолета наряду с двумя пилотажными командными приборами ПКП-1, входящими в комплект системы СТУ-154, выдает аварийный авиагоризонт АГР-144. Выключатель коррекции ВК-90 служит для отключения цепей коррекции авиагоризонта АГР-144, малогабаритных гировертикалей МГВ-1СК, входящих в комплект САУ-4 и курсовой системы ТКС-П2.

С гировертикалей МГВ-1СК сигналы крена и тангажа пода-

ются в радиолокатор «Гроза» для стабилизации движения антенны, а также в курсовую систему ТКС-П2 для стабилизации внешних карданових рам гироагрегатов и в систему ДИСС-3П для перевода ее в режим работы «Память» при кренах самолета больше 20°.

Магнитофон МС-61 и самописцы МСРП-12/96 и КЗ-63 функционально связаны с оборудованием НПК и обеспечивают запись и хранение важнейшей навигационно-пилотажной информации, а радиоответчики СОМ-64 и СО-70 — передачу необходимой информации службам управления воздушным движением при полетах по внутренним и международным авиалиниям.

1.4. РАЗМЕЩЕНИЕ ОБОРУДОВАНИЯ НАВИГАЦИОННО-ПИЛОТАЖНОГО КОМПЛЕКСА

Все измерительные, вычислительные и исполнительные устройства, образующие НПК, являются частью самолета, органически вписанной в его конструкцию.

Часть оборудования НПК, с помощью которого контролируются и управляются бортовые устройства и системы, сосредоточена в кабине экипажа, являющейся постом управления самолетом. Общий вид кабины экипажа показан на рис. 1.7.

Все указатели, сигнализаторы и органы управления НПК размещены на приборных досках летчиков, бортового инженера, щитках и пультах кабины экипажа.

На левой и правой приборных досках размещены основные приборы навигационно-пилотажной информации. Один из вариантов компоновки приборных досок показан на рис. 1.8 и 1.9.

Приборные доски установлены между шпангоутами № 5 и 6 с наклоном к вертикали 10°, для доступа к обратной стороне предусмотрена возможность их выдвижения из общей амортизационной рамы, которая крепится на трех опорах.

К этой же амортизационной раме, под средней приборной доской, крепится индикатор ГР-4Н радиолокатора «Гроза», индикатор-планшет ИП-3 навигационного вычислителя НВУ-БЗ.

Для устранения бликов на приборах от остекления кабины над приборными досками установлен цельноштампованный козырек, прикрепленный к каркасу фонаря кабины. Под козырьком смонтирована арматура освещения приборных досок.

На каркасах приборных досок установлены панели с диодами, резисторами, реле, клеммные колодки, штепсельные разъемы и штуцеры подвода динамического и статического давления.

Для монтажа и демонтажа приборов на приборных досках необходимо отсоединить трубки подвода статического и динамического давления и бортовые разъемы под амортизационной рамой.

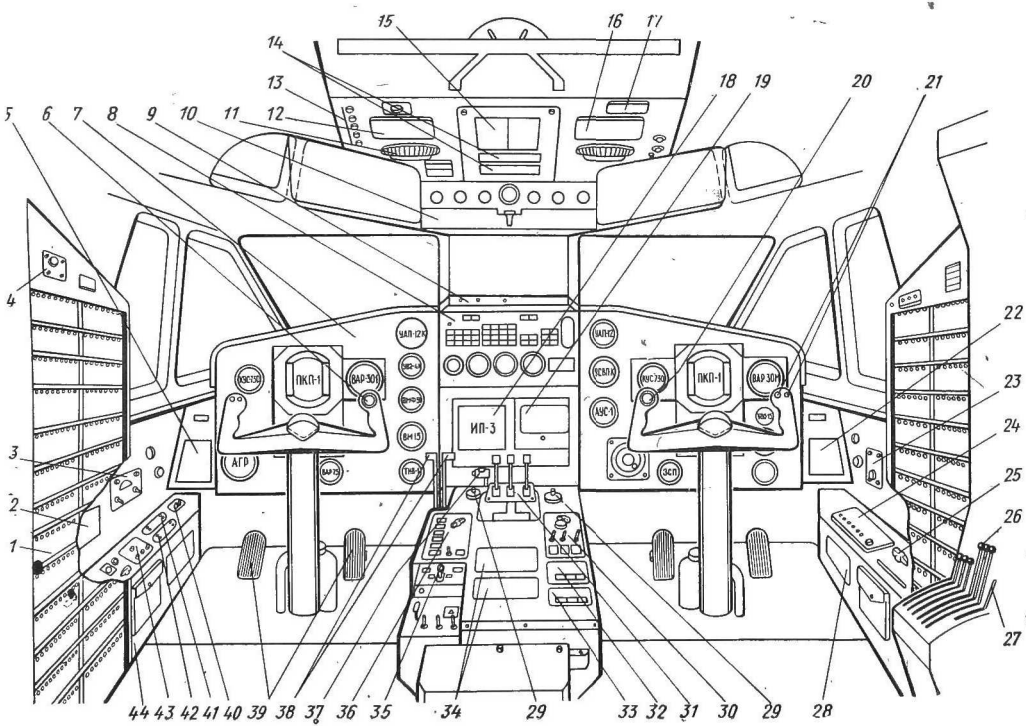


Рис. 1.7. Размещение оборудования НПК в кабине экипажа:

1—левая панель автоматов защиты сетей питания; *2*—щиток СГС-25; *3, 4, 23*—абонентские аппараты СПУ-7; *5, 22*—картодержатели; *6, 20*—кнопки отключения САУ-4; *7*—левая приборная доска; *8*—средняя приборная доска; *9*—электрощиток козырька средней приборной доски; *10*—верхний электрощиток; *11*—громкоговоритель 1ГД-18; *12*—щиток управления РСБН-2СА; *13*—регуляторы подсвета кабины; *14*—пульт управления радиостанцией «Ландыш-20»; *15*—пульты управления АРК-15; *16*—пульт управления ТКС-П2; *17*—щиток КУРС-МП2; *18*—картографический планшет ИП-3; *19*—индикатор радиолокатора; *21*—кнопки «Радио» и «СПУ»; *24*—пульт управления радиостанцией «Микрон»; *25*—рукоятка аварийного выпуска шасси; *26, 31*—рычаги управления тягой; *27*—ручка стопорения секторов газа; *28*—правый бортовой пульт; *29*—селекторы курса аппаратуры КУРС-МП2; *30*—навигационная приставка ПН-3-3 АБСУ-154; *32*—задатчик путевых углов НВУ-Б3; *33*—пульт управления НВУ-Б3; *34*—задатчики-индикаторы координат НВУ-Б3; *35*—пульт управления САУ-4; *36*—приставка ПН-4 АБСУ-154; *37*—рукоятка управления интерцепторами; *38*—рычаги аварийного торможения; *39*—педали; *40*—пульт управления МС-61Б; *41*—пульт управления СД-67; *42*—пульт управления СОМ-64; *43*—пульт управления СО-70; *44*—левый бортовой пульт

На среднем пульте кабины экипажа установлены:
два селектора азимута из комплекта КУРС-МП2;
два блока управления из комплекта КУРС-МП2;
пульт управления посадкой ПУП-154 из комплекта РСБН-2СА;

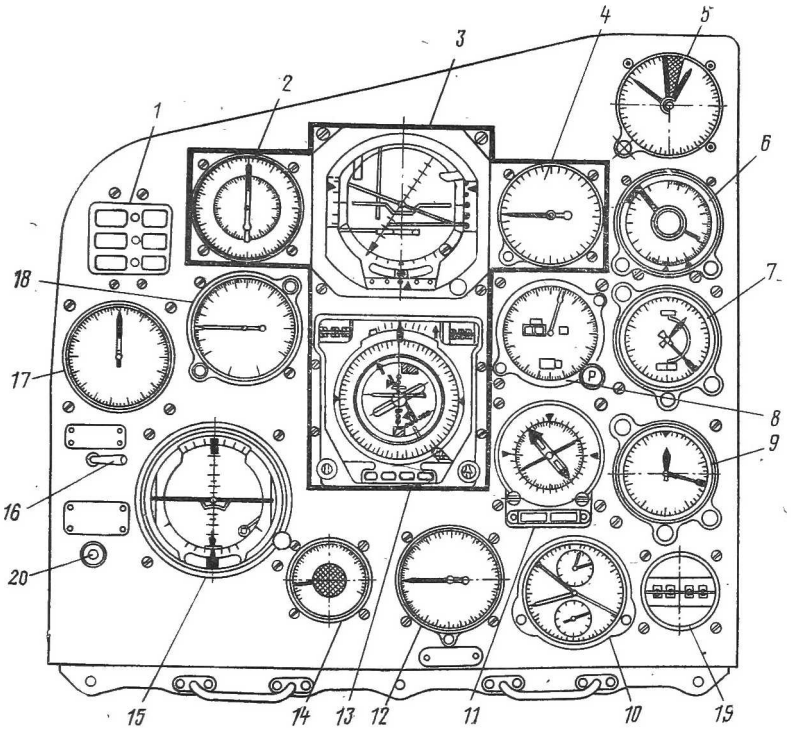


Рис. 1.8. Левая приборная доска:

1—сигнальное табло ТС-2; *2*—указатель скорости КУС-730/1100; *3*—прибор командный пилотажный ПКП-1; *4*—вариометр ВАР-30М; *5*—указатель углов атаки и перегрузок УАП-12К; *6*—указатель радиовысотомера УВ-2-4А; *7*—высотомер (градуирован в футах); *8*—указатель высоты УВО-15К; *9*—высотомер ВМ-15; *10*—указатель дальности; *11*—часы АЧС-1; *12*—индикатор курсовых углов ИКУ-1А; *13*—вариометр ВАР-75М; *14*—прибор навигационный плановый ПНП-1; *15*—указатель температуры наружного воздуха ТНВ-1; *16*—авиагоризонт АГР-144; *17*—указатель скорости УС-И; *18*—указатель числа М УМ-1к-0,82; *19*—индикатор дальности; *20*—кнопка отключения звуковой сигнализации АБСУ.

задатчик угла карты Б-8М из комплекта НВУ-Б3;
две навигационные приставки НП-3-3 и ПН-4 из комплекта АБСУ-154;
два индикатора-задатчика координат В-52 из комплекта НВУ-Б3;
индикатор-задатчик путевых углов В-140 из комплекта НВУ-Б3;
пульт управления В-51 из комплекта НВУ-Б3;
задатчик параметров ветра В-57 из комплекта НВУ-Б3.

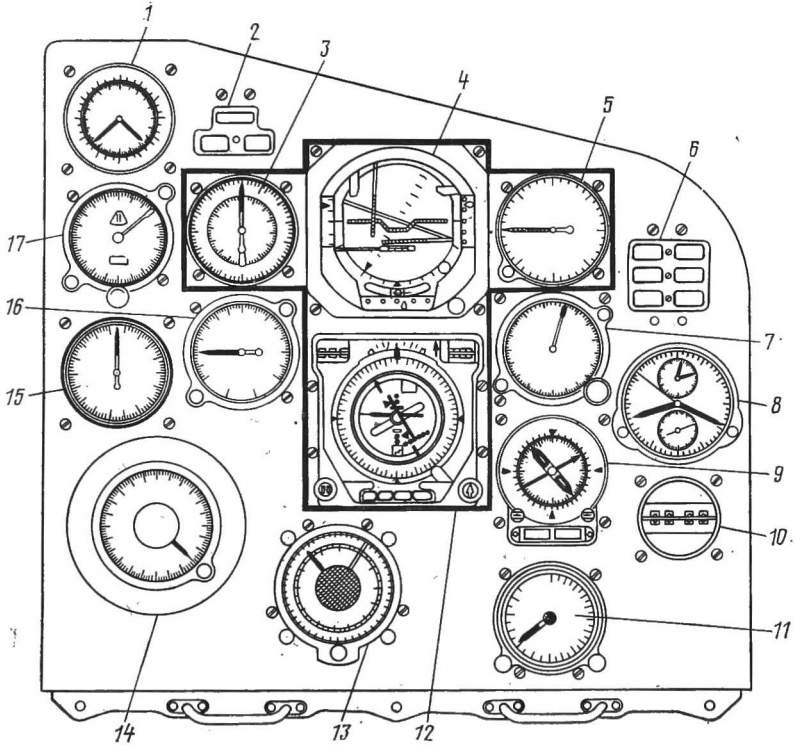


Рис. 1.9. Правая приборная доска:

1—прямопоказывающий прибор дальности и азимута ППДА-Ш1; *2*—табло сигнализации допустимых перегрузок и критических углов атаки; *3*—указатель скорости КУС-730/1100; *4*—пилотажный командный прибор ПКП-1; *5*—вариометр ВАР-30М; *6*—табло сигнализации параметров АБСУ-154; *7*—указатель высоты УВО-15К; *8*—часы АЧС-1; *9*—индикатор курсовых углов ИКУ-1А; *10*—индикатор дальности ИДР-1; *11*—указатель радиовысотомера УВ-2-4А; *12*—плановый навигационный прибор ПНП-1; *13*—блок дистанционной коррекции БДК-1; *14*—коррекционный механизм КМ-5; *15*—указатель скорости УС-И; *16*—указатель числа «М» УМ-1К-0,82; *17*—указатель скорости УСВП-К

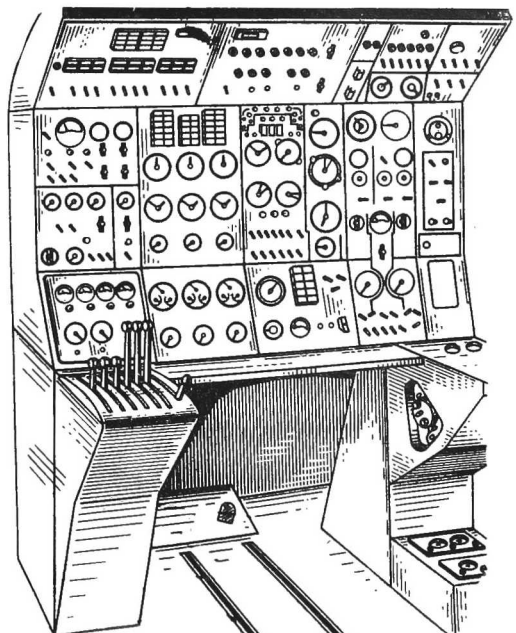


Рис. 1.10. Пульт бортового инженера

Часть приборов и органов управления НПК размещена на пульте бортового инженера (рис. 1.10), приборная доска которого разделена на ряд панелей, на которых сосредоточены органы контроля и управления отдельных функциональных систем.

Большинство измерительных и вычислительных блоков систем НПК расположены в первом техническом отсеке на этажерках (рис. 1.11), что позволило организовать централизованный отвод тепла, выделяемого аппаратурой, снизить массу электро- и трубопроводки, подводя ее не к каждому блоку, а к группе, и применить прогрессивный зонный метод обслуживания.

1.5. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ НАВИГАЦИОННО-ПИЛОТАЖНОГО КОМПЛЕКСА

НПК эксплуатируется в соответствии с действующей эксплуатационной документацией на самолет, регламентами и технологией обслуживания. В нее входят:

проверка внешнего состояния оборудования;

проверка работоспособности;

устранение возможных отказов и неисправностей;

чистка, смазка и замена отдельных узлов в блоках и агрегатах комплекса;

проверка соответствия нормам технических параметров, в частности, инструментальных погрешностей измерительных устройств.

Для выполнения любых работ на самолете необходимо принять меры безопасности, исключающие разрядку статического электричества через людей, самопроизвольное движение самолета и складывание шасси, включение устройств, а также другие случаи, которые могут угрожать безопасности обслуживающего персонала и привести к повреждению авиационной техники.

Упорные колодки под колеса шасси необходимо устанавливать так, как показано на рис. 1.12.

Во время пробы двигателя запрещается находиться ближе 10 м перед воздухозаборниками двигателей и 60 м от обреза сопла в зоне реактивной струи.

Во время проверки системы управления самолетом необходимо принять меры, исключающие возможность их повреждения.

При выполнении работ на самолете запрещается ходить по обшивке самолета без специальной мягкой обуви, прислонять к обшивке самолета стремянки и другое наземное оборудование, не обшитое мягким материалом.

При заправке самолета топливом запрещается запускать двигатели и включать электрооборудование самолета, которое не имеет отношения к заправке.

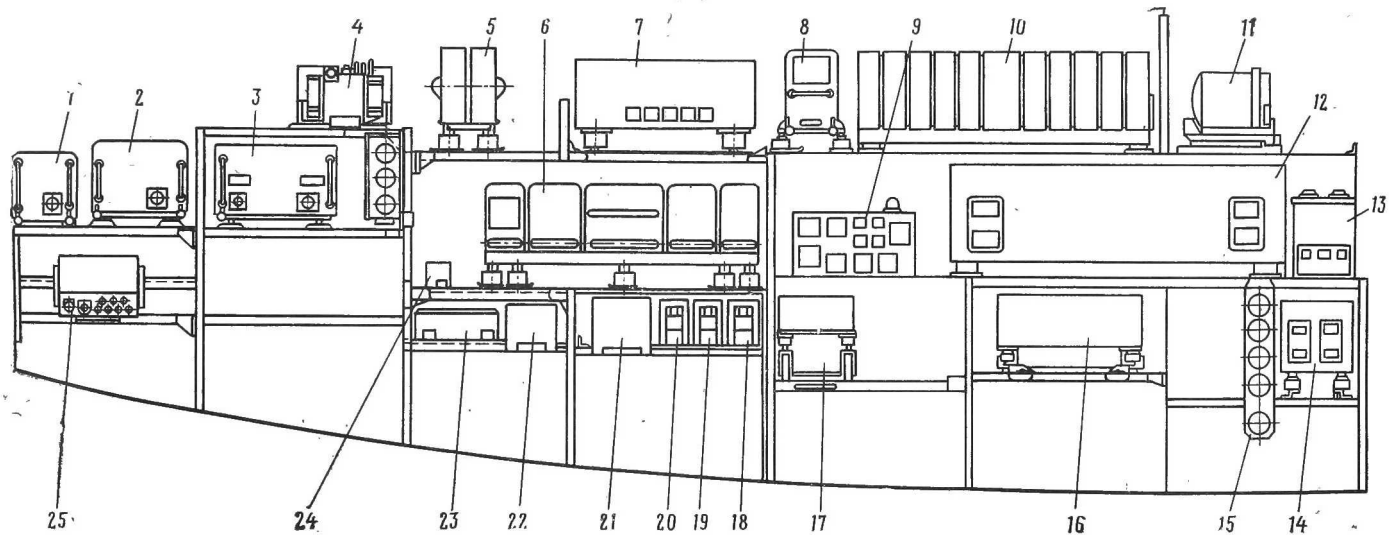


Рис. 1.11. Размещение оборудования НПК в первом техническом отсеке:

1—вычислитель из комплекта ДИСС-3П; *2*—блок питания из комплекта ДИСС-3П; *3*—электронный блок из комплекта ДИСС-3П; *4*—вычислительное устройство ВУ-6А; *5*—блок В-42 из комплекта НВУ-Б3; *6*—блок В-55 из комплекта НВУ-Б3; *7*—преобразователь электронный ПЭ-1 из комплекта СИРТ-1; *8*— блок усилителей из комплекта СПЗ-1; *9*—блок навигации и сигнализации БНС-1 из комплекта АБСУ-154; *10*—коробка соединительная КС-2 с блоками системы СТУ-154; *11*—платформа ПА-5 из комплекта АБСУ-154; *12*—платформа коммутационная амортизированная ПКА-8; *13*—коммутатор гиродатчиков КГ-5 из комплекта АБСУ-154; *14*—платформа амортизированная ПКА-7 из комплекта АБСУ-154; *15*—контрольные разъемы; *16*—вычислитель ВСМВ-1 из комплекта СВС-ПН-15-4; *17*—блок коррекции БКМЭ из комплекта СВС-ПН-15-14; *18*—блок преобразования БПНП-10 из комплекта СВС-ПН-15-4; *19*—блок преобразования БПНП-4 из комплекта СВС-ПН-15-4; *20*—блок преобразования БПНП-2 из комплекта СВС-ПН-15-4; *21*—блок питания БП-27-2 из комплекта СВС-ПН-15-4; *22*—фильтр Ф-115 из комплекта СВС-ПН-15-4; *23*—блок В-31М из комплекта НВУ-Б3; *24*—блок В-34 из комплекта НВУ-Б3; *25*—распределительная коробка из комплекта ДИСС-3П

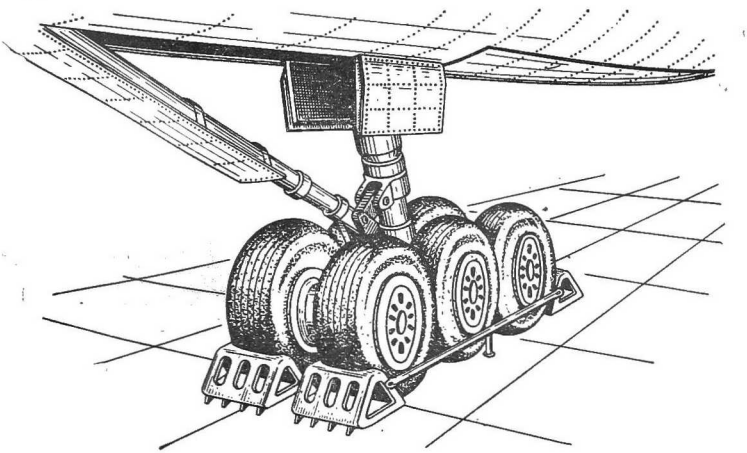


Рис. 1.12. Установка упорных колодок под колеса шасси

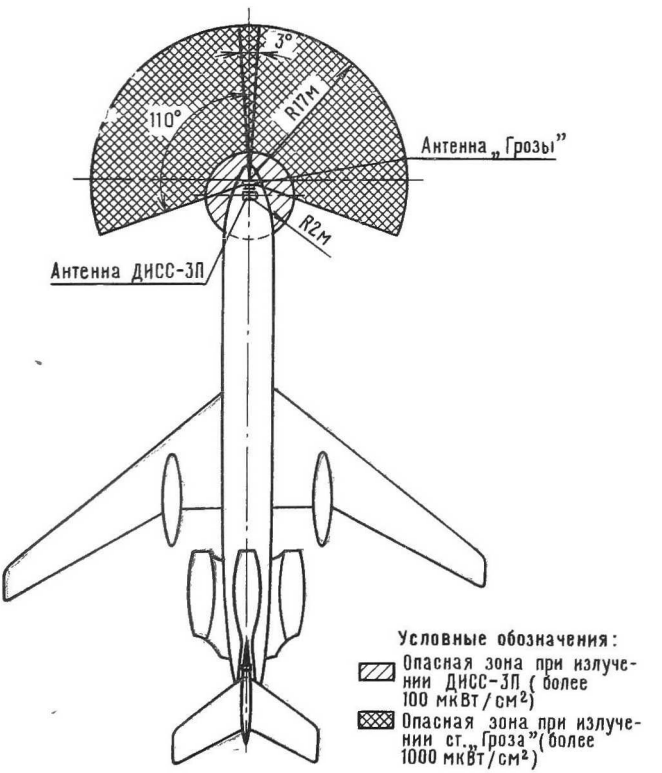


Рис. 1.13. Опасная зона излучений радиолокационной станции «Гроза» и системы ДИСС-3П

При проверке радиотехнических устройств и систем необходимо принять меры, исключающие возможность попадания людей в зоны высокочастотного облучения (рис. 1.13), особенно радиолокатора «Гроза», доплеровского измерителя путевой скорости и угла сноса ДИСС-3П. Недопустимы для нахождения людей зоны:

при работе радиолокатора сектор радиусом 17 м;

при работе доплеровского измерителя — сектор 2 м от их антенн.

ГЛАВА 2

ТОЧНАЯ КУРСОВАЯ СИСТЕМА ТКС-П2

2.1. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Точная курсовая система ТКС-П2 предназначена для измерения ортодромического, истинного и магнитного курсов самолета и выдачи сигналов курса системам НВУ-Б3, КУРС-МП2, СТУ-154, САУ-4.

Навигационное вычислительное устройство НВУ-Б3 получает ортодромический курс через блок дистанционной коррекции с учетом необходимых поправок для счисления координат места самолета.

Аппаратура КУРС-МП-2 получает гиромагнитный курс через блок гиромагнитного курса для формирования курсовых углов радиомаяков ВОР.

Система траекторного управления СТУ-154 получает магнитный или ортодромический курс, значение которого индицируется на приборах ПНП-1 и используется для формирования команд управления самолетом.

В системе автоматического управления САУ-4 сигналы ортодромического курса используются для стабилизации заданного направления полета по курсу.

Курсовая система ТКС-П2 на самолете может работать в режиме гирополукомпаса (ГПК) или режиме магнитной коррекции (МК). Основным режимом работы системы является режим ГПК, при котором система выдает ортодромический курс самолета, периодически корректируемый по сигналам индукционного датчика.

Для нормальной работы система требует ввода электрических сигналов как функций: крена самолета, угловой скорости разворота, истинного или ортодромического курса, синуса широты места.

Погрешность измерения курса системой в режиме ГПК составляет в районе $\pm 20°$ от широты места выполнения последней

балансировки гироузлов — 0,5 град/ч, а в диапазоне широт места — ±90° — 0,8 град/ч.

Погрешность дистанционных передач сигналов курса:

по грубому каналу	30′
по грубо-точному каналу	8′

Допустимые рабочие углы:

по крену	55°
по тангажу	40°

Дополнительная погрешность измерения курса системой в режиме ГПК за каждую минуту действия линейных или виражных ускорений, а также при наборе высоты или снижении не превышает 0,02°.

Время готовности системы:

в режиме ГПК	10 мин
в режиме МК	5 мин

Скорость вращения роторов гиромоторов с учетом скольжения составляет 22000—22500 об/мин.

Потребляемая мощность:

трехфазного переменного тока 36 В 400 Гц	180 В·А
постоянного тока 27 В	75 Вт
Масса комплекта ТКС-П2	36 кг

2.2. ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ И РАЗМЕЩЕНИЕ

В конструкцию системы ТКС-П2 входят следующие блоки (рис. 2.1):

индукционный датчик ИД-3, установленный в верхней части левой консоли, между нервюрами № 23—34;

коррекционный механизм КМ-5, установленный на правой приборной доске, а на самолетах Ту-134А — на пульте бортового инженера;

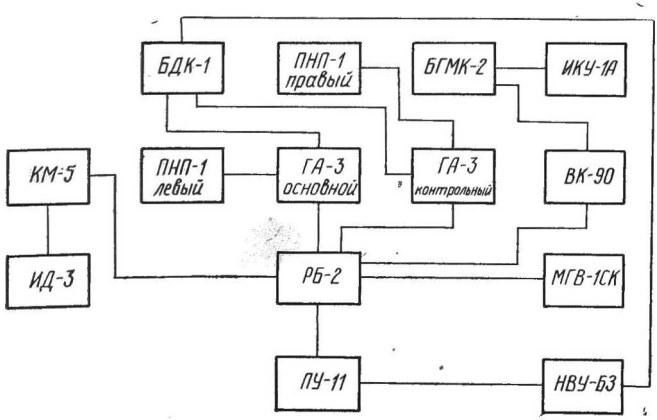


Рис. 2.1. Схема внешних соединений системы ТКС-П2

два гироагрегата ГА-3, имеющие фланцевые крепления и установленные по продольной оси самолета, между шпангоутами № 13—14;

пульт управления ПУ-11, установленный на верхнем электрощитке кабины экипажа;

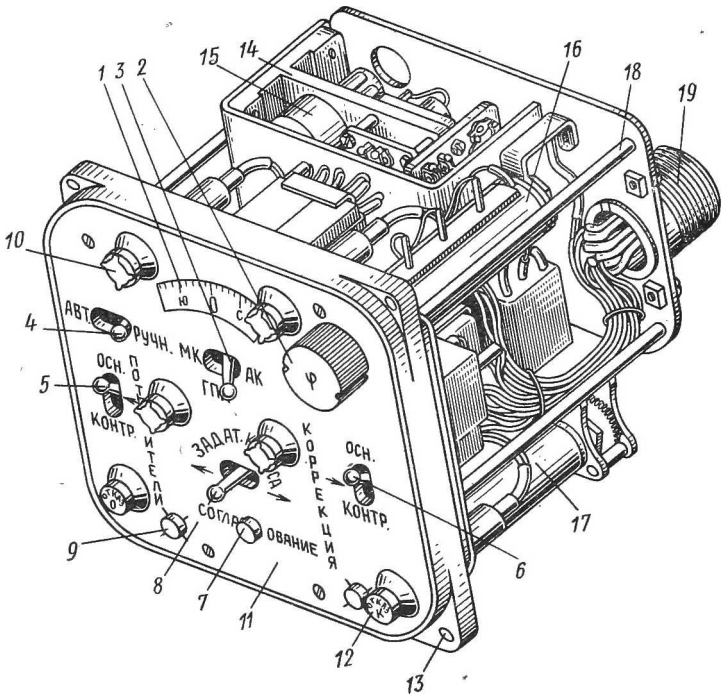


Рис. 2.2. Пульт управления ПУ-11:

1—шкала широты; *2*—ручка ввода широты φ; *3*—переключатель режимов работы; *4*—переключатель ввода широты φ; *5*—переключатель «Потребители»; *6*—переключатель «Коррекция»; *7*—кнопка согласования; *8*—переключатель работы системы в режиме курсозадатчика; *9*—крышка балансировочных потенциометров; *10*—лампа подсвета; *11*—панель светопровода; *12*—лампа сигнализации отказа; *13*—отверстия крепления прибора; *14*—стабилизатор напряжения; *15*—потенциометр регулировки напряжения; *16*—широтный потенциометр; *17*—потенциометр балансировочный; *18*—реле РЭС-10; *19*—вилка штепсельная

распределительный блок РБ-2, установленный рядом с гироагрегатами;

блок гиромагнитного курса БГМК-2, установленный на этажерке оборудования под полом, у шпангоута № 14, по правому борту;

блок дистанционной коррекции БДК-1, установленный на правой приборной доске.

На самолетах Ту-134А на правой приборной доске установлен также указатель штурмана УШ-3.

На пульте управления системой (рис. 2.2) расположены все необходимые органы управления и контроля работы.

2.3. ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ

В системе ТКС-П2 предусмотрена независимая работа основного и контрольного гироагрегатов в режиме ГПК. При этом начальная выставка ортодромического курса и его периодическая коррекция осуществляется по сигналам магнитоиндукционного датчика ИД-3, измеряющего направление горизонтальной составляющей вектора магнитного поля Земли.

Чувствительным элементом гироагрегата ГА-3 является астатический курсовой гироскоп с тремя степенями свободы и горизонтальным расположением собственной оси вращения.

В гироагрегат (рис. 2.3) входят следующие основные элементы:

гироскопический узел;
узел горизонтальной коррекции главной оси гироскопа;
узел азимутальной и широтной коррекции;
двухканальная дистанционная передача;
узел отработки дополнительной внешней рамы по крену;
узел реверса;
узел обогрева;
блок питания усилителей.

С помощью штепсельных разъемов к корпусу каждого гироагрегата присоединены усилители горизонтальной коррекции (ГКУ), отработки внешней рамы по крену (УВР), широтной коррекции (УШК).

Гиромотор курсового гироскопа представляет собой сдвоенный трехфазный асинхронный двигатель с короткозамкнутым ротором, запрессованным в массивный стальной маховик. Гиромотор закрытого типа, герметичный, вакуумированный. Конструкция подшипникового узла гиромотора обеспечивает высокую стабильность положения его центра тяжести. На корпусе гиромотора с двух сторон укреплены сцентрированные горизонтальные оси. Для уменьшения моментов трения на горизонтальной оси гироскопа применены вращающие подшипники *3* с двумя рядами шариков и тремя кольцами, у которых среднее кольцо приводится в принудительное вращение. При такой работе подшипников уходы гироскопа вызываются не номинальным значением момента трения, а разностью его средних значений при вращении в одну и другую сторону.

Для ограничения осевого люфта подшипников на горизонтальной оси служат шариковые опоры *53*.

Рама карданова подвеса *2*, являющаяся внешней рамой гироскопа, установлена в корпус *11* прибора при помощи верти-

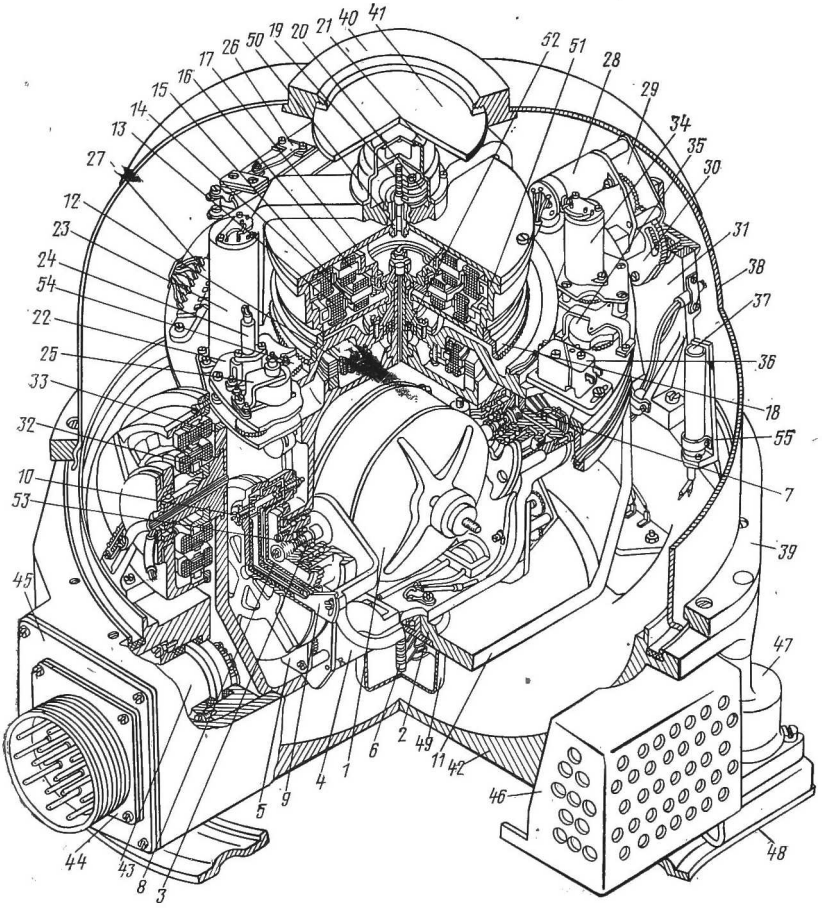


Рис. 2.3. Гироагрегат ГА-3:

1—гиромотор; *2*—карданова рама; *3*—вращающиеся подшипники; *4*—двигатель привода; *5*—редуктор привода; *6*—коллектор нижний; *7*—контактная группа; *8*—емкостной датчик; *9*—ротор емкостного датчика; *10*—ось подвеса емкостного маятника; *11*—дополнительная рама (подвесной корпус); *12*—горизонтальный мотор-корректор; *13*—статор сельсина «грубого» отсчета; *14*—ротор сельсина «грубого» отсчета; *15*—статор сельсина «точного» отсчета; *17*—крышка; *18*—шестерня; *19*—коллектор верхний; *20*—колодка со щетками; *21*—уровень; *22*—узел согласования в азимуте; *23*—двигатель-интегратор; *24*—лампа; *25*—электромагнитная муфта переключения скоростей; *26*—терморегулятор; *27*—колодка контактная; *28*—двигатель отработки по крену; *29*—редуктор отработки по крену; *30*—зубчатый сектор; *31*—кронштейн; *32*—ротор сельсина отработки по крену; *33*—статор сельсина отработки по крену; *34*—редуктор реверса приводов; *35*—кулачок; *36*—микропереключатель; *37*—обогреватель ЭН-46; *38*—кожух прибора; *39*—фланец; *40*—окошко; *41*—стекло; *42*—корпус прибора; *43*—герметичный токопровод (панель); *44*—штепсельный разъем; *45*—блок питания; *46*—усилитель ГКУ; *47*—демпфированный амортизатор; *48*—основание амортизационное; *49*—колпачок; *50*—подшипник; *51*—корпус статора; *52*—подшипники вертикальной оси гироскопа; *53*—шариковая опора; *54*—шестерня безлюфтовая; *55*—кронштейн-теплоотвод

кального подшипникового узла *52* и может свободно вращаться вокруг вертикальной оси прибора в азимуте.

Статоры гиромотора и другие элементы, расположенные на гироскопическом узле, питаются через цельнопрессованный коллектор *6*. От кардановой рамы к гиромотору питание подводится через контактную группу пластин с точечными контактами *7*.

Для стабилизации температуры внутри гироагрегатов служат электрообогреватели ЭН-46 *37*, установленные с четырех углов основания, и терморегулятор *26*.

На верхнем основании прибора, где расположены узел широтной коррекции, двухканальный сельсин, терморегуляторы, установлен также узел реверса *34*, служащий для изменения направления вращения подшипников на горизонтальной оси гироскопа. Он состоит из редуктора, на оси которого сидит кулачок *35* и микропереключатель *36*. Последний переключает обмотки двигателей *4*, приводящих во вращение редукторы *5* привода средних колец вращающихся подшипников *3*.

Для предохранения деталей от воздействия коррозии, контактных пар от окисления и подгорания корпус прибора заполняется азотом и закрывается герметично.

Провода внутреннего монтажа выведены через фторовую панель *43* к штепсельному разъему *44*.

Для предохранения гироагрегата от вибрационных и ударных нагрузок служит амортизационное устройство, размещенное между корпусом *42* и основанием прибора *48*.

В верхней части кожуха имеется смотровое окно для оценки качества отработки гироузла по крену и корпуса сельсинов в азимуте. Там имеется стрелка с надписью «Направление полета», указывающая ориентировку гироагрегата при установке на самолете.

Дистанционная связь гироагрегатов с коррекционным механизмом и потребителями сигналов курса осуществляется с помощью сельсинов-датчиков грубого канала *13*, *14* и точного канала — *15*, *16*.

Статоры обоих сельсинов установлены в общий корпус *51*, который при помощи шестерни *18* отрабатывается редуктором системы широтной коррекции *22*.

Узел редуктора широтной коррекции, установленный на трех колонках верхнего основания, при помощи разрезной шестерни *54* приводит во вращение корпус статоров *51*.

Узел азимутальной и широтной коррекции состоит из двигателя-интегратора типа ИЭ-1М *23*, редуктора и электромагнитной муфты переключения скорости *25*, лампочки *24* и фотоэлемента, служащих для контроля узла широтной коррекции при проверке и регулировке прибора.

Для устранения креновых погрешностей гироскопический узел вместе с дополнительной рамой *11* удерживается в горизон-

тальном положении с помощью следящей системы, связанной с гировертикалью МГВ-1СК через переходные блоки ПСТ-265-ШО-1 и УПБ-1.

Сельсин-датчик системы стабилизации по крену расположен в гировертикали на оси крена (рис. 2.4), а сельсин-приемник — в гироагрегатах ГА-3. Сигнал рассогласования с ротора сель-

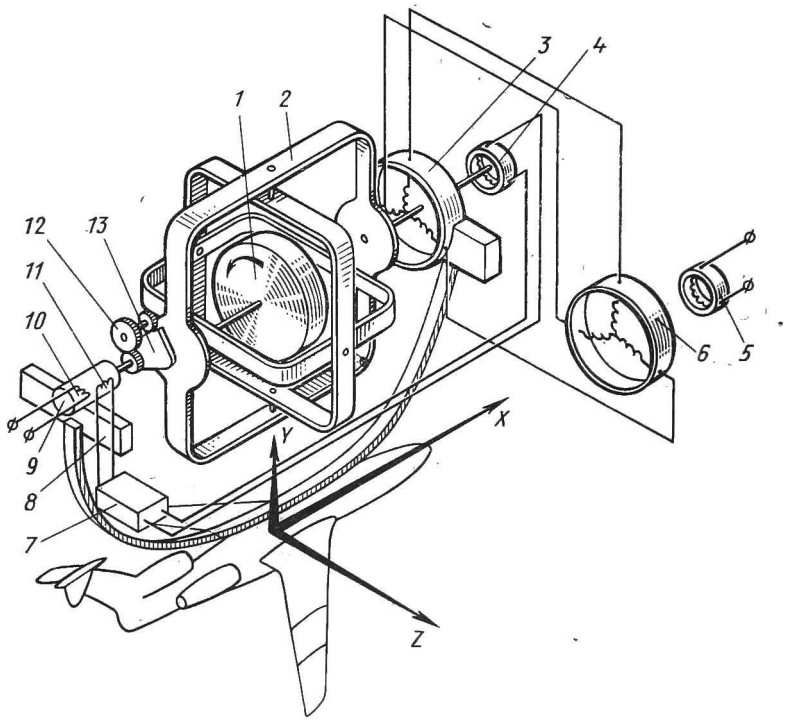


Рис. 2.4. Схема стабилизации курсового гироскопа по крену:

1—курсовой гироскоп; *2*—дополнительная рама гироскопа; *3*—ротор сельсина-приемника; *4*—статор сельсина-приемника; *5*—ротор сельсина-датчика гировертикали; *6*—статор сельсина-датчика гировертикали; *7*—усилитель; *8*—корпус гироагрегата; *9*—двигатель отрабатывающий; *10*—обмотка возбуждения; *11*—управляющая обмотка; *12*—редуктор; *13*—зубчатый сектор

сина-приемника М2 гироагрегата внешней рамы подается на вход усилителя внешней рамы (УВР) и с его выхода подается на обмотку управления двигателя М9, стабилизирующего дополнительную раму гироагрегата по крену.

При отсутствии сигнала с гировертикали сельсин-приемник М2 подключается к электрическому арретиру и дополнительная рама удерживается следящей системой в плоскости, перпендикулярной основанию гироагрегата.

В гироагрегате предусмотрены пружинящие упоры, ограничивающие отработку углов крена в пределах 56—60° и сигнали-

зирующие при помощи микровыключателей момента достижения упоров дополнительной рамой.

Примененные для повышения точности измерения курса на оси прецессии гироскопов подшипники приводятся во вращение с помощью миниатюрных двигателей М6, М7 (рис. 2.5) типа

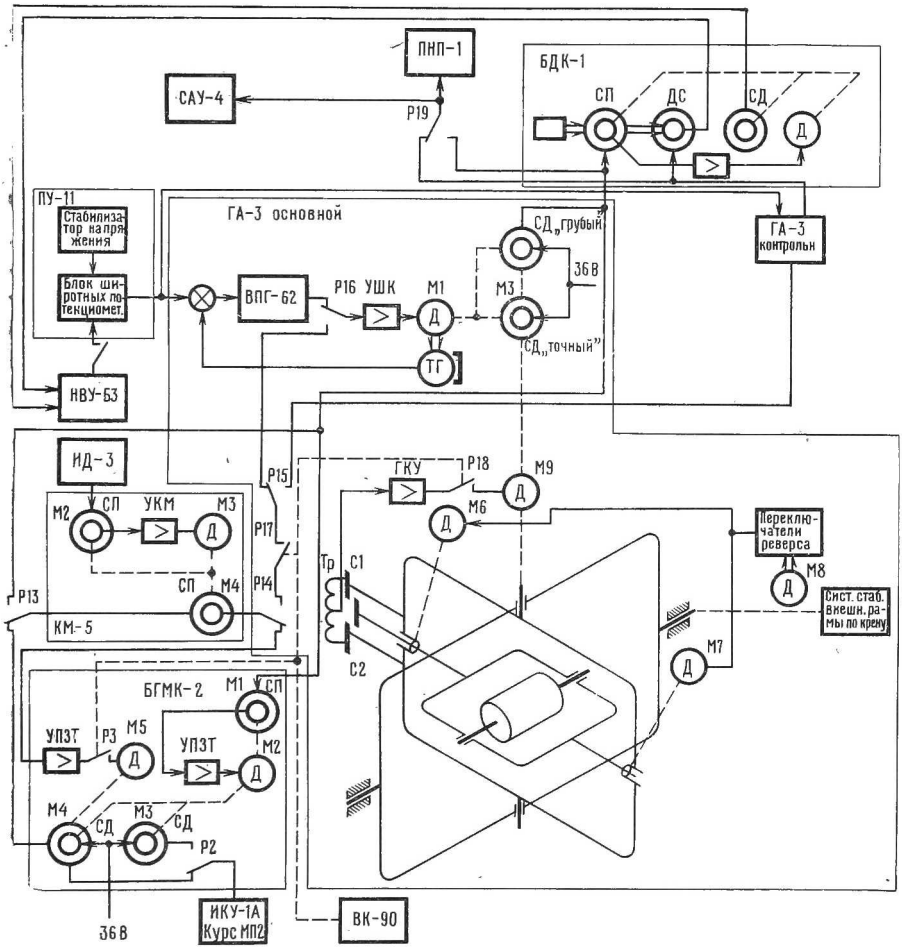


Рис. 2.5. Функциональная схема системы ТКС-П2

ДИД 0,1ТА. Направление вращения обоих подшипников противоположно. Двигатели каждого гироскопа реверсируются одновременно по сигналам от кулачкового переключателя, который приводится в одностороннее постоянное вращение двигателем М8.

Сигнал курса снимается со статора двухканального сельсина-датчика М3, роторы которого жестко закреплены на измери-

тельной оси гироскопа и питаются напряжением 36 В, а статор приводится во вращение относительно корпуса прибора двигателем М1 через редуктор с электромеханической муфтой.

Измеряемый обоими гироагрегатами курс выдается для индикации на указатель УШ-3 и через переходные блоки УПБ-2 и ПСТ-265Ш30 в плановые навигационные приборы ПНП-1, а также через блок дистанционной коррекции БДК-1 в навигационный вычислитель НВУ-Б3 и систему автоматического управления САУ-4.

Уход гироскопа в азимуте, определяемый уравнением

$$\Delta\psi = \Omega_{З\ верт} t = \Omega_З\, t \sin\varphi,$$

где t — время работы гироскопа;

φ — широта места;

$\Omega_З$ — угловая скорость вращения Земли;

$\Omega_{З\ верт}$ — вертикальная составляющая угловой скорости вращения Земли; компенсируется системой автоматической широтной коррекции по сигналам широтного потенциометра, вводимым вручную с пульта управления, или по сигналам навигационного вычисления, подаваемым через пульт управления совместно с сигналами компенсации разбаланса гироскопов.

Узел азимутальной коррекции совместно с системой широтной коррекции выполняет доворотом корпуса статоров сельсина-датчика М3 ряд функций:

автоматическую или ручную коррекцию в зависимости от широты места;

коррекцию в азимуте гироскопа по грубому каналу от коррекционного механизма КМ-5 с точностью 30′ и скоростью не менее 40′/мин;

согласование сельсина-датчика гироагрегата со скоростью не менее 2°/с, что достигается изменением передаточного числа редуктора при помощи электромагнита;

коррекцию курсового сельсина-датчика по грубо-точному каналу от астрокорректора или иного датчика курса;

принудительное ручное управление курсом при помощи курсозадатчика с пульта управления ПУ-11.

Усилитель широтной коррекции (УШК) в зависимости от режима работы гироагрегата может работать в следующих режимах:

а) режиме широтной коррекции при работе гироагрегата ГА-3 в режиме ГПК;

б) режиме азимутальной коррекции гироагрегата ГА-3 от датчика ИД-3 через коррекционный механизм КМ-5 при включенном режиме МК;

в) режиме азимутальной коррекции гироагрегата ГА-3 от астрокомпаса при работе в режиме астрокоррекции.

Для обеспечения работы системы в указанных режимах УШК имеет различные входы. В зависимости от режима системы на УШК подаются сигналы постоянного или переменного тока. Сигналы постоянного тока преобразуются на входе усилителя в сигналы переменного тока с помощью вибропреобразователя. Нагрузкой выходного каскада УШК, расположенного в УВР, служит двигатель-генератор М1, который разворачивает статор курсового сельсина гироагрегата М3.

В режиме широтной коррекции разность сигналов постоянного тока с потенциометров пульта управления и обмотки генератора мотор-генератор М1 поступает в качестве отрицательной обратной связи на вибропреобразователь и далее на вход УШК. В режиме азимутальной коррекции УШК усиливает сигналы «точного» и «грубого» сельсинов, подаваемых одновременно (режим АК), либо сигналы только «грубого» сельсина (режим МК), подаваемого на вход точного канала УШК. Для разделения «точного» и «грубого» сигналов при малых углах рассогласования используется схема амплитудного селектора.

В режиме магнитной коррекции курсовой гироскоп обеспечивает устойчивое определение гиромагнитного курса, отфильтрованного от высокочастотных помех чувствительного элемента гироскопическим фильтром, а медленно нарастающая погрешность гироскопа выбирается корректирующим устройством.

Система горизонтальной коррекции гироскопа состоит из емкостного дифференциального датчика угла, ротор которого расположен на оси прецессии гироскопа, а статор — на карданової раме. Совместно с трансформатором емкостный датчик образует измерительный мост, сигнал рассогласования с которого поступает на вход усилителя горизонтальной коррекции (ГКУ), усиливается и подается на мотор-корректор М9.

Мотор-корректор создает на вертикальной оси гироскопического узла момент, удерживающий главную ось гироскопа в горизонтальном положении.

Если последующее включение гироагрегата производится в промежуток от 10 до 45 мин после предыдущего включения, то требуется 10—15 мин, чтобы гироскоп занял вновь горизонтальное положение.

При включении питания с остановившимся гиромотором гироскоп через 15—40 с под действием нутационных сил и горизонтальной коррекции устанавливается в горизонт.

Узел контроля широтной коррекции состоит из фотосопротивления и лампы, расположенных на редукторе широтной коррекции гироагрегата. Между фотосопротивлением и лучом света находится шестерня с прорезью, обеспечивающая при вращении импульсное изменение величины фотосопротивления.

Количество импульсов в единицу времени пропорционально скорости вращения вала, что позволяет с помощью проверочной

установки УПП-ТКС-П определить правильность регулировки интегрирующего устройства.

В ТКС-П2 предусмотрена сигнализация потери работоспособности гироагрегатов. С помощью микровыключателей выдается сигнал +27В о выбивании гироскопа (гироузел на упоре) или об отказе системы стабилизации по крену. На пульте управления ПУ-11 загораются сигнальные лампы отказа.

Сигнал потери работоспособности включает на самоблокировку реле пульта управления, что приводит к постоянному горению сигнальных ламп отказа. Для его снятия необходимо выключить, а затем включить питание ТКС-П2.

При отказе основного гироагрегата происходит автоматическое переключение потребителей с основного на контрольный гироагрегат.

Для уменьшения погрешностей измерения курса в режимах МК и ГПК от действия горизонтальной коррекции гироскопов при разворотах самолета предусмотрено ее отключение.

Для отключения горизонтальной коррекции при разворотах самолета от выключателя коррекции ВК-90 поступает сигнал +27В и снимает сигнал с коррекционного мотора гироскопа.

В режиме коррекции гироагрегатов от датчика ИД-3 при развороте самолета также разрывается цепь коррекции и система переводится в режим ГПК. Таким образом, неустойчивые сигналы, поступающие от датчика ИД-3 на развороте, не влияют на показания гироагрегатов, и система выдает точные сигналы курса. Положение в плоскости горизонта индукционного чувствительного элемента датчика ИД-3 (рис. 2.6), состоящего из трех магнитных зондов, обеспечивается карданновым подвесом с погрешностью около 0,5° при наклонах датчика в любую сторону до 15°.

Карданов подвес помещен в жидкость, а проводники от монтажной колодки в виде спиралей подведены непосредственно к чувствительному элементу.

Для демпфирования колебаний подвижной части корпус датчика заполняется кремнеорганической жидкостью — полиметилсилоксаном ПМС-10. Устойчивое положение чувствительного элемента в плоскости горизонта обеспечивается с помощью груза *7*, к пазам которого припаиваются балансировочные грузики.

Размещенная на крышке *5* компенсационная камера *6* обеспечивает постоянное давление жидкости в корпусе датчика при изменении температуры окружающей среды от —60 до +150° С.

Каждый из трех зондов, размещенных на платформе, состоит из двух пеналов, расположенных друг над другом, поверх которых навиты сигнальная и намагничивающая обмотки.

Подсоединяется датчик с помощью жгута *11*, имеющего длину 300 мм и оканчивающегося штепсельным разъемом.

Для крепления датчика к самолету в его основании *9* предусмотрены три продолговатых паза *10*, что позволяет разворачивать датчик для устранения установочной погрешности в пределах ±20° С.

Отсчет угла установки при этом может быть произведен на одной из шкал, выполненных для удобства в трех местах основания *9* через 120°.

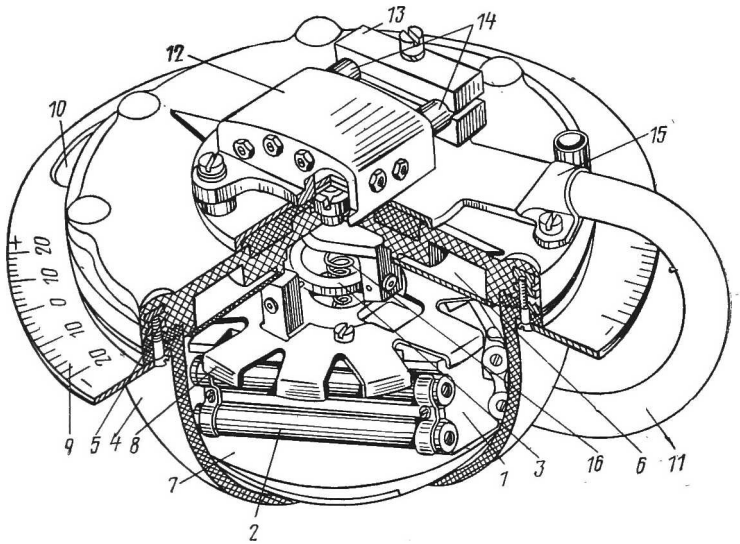


Рис. 2.6. Индукционный датчик ИД-3:

1—чувствительный элемент (индукционный треугольник); *2*—зонд; *3*—карданов подвес; *4*—корпус прибора; *5*—крышка; *6*—компенсационная камера; *7*—груз; *8*—амортизационное пружинящее кольцо; *9*—основание со шкалами; *10*—продолговатые овальные прорези; *11*—жгут; *12*—девиационный прибор; *13*—зажим; *14*—удлиненные валики; *15*—скоба; *16*—токоподвод

Сигнал магнитоиндукционного датчика поступает в обмотку статора *1* комбинированного сельсин-трансформатора коррекционного механизма КМ-5 (рис. 2.7), жестко закрепленного в его корпусе *29*. Индуктируемое напряжение в роторе *2* этого сельсина через кольцевой коллектор и две пары щеток подается на усилитель *33* и далее на управляющую обмотку двигателя *32*. Двигатель через редуктор отрабатывает ось *3* магнитного курса до положения, при котором напряжение в обмотке ротора *2* будет равно нулю. С осью *3* через лекальное устройство *12* связан ротор *8* сельсина, статор которого размещен в корпусе *29* и электрической цепью связан со статором грубого сельсина датчика гироагрегата.

Четвертная девиация и инструментальные погрешности устраняются с помощью лекального устройства *12*, в котором на оси *3* фрикционно посажена втулка *4* с ротором сельсина-прием-

ника. К втулке *4* жестко прикреплена лента *16*. Два конца этой ленты укреплены на одном из плеч рычага *14*, качающегося вокруг шарнира *15*, выполненного в виде штифта, сидящего на конце рычага.

Рычаг тремя винтами прикреплен к втулке *4* ротора сельсина. Один конец ленты *16* прикреплен к штифту вилки жестко, а второй — пружиной *17*. На противоположном конце вилки укреплен свободно вращающийся ролик.

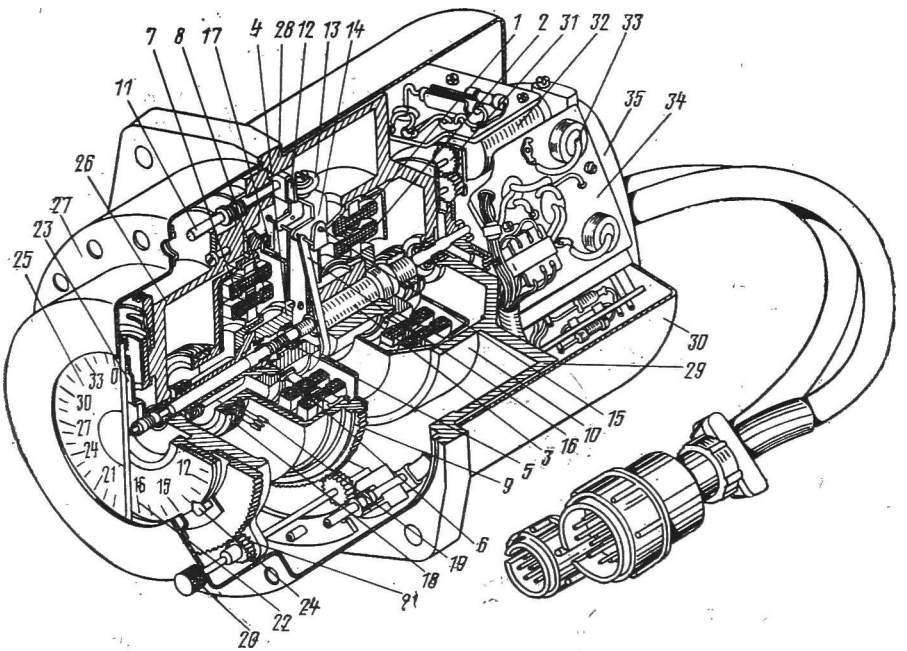


Рис. 2.7. Коррекционный механизм КМ-5:

1—статор сельсина; *2*—ротор сельсина; *3*—курсовая ось; *4*—фрикционная втулка; *5*—пружина; *6*—подшипники; *7*—статор сельсина-приемника; *8*—ротор сельсина-приемника; *9*—корпус статора с зубчатым колесом; *10*—экраны; *11*—винты для устранения девиации; *12*—лекало; *13*—ролик; *14*—рычаг двуплечий; *15*—шарнир; *16*—лента; *17*—пружина; *18*—коллектор; *19*—колодка со щетками; *20*—кремальера; *21*—зубчатое колесо; *22*—шкала; *23*—стрелка; *24*—индекс склонения; *25*—шкала девиации; *26*—передний корпус; *27*—передний кожух; *28*—уплотнительный резиновый шнур; *29*—задний корпус; *30*—задний кожух; *31*—редуктор универсальный РУД-2-1536А; *32*—двигатель ДИД-0,5ТА; *33*—усилительное устройство УКМ; *34*—плата; *35*—крышка

При вращении оси с рычагом ролик *13*, прижимаемый пружиной *17* к кольцу-лекалу *12*, катится по профилю, заданному лекалом. Кольцо лекала закреплено скобками на 24 винтах *11*, расположенных по окружности.

Винтами *11* кольцу-лекалу *12* придается такой профиль, при котором ролик через рычаг *14* и ленту *16* доворачивает втулку *4* с сидящим на ней ротором сельсина *8* на дополнительный угол относительно оси *3*, соответствующий инструментальной погрешности и девиации на данном курсе.

Для визуального отсчета магнитного нескорректированного курса служит шкала *22* и закрепленная на оси стрелка *23*.

В коррекционном механизме КМ-5 предусмотрена возможность неограниченного ввода угла поправки для приведения гиромагнитного курса к истинному или ортодромическому. Для этого статор *7* сельсина-приемника с помощью кремальеры *20* и шестерни *21* можно развернуть на необходимый угол.

Вместе со статором *7* сельсина при помощи трубки и шестерни, свободно сидящей в корпусе *9*, поворачивается в индекс *24*, жестко закрепленный на шестерне. Положение индекса относительно неподвижной шкалы характеризует величину введенного магнитного склонения.

Для устранения взаимного влияния сельсины коррекционного механизма закрыты экранами *10*.

Звеном связи между коррекционным механизмом КМ-5 и потребителем гиромагнитного курса — аппаратурой КУРС-МП2 является блок гиромагнитного курса БГМК-2 (рис. 2.8).

Роторы всех трех сельсинов жестко закреплены на одной оси *4*, которая отрабатывается двигателем *12* системы отработки курса через редуктор *13* и безлюфтовую шестерню *14*. Экраны *5* исключают взаимовлияние сельсинов.

Статоры сельсинов *1* и *8* жестко закреплены крышками в корпусах *22* и *23*, а статор сельсина-датчика *9* закреплен в корпусе *10*, свободно вращающемся на подшипниках *11*.

При коррекции корпус *10* поворачивается двигателем *15* через редуктор *16* и безлюфтовую шестерню *17*.

Редуктор *16* придает корпусу *10* статора сельсина *9* две скорости согласования с помощью электромагнитной муфты, управляемой с пульта управления.

Блок гиромагнитного курса БГМК-2, получая сигналы магнитного курса от коррекционного механизма КМ-5 и сигналы ортодромического курса от одного из гироагрегатов, осредняет значения магнитного курса.

При работе системы в режиме ГПК, когда переключатель «Потребители» на пульте управления находится в положении «Осн.», обмотка статора сельсин-приемника М1 БГМК-2 через контакты реле блока РБ-2 подключена к статорной обмотке сельсина-датчика М3 основного гироагрегата ГА-3. Если указанный переключатель установлен в положение «Контр.», обмотка статора сельсина М1 блока БГМК-2 подключается к статорной обмотке сельсина-датчика курса контрольного гироагрегата.

Напряжение, снимаемое с роторной обмотки сельсина М1 БГМК-2, поступает на вход усилителя (см. рис. 2.5) и после усиления — на управляющую обмотку двигателя М2, который отрабатывает через редуктор ротор сельсина М1 до положения, соответствующего нулевому напряжению на роторной обмотке

сельсина М1. С осью ротора сельсина М1 связаны роторы сельсинов-датчиков М3 и М4. Статорная обмотка сельсина М4 через контакты реле блока БГМК-2 и контакты реле Р13 блока РБ-2 подключена к обмотке статора сельсина М1 коррекционного механизма КМ-5.

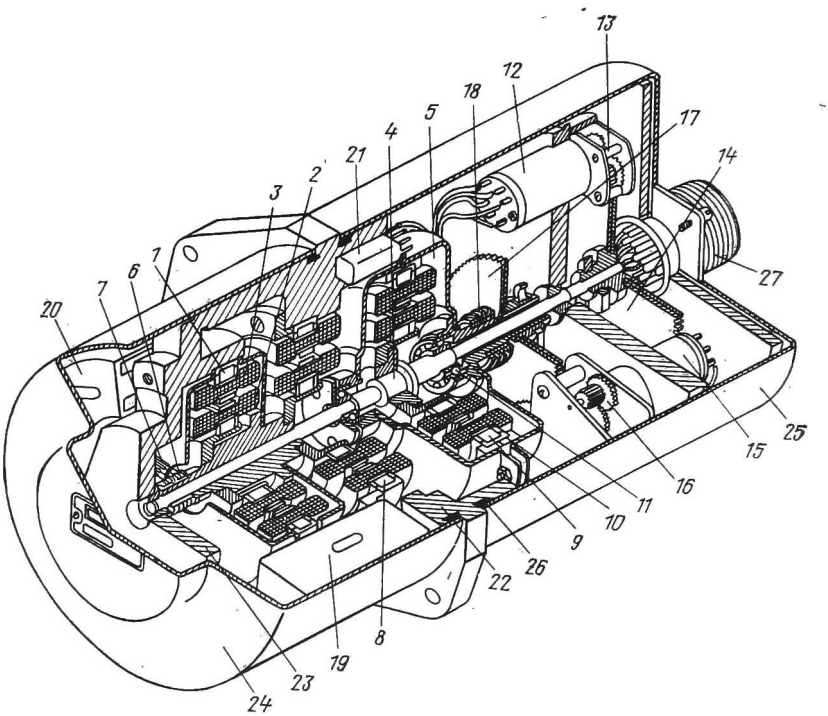


Рис. 2.8. Блок гиромагнитной коррекции БГМК-2:

1—сельсин-приемник; *2*—ротор; *3*—статор; *4*—ось; *5*—экран; *6*—коллектор; *7*—щитки; *8*—сельсин-датчик М3; *9*—сельсин-датчик М4; *10*—корпус статора; *11*—подшипник; *12*—двигатель; *13*—редуктор; *14*—шестерня безлюфтовая, приводящая ось *4*; *15*—двигатель М5; *16*—редуктор с двумя скоростями отработки; *17*—шестерня безлюфтовая, отрабатывающая корпус *10*; *18*—коллектор; *19*—усилитель У-1; *20*—усилитель У2; *21*—реле; *22*—корпус прибора; *23*—корпус; *24*—кожух передний; *25*—кожух задний; *26*—уплотнительное кольцо; *27*—штепсельная вилка 2РМДТ30Б24Ш5А1

Напряжение с обмотки ротора этого сельсина через контакты реле Р14 РБ-2 поступает на вход усилителя БГМК-2 и после усиления — на управляющую обмотку двигателя М5, который отрабатывает статор сельсина М4 до положения, соответствующего нулевому напряжению на роторной обмотке сельсина М1 КМ-5.

Для ускоренного согласования блока БГМК-2 по магнитному курсу необходимо на пульте ПУ-11 нажать кнопку «Согласование». При этом через контакты реле пульта управления

напряжение +27 В подается в блок БГМК-2 на обмотку электромагнитной муфты, которая включит большую скорость согласования.

На виражах по сигналу выключателя коррекции срабатывает реле Р3 и отключает обмотку двигателя М5 от усилителя. При включении основного гироагрегата в режим магнитной коррекции (на ПУ-11 переключатель «Коррекция» установлен в положение «Осн.», а переключатель «МК-ГПК-АК» — в положение «МК») напряжение +27 В подается в блок РБ-2 на реле Р13 и реле Р2 блока БГМК-2, которые подключают потребители гиромагнитного курса к статорной обмотке сельсина-датчика М3, ось которого отрабатывается следящей системой по сигналам гиромагнитного курса, поступающего от основного гироагрегата.

При включении магнитной коррекции контрольного гироагрегата потребители сигналов гиромагнитного курса остаются подключенными к статорной обмотке сельсина-датчика М4 блока БГМК-2 и во время коррекции контрольного гироагрегата ГА-3 получают сигналы гиромагнитного курса относительно «запомненного» меридиана, так как коррекция сельсина М3 от корректионного механизма КМ-5 не производится.

Блок дистанционной коррекции БДК-1 представляет собой дифференциальное устройство, суммирующее сигналы курса и имеющее два канала связи: с основным и контрольным гироагрегатами.

Основной канал состоит из сельсинов-датчиков (рис. 2.9) (точного и грубого), выдающих потребителям курс с учетом необходимой поправки, и сельсинов-приемников, связанных с курсовым сельсином гироагрегата. Контрольный канал БДК-1 состоит из дифференциального сельсина, ротор которого связан электрически со статором сельсина-датчика контрольного гироагрегата и механически связан со статором сельсинов-датчиков, а следовательно, с кремальерой, что позволяет учесть склонение и ввести необходимые поправки в курс.

Устанавливаемый на самолетах Ту-134А указатель штурмана УШ-3 обеспечивает индикацию курса, заданного путевого угла, формирование и индикацию фактического путевого угла, а также индикацию угла сноса. Из схемы формирования индикации путевого угла, курса и угла сноса в указателе УШ-3 (рис. 2.10) видно, что индикация каждого из трех параметров осуществляется с помощью следящих систем, состоящих из сельсинов, усилителей, редукторов и отрабатывающих двигателей. Следящая система фактического путевого угла представляет собой электромеханический дифференциал, алгебраически суммирующий курс самолета с углом сноса, выдаваемым системой ДИСС-3П. Заданный путевой угол вводится вручную с помощью кремальеры и индекса, вынесенных на лицевую часть прибора, или с по-

мощью следящей системы, сопряженной с задатчиками путевых углов навигационного вычислителя НВУ-Б3.

Все электрические цепи системы ТКС-П2 коммутируются при помощи реле, размещенных в блоках РБ-2, БГМК-2, ПУ-11 и ГА-3.

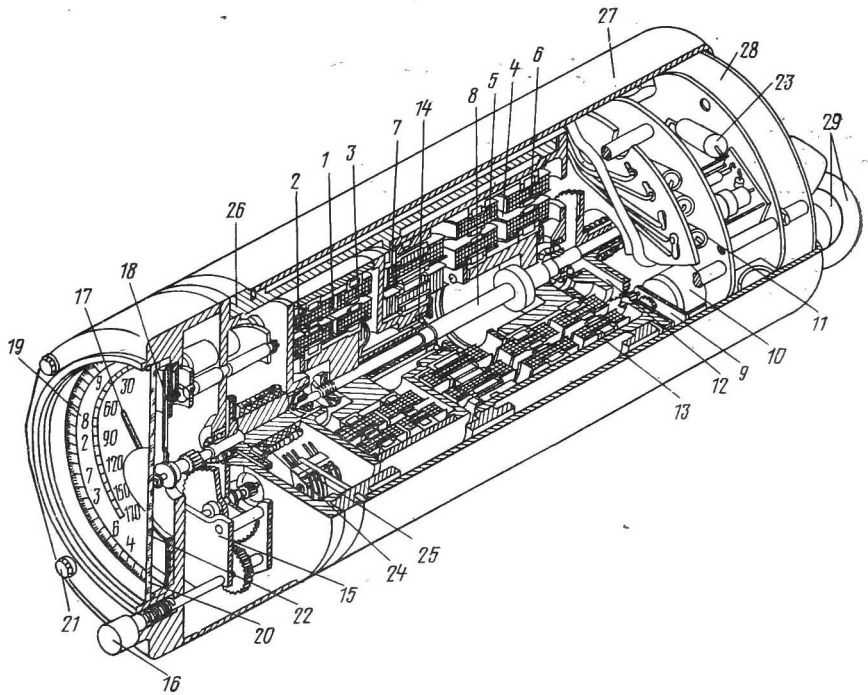


Рис. 2.9. Блок дистанционной коррекции БДК-1:

1—сельсин-приемник; *2*—сельсин 575БГ «грубого» канала; *3*—сельсин 575БТ «точного» канала; *4*—сельсин-датчик; *5*—сельсин 575ДГ «грубого» канала; *6*—сельсин 575АТ «точного» канала; *7*—сельсин дифференциальный ДФС-65Т; *8*—курсовая ось; *9*—редуктор; *10*—двигатель ДГ-0,5; *11*—усилитель УДК; *12*—шестерня безлюфтовая; *13*—корпус статоров; *14*—ось корпусов статоров; *15*—редуктор; *16*—кремальера; *17*—стрелка «грубого» отсчета; *18*—стрелка «точного» отсчета; *19*—шкала; *20*—светопровод; *21*—лампа подсвета; *22*—стекло; *23*—конденсатор фазирующий; *24*—коллектор; *25*—щетки; *26*—корпус; *27*—кожух; *28*—крышка; *29*—жгуты со штепсельными разъемами

Система ТКС-П2 питается от левой панели автоматов защиты согласно схеме, представленной на рис. 2.11.

2.4. ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Перед полетом для резервирования оба гироагрегата выставляются на одно и то же значение курса, после чего переключаются в режим ГПК. Этим обеспечивается привязка ортодромического курса к магнитному или истинному меридиану, который определяется магнитным или истинным путевым углом орто-

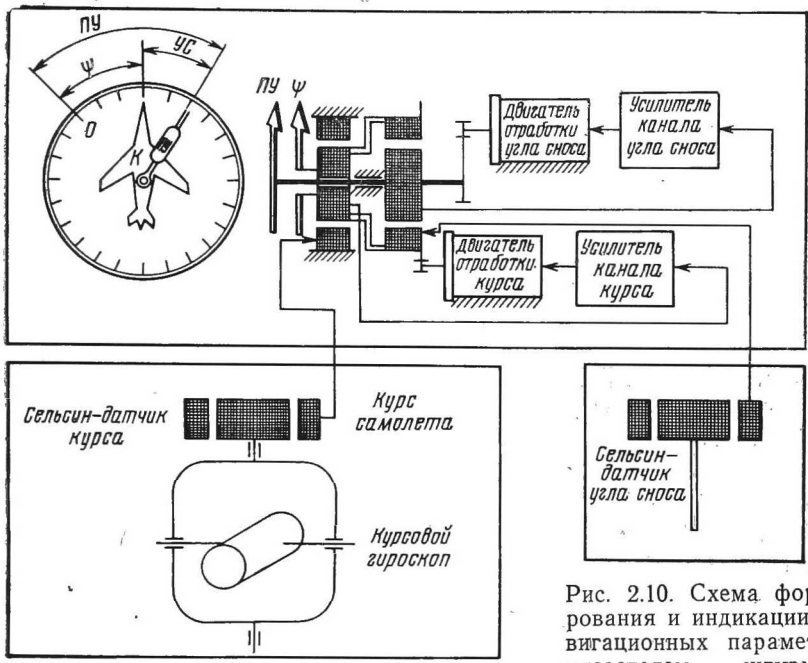


Рис. 2.10. Схема формирования и индикации навигационных параметров указателем штурмана УШ-3

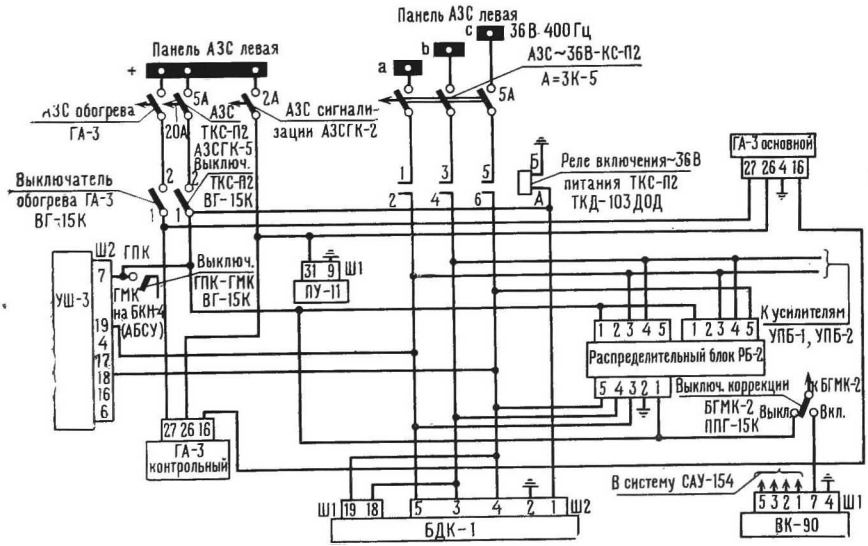


Рис. 2.11. Схема электропитания системы ТКС-П2

дромии, отсчитываемым от меридиана места выставки курса до направления главной ортодромии.

Перед включением системы ТКС-П2 переключатели на пульте ПУ-11 должны быть в следующих положениях:

«Потребители» — в положении «Осн.»;

«Коррекция» — в положении «Осн.»;

«Широта», «Авт.—Ручн.» — в положении «Ручн.».

На шкале «Широта» должна быть выставлена географическая широта аэродрома вылета.

На верхнем электрощитке должны быть установлены:

выключатель БГМК — в положении «Вкл.» и

выключатель «Магнит. корр. БГМГ» — в положении «Вкл.»

Поправка к курсу на блоке дистанционной коррекции БДК-1 должна быть равна нулю.

После проверки и установки перечисленных органов управления в указанные положения необходимо включить питание ТКС-П2.

Включаются системы ТКС-П2 выключателями «Питание ТКС-П2» и «Обогрев ГА», расположенными на верхнем электрощитке при включенных автоматах защиты сети «36 В ТКС-П2», «Обогрев ГА», «Сигнализация».

Одновременно необходимо включить САУ-4 для обеспечения работы выключателей коррекции ВК-90.

Через 8—10 мин после включения питания провести начальную выставку основного и контрольного гироагрегатов одним из следующих способов:

1) вручную кремальерой «ΔМ» на КМ-5 или курсозадатчиком на пульте ПУ-11 при возможности определения стояночного курса самолета автоматическими способами;

2) по магнитному полю Земли с помощью датчика ИД-3, если аэродром вылета находится в районе его устойчивости работы и металлическая арматура бетонированного покрытия в месте стоянки самолета не оказывает существенного влияния на точность определения магнитного курса.

Для начальной выставки гироагрегатов с помощью датчика ИД-3 (второй способ) необходимо:

— на навигационной приставке НП-4 включить режим «Сброс прогр.» или «ЗК»;

— на коррекционном механизме КМ-5 установить значение $МПУ_0 = 360° - \Delta M$;

— на пульте ПУ-11 установить переключатель «Потребители» в положение «Осн.» или «Контр.» соответственно выставленному гироагрегату;

— на пульте ПУ-11 переключатель МК-ГПК-АК установить в положение МК;

— на пульте ПУ-11 нажать кнопку «Согласование» и удержать ее до прекращения изменения курса на левом и правом приборах ПНП-1 и указателе УШ-3;

— на пульте ПУ-11 установить переключатель МК-ГПК-АК в положение ГПК;

— на пульте ПУ-11 установить переключатель «Потребители» в положение «Контр.»;

— на коррекционном механизме КМ-5 установить $МПУ_0$;

— на пульте ПУ-11 нажать кнопку «Согласование» и согласовать индикатор курсовых углов ИКУ-1А с датчиком ИД-3.

Для начальной выставки гироагрегатов (первый способ) необходимо:

— определить стояночный курс самолета;

— на навигационной приставке ПН-4 переключатель ЗПУ установить в положение «Прав.»;

— на правом приборе ПНП-1 кремальерой ЗПУ установить истинный курс ВПП с отсчетом его в окошке ЗПУ;

— на пульте ПУ-11 переключатели «Потребители» и «Коррекция» установить в положение «Осн.» или «Контр.» соответственно выставленному гироагрегату;

— на пульте ПУ-11 переключатель МК-ГПК-АК установить в положение «МК»;

— на пульте ПУ-11 нажать кнопку «Согласование» и вращением кремальеры коррекционного механизма КМ-5 добиться совмещения стрелки ЗПУ на приборе ПНП-1 с неподвижной риской отсчета текущего курса, совмещение провести для обоих гироагрегатов;

— на пульте ПУ-11 переключатель режимов работы системы установить в положение ГПК;

— на пульте ПУ-11 переключатель «Потребители» установить в положение «Осн.»;

— на коррекционном механизме КМ-5 установить $МПУ_0=0$;

— на пульте ПУ-11 нажать кнопку «Согласование» и согласовать индикатор ИКУ-1А с датчиком ИД-3.

При разбеге самолета в процессе взлета оба прибора ПНП-1 должны показывать истинный курс ВПП, а оба индикатора ИКУ-1А — магнитный курс ВПП.

Правильность выдерживания курса в полете контролировать, сличая показания приборов ПНП-1 с показателями индикаторов ИКУ-1А, которые должны отличаться на величину магнитного склонения в пролетаемой местности.

Численное значение $МПУ_0$ в пролетаемой точке (устанавливаемое на КМ-5)

$$МПУ_0=360°-(\Delta_{сх}+\Delta M),$$

где $\Delta_{сх}$ — угол схождения между географическим меридианом точки начальной выставки гироагрегатов и географическим меридианом местоположения самолета в момент контроля;

ΔM — магнитное склонение в районе контроля.

Обычно значения $МПУ_0$ для намеченных точек контроля системы ТКС-П2 подготавливаются перед вылетом.

Выдерживание курса гироагрегатом в режиме ГПК контролируется периодическим подключением приборов ПНП-1 к контрольному гироагрегату.

Если расхождение курсов на приборах ПНП-1 и индикаторах ИКУ-1А превышает допустимую величину, то выполняется коррекция «ушедшего» гироагрегата. При этом нуль отсчета ортодромического курса корректируемого гироагрегата вновь привязывается к направлению географического меридиана точки начальной выставки гироагрегатов.

Если навигационным планом полета предусмотрен переход к выставке гироагрегатов от географического меридиана какого-нибудь промежуточного пункта маршрута (ППМ), то перед выходом на этот ППМ выполняется магнитная коррекция как основного, так и контрольного гироагрегатов. При этом значения заданных путевых углов (ЗПУ) последующих участков маршрута, выставляемые в НВУ-Б3 для счисления координат самолета, также должны отсчитываться от географического меридиана этого ППМ.

С помощью блока БДК-1 при необходимости можно вводить поправки в ортодромический курс, выдерживаемый гироагрегатами.

Порядок работы при этом следующий:

— определяются фактические координаты самолета (визуально, с помощью радиолокатора и т. д.);

— сравниваются координаты самолета, счисленные вычислителем НВУ-Б3 с фактическими, и определяется линейное боковое уклонение (ЛБУ) от линии заданного пути (ЛЗП);

— рассчитывается с помощью навигационной линейки поправка в курс по формуле

$$\operatorname{tg} \Delta\psi = \frac{ЛБУ}{S_{пр}},$$

где $S_{пр}$ — расстояние, пройденное самолетом от точки последней коррекции системы ТКС-П2;

— с помощью кремальеры устанавливается найденная поправка на его шкале.

При полете в районе магнитных аномалий, особенно на малой высоте или сильной болтанке, когда датчик ИД-3 работает неустойчиво, блок БГМК-2 отключается выключателем «Магнит. корр. БГМК» от датчика ИД-3 и используется в режиме ГПК.

При этом на индикаторах ИКУ-1А индицируются значения курса, отсчитываемого от меридиана точки, в которой была выключена коррекция блока БГМК-2.

При отказе основного гироагрегата на пульте ПУ-11 загорается сигнальная лампа «Осн.» и все потребители курса автоматически переключаются на контрольный гироагрегат.

При отказе блока БГМК-2 показания всех потребителей становятся неустойчивыми при устойчивых показаниях магнитного курса на коррекционном механизме КМ-5.

При этом для возможности использования приборов ПНП-1 при посадке проводится магнитная коррекция контрольного гироагрегата, после чего выключатель БГМК на верхнем электрощитке ставится в положение «Выкл.».

При полете по маршруту на пульте ПУ-11 вручную периодически вводится текущее значение географической широты места самолета для компенсации уходов гироагрегатов за счет вращения Земли.

Работоспособность системы ТКС-П2 проверяется по методике использования ее в полете. Проверяется система на соответствие нормам технических параметров при помощи установки УПП-ТКС-П. Возникающие в процессе эксплуатации неисправности устраняются заменой отказавших блоков. Однако необходимо помнить, что оба гироагрегата и пульт управления заменяются комплексно, так как балансировочные потенциометры гироскопов расположены в пульте управления.

Некоторые из возможных отказов и методы их устранения указаны в таблице.

№ по пор.	Признаки отказов	Причины отказов	Методы устранения
1	При включении системы загораются лампы сигнализации отказа на пульте ПУ-11	Система включена при вращающихся по инерции гироскопах	Выключить и повторно включить систему
2	Система работает неустойчиво. При включении наблюдается хаотическое перемещение стрелок	Отсутствие фазы в цепях питания	Подать питание 36 В 400 Гц. Через 30—60 с система должна устойчиво выдавать курс
3	На одном из указателей наблюдается скачкообразное изменение курса	Потери контакта в цепи дистанционной передачи курса гироагрегат-указатель	Заменить гироагрегат или указатель
4	Система не согласуется в режиме МК. При нажатии кнопки «Согласование» происходит незначительное подергивание шкалы курса на приборе ПНП-1. В режиме ГПК происходит дрейф гироскопа со скоростью 10—15 град/ч против часовой стрелки	Нет напряжения питания 27 В. Отказал сервопривод азимутальной коррекции гироагрегата	Проверить наличие питающего напряжения Заменить гироагрегат

После замены устройств ИД-3 или КМ-5, а также в случаях несоответствия показания ТКС-П2 магнитному курсу в режиме МК, необходимо выполнить работы по определению и списанию девиации, вызванной действием на датчик ИД-3 магнитных полей самолета.

ГЛАВА 3

ДОПЛЕРОВСКИЙ ИЗМЕРИТЕЛЬ ПУТЕВОЙ СКОРОСТИ И УГЛА СНОСА ДИСС-3П

3.1. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Унифицированный доплеровский измеритель ДИСС-3П предназначен для непрерывного автоматического определения путевой скорости (W) и угла сноса (УС) самолета и выдачи их в навигационное вычислительное устройство НВУ-БЗ, указатель скорости УСВП-К и плановый навигационный прибор ПНП-1.

Система ДИСС-3П обеспечивает измерение параметров в диапазонах:

путевой скорости	200—1300 км/ч
угла сноса	±20°
Средняя квадратичная погрешность измерения:	
путевой скорости	±0,35%
угла сноса	±15°
Значения измеряемых параметров в режиме самоконтроля:	
путевой скорости	860—960 км/ч
угла сноса	±0°30′
Потребляемая мощность:	
по сети переменного тока 115 В 400 Гц	600 В·А
по сети постоянного тока 27 В	Вт
Масса системы без кабелей	67 кг

3.2. ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ И РАЗМЕЩЕНИЕ

В комплект аппаратуры ДИСС-3П входят высокочастотный узел, электронный блок, блок вычислителей, блок питания, пульт управления и распределительная коробка. Высокочастотный узел состоит из антенного, радиопередающего и радиоприемного устройств. В электронный блок входят блок частотомеров, синхронизатор, генератор контроля и схема включения режима «Память».

Высокочастотный узел смонтирован на общей трубчатой раме и установлен в нижней части фюзеляжа между шпангоутами № 3—5. Там же находится вентилятор обдува. Электронный блок, блок вычислителей и блок питания установлены в первом техническом отсеке с правой стороны, на средней полке этажерки оборудования, между шпангоутами № 6—8.

Пульт управления (рис. 3.1) установлен на верхнем электрощитке кабины экипажа, между шпангоутами № 6—7. На пульте управления расположены лампа сигнализации наличия напряжения питания от бортовой сети «Включено» и лампа сигнали-

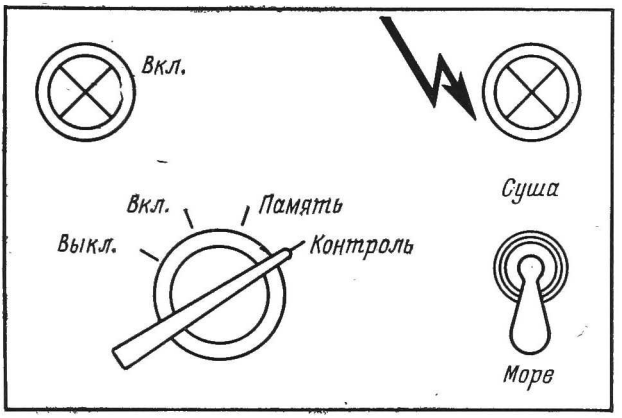


Рис. 3.1. Пульт управления измерителя ДИСС-3П

зации наличия высокого напряжения, вырабатываемого непосредственно в измерителе для питания элементов высокочастотного узла. Переключатели «Выключено—включено—память—контроль» и «Суша—Море» обеспечивают выбор соответствующих режимов работы измерителя.

3.3. ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ

В основу работы измерителя ДИСС-3П положен эффект Доплера, заключающийся в изменении частоты радиоволн, излучаемых из самолета и отраженных от земной поверхности.

Частота Доплера связана с измеряемыми параметрами уравнением

$$f_D = f_0 \frac{W}{c} \cos\theta \cos(\beta - \alpha),$$

где f_0 — частота излучения;

c — скорость распространения электромагнитной энергии;

θ — угол наклона излучения к Земле;

$(\beta - \alpha)$ — угол в горизонтальной плоскости, заключенный между вектором путевой скорости $\overline{W}$ и направлением на отражающую площадку земной поверхности.

Измеритель ДИСС-3П представляет собой радиолокационную станцию с непрерывным излучением, работающую в трехсантиметровом диапазоне волн.

Так как излучение непрерывное, то используются отдельные антенны для передачи и приема с одинаковыми диаграммами направленности.

Антенны измерителя остронаправленные, четырехлучевые (рис. 3.2). Лучи, направленные к земле, отражаются от четырех площадок и используются попарно *1—3* и *2—4*.

К площадкам *1* и *2* самолет приближается, поэтому частота колебаний, отраженных от этих площадок и воспринятых антенной, больше частоты, излучаемой измерителем, на величину f_D.

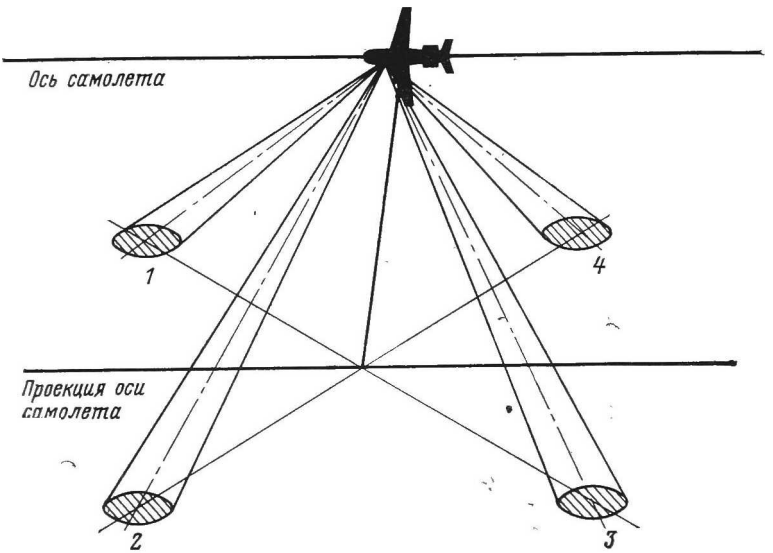


Рис. 3.2. Схема излучения антенным устройством ДИСС-3П

Таким образом, при работе одной пары лучей, например *1—3*, на входе приемника будут существовать колебания с двумя частотами:

$$f_1 = f_0 + f_D \text{ и } f_2 = f_0 - f_D.$$

Между передающей и приемной антеннами нет полной развязки, поэтому в антенну приемника проникают колебания с частотой f_0.

Следовательно, на входе приемника будет существовать спектр частот амплитудно-модулированных колебаний с несущей частотой f_0 и двумя боковыми частотами f_1 и f_2.

Радиолуч, попадая на земную поверхность под разными углами, еще больше расширяет спектр частот на входе приемника.

При отсутствии бокового ветра, а следовательно, и сноса самолета, доплеровские частоты изменяться не будут.

Если самолет летит со сносом (рис. 3.3), то при использовании лучей *1—3* доплеровские частоты будут определяться по формуле

$$f_{D_1} = f_0 \frac{2W}{c} \cos\theta \cos(\beta - \alpha). \qquad (3.1)$$

При использовании лучей *2—4* доплеровские частоты могут быть определены по формуле

$$f_{D_2} = f_0 \frac{2W}{c} \cos\theta \cos(\beta + \alpha). \qquad (3.2)$$

Функциональная схема ДИСС-3П приведена на рис. 3.4 и работает следующим образом.

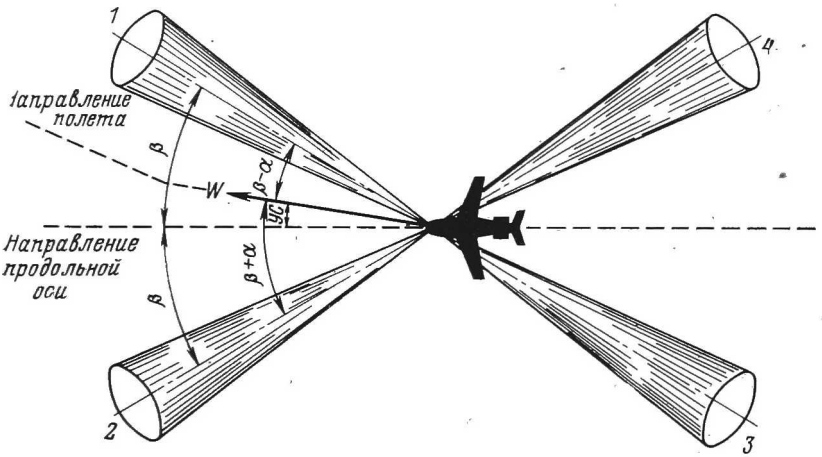


Рис. 3.3. Схема определения угла сноса

Магнетронный генератор создает высокочастотные колебания, частота которых стабилизирована с помощью схемы стабилизации частоты. Эти колебания через ферритовый коммутатор поступают в антенну и излучаются в направлениях лучей *1—3*, направленных под углом θ к земле.

С помощью ферритового коммутатора изменяется плоскость поляризации электромагнитных волн и антенна излучает энергию в направлениях лучей *2—4*.

Ферритовые коммутаторы передающей и приемной антенн управляются синхронизатором от навигационного вычислителя НВУ-БЗ. Коммутация лучей происходит одновременно с частотой $5 \pm 0{,}1$ Гц. Отраженные от земли колебания воспринимаются приемной антенной одновременно с колебаниями, излучаемыми передающей антенной, и подаются через ферритовый коммутатор на вход первого балансного смесителя, где возникает спектр частот амплитудно-модулированных колебаний. В первом балансном смесителе огибающая принятых колебаний пере-

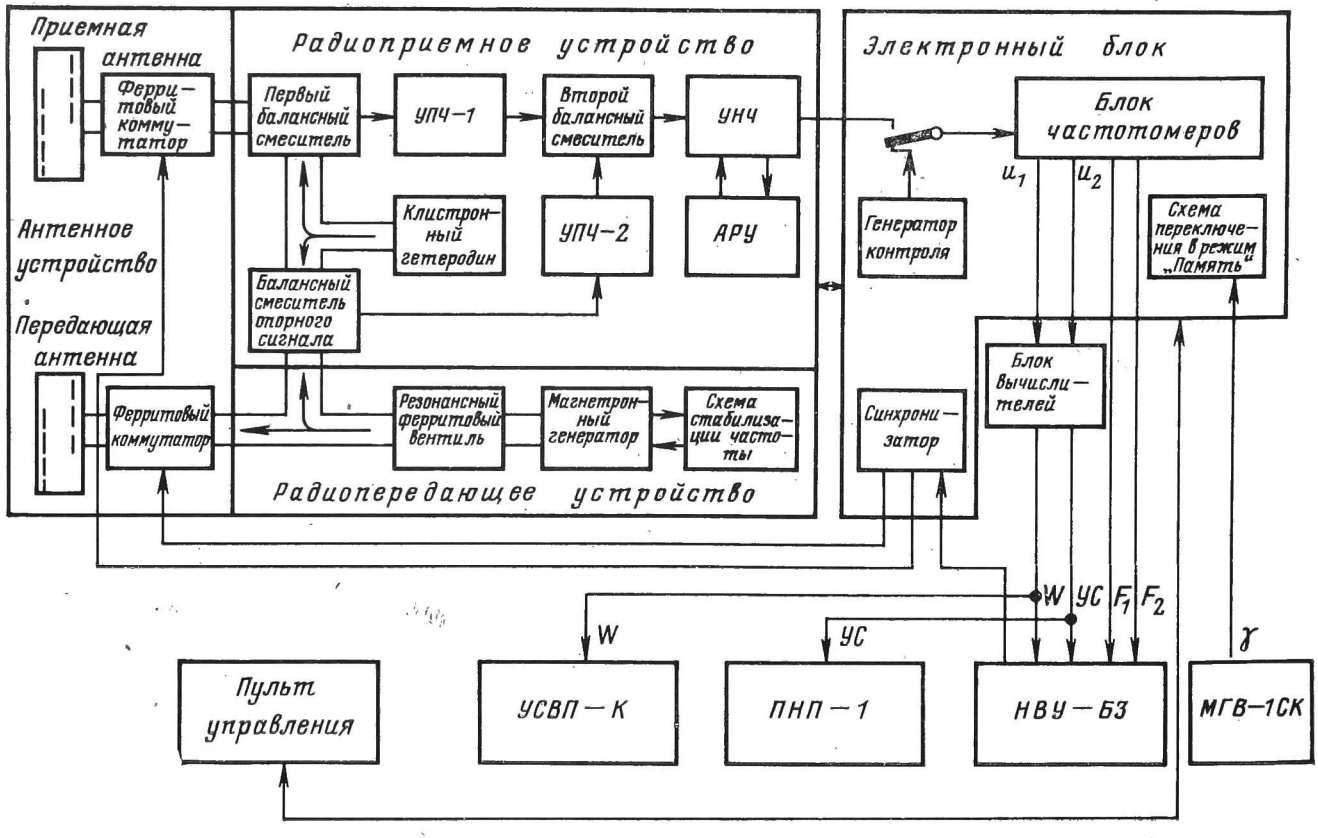


Рис. 3.4. Функциональная схема измерителя ДИСС-3П

носится на промежуточную частоту 30 мГц, полученную как разность частоты, генерируемой клистронным гетеродином, и частоты колебаний, поступающих из приемной антенны. Таким образом, на входе первого усилителя промежуточной частоты (УПЧ-1) возникают колебания промежуточной частоты, промодулированные по амплитуде доплеровскими частотами.

Эти колебания усиливаются в УПЧ-1 и подаются на второй балансный смеситель, куда одновременно с балансного смесителя опорного сигнала через второй усилитель промежуточной частоты (УПЧ-2) подается сигнал разностной частоты клистронного гетеродина и магнетронного генератора.

На выходе второго балансного смесителя выделяется спектр доплеровских частот, которые подаются на вход усилителя низкой частоты (УНЧ). В УНЧ имеется фильтр доплеровских частот, резко уменьшающий полосу пропускания, что улучшает избирательность приемного устройства. С выхода УНЧ усиленное напряжение доплеровских частот подается в блок частотомеров.

Усиленное напряжение доплеровских частот в блоке частотомеров преобразуется в импульсное напряжение постоянной амплитуды и длительности, частота которого пропорциональна средней доплеровской частоте. Эти импульсы используются в блоке импульсной раскладки навигационного вычислителя НВУ-Б3 для определения путевой скорости и угла сноса. Одновременно блок частотомеров выдает постоянные напряжения U_1 и U_2, пропорциональные доплеровским частотам f_{D1} и f_{D2}. Эти напряжения подаются в блок вычислителей, который решает уравнения (3.1) и (3.2), представленные в виде

$$U_2 = U - U\frac{\operatorname{tg} УС}{m}; \tag{3.3}$$

$$U \sec УС = \frac{W}{k}, \tag{3.4}$$

где $U = U_1 + U_2$;

m и k — постоянные величины.

В уравнении (3.3) одно неизвестное УС и вычислитель его решается первым. Второе уравнение относительно модуля путевой скорости решается после подстановки в него значения УС.

Полученные таким образом в блоке вычислителей аналоговые сигналы путевой скорости и угла сноса подаются в аналоговый канал навигационного вычислителя НВУ-Б3, указатель скорости УСВП-К системы воздушных сигналов СВС-ПН-15-4 и систему траекторного управления СТУ-154.

Связь доплеровского измерителя скорости и угла сноса ДИСС-3П с системой траекторного управления СТУ-154 предназначена для индикации и формирования команд управления самолетом. Сигнал, пропорциональный углу сноса (УС), из вычислителя ДИСС-3П поступает через переходной блок ПСТ-

265Ш-30 на приборы ПНП-1 для индикации и одновременно в СТУ-154 для формирования команд бокового движения самолета.

Датчиками путевой скорости и угла сноса являются потенциометры в блоке вычислителей ДИСС-3П.

Аналоговая связь измерителя ДИСС-3П с навигационным вычислительным устройством НВУ-Б3 осуществляется в режимах «Работа» и «Память».

В режиме «Работа» из измерителя ДИСС-3П в блок навигационного построителя устройства НВУ-Б3 поступает аналоговая информация о путевой скорости и угле сноса для определения направления и скорости ветра.

Сигналы путевой скорости и угла сноса передаются в навигационный вычислитель НВУ-Б3 с помощью потенциометрической дистанционной передачи, источник питания которой расположен в вычислителе ДИСС-3П и запитан постоянным напряжением 20 В.

В режиме «Память», который используется при отказе или выключении измерителя ДИСС-3П, навигационное вычислительное устройство НВУ-Б3 счисляет текущие координаты самолета по сигналу истинной воздушной скорости, поступающему из системы воздушных сигналов СВС-ПН-15-4 и «запомненным» параметром ветра. При этом путевая скорость и угол сноса, вычисленные схемой навигационного треугольника устройства НВУ-Б3, подаются для индикации на указатель скорости УСВП-К и плановый навигационный прибор ПНП-1.

Кроме возможного принудительного перевода измерителя ДИСС-3П в режим «Память» с помощью переключателя на пульте управления, он переводится в этот режим автоматически по сигналу, поступающему из гировертикалей МГВ-1СК при кренах самолета больше 20°.

Импульсная информация о путевой скорости и угле сноса из измерителя ДИСС-3П в виде двух частот поступает одновременно на два входа блока импульсной раскладки вычислителя НВУ-Б3. На каждый вход блока импульсной раскладки сигналы обоих частот подаются последовательно во времени с частотной коммутации антенн, осуществляемой по сигналам вычислителя НВУ-Б3, через синхронизатор.

В связи с различием отражающих свойств водных поверхностей по сравнению с сушей, в измерителе ДИСС-3П предусмотрено изменение передаточных коэффициентов в схемах формирования измеряемых параметров. При установке переключателя «Суша—Море» в положение «Море» из измерителя ДИСС-3П подается в навигационной вычислитель НВУ-Б3 сигнал для изменения передаточных коэффициентов.

В измерителе ДИСС-3П имеется генератор контроля, позволяющий имитировать доплеровские частоты и проверять рабо-

тоспособность комплекта без какой-либо дополнительной аппаратуры. Имитатор состоит из генератора звуковой частоты, выдающего частоту, близкую к доплеровским частотам. При установке переключателя на пульте управления ДИСС-3П в по-

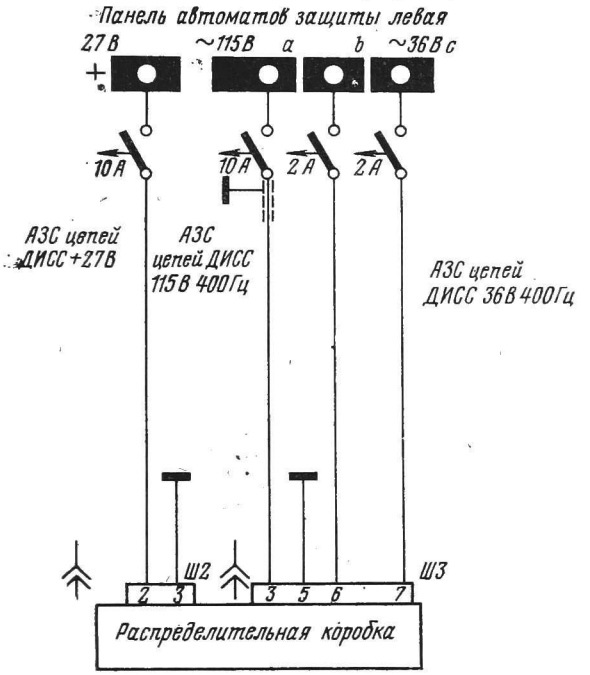


Рис. 3.5. Схема электропитания измерителя ДИСС-3П

ложение «Контроль» генератор контроля генерирует контрольные значения доплеровских частот, что позволяет определить работоспособность системы ДИСС-3П.

Питаются измеритель путевой скорости и угол сноса от левой панели автоматов защиты (рис. 3.5).

3.4. ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Для включения измерителя ДИСС-3П необходимо:

— на левой панели автоматов защиты включить АЗС цепей питания ДИСС;

— на пульте управления ДИСС-3П установить переключатель режимов работы в положение «Вкл». При этом должна загореться сигнальная лампа включения питания, а через 3 мин — лампа сигнализации включения передатчика.

При полете над сушей переключатель «Суша—Море» на пульте управления ставится в положение «Суша», а при полете над водной поверхностью — в положение «Море».

Если текущие значения путевой скорости угла сноса на индикаторах вызывают сомнение, необходимо переключатель режимов работы установить в положение «Контроль». Измеренные значения путевой скорости и угла сноса должны быть

850—890 км/ч, УС—0°±30′.

Аналогично проверяется работоспособность измерителя ДИСС-3П на земле.

При отказе измерителя ДИСС-3П переключатель режимов работы на пульте управления устанавливается в положение «Выкл.».

При большом крене самолета или слабом отраженном сигнале на средней приборной доске загорается табло «ДИСС—Память».

В этом случае навигационное вычислительное устройство НВУ-Б3 по запомненным параметрам ветра и истинной воздушной скорости вычисляет и выдает на правый указатель скорости УСВП-К значение путевой скорости, сигналы угла сноса подаются на оба планово-навигационных прибора ПНП-1.

Наземный контроль напряжения и тока на отдельных элементах ДИСС-3П осуществляется с помощью переносного пульта контроля, подключаемого к распределительной коробке, а устранение неисправностей — заменой блоков, вышедших из строя.

ГЛАВА 4

СИСТЕМА ИЗМЕРЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ НАВИГАЦИОННО-ПИЛОТАЖНЫХ ПАРАМЕТРОВ

4.1. СИСТЕМА ПОЛНОГО И СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ

Система полного и статического давления предназначена для восприятия и подачи полного и статического давления воздуха к приборам, измеряющим аэродинамические навигационно-пилотажные параметры: истинную, приборную и вертикальную воздушные скорости, число М и высоту полета.

Система полного давления состоит из трех отдельных магистралей. Приемники полного давления типа ППД-1В (рис. 4.1) расположены на наружной стороне обшивки передней части фюзеляжа, между шпангоутами № 10—11, ниже строительной горизонтали самолета: два — по левому борту, один — по правому борту.

Каждый ППД-1В воспринимает давление встречного потока воздуха, попадающего в приемную камеру, из которой давление по трубке передается во внутреннюю полость приемника и далее

через трубку и штуцер в магистраль полного давления, питающую приборы.

Приемная камера полного давления защищена от попадания влаги и пыли козырьком. Сбоку приемной камеры, в стенке корпуса, имеются дренажные отверстия для стока влаги, попа-

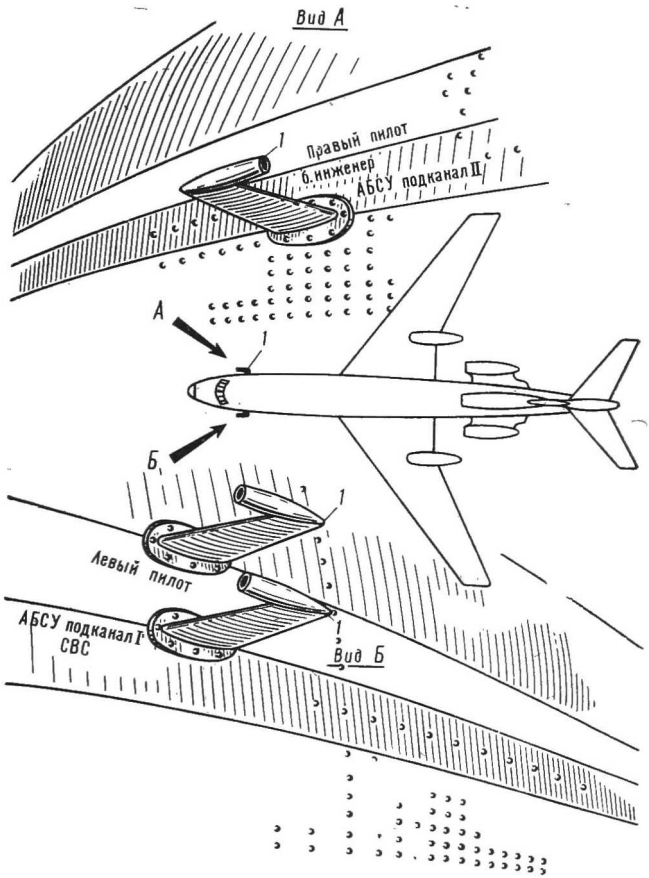


Рис. 4.1. Месторасположение приемников полного давления

дающей вместе с воздухом из окружающей атмосферы. Оси приемных отверстий приемников полного давления параллельны продольной оси самолета, а отверстия для стока влаги из их корпусов направлены вниз.

Для предотвращения обледенения приемника ППД-1В внутри его корпуса имеется электрический обогреватель, который питается постоянным током 27 В.

Ток, потребляемый обогревательным элементом, по истечении 2 мин после включения составляет 5—6,5 А.

Принципиальная схема системы полного и статического давлений приведена на рис. 4.2.

Левый верхний приемник полного давления ППД-1В1 питает приборы левой приборной доски: комбинированный указатель скорости КУС-730/1100 *10*, указатель скорости УС-И *26*, а также приборы, установленные по левому борту, на амортизированной приборной панели, в техотсеке между шпангоутами № 10—11: реле давления ИКДРДФ-0,16-0,145-3 *29* и ИКДРДФ-0,25-0,175-3 *30*, указатель числа М МС-1 *31*.

Нижний левый приемник полного давления *2* через кран переключения типа 623700-3 *5* питает вычислитель скорости, числа М и высоты ВСМВ-1-15 *17* системы СВС-ПН-15-4, сигнализатор скорости ССА-0,7-2,2Н *24*, датчик критических углов ДКУ-23Р *27*, корректор-задатчик приборной скорости КЗСП первого подканала АБСУ-154 *32*.

Правый приемник полного давления питает приборы правой приборной доски: КУС-730/1100 *10* и УС-И *26*, а также КУС-730/1100, расположенный на пульте бортинженера *10*. От правого приемника ППД-1В также питаются КЗСП второго подканала АБСУ-154 и датчик ДАС МСРП-12 *19*, расположенные между шпангоутами № 13—14 и самописец КЗ-63 *25*, расположенный между шпангоутами № 40—41.

В систему статического давления входят четыре основные и одна резервная магистрали статического давления.

Первая магистраль статического давления питает приборы левой приборной доски: вариометры ВАР-75М *7* и ВАР-30М *8*, высотомер ВМ-15 *9*, указатель скорости КУС-730/1100 *10*, высотомер ВМФ-150 *11*; а также сигнализаторы ИКДРДФ-0,16-0,145-3 *29*, ИКДРДФ-0,25-0,175-3 *30* и МС-1 *31*.

Вторая магистраль подводит статическое давление к приборам правой приборной доски: ВАР-30М *8*, КУС 730/1100 *10*, УС-И 26; к приборам приборной доски бортинженера: ВАР-30М *8*, ВМ-15 *9*, КУС-730/1100 *10*, УВПД-5 *15* и к датчикам ДАС *19*, ДВБП-13 *20* самописца МСРП-12 и самописцу КЗ-63 *25*.

Третья магистраль статического давления питает вычислитель ВСМВ-1-15 *17* системы СВС-ПН-15-4, сигнализаторы СДУ-3А-0,7 *18*, корректор-задатчик скорости КЗСП *32*, первого и второго подканалов АБСУ-154, сигнализаторы ССА-0,7-2,2И *24* и СВУ-12-1А *22*.

Четвертая магистраль статического давления питает три корректора КЗВ-0,15 *28* системы СВС-ПН-15-4.

Резервная магистраль статического давления питает приборы левой приборной доски.

Отдельные участки трубопроводов статического и полного давления соединяются между собой, а также с приемниками давлений стандартной арматурой с конусной развальцовкой и в местах соединений маркируются бирками, на которых выбиты

номера трубопроводов согласно монтажной схеме. Трубопроводы полного давления имеют черную окраску, статического давления — белую. Соединяются трубопроводы с приборами гибкими резиновыми шлангами. Для сбора и слива конденсата из трубопроводов полного и статического давления служат влагоотстойники *3*.

Влагоотстойники установлены в техническом отсеке, между шпангоутами № 6—7 по обоим бортам фюзеляжа. Один влагоотстойник установлен в кабине экипажа, на левом борту, под краном переключения статического давления *4*.

Все остальные влагоотстойники установлены под полом: по правому борту между шпангоутами № 10—11, на шпангоутах № 11, 18, и два на переднем лонжероне центроплана, возле шпангоута № 41.

Наличие влаги в отстойниках определяется поплавками. Для слива влаги необходимо удерживать ключом на 19 мм соединительную арматуру, а ключом на 22 мм отвернуть влагоотстойник и слить влагу. При установке влагоотстойника обратить внимание на правильное положение конусной шайбы. После слива влаги необходимо проверить герметичность системы. Приемники статического давления (рис. 4.3), представляющие собой фланцевые штуцеры, вынесены на специальные плиты толщиной 8 мм, установленные на обшивке по обоим бортам фюзеляжа между шпангоутами № 29—30, ниже строительной горизонтали самолета.

Всего установлено восемь приемников статического давления — по четыре на левом и правом бортах.

Приемник статического давления резервной магистрали расположен в нише передней ноги шасси, по левому борту, между шпангоутами № 16—17. Для предохранения от замерзания приемники статического давления заключены в коробы, в которые подается теплый воздух из системы обогрева кабин.

При стоянке самолета приемные отверстия приемников полного и статического давления закрываются заглушками, снабженными красными флажками. В процессе эксплуатации систем полного и статического давления их необходимо испытывать на герметичность.

Для системы полного давления допускается негерметичность, при которой уменьшение показаний указателя скорости не превышает 5 км/ч за 1 мин при давлении, соответствующем скорости 700 км/ч.

Во избежание вывода из строя приборов при проверке герметичности систем запрещается создавать давление, соответствующее скорости более 800 км/ч.

При проверке герметичности статических систем вакуум необходимо создавать постепенно, не допуская резких колебаний стрелок вариометров.

По окончании проверки отсоединять проверочную установку только после уравнения давления в проверяемой системе с атмосферным.

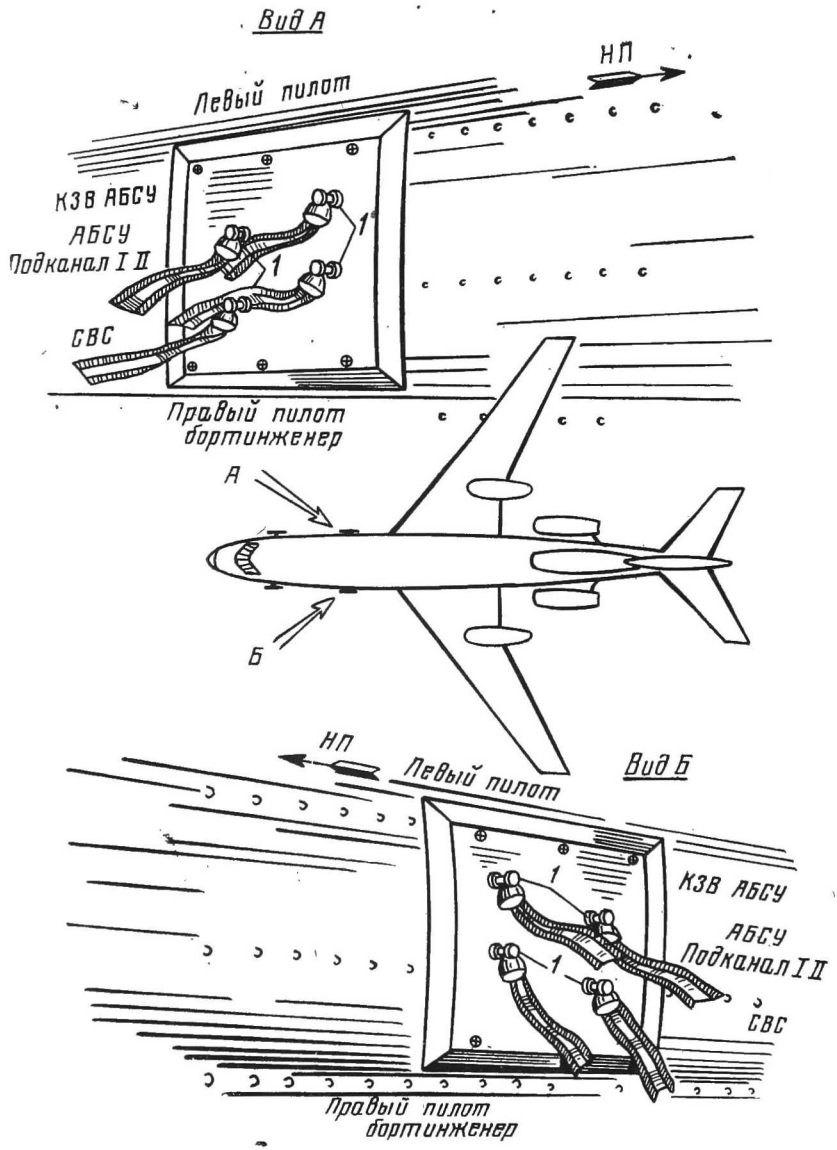


Рис. 4.3. Месторасположение приемников статического давления

Обогреватели приемников ППД-1В включаются и проверяются тремя выключателями ППНГ-15, установленными на верхнем электрощитке кабины экипажа.

Сигнализация включения цепей нагревательных элементов приемников ППД-1В обеспечивается тремя лампами СЛМ-61 со светофильтрами зеленого цвета, расположенными на верхнем электрощитке.

4.2. СИСТЕМА ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ СВС-ПН-15-4

Система воздушных сигналов СВС-ПН-15-4 предназначена для измерения следующих параметров:

числа М;

истинной воздушной скорости V;

относительной барометрической высоты $H_{отн}$;

абсолютной барометрической высоты $H_{абс}$;

отклонение числа М от заданного значения ΔM;

отклонения абсолютной барометрической высоты от заданного значения ΔH.

Для информации экипажа самолета о режиме полета система СВС-ПН-15-4 обеспечивает визуальную индикацию истинной воздушной скорости числа М и относительной высоты.

Кроме того, в системе предусмотрена возможность индикации путевой скорости, измеряемой ДИСС-3П, что достигается установкой переключателя на указателе скорости из положения «Возд.» в положение «Пут.».

Система СВС-ПН-15-4 также выдает сигналы измеряемых параметров:

а) в навигационное вычислительное устройство НВУ-Б3 — истинную воздушную скорость для счисления пути;

б) в самолетные ответчики СОМ-65 и СО-70 — абсолютную и относительную высоту для контроля эшелонирования полетов службами УВД;

в) в автоматическую бортовую систему управления АБСУ-154 — сигналы отклонения от заданных значений приборной скорости, высоты и числа М для стабилизации режима полета по этим параметрам.

Статическое и динамическое давления подаются в систему СВС-ПН-15-4 от соответствующих приемников давления, а сигналы температуры воздуха — от приемников П-5, установленных на борту самолета.

Число М измеряется в диапазоне 0,3—1 с допустимой погрешностью:	
на земле	±0,02
на высоте 1—15 км	±0,01
Истинная воздушная скорость измеряется в диапазоне 200—1200 км/ч с допустимой погрешностью:	
при скорости 200—400 км/ч	±25 км/ч
при скорости больше 400 км/ч	±12 км/ч
Относительная высота	0—15 км
Абсолютная высота	—500 м—15 км

Погрешность измерения высоты:	
на земле	±10 м
на высоте 0,5 км	±15 м
на высоте 1 км	±20 м
на высоте 2 км	±30 м
на высоте 3 км	±40 м
на высоте более 3 км	±50 м

Указатель скорости обеспечивает показания путевой скорости по данным ДИСС-3П с погрешностью ±10 км/ч.

Время готовности (прогрева) системы 15 мин после включения питания при температуре выше 0° С и 30 мин при отрицательных температурах.

В системе предусмотрен встроенный контроль, при включении которого на указателях системы устанавливаются:

Высота	500±25 м
Число М	0,4±0,03
Истинная воздушная скорость	500±20 км/ч
Мощность, потребляемая системой, не превышает:	
от сети переменного тока 115В	350 В·А
от сети постоянного тока 27В	150 Вт
от сети переменного тока 36В	180 Вт
Масса системы	не превышает 67 кг

Система СВС-ПН-15-4 состоит из блоков, размещенных на самолете следующим образом.

Вычислитель скорости, числа М и высоты ВСМВ-1-15 установлен в первом техническом отсеке, по правому борту, между шпангоутами № 11—12.

Потенциометрические блоки преобразования абсолютной высоты БПнП-2, относительной высоты БПнП-4 и истинной воздушной скорости БПнП-10 и блок питания БП-27-2 установлены по правому борту, между шпангоутами № 9—10.

Фильтр напряжения питания Ф-115-1 установлен по правому борту, между шпангоутами № 8—9.

Блок коррекции БКМЭ для выдачи сигналов отклонения от заданного числа М установлен по правому борту, между шпангоутами № 10—11.

Три блока сигнализации готовности БСГ установлены в первом техническом отсеке, на стенке шпангоута № 14.

Три корректора заданной высоты КЗВ-0-15 для выдачи сигналов абсолютной высоты и отклонения от заданной высоты установлены на этажерке, под полом, между шпангоутами № 27—28, по левому борту.

Все указатели установлены на приборных досках.

СВС-ПН-15-4 представляет собой счетно-решающее устройство аналогового типа, определение параметров в котором построено на измерении статического $p_с$ и полного $p_п$ давления на уровне земли $p_з$ и температуры торможения воздуха $T_т$.

Датчики системы непрерывно измеряют и выдают величины динамического $p_д$ и статического $p_с$ давления, которые с помо-

щью функциональных преобразователей напряжения (ПНФ) преобразуются в напряжения переменного тока, пропорциональные логарифмам этих давлений.

Измеряемые системой параметры определяются из следующих соотношений.

Число М

$$\frac{p_д}{p_с}=(1+0{,}2M^2)^{3{,}5}-1.$$

Истинная воздушная скорость

$$V=f(M)_V\sqrt{T_т},$$

где

$$f(M)_V=\frac{72{,}1728M}{\sqrt{1+0{,}2M^2}}.$$

Абсолютная барометрическая высота

$$H_{абс}=44309{,}34\left[1-\left(\frac{p_с}{p_0}\right)^{0{,}19028}\right] \text{ для } H\leqslant 11 \text{ км},$$

$$H_{абс}=11000+14539{,}64\lg\frac{p_{11}}{p_с} \text{ для } H\leqslant 30 \text{ км},$$

где $p_0=760$ мм рт. ст.;

p_{11} — давление на высоте 11 км.

Относительная барометрическая высота

$$H_{отн}=H_{абс}-H_з,$$

где $H_з$ — абсолютная барометрическая высота уровня земли.

Приведенные уравнения решаются в вычислителе ВСМВ-1-15 по функциональной схеме, указанной на рис. 4.4.

Основными элементами функциональной схемы вычислителя являются:

датчик статического давления;

датчик динамического давления;

функциональные преобразователи напряжения;

масштабные полупроводниковые усилители;

силовые трансформаторы;

выходные трансформаторы по решаемым параметрам.

В датчиках статического и полного давления применяются соответственно анероидные и манометрические чувствительные элементы, имеющие характеристики, близкие к логарифмическим:

$$w_с=f(p_с)\approx\lg\frac{1}{p_с} \text{ и } w_д=f(p_д)\approx\lg p_д,$$

где $w_с$ — прогиб анероидного чувствительного элемента;

$w_д$ — прогиб манометрического чувствительного элемента.

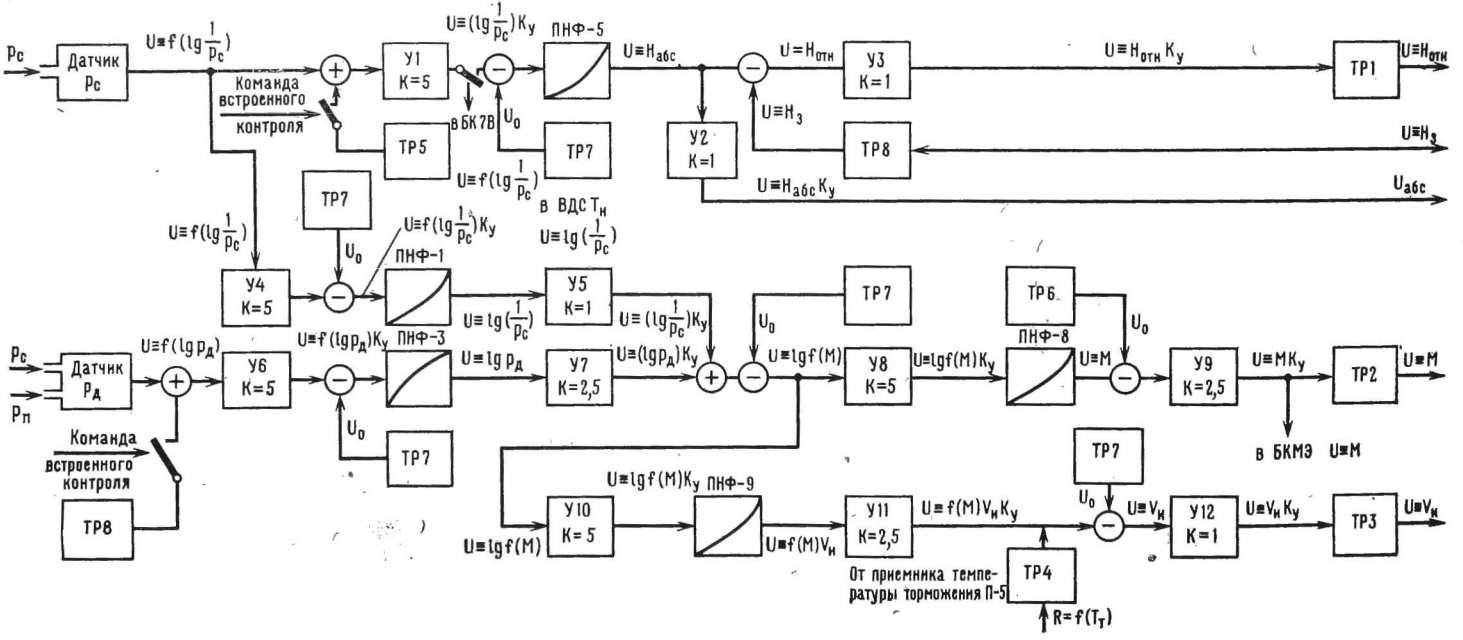


Рис. 4.4. Функциональная схема СВС-ПН-15-4

Характеристики индуктивных узлов датчиков линейные, поэтому зависимости выходного напряжения от давления определяются характеристиками чувствительных элементов.

С помощью функциональных преобразователей напряжений ПНФ, на выходы которых поступают напряжения, изменяющиеся по законам, близким к логарифмическим, получают выходные напряжения, пропорциональные логарифмическим функциям статического и динамического давления.

Выходное напряжение с индуктивных узлов датчика p_c, приближенно равное $\lg \frac{1}{p_c}$, через усилитель У1 подается на функциональный преобразователь ПНФ-5 и преобразуется в напряжение, пропорциональное абсолютной барометрической высоте. Это напряжение через усилитель У2 подается потребителям.

Для получения относительной барометрической высоты из напряжения, пропорционального абсолютной барометрической высоте, вычитается напряжение, пропорциональное высоте уровня земли, которое вводится вручную с помощью кремальер на указателях высоты через трансформатор Тр8. Полученная таким образом разность напряжений через усилитель У3 и трансформатор Тр1 подается потребителям.

Напряжение, пропорциональное функции $\lg \frac{1}{p_c}$ через усилитель У4, преобразователь ПНФ-1 и усилитель У5 поступает в каналы решения числа М и истинной воздушной скорости.

Это напряжение, складываясь с напряжением, пропорциональным логарифму динамического давления, которое подается с функционального преобразователя ПНФ-3 через усилитель У7, поступает через усилитель У8 на преобразователь формирования напряжения, пропорционального числу М ПНФ-8, а также на вход усилителя У10.

С выхода усилителя У10 сигнал подается на преобразователь ПНФ-9 для формирования сигнала числа М как функции скорости. Истинная воздушная скорость определяется умножением сформированной функции на функцию температуры заторможенного воздуха.

На первичную обмотку трансформатора Тр4 подается напряжение, пропорциональное $f(M)_V$.

Ввод функции температуры $\sqrt{T_т}$ производится за счет изменения входного сопротивления трансформатора Тр4, обусловленного изменением сопротивления датчика температуры, подключенного ко вторичной обмотке трансформатора.

С трансформаторов Тр6 и Тр7 в каналы формирования параметров высоты, скорости и числа М вводится напряжение, которое служит для согласования начальных значений входных и решаемых параметров, а также для уменьшения нулевых оста-

точных сигналов на входах преобразователей ПНФ и выходах каналов.

Система СВС-ПН-15-4 включается двумя выключателями «Обогрев» и «Питание», расположенными на верхнем электрощитке при включенных АЗС питания постоянным и переменным током на левой панели автоматов защиты (рис. 4.5).

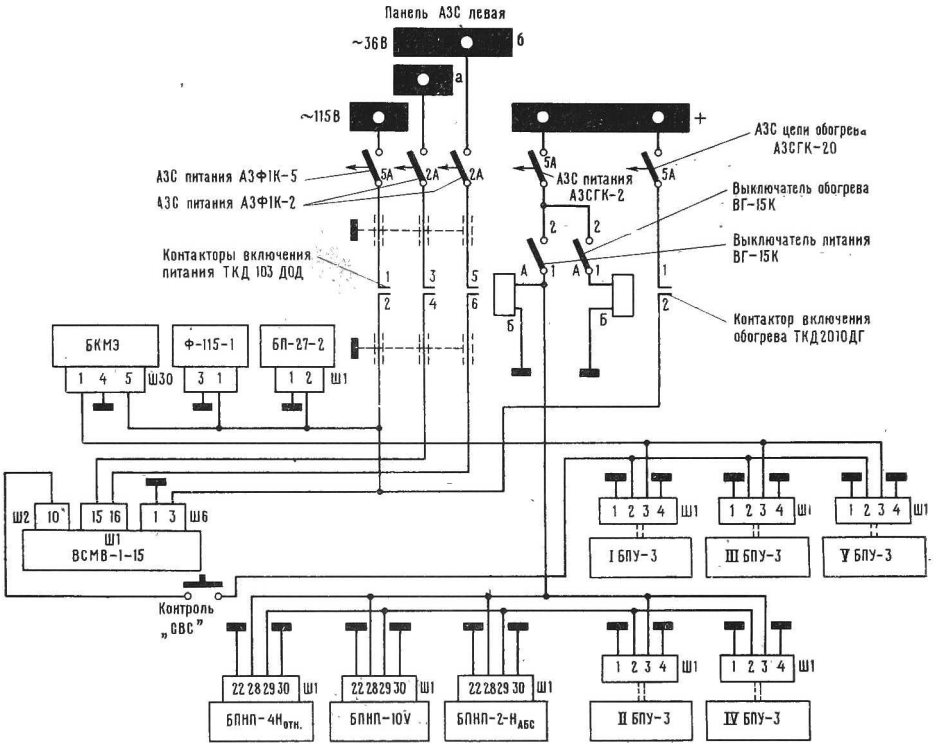


Рис. 4.5. Схема электропитания СВС-ПН-15-4

Для контроля работоспособности системы СВС-ПН-15-4 необходимо:

на указателе высоты УВО-15 установить кремальерой «$p_з$» стрелку отсчета высоты на нулевое деление шкалы;

на верхнем электрощитке нажать кнопку «Контроль СВС», при этом на указателях должны отработаться значения:

относительной высоты	500±25 м
числа М	0,4±0,03
истинной воздушной скорости	500±20 км/ч

Если с помощью системы встроенного контроля в системе обнаружена неисправность, то ее находят и проверяют на соответствие нормам технических параметров с помощью установки АП-СВС-2.

При замене блоков ВСМВ-1-15 и КЗВ-0,15 необходимо отсоединить дюритовые шланги полного и статического давления от снимаемого блока, установить заглушки на отверстия и закрыть штуцеры.

ГЛАВА 5

НАВИГАЦИОННОЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЕ УСТРОЙСТВО НВУ-БЗ

5.1. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Навигационное вычислительное устройство НВУ-БЗ предназначено для непрерывного автоматического счисления текущих частноортодромических координат самолета с индукцией их на планшете и выдачи сигналов для автоматического и полуавтоматического управления самолетом. Навигационный вычислитель НВУ-БЗ решает следующие задачи:

автоматически определяет координаты местоположения самолета в частноортодромической системе координат методом счисления пути по данным точной курсовой системы ТКС-П2, доплеровского измерителя путевой скорости и угла сноса ДИСС-3П или по данным системы воздушных сигналов СВС-ПН-15-4 и «запомненным» значениям направления и скорости ветра;

преобразует текущие координаты самолета в координаты, вычисленные в системе отсчета следующей частной ортодромии (ЧО);

автоматически корректирует счисленные координаты самолета по данным радиотехнической системы ближней навигации РСБН-2СА;

формирует управление сигналы и выдает их в автоматическую бортовую систему управления самолетом;

индицирует местоположение самолета на картографическом планшете;

вычисляет и индицирует направление и скорость ветра.

Навигационный вычислитель работает в следующих диапазонах изменения навигационных параметров:

курс	от 0 до 360°
истинная воздушная скорость	от 200 до 1200 км/ч
путевая скорость	от 200 до 1200 км/ч
угол сноса	от —30 до +30°
направление ветра	от 0 до 360°
скорость ветра	от 0 до 300 км/ч

В навигационном вычислителе НВУ-Б3 предусмотрено программирование следующих параметров:

текущих прямоугольных координат самолета:	
вдоль оси маршрута	0÷950 км
перпендикулярно оси маршрута	±500 км
заданного путевого угла (ЗПУ)	от 0 до 360°
значения линейного упреждения разворота (ЛУР)	от 5 до 25 км с дискретностью 5 км

Навигационный вычислитель функционально сопряжен с угломерно-дальномерной системой, благодаря чему обеспечивается автоматическая коррекция счисленных координат самолета в радиусе действия маяка 10—350 км.

Навигационный вычислитель НВУ-Б3 выдает в автоматическую бортовую систему управления АБСУ-154 сигналы при отклонении от оси маршрута до ±2 км крутизной 7,5 В/км и при отклонении до ±10 км крутизной 25 мВ/км, а также сигналы скорости отклонения от оси маршрута с крутизной 18,6 мВ/км/ч.

Карты, используемые в картографическом планшете, имеют следующие масштабы:

при полете по маршруту	1 : 2000000
при полете в районе аэродрома	1 : 500000

Максимальное расхождение показаний между счисленными координатами, индицируемыми цифровыми счетчиками, и визиром на планшете не должно превышать ±4 км на маршруте и ±1 км в районе аэродрома.

Максимальная инструментальная погрешность счисления пути не превышает:

а) при работе с ДИСС-3П ±1% от пройденного пути в диапазоне скоростей 700—1100 км/ч и угле сноса ±20°;

б) в режиме «Память» ±2,2% от пройденного пути в диапазоне скоростей 500—1100 км/ч и угле сноса ±20°.

Максимальная инструментальная погрешность преобразования прямоугольных координат текущей частной ортодромии в прямоугольные координаты следующей частной ортодромии не должна превышать ±5 км.

Мощность, потребляемая вычислителем НВУ-Б3 от бортсети самолета, составляет:

по переменному трехфазному току 36 В 400 Гц .	не более 300 В·А
по постоянному току 27 В	не более 400 Вт
Масса НВУ без соединительных кабелей . . .	69 кг

5.2. ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ И РАЗМЕЩЕНИЕ

Конструктивно вычислитель НВУ-Б3 представляет собой совокупность индикаторных и счетно-решающих блоков, выполненных на типовых элементах вычислительной техники.

В состав навигационного вычислителя НВУ-Б3 входят следующие блоки:

Б-8М — задатчик угла карты;
В-31М — фильтр по переменному току;
В-34 — фильтр по постоянному току;
В-140 — задатчик путевых углов;
В-42 — переходная рама с входящими в нее:
а) В-41 — блоком питания импульсных блоков;
б) БУП-3 — блоком питания индикатора-планшета;
В-51 — пульт управления;
В-55 — переходная рама с входящими в нее:
а) В-39 — блоком усиления;
б) В-53 — блоком преобразования;
в) В-54 — блоком построения навигационного треугольника;
г) В-56 — двумя блоками импульсной раскладки;
В-52 — два индикатора-задатчика координат;
В-57 — блок отработки параметров ветра;
ПА-3 — автоматический планшет, состоящий из:
— ИП-3 — индикатора планшета;
— БУП-3 — блока усиления и питания;
— футляра с катушкой.

Структурная схема вычислителя НВУ-Б3 и его связи с системами-датчиками приведена на рис. 5.1.

На пульте управления В-51 (рис. 5.2) расположены:
выключатель питания вычислителя НВУ-Б3 «Сеть»;
лампа «Исправность», сигнализирующая о наличии напряженности питания и исправности блока В-56;
выключатель счисления координат «Счисление»;
выключатель коррекции координат «Коррекция»;
лампа «Коррекция», сигнализирующая о выполнении режима коррекции;
переключатель установки координат на счетчиках блоков В-51 I и В-52 II с фиксированными положениями «Откл. — $S_п$—$Z_п$—$S_м$—$Z_м$—S—M;
переключатель установки расчетных значений линейного упреждения разворота (ЛУР) с фиксированными положениями: «Принуд.—откл. -5-10-15-20-25» (цифры обозначают длину ЛУР в км);
блок кнопок «Установка координат» (кнопки со знаками «+» и «—» предназначены для увеличения и уменьшения значений координат, средняя кнопка служит для увеличения скорости установки координат).

На индикаторах-задатчиках координат В-52 (рис. 5.3) расположены счетчики: текущих координат «Самолет», координат радиомаяка относительно текущей ЧО «Р/маяк» или координат пункта очередной ЧО «Пункт».

Два счетчика «I градусы, мин», «II градусы, мин» и две группы кнопок на задатчике путевых углов (рис. 5.4) служат

для установки заданных путевых углов (ЗПУ) нечетных и четных ЧО.

С помощью ручки на задатчике угла карты Б-8М (рис. 5.5) устанавливается угол карты, заключенный между северным направлением меридиана и направлением частной ортодромии.

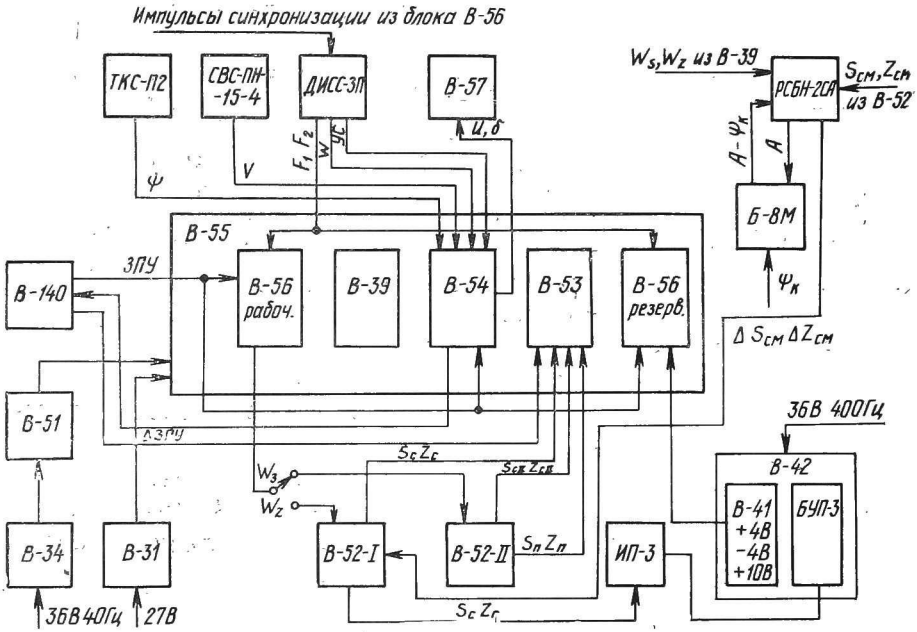


Рис. 5.1. Структурная схема вычислителя НВУ-Б3

На индикаторе-планшете ИП-3 (рис. 5.6) расположены:

переключатель «Аэродром—марш.» для переключения масштабов карты;



Рис. 5.2. Пульт управления (блок В-51)

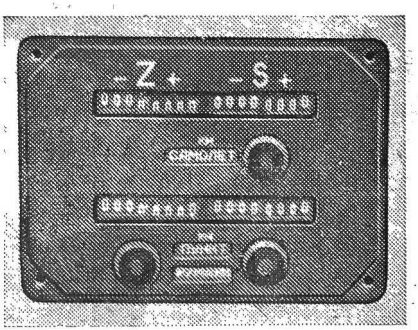


Рис. 5.3. Индикатор-задатчик координат (блок В-52)

сигнальная лампа «$Z_{макс}$», сигнализирующая об установке визира на упор;

кнопки управления, с помощью которых карта и визир перемещаются в направлениях, указанных стрелками;

ручка начальной выставки карты (под крышкой), с помощью которой положение карты согласуется с положением шкалы сельсина-приемника.

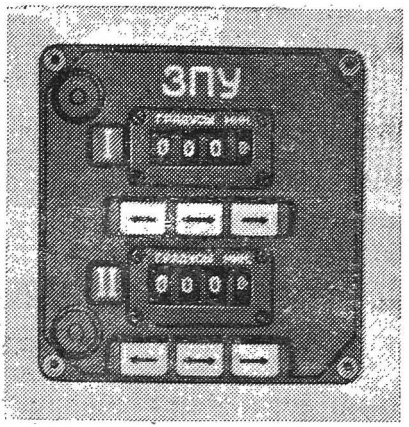


Рис. 5.4. Задатчик путевых углов (блок В-140)

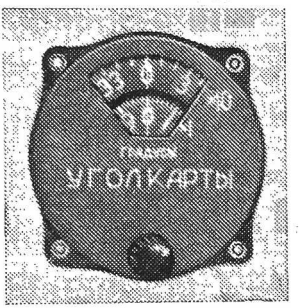


Рис. 5.5. Задатчик угла карты (блок Б-8М)

Блок отработки параметров ветра В-57 показан на рис. 5.7. На его лицевой панели расположены кнопки и счетчик «$\delta_{град}$» установки направления ветра, ручка и шкала «$\Delta_{град}$» выставки угла схождения меридианов, кнопки и счетчик «U км/ч» установки и отсчета скорости ветра.

Индикаторные блоки В-140, В-51, В-52, В-57 и Б-8М размещены на среднем пульте кабины экипажа.

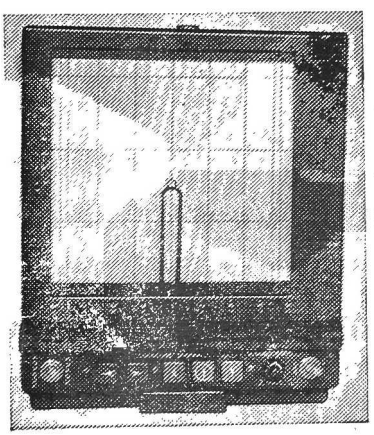


Рис. 5.6. Индикатор-планшет ИП-3

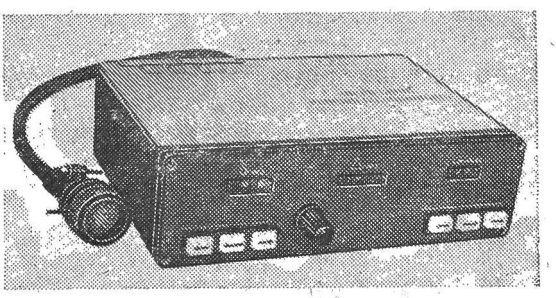


Рис. 5.7. Блок отработки параметров ветра В-57

ИП-3 установлен на амортизационной раме, под средней приборной доской.

На лицевых панелях вычислительных блоков, установленных в первом техническом отсеке самолета, расположены органы регулировки и гнезда контроля напряжений с соответствующими надписями.

В блоке усиления В-39 размещены потенциометры регулировки: напряжения питания масштабных усилителей и масштабов сигналов бокового уклонения и скорости бокового уклонения, выдаваемых в систему АБСУ-154.

В блоке преобразования В-53 имеются потенциометры регулировки масштабов:

напряжения дальности системы РСБН-2СА;

координат самолета в режиме преобразования;

координат радиомаяка в режиме коррекции;

координат пункта в режиме преобразования;

линейного упреждения разворота;

путевой скорости, выдаваемой в блок импульсной раскладки В-56;

величины обратной связи в схемах отработки координат в режимах коррекции и преобразования.

В блоке построения навигационного треугольника В-54 расположены потенциометры регулировки:

масштаба угла сноса и путевой скорости в режимах «Работа» и «Память»;

фазы напряжения в схеме построения навигационного треугольника;

фазы в цепи питания потенциометра от системы СВС-ПН-15-4;

величины обратной связи в схеме отработки путевой скорости;

величины обратной связи в схеме отработки угла сноса;

величины обратной связи в схеме отработки курса;

величины обратной связи в схемах отработки составляющих ветра.

На шасси блока питания импульсных блоков В-41 расположены потенциометры регулировки тока стабилитрона и выходного напряжения 4В для работы логических схем блока В-56 и входного напряжения +27В.

Рамы В-42 с блоками В-39, В-53, В-54, В-56 и В-55 с блоками В-41 и БУП-3 и сетевые помехоподавляющие фильтры-блоки В-31М и В-34 установлены в техническом отсеке, на этажерке, у правого борта, между шпангоутами № 8 и 9.

Конструкция рамы, счетно-решающих блоков и индикаторов обеспечивает их легкосъемность. Соединяются блоки через малогабаритные штепсельные разъемы 2РМД, которые расположены на верхней плате блока В-55.

Здесь же расположены предохранители защиты.

5.3. ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ

Навигационный вычислитель НВУ-Б3 непрерывно автоматически счисляет местоположение самолета в частноортодромической системе координат, начало которой совмещено с конечным пунктом каждого участка маршрута. Координата S ориентирована вдоль линии заданного пути (ЛЗП), ось Z — перпендикулярна ей (рис. 5.8).

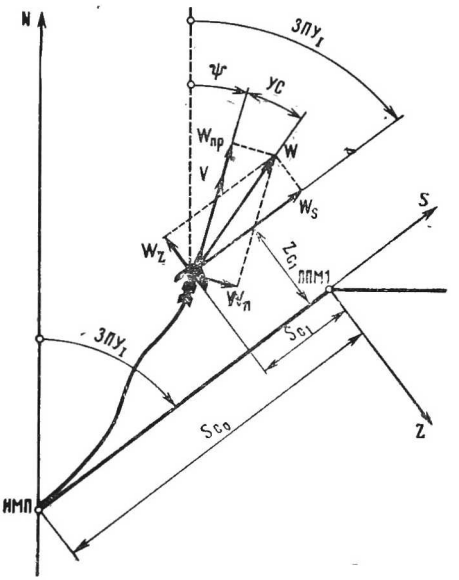


Рис. 5.8. Определение местоположения самолета методом счисления пути

Для плавного вывода самолета с одной частной ортодромии (ЧО) на другую необходимо вычислить текущие координаты самолета относительно следующей ЧО по взаимному положению этих участков ЛЗП. Эта задача решается вычислителем ВНУ-Б3 и называется преобразованием координат.

Для коррекции координат самолета, счисленных устройством ВНУ-Б3, формируются текущие координаты самолета относительно радиомаяка и сравниваются с данными от системы РСБН-2СА.

Координаты радиомаяка, по которому производится коррекция, программируются в вычислителе НВУ-Б3.

Счисление координат

Текущие частноортодромические координаты самолета (см. рис. 5.8) счисляются интегрированием составляющих вектора путевой скорости W согласно управлениям:

$$\left.\begin{aligned} S_{c1} &= S_{c0} - \int_{t_1}^{t_2} W_s\,dt, \\ Z_{c1} &= Z_{c0} - \int_{t_1}^{t_2} W_z\,dt, \end{aligned}\right\} \qquad (5.1)$$

где $S_{c1}Z_{c1}$ — текущие частноортодромические координаты самолета относительно первого промежуточного пункта маршрута (ППМ1);

S_{c0} — длина первой ортодромии;

W_s — составляющая путевой скорости самолета вдоль ортодромии;

$t_2 - t_1$ — время полета между двумя пунктами маршрута;

Z_{c0} — начальное линейное боковое уклонение (ЛБУ) самолета от оси маршрута;

W_z — составляющая путевой скорости самолета, перпендикулярная оси маршрута.

Уравнения (5.1) решаются интегрированием импульсов, частоты которых пропорциональны составляющим путевой скорости.

По характеру информации, поступающей в канал счисления, различают два режима работы навигационного вычислителя: «Работа», «Память».

В режиме «Работа» информация о путевой скорости W и угле сноса (УС) поступает в вычислитель НВУ-Б3 от системы ДИСС-3П в виде двух частот f_1 и f_2, которые связаны путевой скоростью W и углом сноса УС следующими соотношениями (рис. 5.9):

$$\left.\begin{aligned} f_1 &= \frac{55{,}6}{\lambda} W \cos\theta \cos(\beta - \text{УС}) = aW\cos(\beta - \text{УС}), \\ f_2 &= \frac{54{,}6}{\lambda} W \cos\theta \cos(\beta + \text{УС}) = aW\cos(\beta + \text{УС}), \end{aligned}\right\} \quad (5.2)$$

где θ — угол в вертикальной плоскости между продольной осью самолета и направлением излучения ДИСС-3П;

λ — длина волны излучения;

$$a = \frac{55{,}6}{\lambda}\cos\theta.$$

Ортодромические составляющие вектора W определяются через уравнения

$$\left.\begin{aligned} W_s &= W\cos(\psi - \text{ЗПУ} + \text{УС}) = W_{\text{пр}}\cos(\psi - \text{ЗПУ}) + \\ &+ W_{\text{п}}\sin(\psi - \text{ЗПУ}), \\ W_z &= W\sin(\psi - \text{ЗПУ} + \text{УС}) = W_{\text{пр}}\sin(\psi - \text{ЗПУ}) - \\ &- W_{\text{п}}\cos(\psi - \text{ЗПУ}), \end{aligned}\right\} \quad (5.3)$$

где ψ — курс самолета;

ЗПУ — заданный путевой угол ортодромии;

$W_{\text{пр}} W_{\text{п}}$ — продольная и поперечная составляющие путевой скорости в подвижной системе координат, оси которой направлены вдоль продольной оси самолета и перпендикулярно ей.

Выразив значения $W_{пр}$ и $W_{п}$ через f_1 и f_2, согласно приведенным уравнениям имеем

$$\left.\begin{aligned} f_1 &= aW(\cos\beta\cos УС + \sin\beta\sin УС),\\ f_2 &= aW(\cos\beta\cos УС - \sin\beta\sin УС),\end{aligned}\right\} \qquad (5.4)$$

а отсюда

$$f_1 + f_2 = 2aW\cos\beta\cos УС,$$

$$f_1 - f_2 = 2aW\sin\beta\sin УС,$$

$$W_{пр} = W\cos УС = \frac{f_1 + f_2}{2a\cos\beta},$$

$$W_{п} = W\sin УС = \frac{f_1 - f_2}{2a\sin\beta}.$$

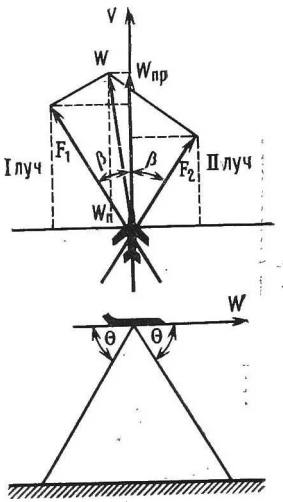


Рис. 5.9. Связь доплеровских частот с навигационными параметрами движения самолета

Подстановкой $W_{пр}$ и $W_{п}$ в (5.3) имеем

$$W_s = \frac{f_1 + f_2}{2a\cos\beta}\cos(\psi - ЗПУ) + \frac{f_1 - f_2}{2a\sin\beta}\sin(\psi - ЗПУ),$$

$$W_z = \frac{f_1 + f_2}{2a\cos\beta}\sin(\psi - ЗПУ) - \frac{f_1 - f_2}{2a\sin\beta}\cos(\psi - ЗПУ)$$

или, после подстановки значений a и β и ввода коэффициента $k_{см}$, характеризующего отражающие свойства подстилающей поверхности, формулы, реализующиеся в блоке В-56 импульсной раскладки, примут вид

$$\left.\begin{aligned} W_s &= k_{см}0{,}7924\,[f_1\cos(\psi - ЗПУ) + f_2\cos(\psi - ЗПУ) +\\ &+ f_1\sin(\psi - ЗПУ) - f_2\sin(\psi - ЗПУ)],\\ W_z &= k_{см}0{,}7924\,[f_1\sin(\psi - ЗПУ) + f_2\sin(\psi - ЗПУ) -\\ &- f_1\cos(\psi - ЗПУ) + f_2\cos(\psi - ЗПУ)].\end{aligned}\right\} \qquad (5.5)$$

Наряду с импульсной информацией из системы ДИСС-3П в вычислитель НВУ-Б3 поступает аналоговая информация о путевой скорости и угле сноса, которая используется совместно с информацией от систем ТКС-П2 и СВС-ПН-15-4 для формирования составляющих скоростей ветра U_x и U_y в системе координат, ось Y которой направлена вдоль северного направления истинного меридиана (рис. 5.10).

При этом навигационный вычислитель решает уравнения

$$\left.\begin{aligned} W_v - V &= U_y \cos\psi + U_x \sin\psi, \\ W_{\perp v} &= U_x \cos\psi - U_y \sin\psi, \end{aligned}\right\} \qquad (5.6)$$

где $W_v = W\cos УС$, $W_{\perp v} = W\sin УС$ — составляющие путевой скорости в системе координат, образованной вектором истинной воздушной скорости самолета V и перпендикуляром к нему.

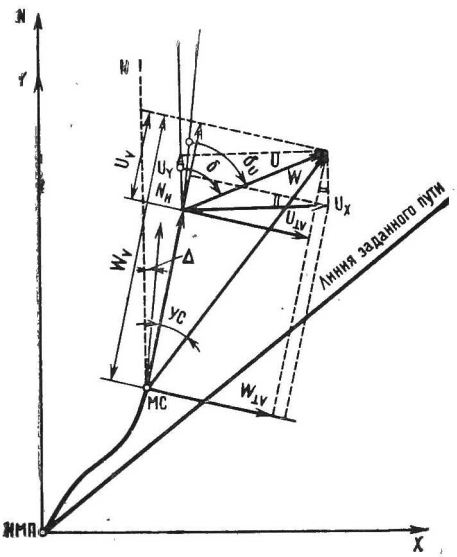


Рис. 5.10. Связь между составляющими путевой скорости самолета и параметрами ветра

Блоками параметров ветра В-57 формируются и отрабатываются значения направления и скорости ветра δ и U, определяемого из уравнений

$$\left.\begin{aligned} W_v - V &= U\cos(\delta - \psi), \\ W_{\perp v} &= U\sin(\delta - \psi), \end{aligned}\right\} \qquad (5.6а)$$

где $U\cos(\delta - \psi)$, $U\sin(\delta - \psi)$ — составляющие скорости ветра в системе координат, образованной вектором V и направлением, перпендикулярным к нему. При переходе системы ДИСС-3П в режим «Память» по запомненным значениям составляющих скорости ветра U, истинной воздушной скорости V и курса ψ формируется сигнал W согласно уравнениям

$$\left.\begin{aligned} W\cos УС - V - U_y\cos\psi - U_x\sin\psi &= 0, \\ W\sin УС - U_x\cos\psi + U_y\sin\psi &= 0 \end{aligned}\right\} \qquad (5.7)$$

или с помощью блока импульсной раскладки

$$\left.\begin{aligned} W\cos УС - V - U\cos(\delta - \psi) &= 0, \\ W\sin УС - U\sin(\delta - \psi) &= 0. \end{aligned}\right\} \qquad (5.7а)$$

Так как в режиме «Память» информации о W, ψ, УС, ЗПУ поступает в аналоговом виде, то формирование ортодромических составляющих путевой скорости W_s и W_z и преобразование их в информацию импульсного вида происходит в блоке импульсной раскладки В-56 согласно формулам

$$\left.\begin{aligned} W_s &= W\cos(\psi - ЗПУ + УС), \\ W_z &= W\sin(\psi - ЗПУ + УС). \end{aligned}\right\} \qquad (5.8)$$

Составляющие путевой скорости W_s и W_z интегрируются согласно уравнению (5.1) с помощью шаговых двигателей. Ввод информации от внешних систем, раскладку путевой скорости на составляющие и их интегрирование рассмотрим с помощью функциональной схемы (рис. 5.11).

Ортодромический курс вводится в вычислитель НВУ-Б3 от курсовой системы ТКС-П2 с помощью двухканальной сельсинной передачи с общим источником питания, работающей в режиме непрерывного слежения. Сигналы с роторов сельсинов-приемников *4* и *156* поступают на входы усилителей *2* и *158*, а с выходов подаются на двигатели *3* и *157*, которые разворачивают роторы сельсинов-приемников *4* и *156* до момента исчезновения напряжения на входах усилителей, что соответствует отработке текущего значения курса.

Значение УС, снимаемое с потенциометра с ДИСС-3П, сравнивается со значением УС, сформированным на потенциометре *24* в НВУ-Б3. Результат сравнения, являющийся сигналом рассогласования, через нормально-замкнутые контакты реле *21* и усилитель *22* поступает на двигатель *23*, который отрабатывает на оси потенциометра *24* текущее значение угла сноса.

Ввод W осуществляется с помощью потенциометрической передачи, датчик которой находится в ДИСС-3П, а приемник *34* — в узле отработки W НВУ-Б3.

Сигнал рассогласования через нормально-замкнутые контакты реле *31* и усилитель *32* поступает на двигатель *33*, который разворачивает ось потенциометра *34* до положения, соответствующего текущему значению W.

Заданные путевые углы ЗПУ-I и ЗПУ-II ЧО устанавливаются с помощью кнопок *8* и *14* на счетчиках блока В-140.

Сигналы, пропорциональные sin (ψ—ЗПУ) и cos (ψ—ЗПУ), формируются с помощью вращающихся трансформаторов (ВТ), установленных на осях отработки курса и ЗПУ. С ВТ *5*, связанного с осью отработки курса, снимается напряжение, пропорциональное текущему курсу самолета и через контакты реле *7* подается на ВТ *10*—при полете по нечетной ЧО или *12*—при полете по четной ЧО, с которых снимаются напряжения, пропорциональные sin(ψ—ЗПУ) и cos(ψ—ЗПУ) и через контакты реле *19, 27* и *20, 28* подаются в блок импульсной раскладки В-56.

Реле *19, 20* переключают сигналы, снимаемые с роторных обмоток ВТ *10, 12* в соответствии с номером ЧО.

Реле *27* и *28* переключают сигналы, выдаваемые в блок импульсной раскладки *29* в зависимости от режима: «Работа» или «Память».

Информация о W и УС по импульсному каналу подается в блок импульсной раскладки В-56 последовательно в виде доплеровских частот f_1 и f_2.

Составляющие W_s и W_z определяются в блоке импульсной раскладки, с выхода которого выдаются импульсы, частота следования которых пропорциональна этим составляющим.

В блоке импульсной раскладки непрерывно контролируется работа основных каналов и в случае неисправности на табло выдается сигнал «Резерва нет».

Этот же сигнал включает в работу резервный блок, который продолжает решение уравнений (5.5).

При отказе резервного блока на табло выдается сигнал «Отказ НВУ».

Импульсы с выхода блока *29* выдаются через усилители мощности *65, 124* и контакты реле *66, 125* на шаговые двигатели *51, 136* при полете по нечетной ЧО и *84, 118* при полете по четной ЧО.

Угол поворота осей шаговых двигателей *51, 136, 84, 118* пропорционален составляющим пройденного пути.

Одновременно с вращением осей шаговых двигателей изменяются показания счетчиков координат *53* или *86* и *139* или *123*, по которым отсчитываются текущие координаты самолета.

При работе системы ДИСС-3П, одновременно с решением уравнений (4.5), решаются и уравнения (5.6). Составляющие скорости ветра U_x и U_y определяются следующим образом.

С ВТ *25*, кинематически связанного с механизмом отработки УС, снимаются напряжения, пропорциональные sin УС и cos УС и подаются для питания потенциометров *35* и *36*, с движков которых снимаются напряжения, пропорциональные проекциям путевой скорости на оси подвижной системы координат W_v и $W_{\perp v}$. Значение истинной воздушной скорости с системы СВС-ПН-15-4 подается на элемент вычитания, на котором формируется сигнал разности $W_v - V$.

С роторных обмоток ВТ *6*, кинематически связанных с механизмом отработки курса, снимаются напряжения, пропорциональные $\sin\psi$ и $\cos\psi$, и подаются для питания потенциометров *45, 46* и *49, 50*.

Напряжения, выдаваемые потенциометрами *45, 46* механизма отработки U_x и *49, 50* механизма отработки U_y, алгебраически суммируются и сравниваются с сигналами, пропорциональными $W_v - V$ и $W_{\perp v}$. Результаты сравнения через контакты реле *42* и *43* подаются на входы усилителей *41* и *44*. Усиленные сигналы рассогласования подаются на двигатели *48* и *47* для отработки составляющих ветра.

При работе устройства в режиме «Память» навигационный построитель формирует сигналы путевой скорости и угла сноса по вычисленным составляющим скорости ветра и истинной воздушной скорости.

По сигналу «Память» срабатывают реле *42, 43* и отключают входы усилителей *41, 44*. На механизмах отработки U_x и U_y за-

поминаются составляющие скорости ветра по последним данным от систем ДИСС-3П, СВС-ПН-15-4 и ТКС-П2.

С элементов сравнения сигналы, пропорциональные ΔW_v и $\Delta W_{\perp v}$ через контакты реле *43, 21* и *42, 31*, подаются на входы усилителей *22* и *32*, а с усилителей на управляющие обмотки двигателей *33* и *23* для отработки значений путевой скорости и угла сноса.

Направление и скорость ветра формируются и отрабатываются следующим образом. При подключении блока В-57 через контакты реле *161, 162* на сравнение с сигналами W_v—V и $W_{\perp v}$ поступают напряжения $U\cos(\delta-\psi)$ и $U\sin(\delta-\psi)$, снимаемые с потенциометров *171, 173*.

Результаты сравнения через нормально-разомкнутые контакты реле *159, 160* и квадрантный переключатель *167* поступают на входы усилителей *175* и *169*.

Усиленные сигналы направления и скорости ветра подаются на двигатели *174* и *168*, которые отрабатывают значения U и δ на счетчиках *172* и *166*.

С помощью дифференциала *164* формируется разность углов $\delta-\psi$, с выходной осью которого связаны ВТ, электродвигатели *170* и *167*. С ВТ *170* напряжения, пропорциональные $\sin(\delta-\psi)$ и $\cos(\delta-\psi)$, снимаются и поступают на потенциометры *171, 173*, движки которых разворачиваются на угол, пропорциональный скорости ветра. Таким образом, ВТ *167* выполняет роль квадрантного переключателя для формирования направления и скорости ветра при работе системы ДИСС-3П.

По сигналу «Память» реле *42, 43* отключают квадрантный переключатель *167* и входы усилителей *169, 175*.

На потенциометрах *171, 173* запоминаются значения составляющих ветра $U\cos(\delta-\psi)$ и $U\sin(\delta-\psi)$, а на счетчиках — значения параметров U и δ.

С элементов сравнения сигналы ΔW_v и $\Delta W_{\perp v}$, определенные согласно уравнениям (5.7*а*), подаются через контакты реле *42, 31* и *43, 21* на входы усилителей *32* и *22*, откуда поступают на управляющие обмотки двигателей *33* и *23* для отработки W и УС.

Ручкой через дифференциал *165* вводится угол схождения меридианов Δ (определяется как угол между направлением меридиана аэродрома вылета и направлением меридиана, проходящего через точку местоположения самолета).

Ручной ввод параметров U и δ осуществляется с помощью органов управления, вынесенных на лицевую панель блока В-57 в режиме «Память». Для счисления координат в режиме «Память» согласно уравнениям (5.8) необходимо вводить в блок импульсной раскладки значения W и $\sin(\psi-\text{ЗПУ}+\text{УС})$, $\cos(\psi-\text{ЗПУ}+\text{УС})$, которые формируются следующим образом.

С потенциометра *39*, кинематически связанного с осью механизма отработки W, напряжение, пропорциональное W, подается в блок импульсной раскладки.

Сигналы, пропорциональные sin (ψ—ЗПУ+УС) и cos (ψ—ЗПУ+УС), формируются с помощью каскадно включенных ВТ, установленных на осях механизмов отработки ψ, ЗПУ и УС.

По сигналу «Память» к схеме формирования сигналов sin (ψ—ЗПУ) и cos (ψ—ЗПУ) подключается ВТ *26*, связанный с осью механизма УС.

С роторных обмоток ВТ *26* через контакты реле *27*, *28* сигналы, пропорциональные sin (ψ—ЗПУ+УС) и cos (ψ—ЗПУ+УС), снимаются и подаются в блок импульсной раскладки.

В блоке импульсной раскладки решаются уравнения (5.8) и с выхода снимаются импульсы с частотой следования, пропорциональной W_s и W_z, которые подаются на шаговые двигатели через усилители мощности *65*, *124* и реле *66*, *125*.

Преобразование координат

Исходными данными для определения координат самолета относительно следующей ЧО являются текущие координаты, координаты очередного пункта маршрута и взаимное положение текущей и следующей ЛЗП (рис. 5.12).

Текущие и преобразованные координаты связаны следующими соотношениями:

$$\left.\begin{aligned} S_{cII} &= S_{пр} + S_{пII}, \\ Z_{cII} &= Z_{пр} + Z_{пII}, \\ Z_{пII} &= 0; \end{aligned}\right\} \qquad (5.9)$$

$$\left.\begin{aligned} S_{пр} &= S_{cI}\cos \Delta ЗПУ - S_{cI}\sin \Delta ЗПУ, \\ Z_{пр} &= Z_{cI}\sin \Delta ЗПУ + Z_{cI}\cos \Delta ЗПУ, \\ \Delta ЗПУ &= ЗПУ_{I} - ЗПУ_{II}. \end{aligned}\right\} \qquad (5.10)$$

Вычисленные по этим формулам $S_{c\,II}$ и $Z_{c\,II}$ обеспечивают непрерывность счисления пути при переходе с одной ЧО на другую.

В НВУ-Б3 счисленные и преобразованные координаты индицируются с помощью двух индикаторных блоков В-52. На одном из них отрабатываются счисленные текущие координаты самолета и устанавливаются координаты маяка коррекции. На другом блоке устанавливаются координаты поворотного пункта следующей ЧО и отрабатываются преобразованные текущие координаты самолета относительно следующей ЧО. С переходом на новую ЧО меняются функции, выполняемые индикаторными блоками В-52. В результате координаты счисляются блоком, на котором были отработаны преобразованные координаты, а пре-

образовываются координаты блоком, на котором происходило счисление.

При полете по нечетной ЧО текущие координаты самолета $S_{с\,I}$ и $Z_{с\,I}$ индицируются на счетчиках *53* и *139*; координаты маяка $S_м$, $Z_м$ устанавливаются на счетчиках *83* и *130*; координаты следующего поворотного пункта маршрута $S_п$, $Z_п$ вводятся на счетчиках *97, 113*, преобразованные текущие координаты относительно следующей ЧО отрабатываются на счетчиках *86, 123*.

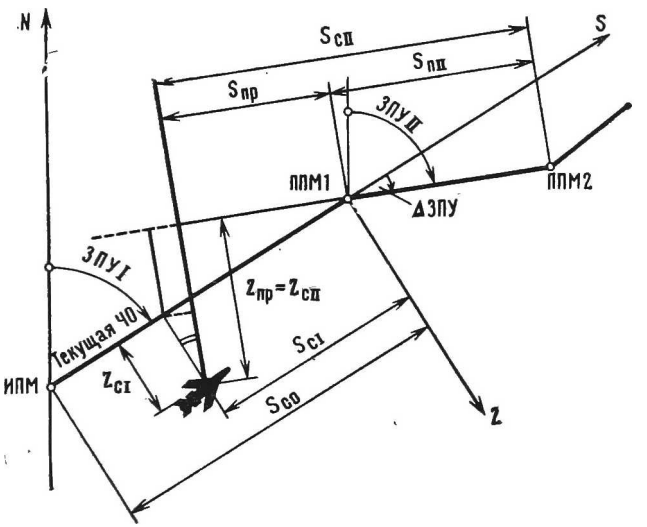


Рис. 5.12. Схема связи между текущими и преобразованными координатами самолета

Исходные координаты самолета относительно поворотного пункта маршрута вводятся на счетчики с помощью кнопок «Установка координат» на блоке В-52.

По сигналам, поступающим с кнопок, срабатывают реле *69, 129* и муфты *71, 137*. Напряжение переменного тока через нормально-замкнутые контакты реле *69* и *129* подается на двигатели *70* и *131*, вращение которых через электромагнитные муфты *71* и *137* передается на оси отработки $S_{с\,I}$, $Z_{с\,I}$ и связанные с ними счетчики *53, 139*.

Координаты следующего поворотного пункта маршрута $S_{п\,II}$ и $Z_{п\,II}$ устанавливаются по счетчикам *97* и *113* аналогично.

Сигналы с кнопок «Установка координат» подаются на реле *93* и *11*, муфты *96* и *114* и двигатели *94* и *112*, вращение которых передается на оси отработки координат и связанные с ними счетчики *97* и *113*. Координаты пункта $S_{п\,II}$ и $Z_{п\,II}$ вводятся на потенциометры *99* и *116* через дифференциалы *98* и *115*. Значения координат самолета от двигателей *51* и *136* передаются че-

рез дифференциалы *52* и *138* на оси сельсинов-датчиков *54*, *55*, *140* и потенциометров *56*, *141*, а через дифференциалы *81* и *132* — на оси потенциометров *82* и *134*. Одновременно на счетчиках *53* и *139* индицируются текущие координаты самолета, указывающие расстояние до поворотного пункта и боковое уклонение от ЛЗП.

Разность Δ ЗПУ формируется в задатчике ЗПУ с помощью дифференциала *11*, на выходной оси которого установлен ВТ *15*, работающий в схеме преобразования координат.

С потенциометров *56* и *141*, расположенных на оси счисления, снимаются напряжения, пропорциональные текущим координатам самолета относительно поворотного пункта $S_{с\,I}$, $Z_{с\,I}$, которые через контакты реле *57* и *142* и масштабные усилители *58* и *143* поступают на статоры обмотки ВТ *156*, установленного на оси отработки Δ ЗПУ. На ВТ *15* решается уравнение (6.10), и с его роторных обмоток снимаются напряжения, пропорциональные $S_{пр}$ и $Z_{пр}$.

Напряжения, пропорциональные разности координат $S_{с\,II}$—$S_{п\,II}$ и $Z_{с\,II}$—$Z_{п\,II}$, снимаются с потенциометров *99* и *116* и через нормально-замкнутые контакты реле *100*, *117* подаются на сравнение с координатами.

Результаты сравнения через нормально-замкнутые контакты реле *91* и *109* подаются на входы усилителей *92*, *110* и далее через контакты реле *93* и *111* на двигатели *94* и *112*. Вращение двигателей *94* и *112* передается через электромагнитные муфты *95*, *119* и дифференциалы *85*, *120* на счетчики *86*, *123*, которые отрабатывают текущие координаты самолета относительно следующей ЧО. Значения этих координат передаются через дифференциалы *98* и *115* на оси ввода программы.

На дифференциалах *98* и *115* производится механическое вычитание из отрабатываемых координат $S_{с\,II}$, $Z_{с\,II}$, координат пункта $S_{п\,II}$, $Z_{п\,II}$, введенных ранее на потенциометры *99* и *116*.

Уравнения (5.9) и (5.10) решаются до тех пор, пока на счетчиках *86* и *123* не отрабатываются координаты $S_{с\,II}$ и $Z_{с\,II}$.

Для перехода на следующую ЧО необходимо запрограммировать ЛУР с помощью задатчика *59*.

Переход на четную ЧО происходит по сигналу +27 В ЧО II, который появляется в момент прохождения самолетом точки, дальность от которой до пункта поворота равна программному значению ЛУР.

Появление сигнала +27 В ЧО II приводит к срабатыванию реле *57*, *66*, *91*, *109*, *125*, *142*, которые переключают режим счисления с одного индикаторного блока на другой. Счисляются координаты шаговыми двигателями *84* и *118* и соответственно счетчиками *86*, *123*.

Координаты следующего поворотного пункта маршрута $S_п$ и $Z_п$ устанавливаются на счетчиках *83* и *130* с помощью кнопок «Установка координат».

По сигналам, поступающим с кнопок, срабатывают реле *69*, *129* и напряжение переменного тока подается на двигатели *70*, *131*, вращение которых через электромагнитные муфты *80*, *133* передается на счетчики *83*, *130*.

Напряжения, пропорциональные текущим координатам самолета, снимаются с потенциометров *89* и *122* и через нормально-разомкнутые контакты реле *57* и *142* подаются в канал преобразования, который работает так же, как и при полете по нечетной ЧО. В канале преобразования решаются те же уравнения (5.9), (5.10).

Напряжения, пропорциональные разности координат $S_с—S_п$, $Z_с—Z_п$, снимаются с потенциометров *82* и *134* и подаются на сравнение с преобразованными координатами через нормально-замкнутые контакты реле *100*, *117*.

Результаты сравнения координат через нормально-разомкнутые контакты реле *91* и *109*, усилители *68* и *128* подаются на двигатели *70* и *131*, вращение которых через электромагнитные муфты *71* и *137* передаются на счетчики *53* и *139*, отрабатывающие текущие координаты самолета относительно следующей ЧО.

Сигнал +27 В ЧО II формируется следующим образом. Программное значение ЛУР, установленное на задатчике *59*, сравнивается с текущим значением координаты $S_{с\,I}$, снимаемым с потенциометра *56* через контакты реле *57* и масштабный усилитель *58*.

При $S_{с\,I} > S_{ЛУР}$ разностный сигнал, снимаемый с элемента сравнения, не пропускается схемой, состоящей из усилителя *60* и фазочувствительного реле *61*, и проходит при $S_{с\,I} < S_{ЛУР}$.

Реле *61* подает сигнал +27 В на табло *16* «Смена ЧО» и реле времени *62*, исключающее возможность появления ложных сигналов, которые с задержкой 10 с управляющий сигнал выдает на триггер *63*.

Появление сигнала ЛУР на триггере, который запускается и выдает сигнал +27 В ЧО II означает, что самолет находится в точке, с которой должен начинаться разворот на следующую ЧО.

По этому сигналу переключаются реле *19, 20, 57, 66, 67, 72, 76, 91, 100, 108, 109, 117, 125, 127, 135, 142*.

Сигнал +27 В ЧО II подается с выхода триггера *63* до тех пор, пока на его вход не поступит новый сигнал ЛУР, который возвратит триггер и все реле в исходное состояние.

Коррекция координат

Метод счисления координат, принятый в НВУ-Б3, обладает свойством интегрирования абсолютных погрешностей, возникающих при формировании составляющих путевой скорости. Поэтому предусмотрена позиционная коррекция координат самолета по данным системы РСБН-2СА.

Система РСБН-2СА измеряет полярные координаты самолета азимут A и дальность D относительно наземного радиомаяка, координаты которого заранее известны. Точность определения полярных координат системой РСНБ-2СА выше точности определения координат с помощью НВУ-Б3. Это используется для коррекции координат самолета, которая возможна при непрерывном измерении азимута и дальности самолета относительно радиомаяка.

При нарушении режима измерения азимута и дальности с помощью системы РСБН-2СА коррекция текущих координат самолета прекращается и восстанавливается только после выявления достоверности измеряемых величин.

Связь навигационного вычислителя НВУ-Б3 с системой РСБН-2СА осуществляется в двух направлениях. Навигационный вычислитель НВУ-Б3 формирует и выдает в систему РСБН-2СА:

ортодромические составляющие путевой скорости W_s и W_z;

разность текущего азимута самолета и угла карты, введенного вручную с помощью задатчика Б-8М;

разность запрограммированных вручную ортодромических координат маяка РСБН и самолета $S_{см}$, $Z_{см}$.

Система РСБН-2СА формирует и выдает в навигационный вычислитель НВУ-Б3 оцененный на достоверность текущий азимут самолета A и при включенном режиме коррекции корректирующие поправки ΔS и ΔZ к счисленным автономно координатам самолета.

Ортодромические составляющие путевой скорости навигационный вычислитель формирует в соответствии с уравнениями

$$\left.\begin{aligned} W_s &= W\cos(\psi - \text{ЗПУ} + \text{УС}),\\ W_z &= W\sin(\psi - \text{ЗПУ} + \text{УС}). \end{aligned}\right\} \qquad (5.11)$$

Эти составляющие снимаются с потенциометров *37*, *38* (см. рис. 5.11), которые механически связаны с осью отработки W и питаются напряжением переменного тока, пропорциональным $\sin(\psi - \text{ЗПУ} + \text{УС})$ и $\cos(\psi - \text{ЗПУ} + \text{УС})$, выдаваемым с ВТ *5*, *10* или *12*, *26*.

Сигналы, пропорциональные W_s, W_z, проходят через фазочувствительные выпрямители *149*, *150* и выдаются в систему РСБН-2СА в виде напряжений постоянного тока.

Разность углов $(A—\psi_к)$ строится с помощью дифференциального сельсина *151*, который питается напряжением, пропорциональным A, и ротор его поворачивается вручную на угол карты. Введение угла карты $\psi_к$ необходимо для согласования систем координат, принятых в НВУ-Б3 и РСБН-2СА.

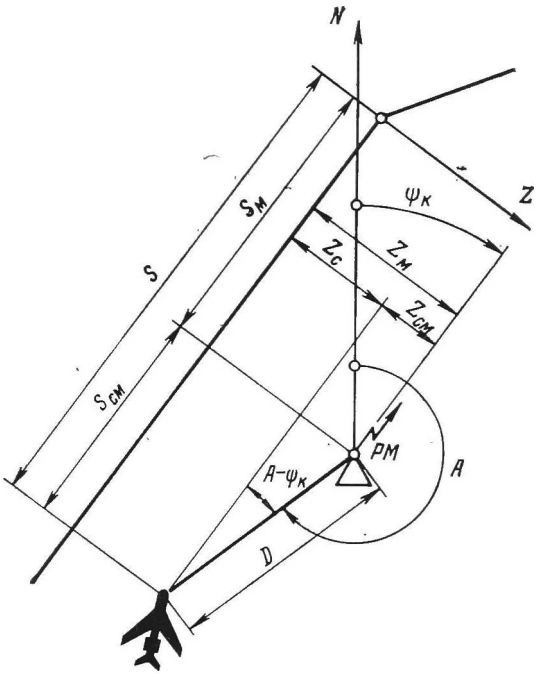


Рис. 5.13. Построение частноортодромических координат самолета относительно радиомаяка по азимуту и дальности до него

С дифференциального сельсина *151* снимается напряжение, пропорциональное углу $(A—\psi_к)$ и подается в систему РСБН-2СА.

Разность ортодромических координат самолета и запрограммированных координат маяка (рис. 5.13)

$$S_{с.м}=S_с—S_м,$$

$$Z_{с.м}=Z_с—Z_м$$

формируется в вычислителе НВУ-Б3 механическим вычитанием указанных координат с помощью механических дифференциалов.

Счисленные текущие координаты самолета $S_с$ и $Z_с$ передаются на потенциометры *82, 134* или *99, 116* через дифференциалы *81* и *132* или *98* и *115*.

На потенциометрах *82* и *134* или *99* и *116* формируются разности координат $S_{с.м}$ и $Z_{с.м}$, которые через контактные группы реле *72* и *135* подаются в систему РСБН-2СА.

Корректирующие поправки к автономно счисленным координатам самолета ΔS и ΔZ из системы РСБН-2СА подаются в навигационный вычислитель НВУ-Б3 через нормально-разомкнутые контакты реле *79*, *126* и нормально-замкнутые контакты реле *67* и *127* на входы усилителей *68*, *128* и далее через нормально-замкнутые контакты реле *69*, *129* на двигатели *70, 131,* которые через электромагнитные муфты *71, 137* передаются на счетчики *53, 139.*

При полете по четной ЧО поправки ΔS, ΔZ вводятся через нормально-замкнутые контакты реле *67* и *127*, усилители *92* и *110,* нормально-замкнутые контакты реле *93* и *111* и двигатели *94* и *112*, вращение которых через электромагнитные муфты *95* и *119* передается на оси счисления и связанные с ними счетчики *86*, *123*. Координаты маяка $S_м$, $Z_м$ устанавливаются по счетчикам *83* и *130* при полете по нечетной ЧО или по счетчикам *97* и *113* при полете по четной ЧО с помощью кнопок на блоке В-51.

По сигналам, выдаваемым с этих кнопок, срабатывают реле *69* и *129* и муфты *80* и *133,* и напряжение переменного тока подается на двигатели *70* и *131*, которые являются приводом счетчиков программных координат *83* и *130.*

Одновременно с вводом координат маяка по счетчикам *83* и *130* задаваемые координаты отрабатываются на потенциометрах *82* и *134.*

При полете по четной ЧО координаты вводятся с помощью реле *93* и *111,* муфт *96* и *114* двигателей *94* и *112,* счетчиков *97* и *113* и связанных с ними потенциометров *99* и *116.*

Для коррекции координат необходимо выключатель на блоке В-51 установить в положение «Коррекция». При готовности системы РСБН-2СА к проведению коррекции в устройство НВУ-Б3 выдается сигнал и на пульте управления В-51 загорается лампа «Коррекция включена».

Индикация местоположения самолета

В навигационном вычислителе НВУ-Б3 предусмотрена непрерывная индикация местоположения самолета на картографическом планшете, в котором используется карта в виде ленты с нанесенными в порядке полета участками маршрута. Линия заданного пути каждого участка ориентирована вдоль ленты. Движение карты в окне планшета совпадает с направлением перемещения местности под самолетом. Местоположение самолета на карте указывается с помощью визира. Перемещение визира в направлении, перпендикулярном линии заданного пути, указывает величину бокового уклонения. Поэтому карта перемещается в планшете со скоростью, пропорциональной изменению те-

кущей координаты самолета по оси S, а перемещение визира — со скоростью, пропорциональной изменению скорости самолета по оси Z.

С переключением счисления координат в систему отсчета следующей ЧО необходимо вызвать в окне планшета карту со следующим участком маршрута.

Вызов карты следующего участка производится сигналом ЛУР, с появлением которого происходит быстрое перемещение (скачок) карты.

Текущие координаты самолета выдаются в планшет с помощью сельсинной передачи, работающей в трансформаторном режиме.

При полете по нечетной ЧО напряжение, пропорциональное расстоянию, пройденному вдоль оси S, подается с сельсина-датчика *55* (см. рис. 5.11) и нормально-замкнутые контакты реле *73, 76* на сельсин-приемник *77*, с ротора которого напряжение рассогласования поступает на вход усилителя *78* и далее через схему «скачка» *64* на двигатель *75*, который перемещает карту *74*. При отсутствии сигнала ЛУР схема «скачка» *64* не включается.

При полете по четной ЧО датчиком координаты S_c служит сельсин *88*, сигнал с которого через контакты реле *90, 76* подается на следующую систему.

При появлении сигнала ЛУР на входе схемы скачка *64* происходит ее запуск и на двигатель *75* подается напряжение переменного тока, который перемещает карту с большой скоростью до появления в окне следующего участка маршрута.

После «скачка» карты положение сельсина-приемника *77* согласуется с сельсином-датчиком *55* или *88*.

Напряжение, пропорциональное боковому уклонению от ЛЗП, снимается с сельсина-датчика *140* или *121* и через контакты реле *108* подается на сельсины-приемники *104* и *105*. Усиленное напряжение с усилителя *102* подается на двигатель *107* перемещения визира *106* и сельсина-приемника *104*. Для перехода на крупномасштабную карту сигнал с переключателя «Маршрут—аэродром» вызывает переключение системы отработки координат:

$S_{c\,I}$ с сельсина-датчика *55* на сельсин-датчик *54*;

$S_{c\,II}$ с сельсина-датчика *88* на сельсин-датчик *87*;

Z с сельсина-приемника *104* на сельсин-приемник *105*.

Выдача параметров в бортовую систему управления

При полете по маршруту НВУ-Б3 выдает в бортовую систему управления сигналы Z, $\dot{Z}$ и ЗПУ, которые индицируются на приборах и используются для формирования команд автоматического и полуавтоматического управления.

Напряжение, пропорциональное Z, снимается с потенциометров *122* или *141*, связанных с осью счисления координат, через контакты реле *142*, масштабный усилитель *143*, развязывающий усилитель *144* и фазочувствительные выпрямители *145, 155* подается в автоматическую бортовую систему управления АБСУ-154 и для индикации на навигационно-пилотажных приборах

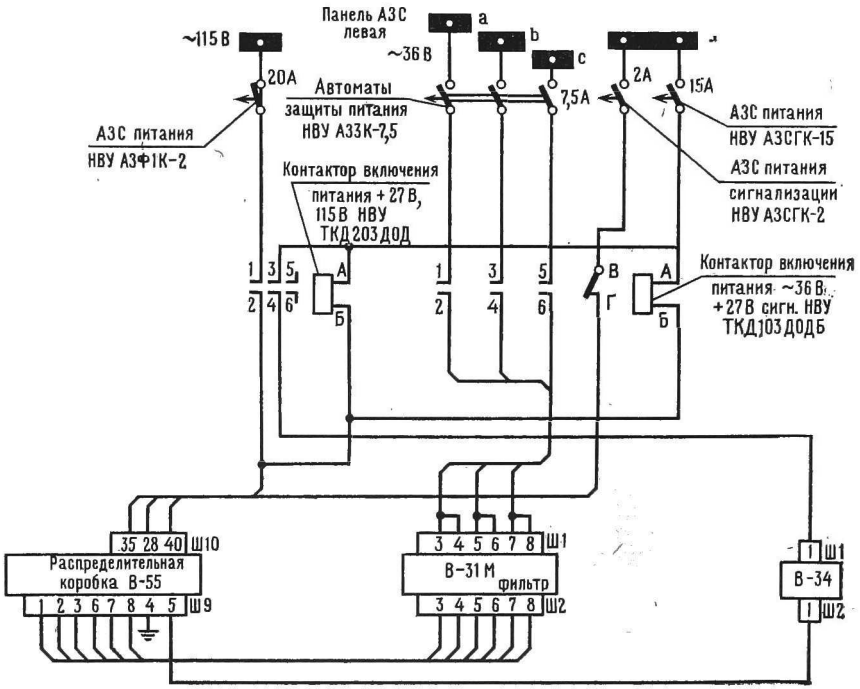


Рис. 5.14. Схема электропитания вычислителя НВУ-Б3

ПНП-1 и ПКП-1. В цепь индикации включен магнитный усилитель *146*, повышающий крутизну выдаваемого параметра до необходимой величины.

Напряжение, пропорциональное скорости бокового уклонения, формируется на потенциометре *38*, расположенном в механизме отработки путевой скорости. При этом решается уравнение

$$\dot{Z} = W_Z = W \sin(\psi - \text{ЗПУ} + \text{УС}).$$

Потенциометр *38* питается переменным напряжением, пропорциональным sin (ψ—ЗПУ+УС), выдаваемым с ВТ *5, 10, 12, 26*. Это напряжение через усилитель *148* и фазочувствительный выпрямитель *149* подается в АБСУ-154 для формирования команд управления. ЗПУ выдается в АБСУ-154 с помощью дис-

танционной передачи, датчик которого установлен на оси задатчика ЗПУ, а приемник в АБСУ-154.

При полете по нечетной ЧО ЗПУ выдается с сельсина-датчика *9*, а при полете по четной ЧО — с сельсина-датчика *13*.

Переключение цепи выдачи ЗПУ с одного датчика на другой производит реле *13 а*, срабатывающее по сигналу +27 В ЧО II.

Устройство НВУ-Б3 питается от левой панели автоматов защиты (рис. 5.14) от однофазной сети 115 В 400 Гц через АЗФ1К-2; от трехфазной сети 36 В 400 Гц через АЗ3К-7,5; от сети постоянного тока 27 В через АЗСГК-15.

Цепи сигнализации питаются от сети постоянного тока 27 В через АЗСГК-2.

5.4. ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Для использования вычислителя НВУ-Б3 необходимо выполнить ряд операций.

1. На пульте управления В-51 установить в положение «Откл.» следующие органы управления: выключатель «Коррекция»; переключатели «ЛУР», «Сеть» и «Счисление».

2. На блоке параметров ветра В-57 установить угол схождения меридианов, равным нулю.

3. Включить АЗС питания НВУ-Б3 и установить переключатель «Сеть» на пульте управления В-51 в положение «Вкл.». При этом на пульте В-51 должна загораться сигнальная лампа «Исправность»;

на блоке В-52 I должны загораться табло «Самолет» и «Маяк», а на блоке В-52 II — табло «Пункт»;

на блоке В-140 должно загораться табло «I».

Если на блоке В-52 I горит табло «Пункт», а на блоке В-52 II — табло «Самолет» и «Маяк», то необходимо перевести переключатель «ЛУР» в положение «Принуд.» и вновь вернуть его в положение «Откл.».

4. Установить данные для полета на первом участке маршрута, для чего:

на блоке В-51 переключатель координат установить в положение «*Z*»;

нажимая кнопки «Установка координат», задать на счетчике блока В-52 I $Z=0$;

на блоке В-51 переключатель координат установить в положение «*S*»;

нажимая кнопки «Установка координат», задать на счетчике блока В-52 I длину первого участка маршрута;

на счетчике «I» блока В-140 установить значение ЗПУ первого участка маршрута, отсчитанного от меридиана точки выставки курсовой системы.

После установки нужных значений координат пунктов переключатель координат на блоке В-51 ставится в положение «Откл.».

На блоке В-140 по счетчику, табло которого не горит, устанавливается значение ЗПУ очередного участка маршрута.

В момент выхода на исходный пункт маршрута (ИПМ) на блоке В-51 включается выключатель «Счисление». При этом на счетчиках «Самолет» блока В-52 I начнут уменьшаться значения координаты S, а при боковом уклонении от ЛЗП будут изменяться значения координаты Z (при уклонении вправо $+Z$, влево $-Z$).

Для программирования любых последующих ЧО необходимо:

переключатель координат установить в положение «$Z_{\text{пункт}}$»;

кнопками «Установка координат» задать на одном из блоков В-52 (на котором горит табло «Пункт») значение $Z=0$;

переключатель координат установить в положение «$S_{\text{пункт}}$»;

кнопками «Установка координат» задать на том же счетчике блока В-52 (под надписью «Пункт») значение длины очередного участка маршрута.

Для наглядной индикации координат самолета необходимо подготовить и установить в индикатор-планшет карту маршрута.

В вычислителе НВУ-Б3 должны применяться аэронавигационные карты поликонической проекции двух масштабов, изготовленные в виде лент длиной до 12 м и шириной 180 мм. С правой стороны карты, наматываемой на катушку, должны быть перфорации.

На карту наносят:

маршрут полета в одном направлении в виде ортодромий с основным и запасным аэродромами посадки.

Маршрут наносят на карту с учетом следующих требований:

максимальная дальность маршрута не должна превышать 5000 км;

ЧО наносят на карту в виде прямых линий, совпадающих с продольной осью карты;

конец каждой ЧО должен совпадать с нулевой отметкой перфорации карты;

максимальная длина ЧО не должна превышать 950 км;

ЧО длиной менее 100 км, следующие друг за другом, необходимо наносить на карту так, чтобы линия, соединяющая первый и последний пункты этих ортодромий, совпадала с продольной осью карты;

расстояние между концом предыдущей и началом последующей ЧО должно быть 100—300 мм;

каждая ЧО, нанесенная на карту, отделяется от соседних разделительной полосой белого цвета;

к начальному пункту каждой ЧО должен быть привязан участок предыдущей ЧО со своим ЗПУ, к концу каждой ЧО — участок последующей ортодромии со своим ЗПУ; изображение этих участков наносится в зоне «Скачок».

Карта аэродрома посадки выполняется так, чтобы аэродром на карте масштаба 1 : 2000000 и центр ВПП на карте масштаба I : 500000 совпадали с нулевой отметкой перфорации.

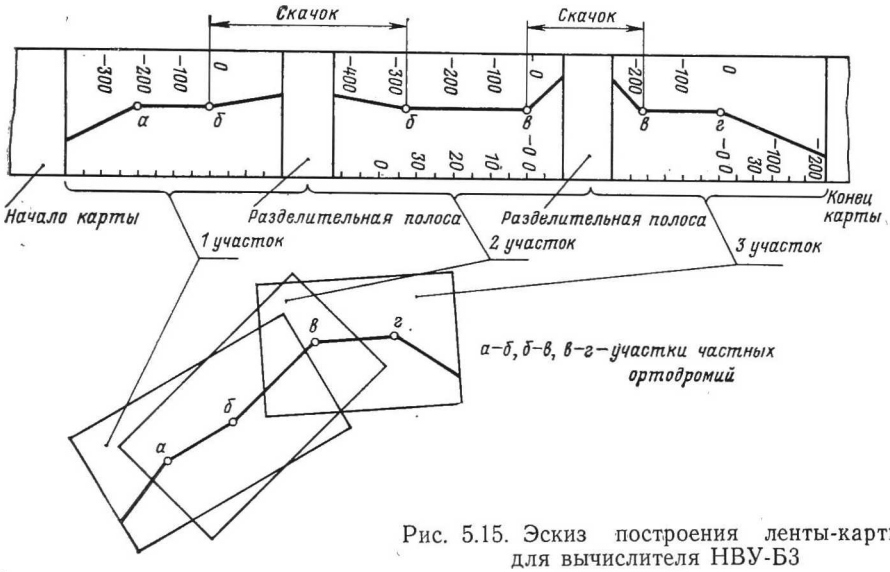


Рис. 5.15. Эскиз построения ленты-карты для вычислителя НВУ-Б3

Продольная осевая линия карт обоих масштабов должна быть общей.

На краях видимого поля карты должны быть нанесены двусторонние шкалы для отсчета координаты вдоль маршрута, начало этих шкал должно совпадать с концами ЧО.

Карта маршрута запасного аэродрома и его района размещается на ленте после карты района основного аэродрома посадки и наматывается на катушку изображением наружу, чтобы сторона с отверстиями перфорации была обращена к щетке с зубчатым колесом. Эскиз построения ленты-карты показан на рис. 5.15.

При подготовленном и включенном индикаторе-планшете ИП-3 с момента начала счисления текущих координат самолета лента-карта в блоке ИП-3 начнет перемещаться сверху вниз, а визир будет индицировать местоположение самолета.

Текущие значения координаты S может быть прочитано по шкале дальности, нанесенной на лицевой панели блока ИП-3.

При полете по маршруту переключатель «Аэродром—маршрут» устанавливается в положение «Маршрут», а при полете в районе аэродрома посадки — в положение «Аэродром».

При подходе визира к краю индикаторного окна на блоке ИП-3 загорается сигнальная лампа «$Z_{макс}$», извещающая о том, что самолет вышел за пределы видимой карты.

Визир возвращается в рабочее положение автоматически после входа самолета в зону, изображенную на карте.

При выходе самолета на ЛУР в течение 3—6 с осуществляется «Скачок» карты для индикации полета по следующему участку маршрута.

Если нарушается работа схемы «Скачок» при переходе на очередную ЧО, необходимо нажать на индикаторе-планшете кнопку «Вниз», что должно вызвать быстрое перемещение карты. При подходе начала следующей ЧО к перекрестию визира необходимо отпустить кнопку. Дальнейшее согласование местоположения происходит автоматически.

Перед подходом к аэродрому посадки необходимо переключатель «Аэродром—маршрут» установить в положение «Аэродром», нажать на индикаторе-планшете кнопку «Вниз» и перематывать карту до появления в окне планшета нужного участка местности.

После отпускания кнопки перемотки положение карты и визира согласуются автоматически.

Работоспособность вычислителя НВУ-Б3 проверяется в той же последовательности, в которой он используется в полете:

1. Кнопками «Установка координат» на блоке В-51 установить следующие значения координат:

на счетчиках блока В-52 с включенным подсветом «Самолет» $S_с = -80$ км, $Z_с = 4$ км;

на счетчиках блока В-52 с включенным подсветом «Пункт» $S_п = -100$ км, $Z_п = 0$;

на счетчиках блока В-52 с включенным подсветом «Маяк» $S_м = 200$, $Z_м = 0$.

2. Включить и проверить работоспособность систем ТКС-П2, ДИСС-3П, СВС-ПН-15-4.

3. На пульте управления измерителя ДИСС-3П переключатель рода работ установить в положение «Контроль».

4. С помощью нажимного переключателя «Задат. курса» на пульте управления системы ТКС-П2 по шкале прибора ПНП-1 установить курс 45°.

5. По истечении 10 мин на блоке В-51 выключатель «Счисление» установить в положение «Включено». При этом показания счетчика S на блоке В-51 должны уменьшаться по абсолютной величине.

6. Когда значение координаты S на счетчике блока В-521 с включенным подсветом «Самолет» станет меньше 20 км, пере-

ключатель ЛУР на блоке В-51 установить в положение «25 км». При этом должно загореться табло «Смена ЧО» на средней приборной доске, а через 8—15 с должен переключиться подсвет надписей на блоках В-140 и В-52.

Координата Z на блоке В-52II по абсолютной величине должна быть более 100 км и в результате счисления непрерывно уменьшаться.

7. При значении координаты S на счетчике блока В-52 II меньше 80 км переключатель ЛУР на блоке В-51 установить в положение «Принуд.» и снова возвратить в положение «Откл.» При этом должна произойти смена частных ортодромий.

Инструментальные погрешности устройства НВУ-Б3 проверяют в лабораторных условиях с помощью контрольно-поверочной аппаратуры КПА-НВУ-Б3, имитирующей параметры связанных систем-датчиков.

Для определения инструментальных погрешностей отработки координат служит контрольная карта (рис. 5.16), выполненная в виде ленты длиной 1100 мм и шириной 180 мм.

На эту карту наносят:

продольные линии черного цвета от продольной оси карты в обе стороны на расстояниях ±25, ±50 и ±70 мм;

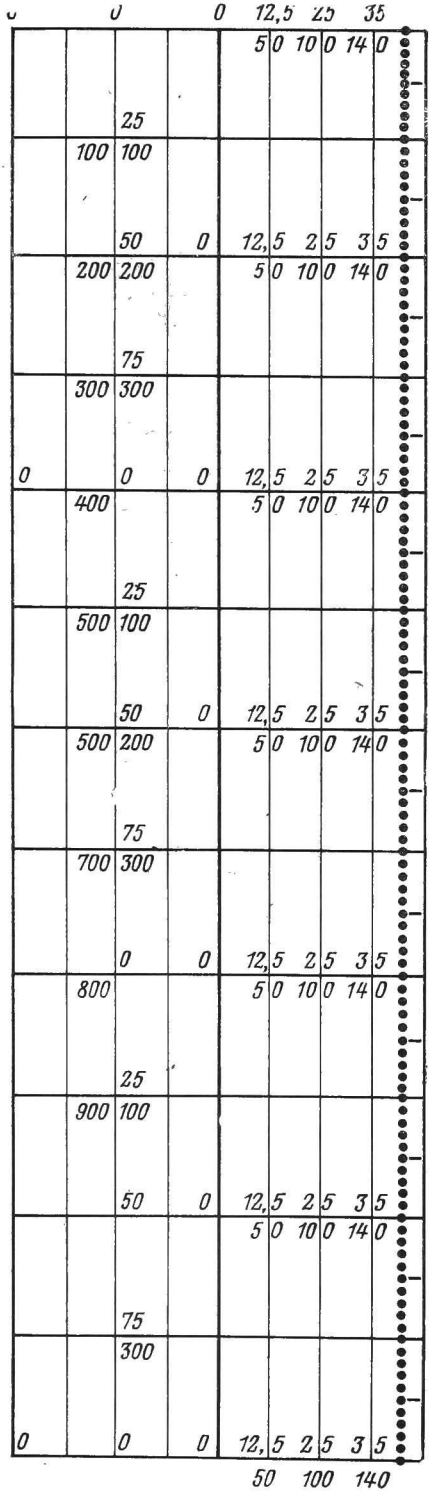


Рис. 5.16. Контрольная карта для определения инструментальных погрешностей индикации координат самолета

поперечные линии красного цвета на расстоянии, равном 50 мм друг от друга по всей длине карты.

Точки пересечения первой продольной линии с поперечными линиями имеют оцифровку 0—800. Точки пересечения продольных линий, проходящих в правой половине поля карты, с поперечными отмечены шкалой 0; $\frac{12,5}{50}$; $\frac{25}{100}$; $\frac{35}{140}$.

Верхние цифры шкал служат для отсчета координат при работе на масштабе 1 : 500000; нижние — на масштабе 1 : 2000000.

Внешние признаки и причины некоторых дефектов НВУ-Б3:

1. На приборной доске бортинженера загорается табло «Резерва нет» из-за неплотного контакта с рамой или отказа одного из блоков В-56.

2. На пульте поиска неисправностей ППН-3 загорается табло «Отказ НВУ-Б3» из-за отказа блоков В-56 или В-41.

3. На блоке В-51 не загорается лампа «Исправность» или автоматически не переключается ЧО из-за выхода из строя стабилизатора тока и напряжения в блоке В-39.

4. Нет автоматического и принудительного переключения ЧО — вышел из строя триггер блока В-39.

5. Нет принудительного переключения счетчика блока В-52I на блок В-52II — вышел из строя блок В-52II.

6. Автоколебания на счетчиках блоков В-52 по преобразованным координатам — отсутствует сигнал обратной связи или вышел из строя двигатель ДГ-1ТВ.

7. При совпадении курса и ЗПУ изменяются значения боковой координаты на счетчике блока В-52 — отказал блок В-54 (узел курса).

8. Задачи решаются наоборот (счетчики начисляют значения координат) — вышел из строя блок В-54.

9. На блоке В-51 не горит лампа «Коррекция» — вышел из строя блок коррекции в системе РСБН-2СА.

10. На блоке В-52 не преобразуются координаты, так как вышел из строя блок В-53.

Возникающие дефекты обычно устраняются заменой отказавших блоков исправными.

Для демонтажа блоков В-51, В-52, В-57, В-140, Б-8М необходимо:

отвернуть болты крепления;

вынуть блоки из гнезд, в которых они установлены;

отсоединить штепсельные разъемы с задней стороны блоков.

Для демонтажа блоков на рамах В-55, В-42, блока фильтров Б-31М и фильтра В-34 необходимо:

отсоединить штепсельные разъемы;

отвернуть болты крепления блоков к этажерке; снять блоки.

После замены блока В-51 необходимо проверить работоспособность схем ЛУР, моторной установки координат и сигнализации.

После замены блоков В-52 и В-53 проверяется точность работы вычислителя НВУ-Б3 в режиме «Коррекция» и «Преобразование».

Если погрешности счисления окажутся выше допустимых, регулируются сопротивления потенциометров на лицевой панели блока В-53. При замене блока В-54 проверяется точность счисления координат в режиме «Память». Регулируется точность с помощью потенциометров, расположенных на лицевой панели блоков В-54.

После замены блоков В-39 проверяется погрешность выдачи параметров Z, $\dot{Z}$. При замене блока В-140 проверяется точность обработки ЗПУ. После замены блоков В-56 или В-41 проверяется счисление координат в режиме «Работа», а при замене блоков В-55, В-42, В-31М, В-34, Б-8М, БУП-3, ИП-3 — работоспособность НВУ-Б3.

ГЛАВА 6

УГЛОМЕРНО-ДАЛЬНОМЕРНАЯ СИСТЕМА БЛИЖНЕЙ НАВИГАЦИИ РСБН-2СА

6.1. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Угломерно-дальномерная радиотехническая система ближней навигации РСБН-2СА предназначена для:

непрерывного измерения и индикации полярных координат самолета (азимута и наклонной дальности) относительно наземного азимутально-дальномерного радиомаяка РСБН;

построения полярных координат самолета по данным навигационного вычислительного устройства НВУ-Б3 относительно радиомаяка;

коррекции текущих координат самолета, счисленных навигационным вычислительным устройством НВУ-Б3 по измеренным азимуту и дальности, логически оцененным на достоверность;

выдачи сигналов наземному радиомаяку РСБН для индикации отметки самолета на наземном индикаторном устройстве с возможностью его опознавания.

Дальность действия системы:

на высоте полета 10000 м — 360 км;

на высоте полета 5000 м — 250 км;

на высоте полета 250 м — 70 км.

Бортовое оборудование системы РСБН-2СА позволяет работать с сорока наземными радиомаяками на разных частотах.

Максимальная погрешность измерения параметров системой РСБН-2СА:

азимута $\pm 0{,}25°$;

наклонной дальности ± 250 м.

Погрешность коррекции координат самолета по данным системы РСБН-2СА $\pm (0{,}01D+3{,}5)$ км.

Мощность, потребляемая бортовым оборудованием системы:
по постоянному току 27 В — 150 Вт;
по переменному току 115 В 400 Гц — 700 В·А.

Масса комплекта бортового оборудования — 94 кг.

6.2. ОСОБЕННОСТИ, КОНСТРУКЦИЯ И РАЗМЕЩЕНИЕ

Конструктивно система представляет собой функционально связанные между собой отдельные блоки (рис. 6.1).

Блоки системы РСБН-2СА размещены на самолете следующим образом.

Передатчик СЗД-М, приемник СПАД-2, блок дальности, блок измерения азимута, блок реле, блок оценки, блок коррекции, моноблок коммутации, блок бланкирования и распределительная коробка расположены в первом техотсеке, на этажерке оборудования, между шпангоутами № 7-11, по левому борту.

Пульт управления посадкой установлен на среднем пульте кабины экипажа.

Щиток штурмана и выключатели ВГ-15К «РСБН питание — выключено», «Опознавание — Выключено» расположены на верхнем электрощитке кабины экипажа.

Сигнальные лампы «Азимут автоном.», «Дальность автоном.» и табло «Коррекция вкл.» находятся на средней приборной доске.

Прибор ППДА-Ш1 установлен на правой приборной доске.

Индикация азимута на приборе ППДА-Ш1 двухстрелочная. Азимут отсчитывается по двум шкалам: грубой и точной.

Шкала грубого отсчета имеет пределы $0 \div 360°$ с ценой деления 10°; шкала точного отсчета имеет пределы 0—10° с ценой деления 0,1°.

Дальность отсчитывается по четырехзначному счетчику с погрешностью ± 50 м.

На щитке штурмана расположены кнопки калибровки шкал азимута и дальности: «Контроль нуля А», «Контроль строба», «Контроль нуля Д» и два переключателя выбора рабочих каналов.

Система РСБН-2СА работает с комплектом антенных устройств, обеспечивающих также работу самолетного ответчика СОМ-64 (рис. 6.2).

Комплект антенных устройств установлен на самолете в следующих местах:

АП-018Г — носовом обтекателе фюзеляжа;

КЩ-001 — один в первом техническом отсеке, на перегородке, у шпангоута № 3, другой — в грузовом отсеке на перегородке, у шпангоута № 68;

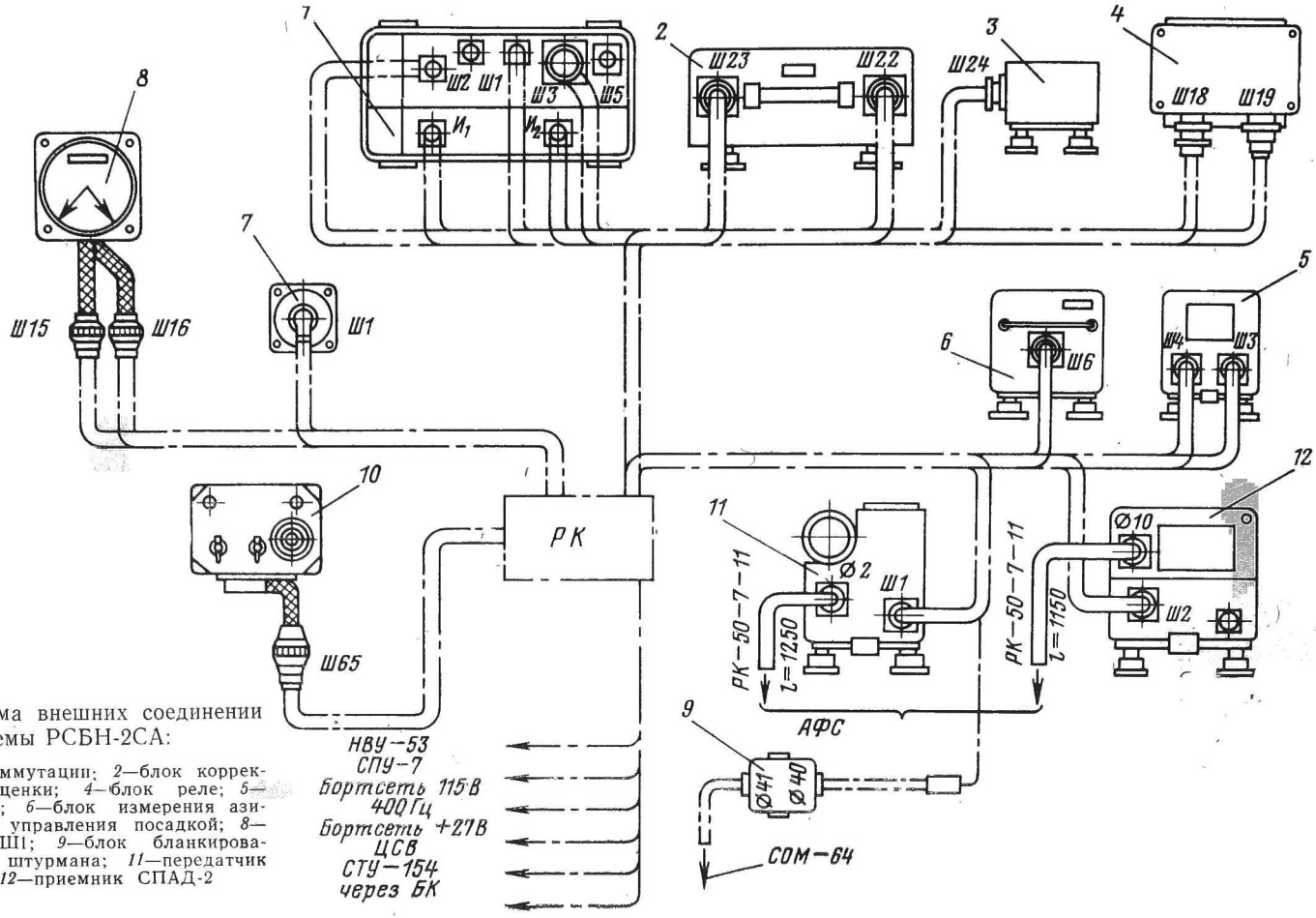


Рис. 6.1. Схема внешних соединении системы РСБН-2СА:

1—моноблок коммутации; *2*—блок коррекции; *3*—блок оценки; *4*—блок реле; *5*—блок дальности; *6*—блок измерения азимута; *7*—пульт управления посадкой; *8*—прибор ППДА-Ш1; *9*—блок бланкирования; *10*—щиток штурмана; *11*—передатчик СЗД-М; *12*—приемник СПАД-2

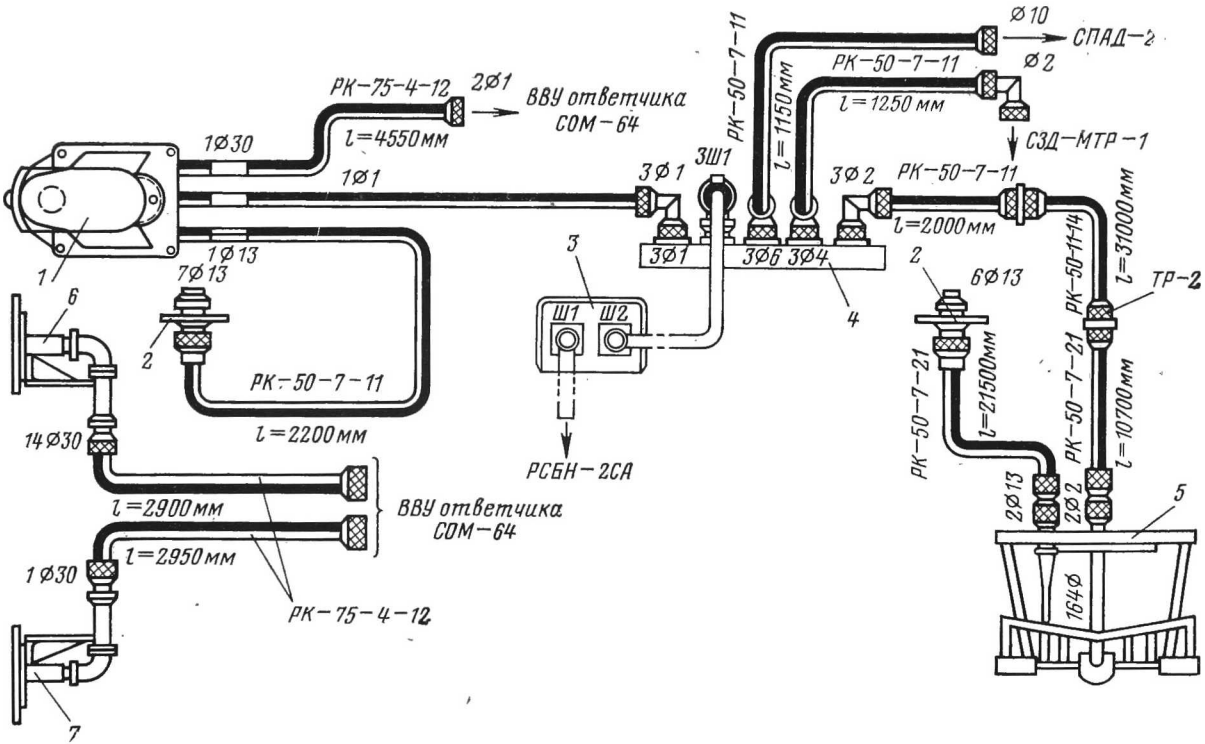


Рис. 6.2. Схема антенно-фидерной системы самолета:

1—антенный блок передний АП-018; *2*—контрольный щиток КЩ-001; *3*—блок управления; *4*—блок суммирования БС-012; *5*—антенный блок задний АЗ-021; *6*—антенный блок АВ-014 (правый борт); *7*—антенный блок АВ-014 (левый борт)

БС-012 и блок управления — в первом техотсеке между шпангоутами № 7—8 и 8—9;

АЗ-021 — в обтекателе киля;

АВ-014 левого и правого борта — симметрично оси самолета между шпангоутами № 3—4.

Высокочастотные кабели от приемника СПАД-2 и передатчика СЗД-М проложены к блоку суммирования и крепятся монтажными хомутами к полкам, на которых установлено оборудование.

6.3. ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ

Азимут и дальность самолета относительно маяка с известными географическими координатами определяет бортовое оборудование РСБН-2СА с помощью радиомаяка РСБН, в который входят передатчики опорных, азимутальных и дальномерных сигналов и приемник.

Наземный азимутальный радиомаяк РСБН-2 имеет две антенны: одну — вращающуюся с частотой 100 об/мин с узконаправленной диаграммой непрерывного излучения, и вторую — всенаправленную с круговой диаграммой излучения опорных импульсных сигналов.

Опорные импульсные сигналы излучаются в моменты, когда вращающаяся антенна ориентирована по северному направлению меридиана.

Таким образом, в направлении на север импульсные опорные сигналы и сигналы вращающейся антенны излучаются одновременно. На всех других направлениях будет задержка азимутального импульса относительно опорного, пропорциональная текущему значению азимута самолета, аппаратура РСБН-2СА которого принимает эти сигналы.

Для увеличения точности определения азимута излучение вращающейся антенны имеет двухлучевую форму. Импульс, принимаемый на борту, имеет колоколообразную форму с острым симметричным провалом, по которому и ведется отсчет.

Кроме того, практически всенаправленная антенна излучает за каждый оборот вращающейся антенны не один опорный импульс, а две серии импульсов, так называемых «35» и «36» (по количеству импульсов, излучаемых за один оборот антенны). Эти импульсы совпадают в момент ориентации излучения вращающейся антенны на север. Это используется для начала отсчета по двухшкальному методу: сначала по сетке опорных импульсов «36», излучаемых через каждые 10° поворота антенны, определяется количество десятиградусных интервалов до сектора, в котором находится азимутальный импульс, затем более точное положение азимутального импульса в секторе.

Азимутальный канал радиомаяка может обслуживать неограниченное количество самолетов.

При работе маяка РСБН самолетный приемник СПАД-2 принимает опорные сигналы «35» и «36», азимутальные сигналы, а также ответные сигналы дальности и запросные сигналы маяка РСБН.

На вход приемника (рис. 6.3) поступают одновременно сигналы азимутального f_A и дальномерного f_D каналов, которые отличаются по частоте на одну и ту же величину.

Входные цепи приемника (смеситель и гетеродин) являются общими для сигналов обоих каналов. На нагрузке смесителя выделяются два напряжения различных частот:

$$f_{\text{пр}\,D} = f_D - f_{\text{г}},$$

$$f_{\text{пр}\,A} = f_A - f_{\text{г}},$$

где $f_{\text{пр}\,D}$ — промежуточная частота дальномерного канала;

$f_{\text{пр}\,A}$ — промежуточная частота азимутального канала;

$f_{\text{г}}$ — частота гетеродина.

Сигналы промежуточных частот в дальнейшем разделяются и усиливаются в двух разных каналах: усилителе промежуточной частоты азимута (УПЧ-А) и усилителе промежуточной частоты дальности (УПЧ-Д).

Каждый из названных каналов имеет свой детектор. С детектора азимутального канала приемника СПАД-2 опорные сигналы «35» и «36» подаются на дешифратор и после декодирования поступают в блок измерения азимута, а азимутальный импульс детектора подается в схему формирования азимутальных импульсов (ФАИ), где формируется прямоугольный импульс, передний фронт которого жестко привязан к уровню 0,5 от амплитуды заднего склона первого лепестка двойного колоколообразного импульса. После дифференцирования азимутальный импульс поступает в блок оценки, а также на дешифратор для формирования ответного импульса наземному радиомаяку. С помощью схемы ФАИ контролируется нуль азимута и компенсируются возможные уходы начальной установки азимута. При нажатии на щитке штурмана ручки-кнопки «Контроль нуля азимута» схема ФАИ начинает работать от импульсов северного совпадения опорных сигналов «35» и «36», поступающих с дешифратора и принятых в системе измерения и индикации азимута за начало отсчета азимута.

В блоке оценки стробируются азимутальные импульсы для повышения помехозащищенности канала азимутальных сигналов путем отсеивания ложных сигналов и помех в промежутках между поступлениями истинных азимутальных импульсов. Стробированный азимутальный импульс подается в блок БИА, служащий для измерения временного интервала между моментом начала отсчета, одинаковым для всех самолетов, и азимутальным импульсом. На основе этого выдается информация об

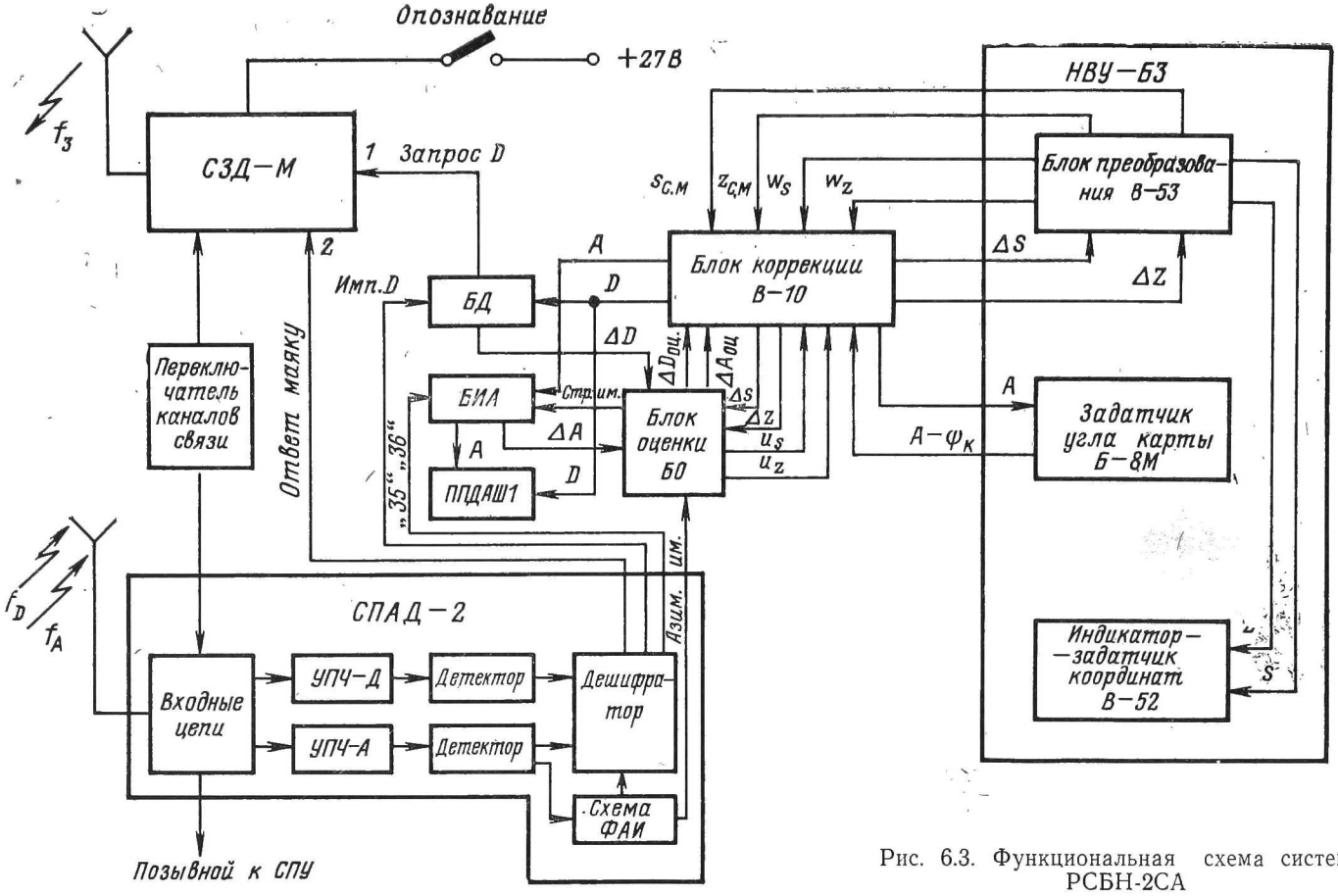


Рис. 6.3. Функциональная схема системы РСБН-2СА

азимуте на прямопоказывающий прибор ППДА-Ш1 и в блок коррекции.

Для измерения временного интервала, пропорционального текущему азимуту самолета, в блоке измерения азимута в результате одновременного воздействия сигналов «35» и «36» формируется синусоидальный сигнал разностной частоты, из которого вырабатывается стробирующий импульс, синхронный с частотой следования азимутальных импульсов. При изменении фазы синусоидального сигнала изменяется временное положение стробированного импульса.

При полете самолета вдоль северного направления меридиана азимутальный импульс совпадает с задним фронтом стробирующего импульса.

Задержка стробирующего импульса создается фазометрическим способом с погрешностью 3—5°. Для повышения точности служит точный канал, в котором за опорные метки принимают опорные импульсы «36».

Таким образом, в процессе измерения азимута входят две операции:

поиск десятиградусного интервала, в котором находится азимутальный импульс;

определение временного положения азимутального импульса в пределах десятиградусного интервала.

Вторая операция выполняется элементами точного канала. Поворот фазовращателя грубого канала на 360° вызывает смещение стробирующего импульса от одного северного совпадения до другого, что соответствует 360°. Поворот фазовращателя точного канала на 360° вызывает смещение стробирующего импульса от одной десятиградусной отметки до соседней всего на 10°.

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, и сигнал рассогласования по азимуту ΔA в блок оценки.

Дальность от самолета до радиомаяка определяется по принципу «Запрос—ответ» путем измерения времени прохождения запросного сигнала от самолета до наземного маяка РСБН и от наземного маяка до самолета. Это время преобразуется в измеряемое расстояние.

В блоке дальности формируется запросный импульс дальности, который запускает передатчик СЗД-М. В передатчике этот импульс кодируется и на одной из несущих частот через антенно-фидерную систему излучается в виде двух импульсов.

Кроме импульсов запроса дальности, передатчик СЗД-М формирует и излучает через передающую антенну ответные сигналы для наземного индикатора кругового обзора, в том числе

и сигналы опознавания. Таким образом, передатчик СЗД-М имеет два входа, работает в импульсном режиме и излучает сигналы только при поступлении на его входы запускающих импульсов. При запуске передатчика по первому входу излучается двухимпульсный кодированный сигнал запроса дальности.

При поступлении на вход приемника СПАД-2 запросных сигналов радиомаяка РСБН схемой совпадения дешифратора формируются ответные импульсы и подаются на запуск передатчика СЗД-М по второму входу. При этом передатчик СЗД-М излучает трехимпульсный кодированный сигнал ответа наземному радиомаяку РСБН.

Сигналы с информацией о дальности от самолета до маяка с выхода дальномерного канала поступают на дешифратор, где преобразуются в одиночные импульсы. Эти импульсы подаются в блок дальности, который автоматически измеряет время между запросными и ответными импульсами.

В блоке дальности измеряется время $t_з$ запаздывания ответного импульса относительно запросного, которое связано с наклонной дальностью соотношением

$$t_з = \frac{2D}{c},$$

где c — скорость распространения волн.

Для измерения временного интервала применен фазометрический метод, состоящий в том, что запросный импульс жестко привязывается к фазе синусоидального напряжения, а затем эта фаза совмещается с помощью фазовращателя с ответным импульсом.

Так как один и тот же радиомаяк работает со многими самолетными дальномерами (до 100) и отвечает на запросы каждого из них, то на вход приемника СПАД-2 каждого самолета приходят ответные импульсы не только данного дальномера, но и чужие. Выбор «своих» импульсов осуществляется также с помощью блока дальности.

Чтобы отличить «свои» ответные импульсы от «чужих», используется временная селекция. Свои ответные импульсы отличаются от чужих тем, что их частота следования точно равна частоте запросных импульсов данного дальномера, а временное положение чужих ответных импульсов относительно момента излучения запросного импульса нестабильно и изменяется от одного запроса к другому.

Работу схемы измерения дальности можно представить следующим образом.

Вначале, когда время задержки измерительного импульса $t_и \neq t_з$, ответный импульс не совпадает с измерительным. При этом блок дальности БД находится в режиме поиска, который характеризуется тем, что задержка измерительного импульса

плавно увеличивается и он задерживается относительно запросного импульса все больше и больше.

Когда $t_и$ будет примерно равно $t_з$, ответные импульсы начнут совпадать с измерительным. Если совпадение произойдет несколько раз подряд, то схема переходит в режим захвата и сопровождения. Этот режим характеризуется тем, что прекращается изменение величины калиброванной задержки и измерительный импульс формируется с одним и тем же запаздыванием $t_з$ относительно запросного. Если временное положение своего импульса медленно изменяется, то следящая система обеспечивает соответствующее изменение калиброванной задержки, чтобы сохранилось точное совпадение ответных импульсов с центром измерительного импульса.

Переменная калиброванная задержка создается с помощью фазовращателя и фантастрона, длительность импульса которого управляется потенциометром. В режиме захвата и сопровождения углы поворота ротора фазовращателя и оси потенциометра пропорциональны измеряемой дальности, индицируемой с помощью счетчика ППДА-Ш1.

При изменении дальности от самолета до маяка ответный импульс сдвигается на временной оси относительно запросного и на выходе схемы измерения дальности появляется сигнал рассогласования ΔD и подается в блок оценки, где оцениваются данные о дальности и азимуте на достоверность и управление коррекцией координат самолета счисленных навигационным вычислителем НВУ-Б3.

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 счисленных навигационным вычислителем координат самолета.

Поступающие с блока дальности и блока измерения азимута сигналы рассогласования ΔD и ΔA являются результатом сравнения автономных данных и радиоданных. Схема блока оценки настроена таким образом, что усилители оценки с переменным коэффициентом усиления отпираются тогда, когда рассогласования между автономными данными и радиоданными:

по азимуту — $\Delta A = A_a - A$

и дальности — $\Delta D = D_a - D$

не превышают допустимых погрешностей счисления координат в блоке коррекции (3—4% от пройденного самолетом пути с момента последней коррекции).

Из блока коррекции в блок оценки поступают ортодромические (прямоугольные) составляющие рассогласований между координатами ΔS и ΔZ, вычисленными по измеренным азимуту и дальности самолета относительно радиомаяка и автономно с помощью навигационного вычислителя НВУ-Б3, которые преоб-

разуются в фиктивные составляющие ветра U_S и U_Z. Эти составляющие фиктивного ветра используются для повышения точности счисления полярных координат при выключенном режиме коррекции в течение 3 мин.

Непосредственно оборудование РСБН-2СА сопрягается с навигационным вычислителем НВУ-Б3 через блок коррекции В-10, который решает следующие задачи:

построение полярных координат самолета по данным навигационного вычислителя НВУ-Б3;

преобразование ортодромических составляющих путевой скорости W_S и W_Z в полярные составляющие с учетом угла карты $\psi_к$;

вычисление полярных координат самолета относительно радиомаяка по полярным составляющим путевой скорости W_A и W_D с учетом угла карты.

В зависимости от сигналов, поступающих с блока оценки, пульта управления В-51 навигационного вычислителя и щитка штурмана, блок В-10 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-Б3 в блок коррекции В-10 поступают ортодромические составляющие путевой скорости W_S и W_Z, где преобразуются в составляющие полярной системы координат W_A и W_D (рис. 6.4) в соответствии с уравнениями:

$$W_D = W_S \cos A + W_Z \sin A,$$

$$W_A = W_Z \cos A - W_S \sin A,$$

$$\omega = W_A / D.$$

Полярные составляющие путевой скорости самолета W_D и ω в блоке коррекции интегрируются с помощью электромеханических интеграторов, благодаря чему обеспечивается автономное счисление полярных координат самолета D_a и A_a:

$$D_a = D_0 + \int_0^t W_D dt,$$

$$A_a = A_0 + \int_0^t \omega dt.$$

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

Блоки измерения азимута и дальности при этом работают в режиме измерения азимута и дальности от наземного маяка и таким образом сравниваются счисленные и измеренные полярные координаты самолета. Погрешности счисления координат ΔA и ΔD подаются в блок оценки и оцениваются на достоверность с помощью усилителей оценки, которые отсеивают флуктуации и сглаживают колебания радиосигналов.

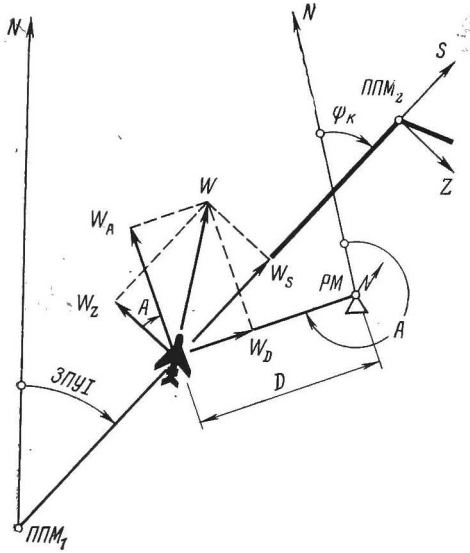


Рис. 6.4. Связь между составляющими путевой скорости в частноортодромической и полярной системах координат

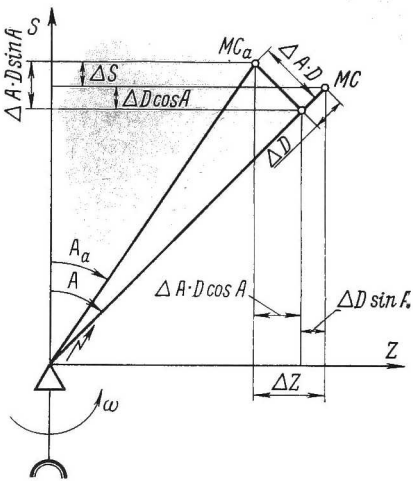


Рис. 6.5. К определению поправок к счисленным координатам самолета

Оцененные значения рассогласования полярных координат $\Delta A_{оц}$ и $\Delta D_{оц}$, вычисленных автономно и измеренных с помощью аппаратуры РСБН, поступают в блок коррекции В-10 и согласуют угловые положения интеграторов автономных полярных координат. Оцененные погрешности счисления координат преобразуются в блоке коррекции В-10 с помощью синусно-косинусного преобразователя в поправки к ортодромическим координатам самолета ΔS и ΔZ (рис. 6.5):

$$\Delta S = \Delta D \cos A - \Delta A D \sin A,$$

$$\Delta Z = \Delta A \cos A + \Delta D \sin A.$$

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-Б3 и используются в блоке коррекции для повышения точности счисления координат.

При работе НВУ-Б3 от системы СВС-ПН-15-4 поправки U_S и U_Z учитывают величину реального ветра, погрешность курсовой системы и погрешность преобразования вектора скорости в ортодромическую, а затем в полярную системы координат.

При работе вычислителя НВУ-Б3 от системы ДИСС-3П указанные поправки учитывают только погрешности курсовой системы и погрешности преобразования скорости.

Поправки на фиктивный ветер вырабатываются в блоке оценки дифференцированием рассогласований ΔS и ΔZ при непрерывном уточнении радиоданными автономных полярных координат до полной компенсации погрешности ортодромических составляющих скорости. Время подбора поправок U_S и U_Z обычно не превышает 15 с.

В результате уточнения автономных полярных координат по радиоданным на выходе интеграторов азимута и дальности блока коррекции вырабатываются уточненные полярные координаты самолета относительно радиомаяка. С этих интеграторов значения полярных координат подаются на прибор ППДА-Ш1.

Приведение в соответствие систем координат навигационного вычислителя НВУ-Б3 и аппаратуры РСБН-2СА осуществляется вводом угла карты $\psi_к$ при переходе на каждую новую ортодромию. Полярные координаты самолета A и D преобразуются в блоке коррекции в ортодромические $S_р$ и $Z_р$ (рис. 6.6):

$$S_р = D\cos(A - \psi_к),$$

$$Z_р = D\sin(A - \psi_к),$$

которые сравниваются с соответствующими ортодромическими координатами, счисленными навигационным вычислителем.

Вычисленные по уравнениям

$$\Delta S = S_р - S_{см},$$

$$\Delta Z = Z_р - Z_{см}$$

поправки к счисленным автономно координатам самолета поступают для коррекции в навигационный вычислитель НВУ-Б3. При нарушении режима измерения азимута или дальности коррекция счисленных координат самолета прекращается и продолжается только после оценки радиоданных на достоверность.

Режим радиосогласования включается при ненадежной работе автономных средств, а также при проверке РСБН-2СА. В этом режиме отключается автономное счисление полярных координат, выключается логическая оценка радиоданных и отключаются цепи подачи сигналов коррекции в навигационный вычислитель НВУ-Б3.

Для использования высокой точности измерения координат с помощью РСБН-2СА в схеме коррекции предусмотрено два масштаба работы: грубый с диапазоном от 0—350 км и точный с диапазоном 0—100 км. Для этого на оси блока дальности РСБН-2СА установлены грубый и точный потенциометры, которые питаются напряжением переменного тока в масштабе грубого и точного канала с трансформатора НВУ-Б3.

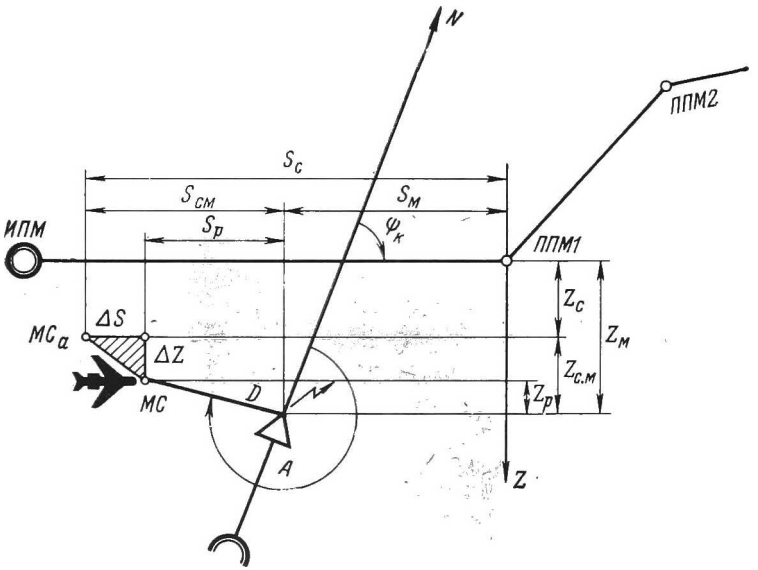


Рис. 6.6. Связь между измеренными и счисленными автономно координатами самолета

Переключение с одного масштаба на другой осуществляется с помощью концевых выключателей, расположенных в блоках коррекции и В-52 НВУ-Б3.

РСБН-2СА питается от бортовой сети постоянного и переменного тока (рис. 6.7). Цепи прослушивания позывных сигналов радиомаяков проходят через абонентские аппараты СПУ-7 при положении переключателя радиосвязей в положении «ДР» и переключателя «СПУ-радио» в положении «Радио».

При включенном положении выключателя «РСБН опознавание — выключено» и нажатой кнопке «Радио» на левом штурвале +27 В через нормально-разомкнутые контакты реле поступает на передатчик СЗД-М, где формируются сигналы опознавания.

6.4. ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Система РСБН-2СА используется в полете для индикации азимута и дальности относительно пролетаемых наземных радиомаяков и коррекции текущих координат самолета, счисленных устройством НВУ-Б3.

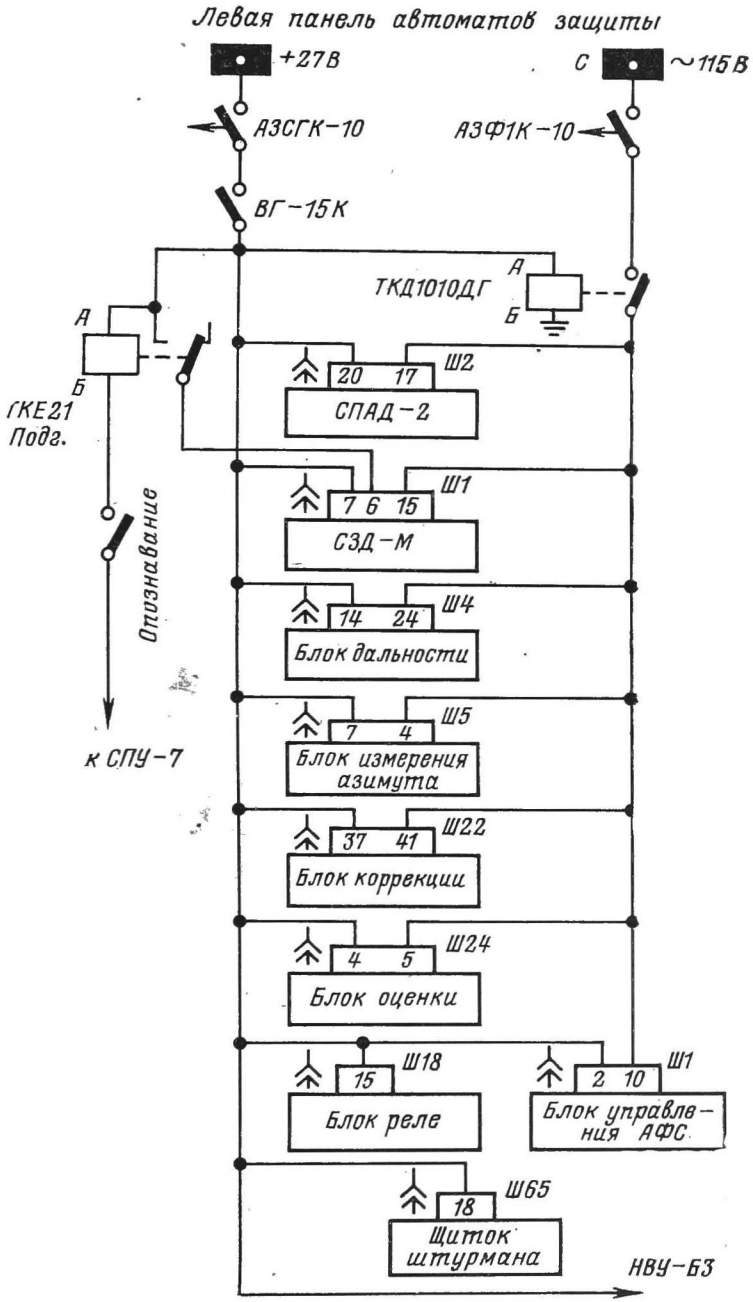


Рис. 6.7. Схема электропитания системы РСБН-2СА

Для использования РСБН-2СА необходимо:

на левой панели АЗС включить АЗС «РСБН»;

на верхнем электрощитке выключатель «РСБН — выключено» установить в положение «РСБН»;

на щитке штурмана установить рабочий канал используемого радиомаяка;

проконтролировать правильность выбора радиомаяка и настройки приемника прослушиванием позывных через СПУ при установке переключателя радиосвязей в положение «ДР»;

по окончании режима поиска и при погасании табло «Азимут автоном.» и «Дальность автоном.» прокалибровать шкалы азимута.

Шкалы азимута и дальности калибруются следующим образом.

На щитке штурмана нажать кнопку «Контроль нуля А», при этом стрелка точной шкалы азимута прибора ППДА-Ш1 должна начать вращаться и установится на оранжевой контрольной цифре «1» точной шкалы. При необходимости стрелку нужно установить в указанное положение плавным вращением нажатой кнопки «Контроль нуля А».

Для проверки длительности стробирующего импульса следует нажать кнопку «Контроль строба». В этом случае 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 положений, необходимо установить их в требуемые положения плавным вращением нажатой кнопки «Контроль строба».

Для калибровки дальности нажать кнопку «Контроль нуля Д». При этом два правых диска счетчика дальности должны прийти во вращение и установиться в положении «2,0 км». При необходимости плавным поворотом нажатой кнопки «Контроль нуля Д» установить шкалу счетчика в требуемое положение.

Проверка калибровки каналов азимута и дальности является одновременно проверкой работоспособности аппаратуры.

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

Для коррекции координат самолета, счисленных устройством НВУ-Б3, необходимо установить на щитке штурмана рабочий канал используемого радиомаяка, проверить его позывные и после погасания табло «Азимут автоном.», «Дальность автоном.» на пульте управления В-51 устройства НВУ-Б3 установить подготовленные координаты $S_м$, $Z_м$ и угол карты $\psi_к$ относительно выбранного маяка и включить выключатель «Коррекция».

Включение режима коррекции сигнализируется загоранием табло «Коррекция включена» на средней приборной доске и

лампы «Коррекция» на пульте управления В-51 устройства НВУ-Б3.

Возникающие в процессе эксплуатации отказы системы на самолете обычно устраняются заменой отказавших блоков исправными. Ремонтируют и регулируют блоки в лабораториях спецоборудования.

ГЛАВА 7

НАВИГАЦИОННО-ПОСАДОЧНАЯ АППАРАТУРА КУРС-МП2

7.1. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Навигационно-посадочная аппаратура КУРС-МП2 предназначена для обеспечения самолетовождения по угломерным радиомаякам международной системы ближней навигации ВОР и захода на посадку по сигналам курсо-глиссадных радиомаяков отечественной системы СП-50 и международной системы ИЛС.

С помощью аппаратуры КУРС-МП2 принимают сигналы радиомаяков и преобразуют их в информацию:

о боковом положении самолета относительно взлетно-посадочной полосы (ВПП);

о положении самолета в вертикальной плоскости относительно плоскости глиссады;

об азимуте радиомаяка ВОР относительно самолета;

о курсовом угле радиомаяка ВОР;

об удалении самолета от торца ВПП в зонах излучения маркерных радиомаяков.

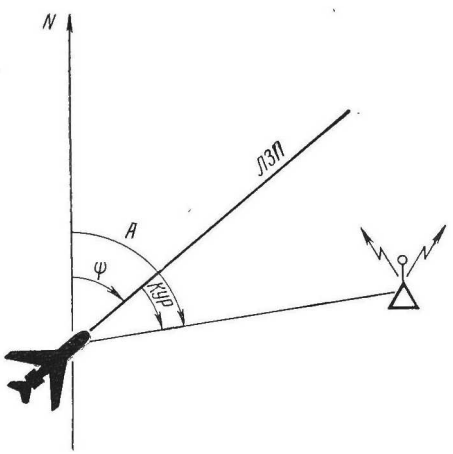


Рис. 7.1. Параметры, измеряемые аппаратурой КУРС-МП2 в режиме ВОР

Аппаратура КУРС-МП2 работает в режимах ВОР. СП-50 и ИЛС.

В режиме ВОР аппаратура КУРС-МП2 непрерывно измеряет азимут радиомаяка ВОР относительно самолета A, воспринимает сигналы гиромагнитного курса ψ от точной курсовой системы ТКС-П2, формирует и индицирует курсовой угол радиомаяка КУР (рис. 7.1)

Погрешность индикации текущего азимута радиомаяка с учетом погрешности указателя не превышает ±3,5°.

Погрешность установки заданного курса с помощью селектора курса не превышает ±2°, а погрешность индикации курсового угла радиомаяка ВОР ±5°.

Сигналы отклонения самолета от выбранного с помощью селекторов курса направления индицируются на приборах ПНП-1 и используются в системе АБСУ-154 для формирования команд управления самолетом по крену.

В режиме посадки (СП-50 или ИЛС) аппаратура КУРС-МП2 выдает на индикаторы и систему АБСУ-154 сигналы отклонения от траектории, задаваемой посадочными радиомаяками, и обеспечивает сигнализацию моментов пролета зон излучения маркерных радиомаяков соответствующими позывными сигналами: в системе ИЛС тире—дальний маркер, точка—тире—средний маркер и точки—ближний маркер; в системе СП-50 тире — дальний маркер, точки — ближний маркер. О пролете маркерных радиомаяков сигнализирует электрозвонок и дублирует световое табло.

7.2. ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ И РАЗМЕЩЕНИЕ

Аппаратура КУРС-МП2 состоит из двух полукомплектов (рис. 7.2). Каждый моноблок состоит из курсового приемника КРП-200П, навигационного устройства УН-2П, глиссадного приемника ГРП-20МП, маркерного радиоприемника МРП-3ПМ, установленных на амортизационной раме с распределительной коробкой.

Лицевые панели индикаторных и управляющих блоков показаны на рис. 7.3—7.5, а порядок отсчета измеряемых углов — на рис. 7.6.

Лицевую часть индикатора курсовых углов ИКУ-1А составляют следующие элементы (рис. 7.7):

подвижная шкала магнитного курса с ценой деления 5° и оцифровкой через 30°;

неподвижная шкала курсовых углов с ценой деления 10° и оцифровкой через 30°;

узкая стрелка КУР I;

широкая стрелка КУР II;

рукоятки переключения следящих систем узкой и широкой стрелок индикатора на выход аппаратуры КУРС-МП2 или радиокомпасов АРК-15.

Магнитный курс самолета отсчитывается по подвижной шкале относительно нулевого индекса шкалы курсовых углов.

Азимут первого (I) или второго (II) радиомаяка индицируется на шкале магнитного курса в виде угла между нулевой отметкой шкалы и соответствующей стрелкой (I или II).

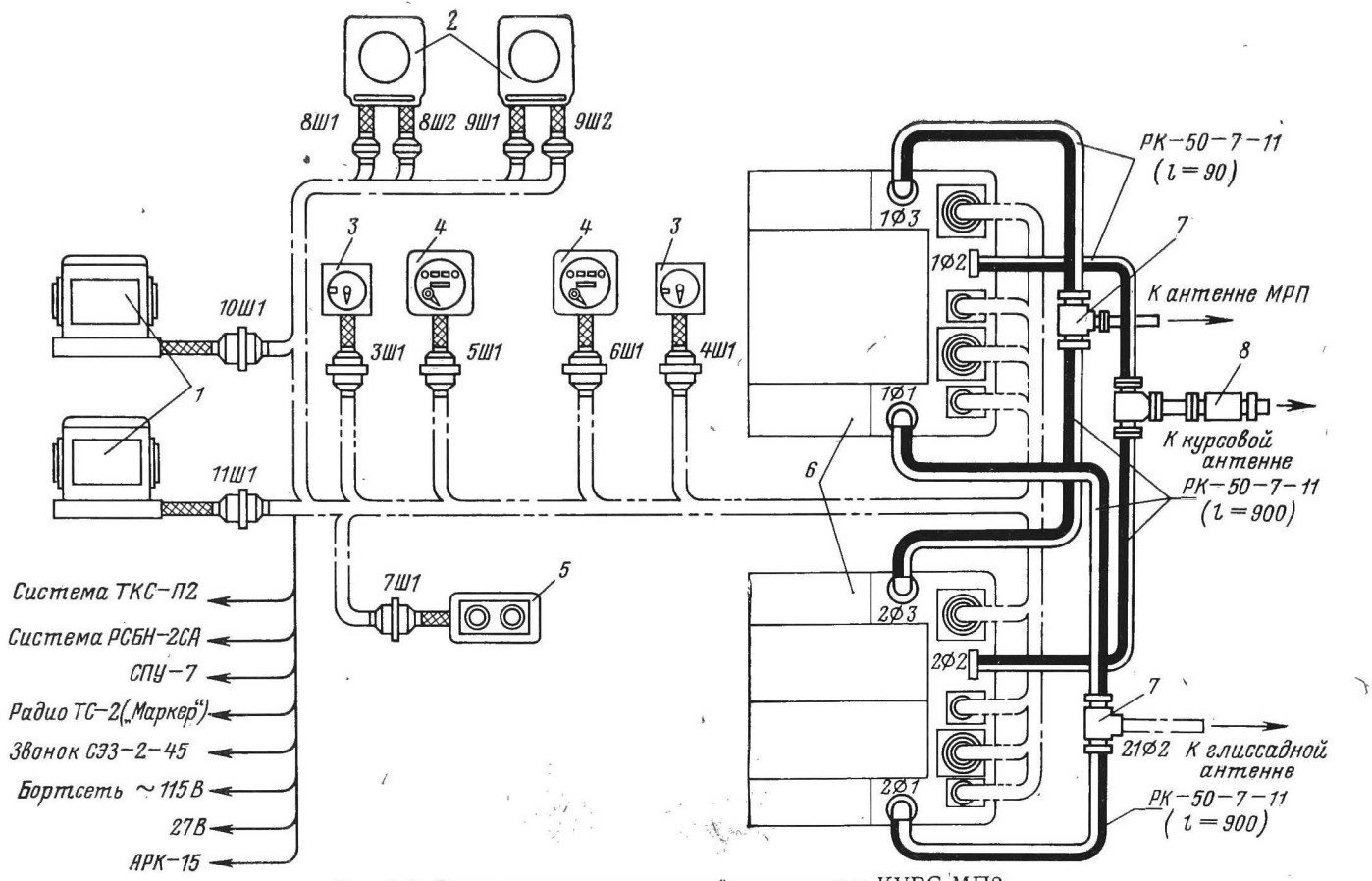


Рис. 7.2. Схема внешних соединений аппаратуры КУРС-МП2:

1—блок усиления и преобразования БУП-3; *2*—индикатор курсовых углов ИКУ-1А; *3*—блок управления; *4*—селектор магнитного курса; *5*—блок баланса СП-50; *6*—моноблок; *7*—тройник; *8*—фильтр

Угловое положение самолета относительно двух наземных радиомаяков определяется с помощью стрелок КУР I и КУР II относительно неподвижной шкалы курсовых углов.

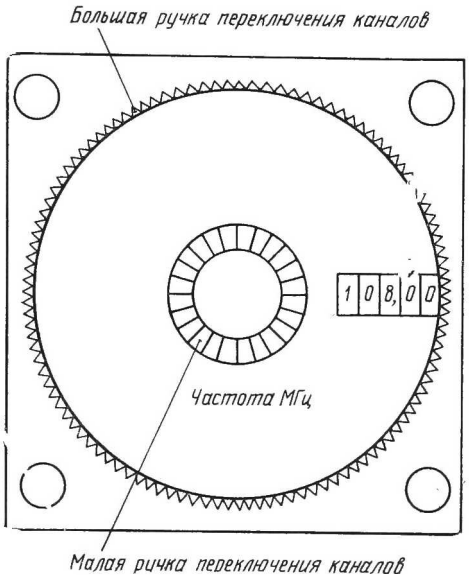


Рис. 7.3. Блок управления аппаратурой КУРС-МП2

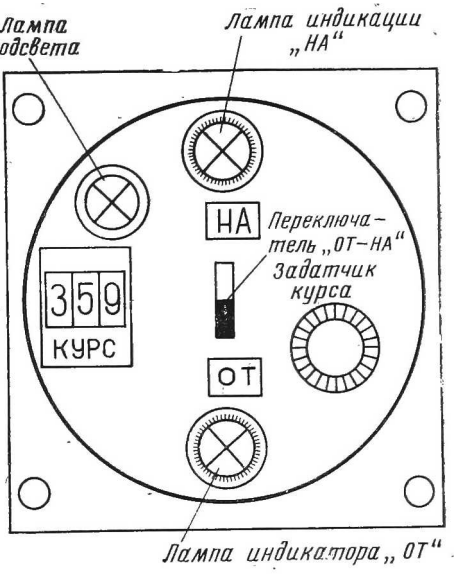


Рис. 7.4. Селекторы курса аппаратуры КУРС-МП2

На рис. 7.7 приведены следующие показания прибора ИКУ-1А:

магнитный курс 30°;

азимут первого радиомаяка 75°;

азимут второго радиомаяка 345°;

курсовой угол первого радиомаяка 45°;

курсовой угол второго радиомаяка 315°;

первая система указателя работает от первого комплекта аппаратуры КУРС-МП2 (ВОРI);

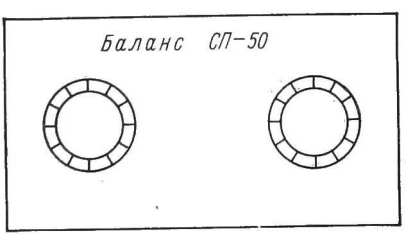


Рис. 7.5. Блок баланса системы СП-50

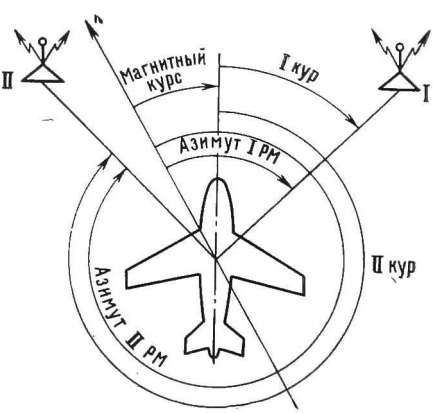


Рис. 7.6. Схема отсчета параметров по индикатору ИКУ-1А

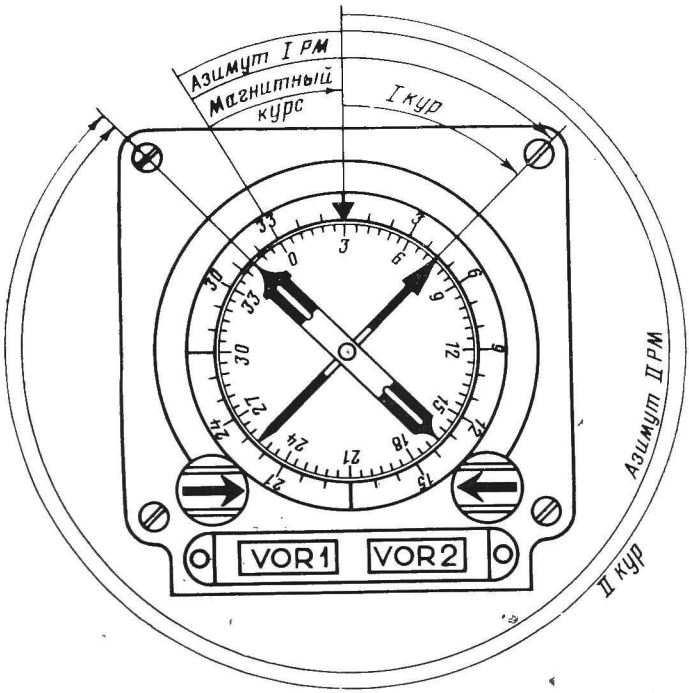


Рис. 7.7. Индикатор ИКУ-1А

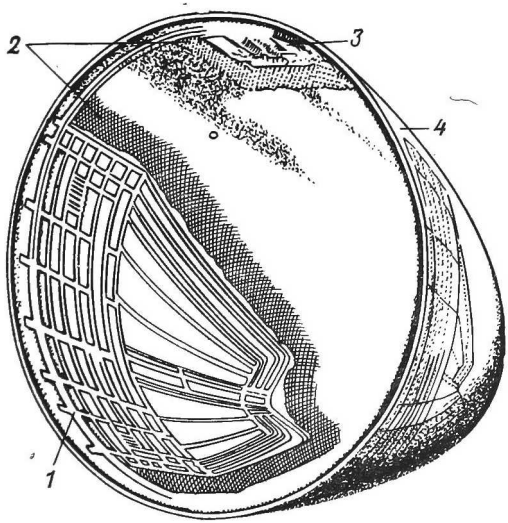


Рис. 7.8. Установка курсовой и глиссадной антенн:

1—курсовая антенна АНК-154 (левый вибратор); *2*—стеклоткань Т-1; *3*—глиссадная антенна; *4*—носовой обтекатель

вторая система указателя работает от второго комплекта аппаратуры КУРС-МП2 (ВОР II).

Моноблоки, тройники и распределительная коробка размещены в первом техническом отсеке, на верхней полке этажерки оборудования, между шпангоутами № 9—12, по левому борту.

Блоки усиления и преобразования БУП-3 расположены на этажерках оборудования с левого и правого бортов, между шпангоутами № 6—7. Антенна маркерных радиоприемных устройств МРП-3П размещена в нижней части фюзеляжа, между шпангоутами № 7—8. Блоки управления и селекторы магнитного курса установлены на среднем пульте кабины экипажа, а блок баланса СП-50—на верхнем электрощитке. Индикаторы ИКУ-1А находятся на левой и правой приборной досках, а выключатели 2ВГ-15К «Курс МП1 — выключено» и «Курс — МП2—выключено» — на верхнем электрощитке.

Курсовая и глиссадная антенны размещены в носовом обтекателе фюзеляжа (рис. 7.8). Электрозвонок установлен на правом бортовом пульте кабины экипажа.

7.3. ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ

Для работы аппаратуры КУРС-МП2 и режиме ВОР на блоках управления устанавливается значение рабочей частоты радиомаяка, в зоне действия которого находится самолет.

Всенаправленный радиомаяк ВОР обеспечивает определение азимута путем сравнения фаз двух излучаемых сигналов: опорного и переменного.

Фаза опорного сигнала постоянная и не зависит от положения самолета относительно радиомаяка. Фаза переменного сигнала изменяется в зависимости от направления излучения радиомаяка, что достигается вращением диаграммы направленности излучения. Высокочастотный сигнал 108-118 МГц, излучаемый ненаправленной антенной радиомаяка, амплитудно модулируется сигналом, поднесущей частоты 9960 Гц, который, в свою очередь, частотно модулирован опорным сигналом 30 Гц с девиацией ±480 Гц.

Сигнал переменной фазы 30 Гц возникает за счет изменения направленности суммарного электромагнитного поля, формируемого сложением полей, излучаемых ненаправленной и направленной антеннами. Фазы опорного и переменного сигналов совпадают в направлении на магнитный север.

В момент направления максимума излучения на север направленной антенны радиомаяка сигнал поднесущей частоты также достигает максимума — 10440 Гц. Это свидетельствует о том, что в направлении на магнитный север фазы опорного и переменного сигналов совпадают (рис. 7.9). В любом другом направлении излучения фаза переменного сигнала отстает от фазы

постоянного сигнала на угол, равный углу между этим направлением и направлением на север.

Для опознавания радиомаяка несущая частота манипулируется кодом Морзе.

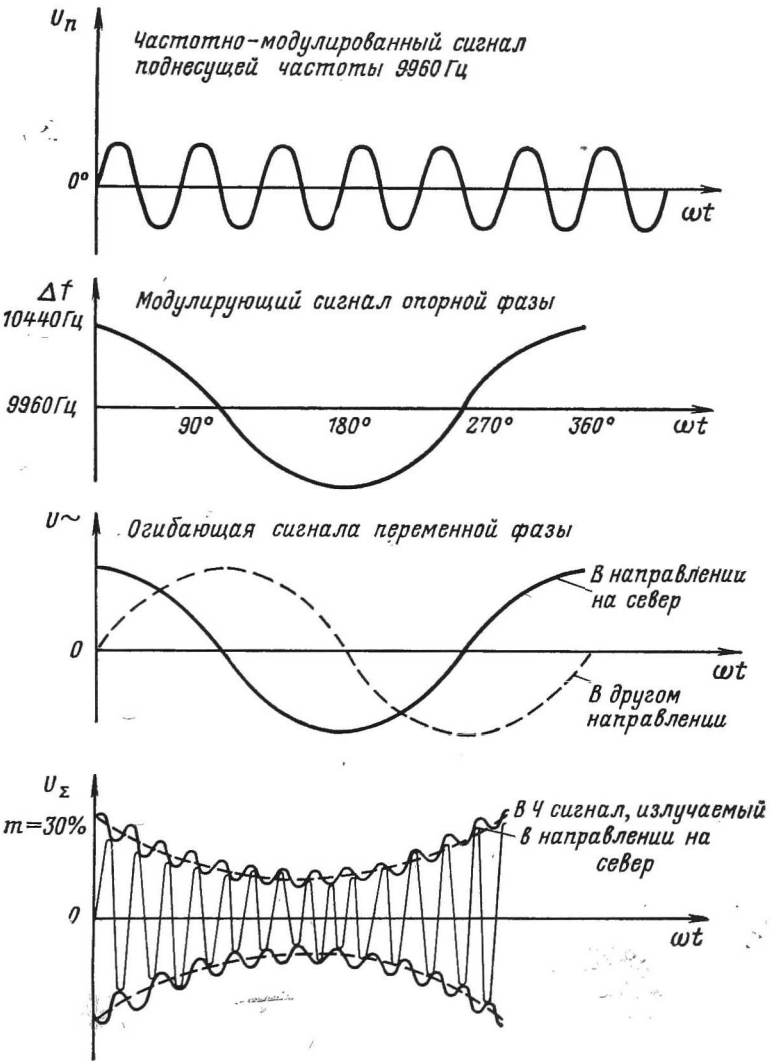


Рис. 7.9. Виды фазовых соотношений сигналов радиомаяка ВОР

Излучаемый радиомаяком ВОР высокочастотный сигнал принимает курсовая антенна аппаратуры КУРС-МП2 и подает на выходы курсовых радиоприемников КРП-200П, представляющих собой супергетеродины с фиксированной настройкой, кварцевой стабилизацией частоты и двойным преобразованием ее (рис. 7.10). В курсовых приемниках этот сигнал дважды пре-

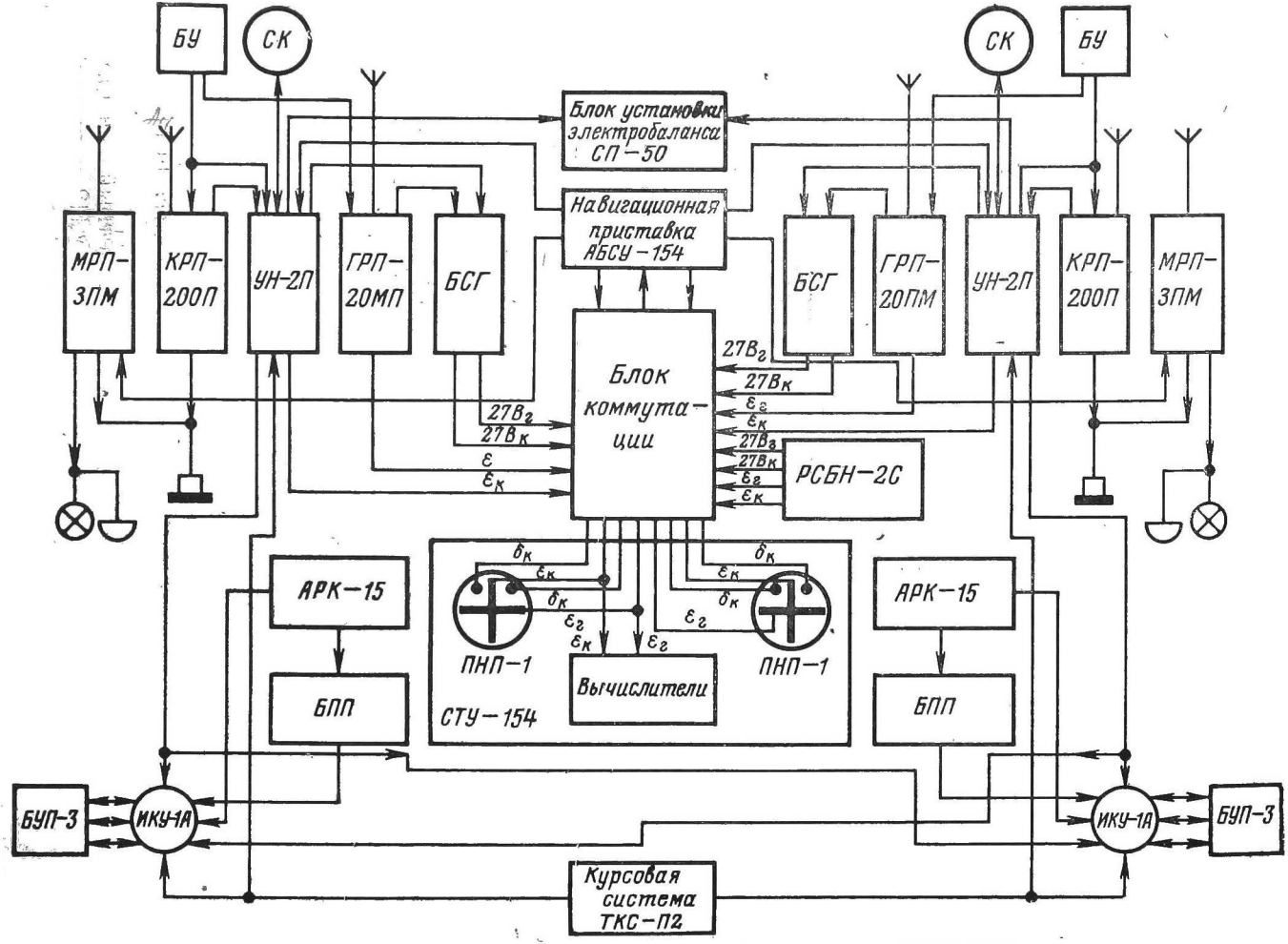


Рис. 7.10. Упрощенная функциональная схема системы КУРС-МП2

образуется, детектируется и поступает на входы навигационных устройств УН-2П.

В навигационных устройствах УН-2П сложный сигнал делится на два составляющих:

— сигнал опорной фазы 30 Гц, создающий частотную модуляцию поднесущей частоты 9960 Гц;

— сигнал переменной фазы 30 Гц, создающий амплитудную модуляцию несущей частоты.

Сигналы опорной и переменной фазы преобразуются в сигналы управления вертикальными стрелками положения приборов ПНП-1 системы траекторного управления СТУ-154 и стрелками курсовых углов приборов ИКУ-1А. На приборы через блок коммутации ПНП-1 поступают сигналы постоянного тока, величина которого зависит от фазового соотношения между сигналами опорной и переменной фаз. Курсовая стрелка нуль-индикаторного прибора должна находиться в среднем (нейтральном) положении при азимуте, равном 0° или 180°. Для обеспечения вождения самолета по любому азимуту необходимо устройство, посредством которого можно было бы изменять фазу опорного сигнала таким образом, чтобы добиться нулевого тока через нуль-индикаторный прибор на любом азимуте. Таким устройством в аппаратуре является селектор курса СК. В нем установлен вращающийся трансформатор, на ротор которого с навигационного устройства УН-2П поступает сигнал опорной фазы нуль-индикаторного канала, а со статора возвращается в УН-2П. Поворотом ротора вращающегося трансформатора изменяется фаза опорного сигнала. Ротор вращающегося трансформатора посредством редуктора связан с ручкой на передней панели селектора курса, которым можно изменить фазу сигнала с дискретностью в один градус и одновременно устанавливать значения выбранного азимута на счетчике, расположенном на передней панели селектора курса. Таким образом, с помощью селектора курса курсовую стрелку нуль-индикаторного прибора можно установить на нуль на любом азимуте с точностью до 1°.

Для контроля момента пролета самолетом радиомаяка на селекторе курса имеются две индикаторные лампочки «НА» и «ОТ», сигналы на которые поступают с навигационного устройства УН-2П.

При полете самолета по заданному азимуту на маяк на селекторе горит лампочка «НА». После пролета радиомаяка фаза переменного сигнала изменяется на 180° и на селекторе курса загорается лампочка «ОТ». Если же самолет развернется на 180° и будет возвращаться обратным курсом, то для правильной индикации прибора ПНП-1 необходимо на селекторе курса поднять вверх рычажок переключения «ОТ-НА». При этом на табло «ОТ-НА» загорится лампочка «НА». На счетчике индикации за-

данного курса показания изменятся на 180°, а отклонение курсовой стрелки изменится на противоположное.

Для отсчета курсовых углов радиомаяков (КУР) на статоры дифференциальных сельсинов, расположенных в устройстве УН-2П, и приборы ИКУ-1А с блока гиромагнитного курса БГМК-2 курсовой системы ТКС-П2 поступают сигналы текущего гиромагнитного курса самолета, в результате чего в роторных обмотках дифференциальных сельсинов возникают сигналы, соответствующие разности азимута и магнитного курса, т. е. КУР. Сигнал КУР с устройства УН-2П первого полукомплекта поступает на первые стрелки ИКУ-1А, а с УН-2П второго полукомплекта — на вторые стрелки ИКУ-1А. Усилители БУП-3 служат для усиления сигналов непосредственно управляющих стрелками и шкалой магнитного курса ИКУ-1А.

Для индикации работоспособности аппаратуры в режиме ВОР из устройств УН-2П в блоки сигнализации готовности (БСГ) поступают сигналы готовности. Сигналы готовности в виде напряжения +27 В поступают на блок коммутации. С блока коммутации сигналы готовности через гасящие резисторы поступают на курсовые бленкеры приборов ПНП-1. Если бленкеры открыты, это свидетельствует о том, что аппаратура неработоспособна или сигналы радиомаяка отсутствуют. При поступлении сигналов готовности бленкеры закрываются.

Для работы аппаратуры КУРС-МП2 в режиме ИЛС на блоках управления устанавливается значение одной из частот посадочного диапазона.

При этом высокочастотный сигнал, излучаемый курсовым радиомаяком, принимает курсовая антенна и через тройник он поступает на входы курсовых радиоприемников, где сигнал преобразуется, детектируется и поступает на входы соответствующих навигационных устройств УН-2П.

В устройствах УН-2П сигнал усиливается и разделяется фильтрами, настроенными на 90 и 150 Гц. После фильтрации сигналы частот 90 и 150 Гц поступают каждый на свой амплитудный детектор, после чего формируется разностный сигнал в виде напряжения постоянного тока, который и является мерой отклонения самолета от равносигнальной зоны курса.

Этот сигнал подается в вычислители системы траекторного управления СТУ-154 для формирования команд управления боковым движением самолета $\delta_к$, а также в плановые навигационные приборы ПНП-1 для индикации стороны и величины отклонения самолета от равносигнальной зоны курса $\varepsilon_к$.

Аналогично глиссадной антенной принимаются сигналы глиссадного радиомаяка. Глиссада формируется излучением антеннами радиомаяка сигналов с различной частотой модуляции. При этом диаграммы направленности излучаемых сигналов с отличными друг от друга частотами модуляции (90 и 150 Гц)

пересекаются в пространстве, образуя равносигнальную зону (глиссаду).

Высокочастотный сигнал с глиссадной антенны через тройник поступает на входы глиссадных радиоприемников ГРП-20ПМ. В глиссадных приемниках сигнал преобразуется в напряжение постоянного тока, управляющего глиссадными стрелками приборов ПНП-1. К выходным цепям приемника ГРП-20ПМ приборы подключаются с помощью реле блока коммутации. Для индикации работоспособности аппаратуры по глиссадному каналу сигналы с выходов приемников ГРП-20ПМ поступают в блоки сигнализации готовности БСГ, которые выдают сигналы напряжением +27 В готовности глиссадных каналов. Эти напряжения поступают в блок коммутации и через гасящие резисторы на глиссадные бленкеры приборов ПНП-1.

Для работы аппаратуры КУРС-МП2 с системой СП-50 на блоках управления устанавливается значение одной из частот диапазона посадки, а на навигационной приставке ПН-4 системы АБСУ-154 нажимается табло-кнопка «СП».

При этом высокочастотный сигнал с курсовой антенны поступает на выходы приемников КРП-200П. В курсовых приемниках сигнал преобразуется, детектируется и поступает на входы навигационных устройств УН-2П. Принимаемый сигнал курсового радиомаяка системы СП-50 амплитудно модулирован сигналом частоты 10 кГц. Сигнал частоты 10 кГц частотно модулирован сигналом частоты 60 Гц с девиацией 1100±100 Гц.

В устройстве УН-2П сложный сигнал делится на два:

сигнал переменной фазы 60 Гц, создающий амплитудную модуляцию несущей частоты;

сигнал опорной фазы 60 Гц, создающий частотную модуляцию поднесущей частоты 10 кГц. Разделенные сигналы опорной и переменной фаз преобразуются в напряжение постоянного тока, которое подается в систему траекторного управления СТУ-154 для формирования команд управления боковым движением самолета и для индикации отклонений от равносигнальной зоны курса на приборах ПНП-1.

Кроме сигналов управления стрелками приборов ПНП-1, из устройств УН-2П в блоки сигнализации готовности подаются сигналы опорной фазы, при помощи которых вырабатываются напряжения +27 В сигнализации готовности к работе курсовых каналов аппаратуры в режиме СП-50.

Работа аппаратуры по глиссадному каналу в режиме СП-50 аналогична работе в режиме ИЛС.

Таким образом, системой КУРС-МП2 управляют блоки управления, селекторы магнитного курса и навигационные приставки системы АБСУ-154.

При работе аппаратуры в режиме ВОР обеспечивается индикация отклонения от курса, заданного селектором курса первого или второго полукомплектов:

на правом приборе ПНП-1 при установке переключателя «Индикац. ПНП» навигационной приставки ПН-3-3 в положение «Аз-1» или «Аз-2»;

на левом приборе ПНП-1 при нажатии кнопки-табло «Аз.-1» или «Аз-2» на навигационной приставке ПН-4.

При работе аппаратуры в режиме посадки переключатель пульта управления посадкой устанавливается в положение «СП» или «ИЛС». В этом случае обеспечивается индикация отклонения самолета от курса и глиссады по сигналам первого полукомплекта. При отказе первого полукомплекта индицируемые сигналы автоматически переключаются на второй полукомплект.

Прослушивание сигналов опознавания радиомаяков обеспечивается через телефоны гарнитур самолетного переговорного устройства СПУ-7 и кабинные громкоговорители самолетной громкоговорящей системы СГС-25.

Индикаторы ИКУ-1А и цепи прослушивания сигналов опознавания радиомаяков являются общими для аппаратуры КУРС-МП2 и радиокомпасов АРК-15. Коммутируются эти цепи с помощью переключателей, расположенных на передних панелях индикаторов ИКУ-1А.

При работе с первым полукомплектом аппаратуры КУРС-МП2 или радиомаяком АРК-15 переключатель радиосредств на абонентских аппаратах СПУ должен быть установлен в положение «РК-1». В зависимости от положения переключателя на приборе ИКУ-1А телефоны гарнитур подсоединяются к выходу приемника КРП-200П или радиокомпаса АРК-15.

Сигналы маркерных радиомаяков принимаются трехканальными маркерными радиоприемниками МРП-3ПМ, усиливаются и преобразуются с помощью электрозвонка и светового табло в сигналы звуковой и световой индикации.

Питается аппаратура системы КУРС-МП2 от бортовой системы постоянного тока напряжением 27 В и переменного тока 115 В с левой панели автоматов защиты (рис. 7.11). Правый индикатор ИКУ-1А питается переменным током 36 В с левой панели автоматов защиты через АЗФ1К-2, а левый ИКУ-1А — с аварийной шины распределительной коробки РК АБСУ через предохранители СП-2А.

Полукомплекты питаются раздельно по одинаковым схемам. Напряжение 27 В с шины через АЗСГК-5 и выключатель «КУРС-МП — выключено» и напряжение 115 В 400 Гц с шины «А» через АЗФ1К-2 подаются на РК моноблока и индикаторы ИКУ-1А.

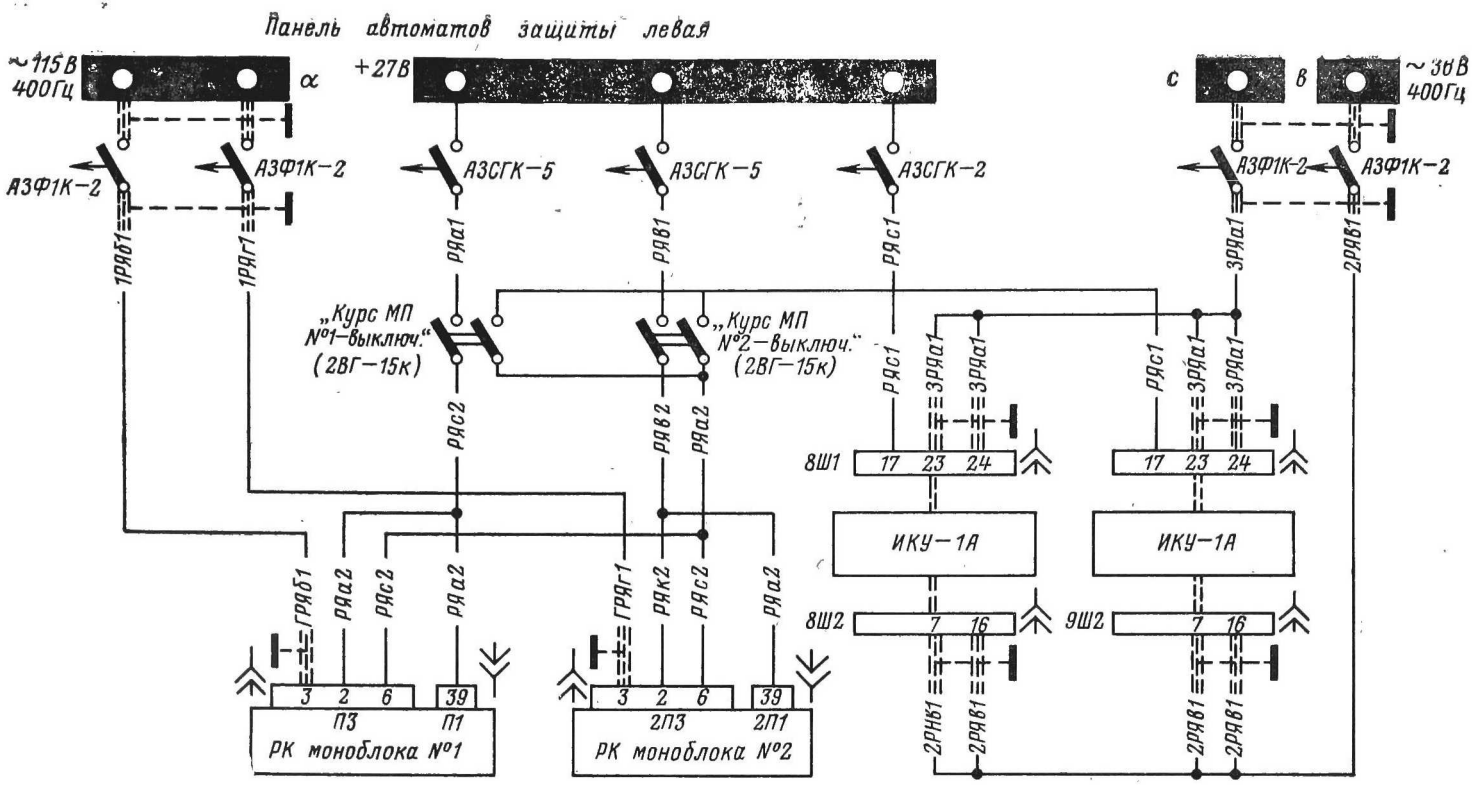


Рис. 7.11. Схема электропитания системы аппаратуры КУРС-МП2

7.4. ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Работоспособность системы КУРС-МП2 проверяется как от радиомаяков, так и от их имитаторов. Если место стоянки самолета находится в зоне действия посадочных радиомаяков, то после включения питания необходимо на блоках управления установить рабочую частоту радиомаяка. После этого необходимо нажать на навигационной приставке ПН-3-3 табло-кнопки «Заход» и «Глиссада» и установить в нужное положение переключатель «СП-50-ИЛС».

Если самолет находится в зоне действия маяка ВОР, то необходимо на приставке ПН-4 нажать кнопку-табло «Аз-1», а затем «Аз-2».

В первом случае на приборах ПНП-1 должны убраться с поля зрения бленкеры «К» и «Г» и загореться табло «СП», а во втором — бленкер «К» и табло «ВОР». В обоих случаях вертикальные стрелки приборов ППН-1 должны отклониться от среднего положения.

В полете обеспечивается независимый выбор навигационных и посадочных сигналов системы: с приставки ПН-4 для индикации на левом ПНП-1, с приставки ПН-3-3 для индикации на правом ПНП-1.

Для использования аппаратуры КУРС-МП2 в режиме ВОР необходимо установить на блоке управления выбранного полукомплекта рабочую частоту маяка ВОР, а на селекторе курса установить заданный магнитный курс полета. При этом ручка переключателя «НА-ОТ» на селекторе должна быть опущена вниз, что обеспечивает правильность загорания сигнальных табло «НА-ОТ».

При изменении курса полета на 180° ручку переключателя «НА-ОТ» необходимо перевести в верхнее положение. При этом в селекторе курса появится сигнал магнитного курса, отличный на 180° от ранее выставленного, и изменит на обратную индикацию «НА-ОТ».

Ввод заданного азимута нового маяка необходимо начинать с установки переключателя «НА-ОТ» в нижнее положение.

Для использования системы в режиме посадки необходимо на блоке управления установить частоту курсового радиомаяка, переключатель «СП-50-ИЛС» на соответствующий тип системы посадки, и нажать кнопку баланса СП-50.

На навигационной приставке ПН-4 нажать табло-кнопки «Заход» и «Глиссада». При готовности полукомплектов загорятся нажатые табло-кнопки и на приборах ПНП-1 уберутся бленкеры «К» и «Г».

Отказ полукомплектов КУРС-МП2 сигнализируется появлением бленкеров курса «К» и глиссады «Г» на лицевой части приборов ПНП-1 при условии, что радиомаяки или имитаторы, с которыми работает аппаратура, исправны. Отказы на самоле-

те чаще всего устраняются заменой отдельных блоков полукомплектов.

В режиме посадки обеспечивается автоматическое переключение потребителей на второй полукомплект при отказе первого.

В режиме ВОР это переключение осуществляется кнопкой-табло «Аз-2».

ГЛАВА 8

САМОЛЕТНЫЙ ДАЛЬНОМЕР СД-67

8.1. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Самолетный дальномер СД-67 предназначен для определения наклонной дальности между самолетом и наземными радиомаяками типа ДМЕ.

Радиомаяки типа ДМЕ совместно с радиомаяками типа ВОР образуют угломерно-дальномерную систему ближней навигации, состоящую из сети наземных маяков, расположенных в аэропортах, и бортового оборудования, установленного на самолетах. Дальномер СД-67 также может работать с маяками системы ТАКАН (ВОРТАК).

Дальномер СД-67 совместно с радиомаяком ДМЕ реализует радиолокационный метод определения дальности, сущность которого состоит в измерении времени двустороннего прохождения радиосигналов между самолетом и радиомаяком.

Дальность действия дальномера	370 км
Погрешность измерения дальности	260 м±5% от измеряемой дальности
Контрольное значение дальности на индикаторе дальномера при работе системы встроенного контроля	206,7±0,8 км
Диапазон рабочих частот передатчика дальномера	1025—1150 МГц
Разнос частот между соседними рабочими каналами	1 МГц
Частота следования запросных пар импульсов	24±6 Гц
Выходная мощность передатчика дальномера	0,7—4 кВт в импульсе
Время настройки дальномера на выбранный рабочий канал	12 с
Время сохранения показаний дальности на индикаторе после пропадания ответных импульсов	не менее 5 с
Масса одного комплекта дальномера без соединительных кабелей и антенно-фидерных устройств	23,5 кг
Гарантийный ресурс дальномера	300 ч

Конструкция и схема дальномера СД-67 обеспечивают замену всех его блоков без изменения и перестройки бортового оборудования.

8.2. ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ И РАЗМЕЩЕНИЕ

Конструктивно дальномер СД-67 состоит из следующих элементов (рис. 8.1): антенны *1* типа АМ-001, приемо-передатчика *4*, установленного на амортизационную раму *3*, пульта управления *2* и индикаторов дальности ИДР-1 *5*.

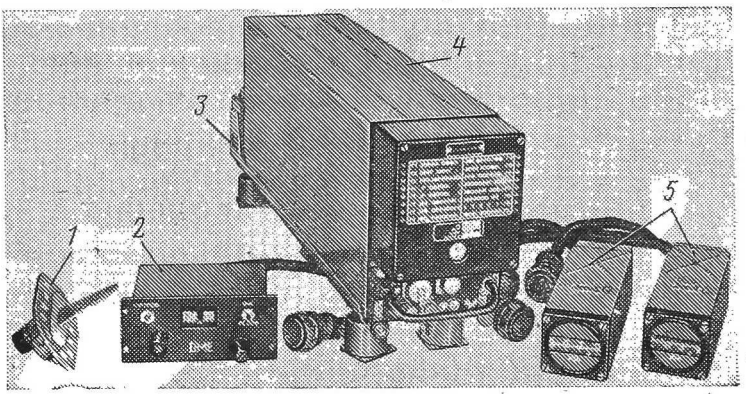


Рис. 8.1. Комплект дальномера СД-67

На самолете установлено два комплекта дальномеров. На рис. 8.2 показана схема внешних соединений одного комплекта дальномера.

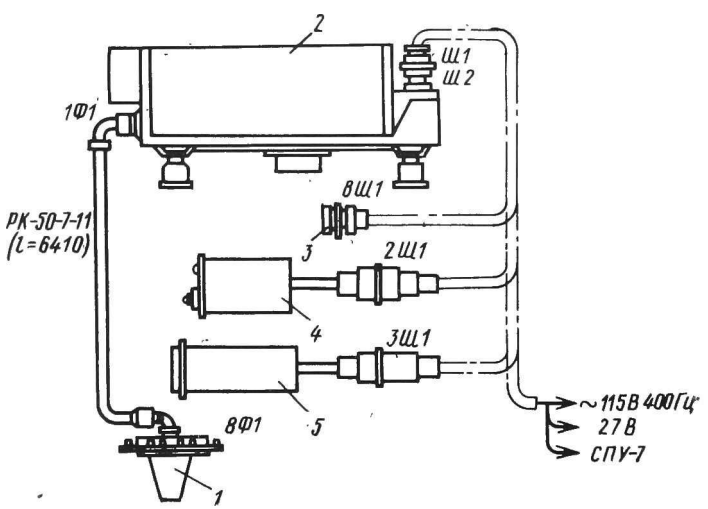


Рис. 8.2. Схема внешних соединений дальномера СД-67:

1—антенна АМ-001; *2*—дальномер; *3*—контрольный разъем 2РМД724БПП10ГБА1; *4*—пульт управления; *5*—индикатор дальности

Блоки дальномеров установлены на самолете в следующих местах.

Приемопередатчики № 1 и № 2 и контрольные разъемы размещены под полом, между шпангоутами № 47—49, слева и справа от оси самолета.

Пульт управления № 1 и № 2 установлены на верхнем электрощитке кабины экипажа.

Индикаторы дальности ИДР-1Б № 1 и № 2 размещены соответственно на левой и правой приборных досках.

Антенны АМ-001 № 1 и № 2 вмонтированы в нижнюю часть фюзеляжа, соответственно между шпангоутами № 56—57 и № 70—61.

8.3. ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ

В дальномере СД-67 частота генерируется двумя кварцевыми генераторами (рис. 8.3). Частота генерируемых сигналов повышается до рабочего диапазона с помощью умножителей частоты и подается к передатчику и приемнику с переселектором.

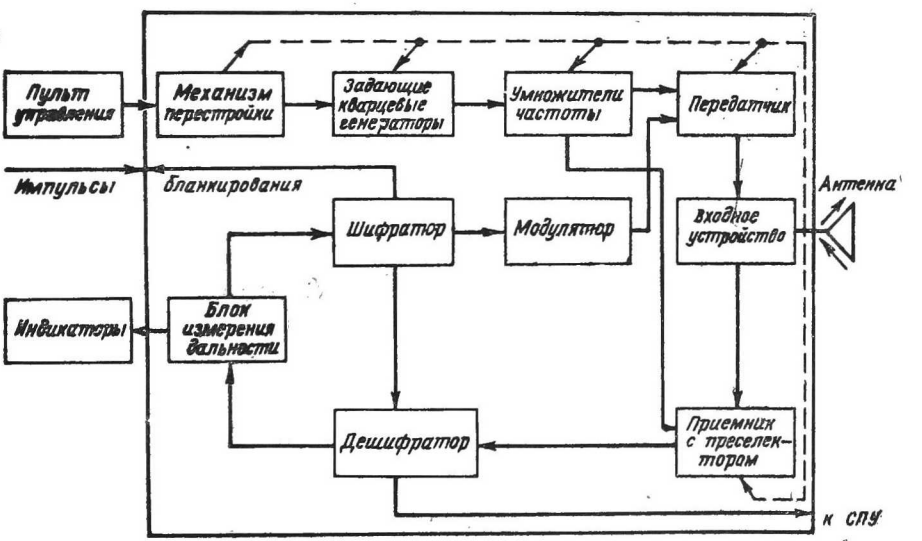


Рис. 8.3. Функциональная схема дальномера СД-67

В моменты подачи импульсных сигналов с модулятора передатчик усиливает высокочастотные сигналы, поступающие с умножителей частоты, и через антенну излучает высокочастотные импульсы запроса дальности. Эти импульсы принимаются приемником наземного радиомаяка ДМЕ, передатчик которого запускается и посылает ответные импульсы по другому каналу.

Маяк при отсутствии запросных сигналов дальности от самолетов излучает кодированные пары импульсов, распределенные

случайным образом со средней частотой повторения 2700± ±90 Гц.

Через каждые 30 с маяк в течение 5 с передает телеграфные сигналы опознавания.

Для излучения и приема в дальномере СД-67 используется одна общая антенна. Ретранслированные радиомаяком ДМЕ на другой частоте высокочастотные импульсы принимаются антенной и через входное устройство подводятся к приемнику.

Для предотвращения перегрузки кристаллического смесителя используется преселектор, который настроен на частоту, отличающуюся от частоты собственного передатчика на 63 МГц.

Усиленные приемником сигналы подаются на дешифратор. Дешифратор распознает сигналы, являющиеся ответом на собственные запросы, и подавляет все остальные сигналы, прошедшие через приемный тракт. Для этого с шифратора на второй вход дешифратора подаются стробирующие импульсы.

С дешифратора сигналы поступают в блок измерения дальности, который является датчиком сигналов дальности и обеспечивает работу шифратора.

В шифраторе начинают формироваться импульсы запроса дальности, а также принимаются и передаются импульсы бланкирования для исключения взаимного влияния радиоаппаратуры, работающей на близких с дальномером частотах.

Измеряемая наклонная дальность индицируется индикаторами типа ИДР-1, диски с цифровыми шкалами которых приводятся в движение следящей системой сопровождения стробирующего импульса.

8.4. ЭКСПЛУАТАЦИЯ

После включения АЗС питания дальномер включается поворотом вправо ручки «Громкость». Переключатель «ДМЕ — резерв» ставится в положение «Резерв».

После прогрева работоспособность дальномера проверяется с помощью системы встроенного контроля. Для этого необходимо нажать кнопку «Контроль». При этом на индикаторах должны установиться значения дальности 206,7±0,8 км, а в телефонах гарнитур СПУ должен прослушиваться непрерывный тон звуковой частоты. Режим самоконтроля может использоваться на любом частотно-кодовом канале.

Цепи самоконтроля охватывают все функциональные блоки дальномера за исключением антенно-фидерного устройства, переселектора и первого смесителя приемника. В связи с этим цепи самоконтроля необходимо дополнительно проверить с помощью радиомаяка, находящегося в данном аэропорту. Для этого на пульте управления необходимо установить канал, который соответствует частоте маяка, а переключатель «ДМЕ — резерв»

поставить в положение «ДМЕ». При этом индикаторы должны показать удаление самолета от радиомаяка.

После проверки выключить дальномер поворотом влево ручки «Громкость».

Полностью работоспособность дальномера на двадцати частотнокодовых каналах, оценка мощности излучения передатчика и чувствительности приемника проверяется с помощью специального прибора контроля дальномера ПКД.

ГЛАВА 9

АВТОМАТИЧЕСКИЙ РАДИОКОМПАС АРК-15

9.1. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Автоматический радиокомпас АРК-15 предназначен для измерения курсовых углов приводных радиомаяков и широковещательных радиостанций при полетах по маршруту и предпосадочном маневрировании.

Радиокомпас обеспечивает беспоисковую дискретную настройку на частоты радиостанций в диапазоне 150—1799,5 кГц и является резервным средством навигации, по информации которого можно определять координаты самолета, навигационные параметры движения и вести контроль пути по направлению, а иногда и по дальности.

Креновая погрешность измерения курсовых углов радиомаяков, обусловленная отклонением от вертикали оси вращения рамочной антенны не превышает 1° при крене 15°.

Поляризационные погрешности, обусловленные отклонением плоскости поляризации принимаемых радиоволн вследствие изменения высоты и плотности ионизированных слоев ионосферы, оказывают заметное влияние на точность пеленгации только в переходные периоды между днем и ночью, особенно в течение двух часов до и после восхода и захода солнца. В этих условиях наблюдается беспорядочное колебание стрелки указателя курсовых углов до нескольких десятков градусов.

Поэтому в переходные периоды времени радиокомпас можно применять только на небольших удалениях от радиомаяков (до 150 км), где влияние изменений отражения радиоволн незначительно.

Радиодевиация, равная горизонтальному углу между истинным направлением на радиомаяк и линией минимального приема рамочной антенны, вызванная искажением электромагнитного поля корпусом самолета, носит четвертной характер, списывается и компенсируется с погрешностью до 1°.

9.2. ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ И РАЗМЕЩЕНИЕ

Схема внешних соединений радиокомпаса АРК-15 изображена на рис. 9.1.

На самолете установлено два радиокомпаса. Приемник, переходной механический блок, эквивалент четырехметрового радиочастотного кабеля и распределительная коробка радиокомпаса № 1 расположены в первом техническом отсеке, на верхней полке этажерки, между шпангоутами № 12—13.

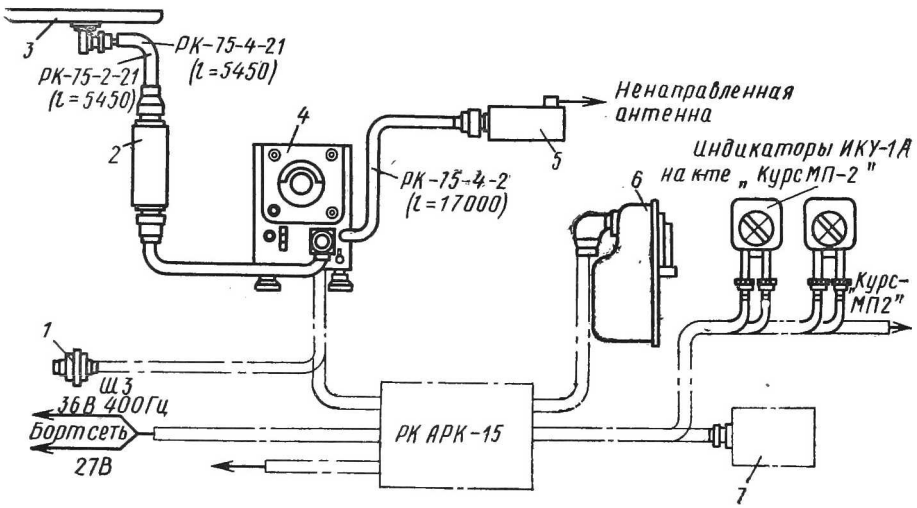


Рис. 9.1. Схема внешних соединений радиокомпаса АРК-15:

1—контрольный разъем; *2*—эквивалент четырехметрового радиочастотного кабеля; *3*—блок рамочной антенны; *4*—приемник; *5*—антенное согласующее устройство; *6*—пульт управления; *7*—блок механический переходной

Блок рамочной антенны первого радиокомпаса установлен в верхней части фюзеляжа, между шпангоутами № 13—14, по оси самолета. Антенное согласующее устройство находится в нижней части фюзеляжа, между шпангоутами № 35—40, справа от оси самолета.

Приемник, переходной механический блок и эквивалент антенны радиокомпаса № 2 установлены под полом, между шпангоутами № 17—18, слева от оси самолета. Блок рамочной антенны второго комплекта расположен в верхней части самолета, между шпангоутами № 19—20, а антенное согласующее устройство — внизу, справа от оси самолета, между шпангоутами № 31—32. Ненаправленная антенна типа АШС-УР-2 второго радиокомпаса расположена в нижней части фюзеляжа, между шпангоутами № 31—32.

Пульты управления (рис. 9.2) размещены на верхнем электрощитке кабины экипажа. На лицевой панели пульта управле-

ния расположены регулятор «Громкость» и переключатель телефонных или телеграфных сигналов «ТЛГ-ТЛФ», обеспечивающие возможность прослушивания сигналов радиомаяков. С помощью переключателя «Выключено — компас — антенна — рамка» обеспечивается включение радиокомпаса и работа в трех режимах.

Кнопка «Рамка» служит для дистанционного принудительного управления рамочной антенной. Переключатель «Канал 1—2» служит для подключения к приемнику радиокомпаса первого или второго наборного устройства, расположенного в нижней части пульта.

Для наземного контроля параметров, характеризующих состояние радиокомпасов, на распределительной коробке имеется контрольный разъем.

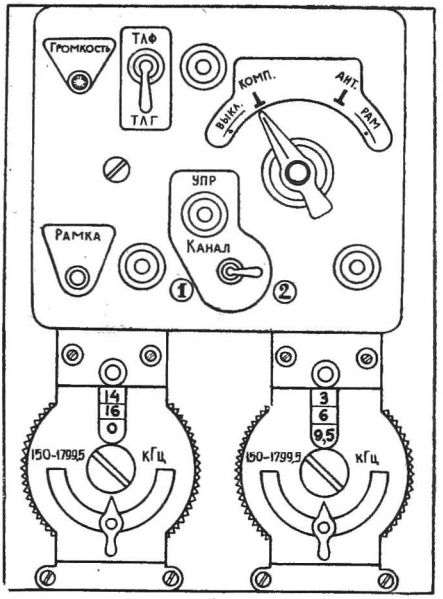


Рис. 9.2. Пульт управления АРК-15

9.3. ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ

На вход радиокомпаса (рис. 9.3) подключена рамочная антенна, обладающая резко выраженным направленным приемом.

Рамочные входные цепи служат для обеспечения направленного приема сигналов пеленгуемой радиостанции. В рамочных цепях коммутируется и усиливается принимаемый сигнал для компенсации значительно меньшей действующей высоты рамочной антенны (примерно в 100 раз по сравнению с ненаправленной антенной), а также происходит дополнительный поворот фазы сигнала рамочной антенны на 90°.

Необходимость такого изменения фазы сигнала вызвана тем, что напряжение, снимаемое с искателя гониометра, и напряжение на зажимах ненаправленной антенны, наводимое одним и тем же полем сигнала, сдвинуты по фазе на 90°.

В схеме радиокомпаса АРК-15 в качестве направленной антенны используется система, состоящая из двух взаимно перпендикулярных обмоток рамочной антенны и гониометра. Гониометр представляет собой устройство, имеющее две взаимно перпендикулярные неподвижные полевые катушки и одну подвижную искательную катушку, размещенную между полевыми

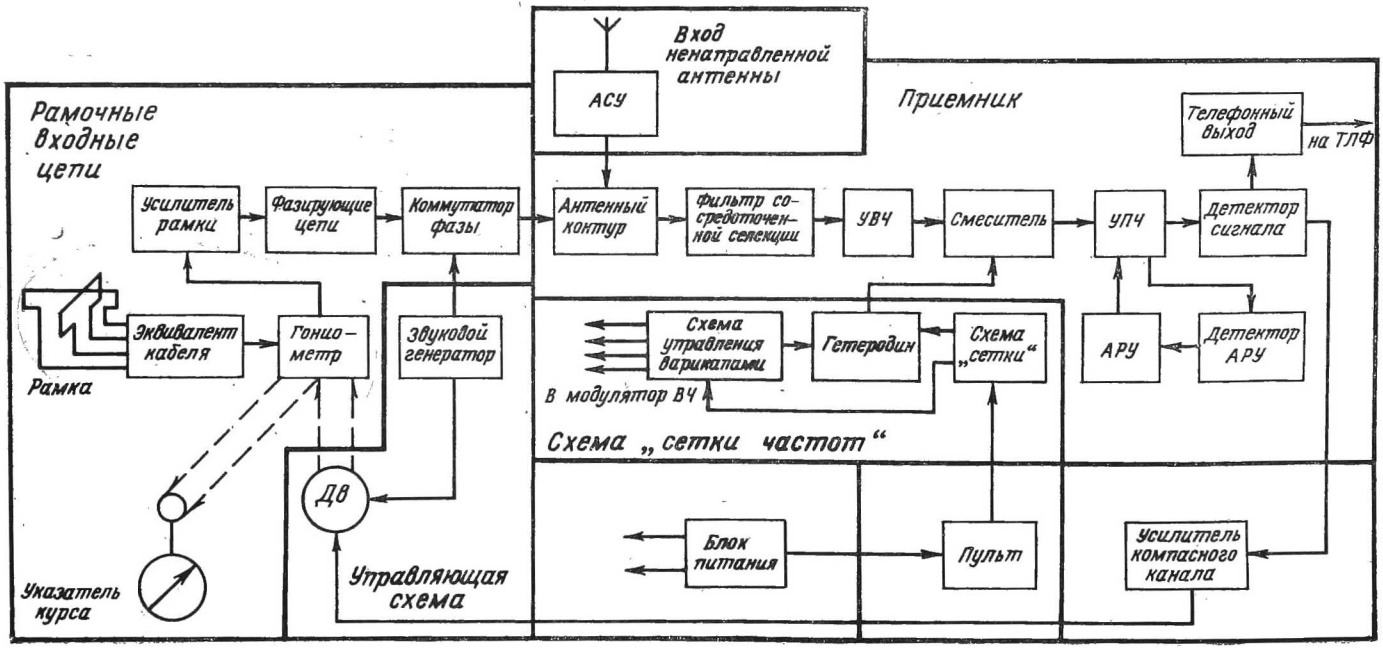


Рис. 9.3. Функциональная схема АРК-15

катушками и выполненную в виде витка. Каждая из полевых катушек соединена с одной обмоткой рамочной антенны.

Принимаемый рамочной антенной сигнал через эквивалент кабеля и гониометр подается на усилитель рамки. После усиления этот сигнал через фазирующие цепи поступает на коммутатор фазы (балансный модулятор), где его периодически коммутируют по фазе на 180°; далее он складывается с сигналом, принятым обычной открытой ненаправленной антенной. Работой коммутатора фазы управляет звуковой генератор, задающий тем самым частоту коммутации рамочного сигнала. Коммутатор фазы представляет собой два диодных ключа, управляемых напряжением 135 Гц от местного звукового генератора. Это напряжение поочередно открывает и закрывает диоды модулятора. Противоположность фаз сигналов, снимаемых с коммутатора фазы, обеспечивается работой фазоинверсного каскада. Каждый из выходов фазоинверсного каскада соединен с отдельным диодным ключом коммутатора фазы.

Сигнал с коммутатора фазы подается в антенный контур, где складывается с сигналом, принимаемым ненаправленной антенной.

Антенное согласующее устройство (АСУ) согласует параметры антенны и кабеля со входом приемного устройства.

В качестве ненаправленной антенны АРК-15 использована однолучевая горизонтальная шлейфовая антенна, представляющая собой полоску латунной посеребренной фольги, вклеенную в диэлектрический кожух. В результате взаимодействия двух сигналов, принятых рамочной и ненаправленной антеннами, в контуре сложения образуется амплитудно-модулированный сигнал. Сигнал ненаправленной антенны выступает в нем как опорный, а сигнал от рамочной антенны — как модулирующий. При этом сам факт наличия амплитудной модуляции сигнала свидетельство того, что направление проходящего сигнала не совпадает с направлением нулевого приема (пеленга) рамочной антенны. Фаза модуляции определяется фазой рамочного сигнала (по высокой частоте) и указывает сторону отклонения приходящего сигнала относительно направления пеленга. В направлении пеленга рамочный сигнал исчезает, а сигнал в приемнике становится немодулированным.

Фильтр сосредоточенной селекции служит для выравнивания коэффициента передачи сигнала в пределах поддиапазона. Это достигается включением варикапов в качестве элементов связи.

Сигнал, образовавшийся в результате взаимодействия сигналов от рамочной и ненаправленной антенн, усиливается, проходя по всему приемному тракту, и попадает на детектор.

Приемное устройство АРК-15 включает в себя все каскады, присущие приемнику амплитудно-модуляторных сигналов с однократным преобразованием частоты (тракт высокой частоты,

тракт промежуточной частоты и тракт низкой частоты с телефонным выходом).

Радиокомпас АРК-15 работает в следующих режимах:

автоматического согласования — «Компас»;

приема сигналов на ненаправленную антенну — «Антенна»;

приема сигналов на направленную антенну — «Рамка».

В режиме «Компас», когда прибор настроен на частоту пеленгуемого радиомаяка, стрелки подключенных к нему указателей будут показывать курсовой угол радиомаяка (КУР).

Режим «Антенна» служит для прослушивания и опознавания позывных сигналов радиомаяков. Если пеленгуемый радиомаяк работает немодулированными колебаниями, то сигналы его прослушиваются включением внутренней телеграфной модуляции — «Режим ТЛГ».

Режим «Рамка» — вспомогательный, обеспечивающий принудительную установку искателя гониометра с помощью дистанционно управляемого электродвигателя в положение, при котором можно определить пеленг на слух.

В режиме «Компас» выделяемое на выходе детектора напряжение частоты местного звукового генератора через усилитель компасного выхода воздействует на следящую систему, исполнительным элементом которой является электродвигатель, вращающий искательную катушку гониометра. Условие равновесия этой системы — отсутствие сигнала от рамочного входа, т. е. система находится в равновесии только тогда, когда направление нулевого приема рамочных антенн совпадает с направлением приходящего сигнала. В противном случае переменное напряжение частоты местного звукового генератора с фазой, зависящей от стороны приема, и амплитудой, пропорциональной углу прихода радиоволны относительно направления нулевого приема, усиленное по мощности, воздействует на управляющую обмотку двигателя. Двигатель поворачивает искательную катушку гониометра до положения нулевого приема. Таким образом, гониометр (его искательная катушка) автоматически следит за направлением прихода сигнала от пеленгуемой радиостанции.

Курсовые углы радиомаяков (КУР) индицируются с помощью индикаторов типа ИКУ-1А, которые используются также для индикации параметров от устройств КУРС-МП2 и ТКС-П2.

В связи с тем, что сигналы от указанных устройств поступают на приборы ИКУ-1А от сельсинов, а радиокомпас АРК-15 имеет в качестве датчика КУР синусно-косинусный трансформатор, то для стыковки указанных элементов служит механический переходный блок, представляющий собой следящую систему, состоящую из бесконтактного синусно-косинусного трансформатора, усилителя, двигателя и редуктора, на оси которого расположен ротор сельсина-датчика прибора ИКУ-1А.

Для обеспечения прослушивания и опознавания сигналов приводных радиомаяков в схеме АРК-15 предусмотрен отдельный телефонный выход.

Позывные сигналы радиомаяков прослушиваются с помощью телефонов гарнитур АГ-2 членов экипажа и громкоговорителями системы СГС-25, расположенными в кабине экипажа.

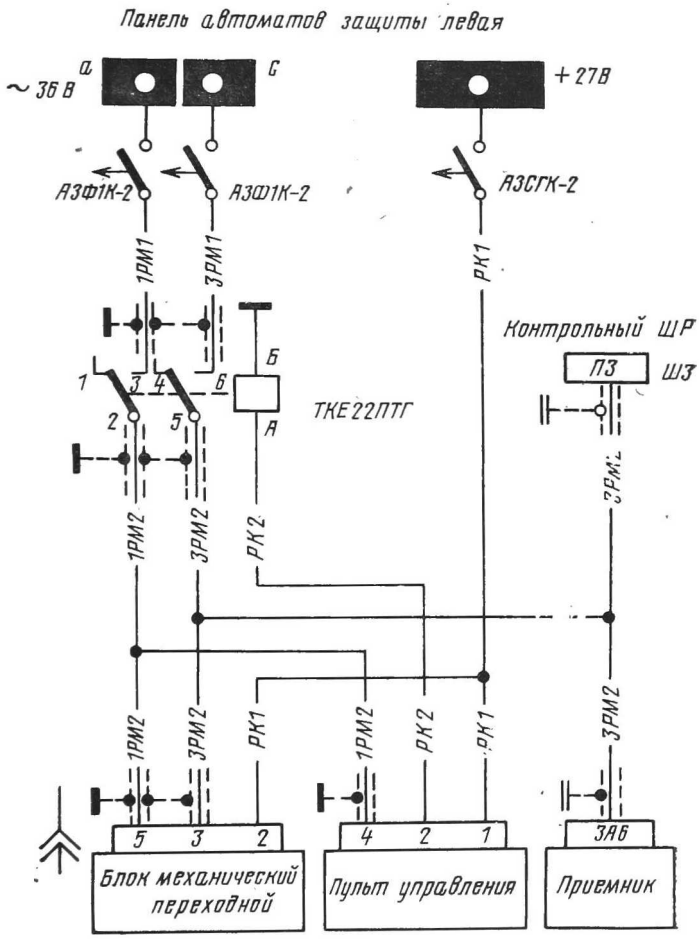


Рис. 9.4. Схема электропитания радиокомпаса АРК-15

Питаются радиокомпасы АРК-15 от бортовых электросетей постоянного тока напряжением 27 В и переменного тока напряжением 36 В 400 Гц (рис. 9.4).

Напряжение 27 В поступает с левой панели автоматов защиты через АЗСГК-2 на пульт управления и механический переходной блок. После включения радиокомпаса с пульта управле-

ния напряжение 27 В подается на обмотку реле ТКЕ22П1Г, через контакты которого напряжение 36 В подается на питание радиокомпаса.

Напряжение 36 В поступает с РК АБСУ через предохранители СП-2А и контакты реле ТКЕ22П1Г на пульт управления, механический переходной блок, приемник и контрольный разъем.

9.4. ЭКСПЛУАТАЦИЯ

После включения питания на пульте управления АРК-15 должен загореться подсвет шкал.

Переключателем рода работы на пульте управления выбирается один из режимов работы «Компас», «Антенна», «Рамка».

«Компас» — основной режим работы радиокомпаса, обеспечивающий автоматическое однозначное пеленгование радиомаяков.

В режиме «Антенна» радиокомпас работает как средневолновый радиоприемник и обеспечивает прослушивание позывных сигналов радиомаяков.

«Рамка» — вспомогательный режим работы, обеспечивающий слуховое пеленгование радиомаяков при нажатии одноименной кнопки на пульте управления и используемый в особых случаях.

Тремя ручками — шкалами наборного устройства пульта, расположенными на одной оси, устанавливается значение рабочей частоты радиомаяка.

С помощью двух наборных устройств пульта устанавливаются значения рабочих частот маяков, последовательно используемых в полете.

Переключателем «Канал 1—2» включается левое или правое наборное устройство для установки рабочей частоты.

Переключатель «ТЛФ-ТЛГ» при установке в соответствующее положение позволяет прослушивать сигналы радиостанций, работающих телефоном или телеграфом.

Значение курсового угла радиомаяка индицируется на индикаторе ИКУ-1А, переключатель которого должен быть установлен в положение «АРК-1».

КУР отсчитывается по стрелке относительно неподвижного индекса шкалы.

Прослушивание позывных сигналов радиомаяка обеспечивается через телефоны гарнитур АГ-2 при положении переключателя абонентского аппарата «4СПУ—радио» в положение «Радио», а переключателя радиосредств в положения «РК-1» и «РК-2».

В процессе эксплуатации радиокомпаса проверяется состояние и крепление антенн, сопротивление изоляции и переходное сопротивление металлизации антенного согласующего устройства.

Работоспособность радиокомпасов проверяется настройкой их на частоты приводных радиомаяков аэропорта, а их основные параметры на самолете проверяются с помощью переносной проверочной установки ИРК-3.

Полная проверка радиокомпасов на соответствие нормам технических параметров выполняется в экранированных специально оборудованных лабораториях.

ГЛАВА 10

РАДИОЛОКАТОР «ГРОЗА»

10.1. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Радиолокатор «Гроза» предназначен для:

обнаружения встречных самолетов, горных вершин, грозовых очагов и фронтов с целью определения безопасных направлений полета;

определения координат самолета по радиолокационному изображению пролетаемой местности, независимо от метеоусловий, днем и ночью;

измерения угла сноса и косвенного определения других навигационных параметров.

Дальность действия радиолокатора определяется мощностью передатчика, чувствительностью приемника и зависит от высоты полета и характера наблюдаемой местности. Для различных объектов она существенно меняется.

Средние значения дальности обнаружения некоторых объектов с помощью радиолокатора «Гроза» составляют:

крупных городов — 230—250 км;

береговой черты — 100—200 км;

грозовой облачности — 120—150 км.

Разрешающая способность радиолокатора по дальности, характеризующая возможность различения объектов, находящихся на небольшом расстоянии друг от друга и одном курсовом угле от самолета, зависит от длительности излучаемых импульсов и качества индикаторной электронно-лучевой трубки. В радиолокаторе «Гроза» длительность импульсов — 2 мс. Частота повторения импульсов — 400 Гц.

Разрешающая способность радиолокатора по углу места, характеризующая возможность различения объектов, находящихся на одинаковом расстоянии от самолета и на близких курсовых углах, зависит от ширины диаграммы направленности антенны, которая при излучении радиолокатора узким лучом равна 4,1°. Мощность, излучаемая радиолокатором в импульсе,— не менее 10 кВт.

Рабочая частота «Грозы» соответствует диапазону, выделенному ИКАО для бортовых радиолокаторов.

В «Грозе» предусмотрена гироскопическая стабилизация луча в горизонтальной и вертикальной плоскостях, что обеспечивает удобство обнаружения гроз и наблюдение земной поверхности без искажений при эволюциях самолета.

Антенна сканирует в азимутальном секторе ±100° и имеет возможность ручного дистанционного наклона зеркала в вертикальной зоне ±10°.

В блоке индикатора применена электронно-лучевая трубка повышенной яркости свечения, которая позволяет наблюдать изображение без тубуса в условиях рассеянного дневного освещения.

Экран индикатора имеет секторную развертку изображения (±100°), и координаты объектов наблюдения определяются при помощи электронных масштабных меток и градусной шкалы светофильтра.

Индикатор имеет следующие масштабы развертки:

0—30 км — с масштабными метками 10 км;
0—50 км — с масштабными метками 10 км;
0—125 км — с масштабными метками 25 км;
0—250 км — с масштабными метками 50 км;
200—375 км — с масштабными метками 50 км.

Потребляемая радиолокатором мощность:

по сети 115 В 400 Гц — 300 В·А;
по сети 36 В 400 Гц — 10 В·А;
по сети 27 В постоянного тока 58 Вт.

Все блоки радиолокатора взаимозаменяемые и предусмотрено дублирование основного радиоэлектронного блока (приемопередатчика), благодаря чему достигнута высокая эксплуатационная живучесть комплекта.

10.2. ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ И РАЗМЕЩЕНИЕ

Конструктивно радиолокатор «Гроза» состоит из следующих блоков (рис. 10.1):

ГР-1Б — антенного блока с рефлектором;

ГР-34Ж — основного и дублирующего приемо-передающих блоков, установленных на общей раме;

ГР-4Н — индикаторного блока с пультом управления;

ГР-17 — коммутационной коробки;

ГР-35 — эквивалента отклоняющей системы второго индикатора;

ГР-32-154 — волноводного тракта;

ДВ-3 — двух вентиляторов обдува;

ГР-11А — пульта наземного контроля.

Все блоки радиолокатора соединены между собой многопроводными кабелями и размещены в следующих местах.

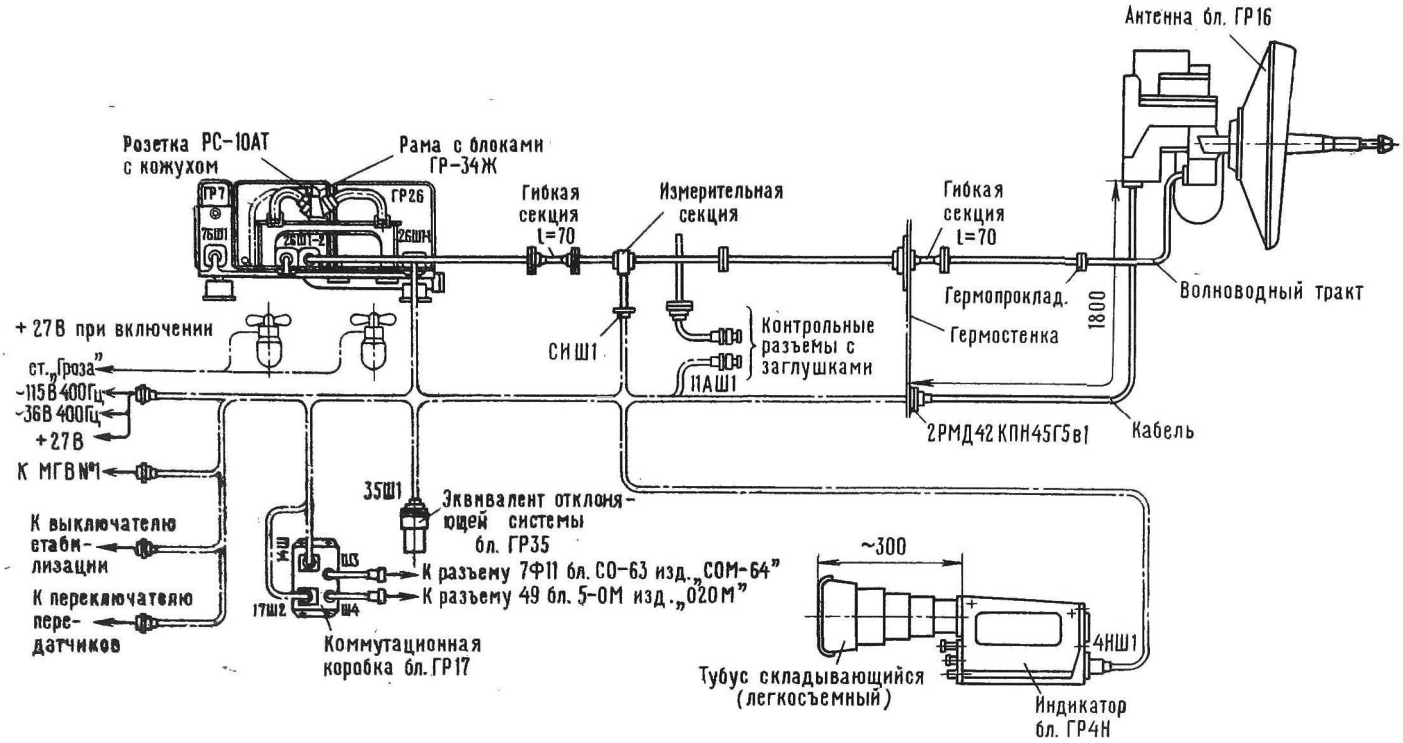


Рис. 10.1. Схема внешних соединений блоков радиолокатора «Гроза»

Антенна ГР-1Б размещена в носке фюзеляжа, крепится фланцевой частью к шпангоуту № 3 и закрыта радиопрозрачным обтекателем. Для доступа к антенне обтекатель может быть поднят и закреплен в открытом положении.

Рама ГР-34Ж, на которой закреплены легкосъемные блоки, приемопередатчики ГР-2Б и блок стабилизации и управления ГР-7Б, установлена в первом техническом отсеке, между шпангоутами № 5—6. Два приемопередатчика ГР-2Б соединены с ан-

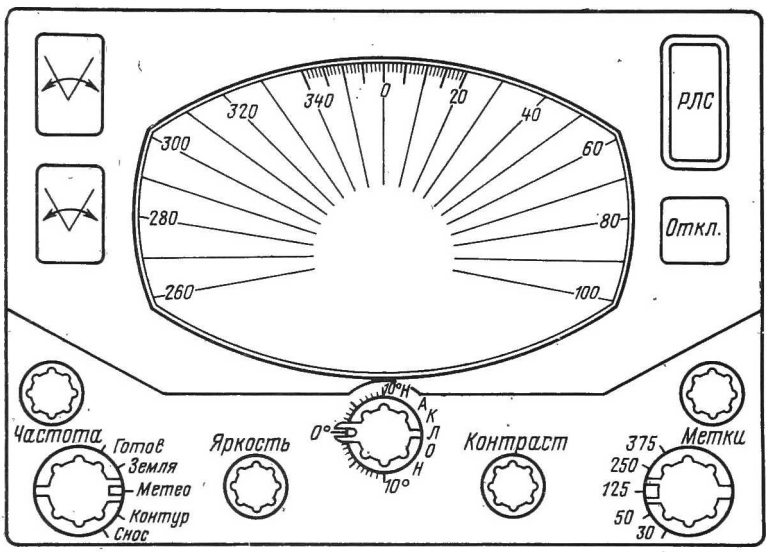


Рис. 10.2. Расположение органов управления на передней панели индикатора ГР-4Н

тенной волноводами. Для удаления тепла, выделяемого элементами блоков, каждый приемопередатчик обдувается электрическим вентилятором типа ДВ-3. Эквивалент отклоняющей системы ГР-35, коммутационная коробка ГР-17 и контрольные разъемы для подключения пульта наземного контроля ГР-11А размещены рядом с рамой ГР-34Ж.

Индикаторный блок ГР-4Н размещен на средней приборной доске кабины экипажа.

На его лицевой панели (рис. 10.2) расположены:

вверху слева две клавиши дистанционного управления антенной по азимуту;

вверху справа две клавиши «РЛС-откл.» включения и отключения контактов питания радиолокатора;

рукоятка потенциометра «Метки», служащего для изменения яркости масштабных меток;

переключатель масштабов обзора, обеспечивающий возможность выбора на экране индикатора необходимых масштабов развертки;

рукоятка «Контраст», связанная с двумя независимыми потенциометрами, служащими для изменения уровня ограничения принимаемых сигналов «снизу» и выделения ориентиров при разной интенсивности их отражения, а также для изменения величины тока, протекающего в обмотке управления двигателя перемещения антенны по азимуту в режиме «Снос»;

рукоятка потенциометра «Яркость», служащего для изменения яркости отраженных сигналов и масштабных меток;

рукоятка «Наклон», соединенная с осью ротора вращающегося трансформатора и служащая для изменения наклона антенны;

переключатель режимов «Готов—земля—метео—контур—снос», позволяющий поддерживать радиолокатор в готовом к использованию состоянии и включать необходимый режим работы.

АЗС питания «Гроза» и «Обдув Грозы» расположены на левой панели автоматов защиты. Переключатель передатчиков и выключатель стабилизации антенны находятся на верхнем электрощитке кабины экипажа.

10.3. ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ

В соответствии с назначением радиолокатор работает в следующих пяти режимах: «Готовность», «Земля», «Метео», «Контур» и «Снос».

В режиме «Готовность» антенна сканирует, работает подогрев катодов ламп, но не подается высокое напряжение на магнетрон, приемник и схемы формирования масштабных меток.

Режим «Земля» обеспечивает обзор земной поверхности. На масштабах 50 и 125 км используется веерная диаграмма направленности. На масштабе 250 км диаграммы направленности используются поочередно: при движении антенны по часовой стрелке—веерная диаграмма, а при обратном движении — узкая, что увеличивает дальность действия.

На масштабе 200—375 км используется узкая диаграмма направленности.

На высоте полета 7 км нижний край узкого луча попадает на землю на расстоянии 200 км от самолета.

Для повышения контрастности изображения схема видеоусилителя видоизменяется так, что изображение на экране имеет три тона.

Темный тон соответствует тому, что сигнал на входе приемника отсутствует (например, при отражении от гладкой водной поверхности), а экран слабо освещен.

Светлый тон характеризуется тем, что экран слабо освещается за счет слабых сигналов, отраженных от незастроенных участков местности.

Яркий тон на экране радиолокатора в виде отметок на фоне изображения возникает при отражении сигналов от городов, железнодорожных узлов, кораблей, мостов и т. д.

С помощью регулятора «Контраст» можно выделить только сильные сигналы, а остальные подавить или, наоборот, увеличить яркость более слабых сигналов.

Режим «Метео» служит для обнаружения различных гидрообразований в атмосфере, других самолетов и определения достаточности превышения самолета над горными вершинами.

В режиме «Метео» на всех масштабах используется узкая диаграмма направленности, которая охватывает по вертикали следующие зоны:

на расстоянии 10 км от самолета — 700 м,
на расстоянии 30 км от самолета — 2100 м,
на расстоянии 50 км от самолета — 3500 м.

Картина, возникающая на экране в режиме «Метео», представляет собой подобие горизонтального разреза облачности плоскостью полета.

Для выделения опасных зон облачности радиолокатор должен быть переключен в режим «Контур».

В этом режиме сильные сигналы, отраженные от опасных зон, подавляются в схеме видеоусилителя и на экране появляются темные контуры, контрастно выделяющиеся на светлом фоне, образованном отражениями от неопасных зон.

Режим «Снос», основанный на том, что при совпадении оси диаграммы направленности излучения с вектором путевой скорости доплеровские частоты достигают минимума.

Напряжение вторичных доплеровских частот усиливается видеоусилителем и модулирует электронный луч. Поэтому на линии развертки, возникающей при остановленной антенне, появляются яркие блестки, двигающиеся вдоль линии развертки в том или другом направлении.

Положение антенны, соответствующее минимальной частоте биений вторичных доплеровских частот, наблюдаемой на линии развертки индикатора, характеризует совпадение оси излучения радиолокатора с вектором путевой скорости. Угол сноса отсчитывается по шкале экрана между линией, соответствующей продольной оси самолета, и линией развертки луча.

При выборе любого режима работы, кроме режима «Готовность», переменное напряжение 115 В через схему времени (рис. 10.3), создающую задержку на 4 мин, подается на вход схемы магнитного модулятора, преобразующей гармоническое напряжение в импульсное. Импульсы поступают на магнетрон, генерирующий сверхвысокочастотные колебания, которые по

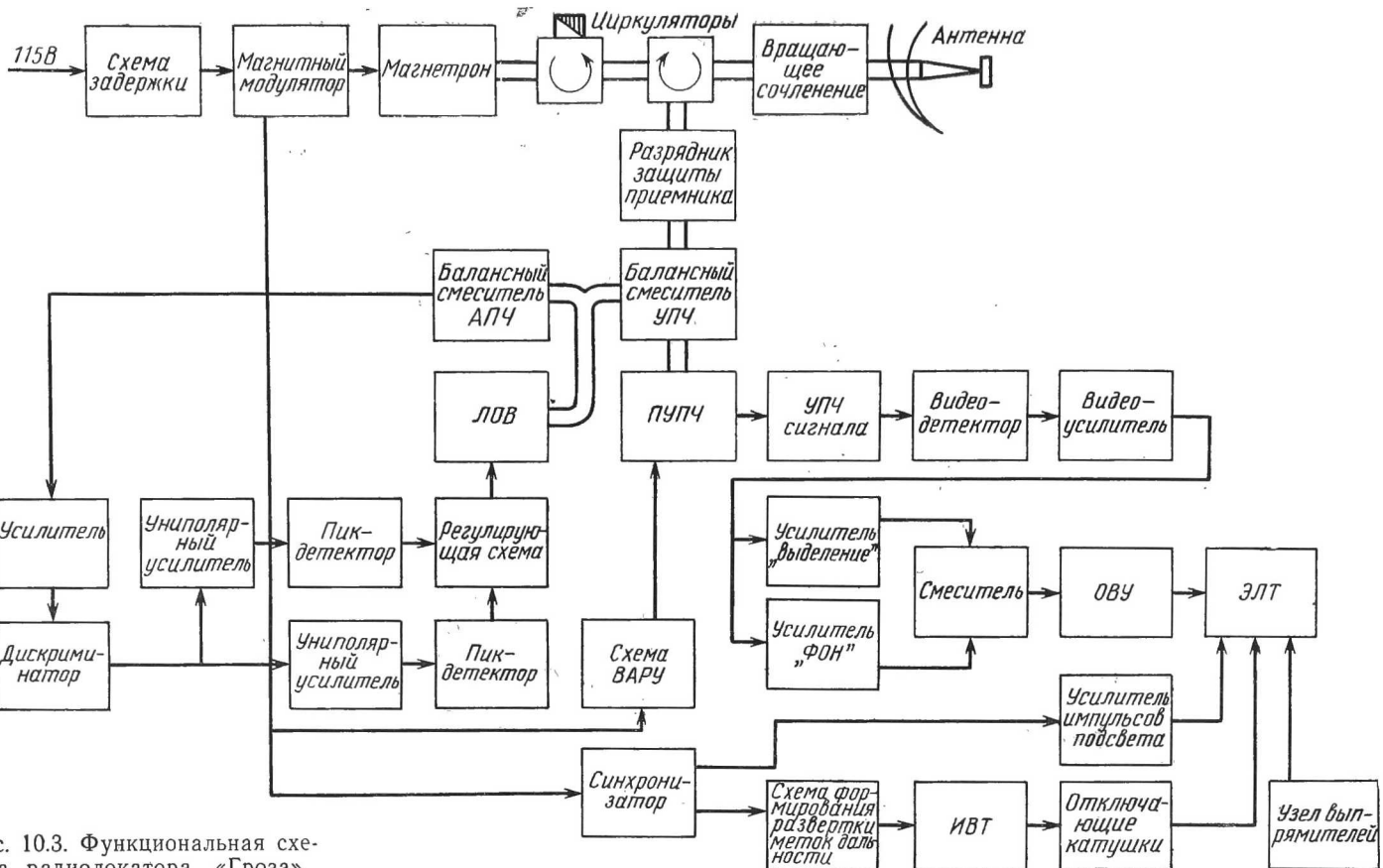


Рис. 10.3. Функциональная схема радиолокатора «Гроза»

волноводному тракту в виде бегущей волны электромагнитного поля через ферритовые циркуляторы передаются в антенну и излучаются узким или веерным лучом.

Одновременно с импульсом, питающим магнетрон, в магнитном модуляторе формируется импульс синхронизации.

Энергия, отраженная от земной поверхности или атмосферных переизлучателей, воспринимается антенной и по волноводному тракту через вращающееся сочленение, циркуляторы и погашенный разрядник защиты приемника подается в балансный смеситель усилителя промежуточной частоты (УПЧ). К балансному смесителю также подводится сверхвысокочастотная энергия от лампы обратной волны (ЛОВ), используемой в качестве гетеродина. Огибающая принятого сигнала, содержащая радиолокационную информацию, переносится на промежуточную частоту, возникающую в балансном смесителе.

Напряжение промежуточной частоты усиливается четырехкаскадным предварительным усилителем промежуточной частоты (ПУПЧ) и поступает на УПЧ. В режиме «Контур» на ПУПЧ воздействует импульс временной автоматической регулировки усиления (ВАРУ), исключающей зависимость амплитуды выходных импульсов от расстояния до отражающей зоны. УПЧ имеет логарифмическую характеристику и заканчивается видеодетектором. С выхода видеодетектора сигнал подается на видеоусилитель, содержащий ограничительные каскады «Выделение» и «Фон». Усилитель «Фон» ограничивает сигналы сверху, а усилитель «Выделение» — снизу, благодаря чему получается трехтоновое изображение.

В режиме «Контур» схема видеоусилителя изменяется и сильные сигналы подавляются. Поэтому зоны облачности, опасные для прохода самолета, просматриваются на экране индикатора в виде темных контуров, возникающих на светлом фоне. В смесителе сигналы «Фона» и «Выделения» складываются и подаются на оконечный видеоусилитель (ОВУ) и далее на электронно-лучевую трубку (ЭЛТ).

Формируемые в схеме синхронизатора импульсы подсвета через усилитель подаются на катод ЭЛТ, открывают ее и на экране возникает радиолокационное изображение.

Для обеспечения постоянства промежуточной частоты используется система автоматической стабилизации частоты (АПЧ), которая воздействует на частоту колебаний лампы обратной волны (ЛОВ).

Напряжение промежуточной частоты, возникающее в балансном смесителе АПЧ, усиливается в усилителе АПЧ и подается на дискриминатор. Импульсы с дискриминатора после усиления одним из униполярных усилителей подаются на пик-детектор, преобразующий импульсное напряжение в постоянное, которое подается на регулирующую схему. Регулирующая схе-

ма вырабатывает высокое постоянное напряжение, поступающее на замедляющую систему ЛОВ, и регулирует частоту колебаний ЛОВ.

Старт-импульс, поступающий с магнитного модулятора на синхронизатор, запускает входной блокинг-генератор, формирующий совместно с триггером импульсы подсвета и импульсы формирования развертки.

В ЭЛТ используется неподвижная отклоняющая система, магнитный поток которой вращается синхронно с антенной.

Импульс, предназначенный для формирования развертки из синхронизатора, подается через ключевые транзисторы на масштабный дроссель и далее на импульсный вращающийся трансформатор (ИВТ).

Ток, протекающий в роторе ИВТ, трансформируется в статорные обмотки, последовательно соединенные с отклоняющими катушками, результирующий магнитный поток которых отклоняет луч.

Для получения равноконтрастного изображения местности в радиолокаторе применена система косвенной стабилизации луча, в которую входят вращающийся трансформатор (ВТ), размещенный на азимутальной оси антенны, схема стабилизации блока ГР-7Б и исполнительный двигатель наклона антенны. Сигналы углов крена и тангажа поступают от первой гировертикали МГВ-1СК АБСУ-154. Синусная обмотка ВТ запитана напряжением, пропорциональным крену, а косинусная обмотка — напряжением, пропорциональным тангажу, снимаемым с синусно-косинусных трансформаторов МГВ-1СК.

Напряжение, пропорциональное требуемому углу наклона антенны при ее сканировании, снимаемое с ВТ, поступает в блок стабилизации ГР-7Б, где сравнивается с напряжением, пропорциональным истинному углу наклона отражателя, снимаемому с ВТ антенны. Эти напряжения складываются на резисторе и сумма их подается на магнитно-тиристорный усилитель. Сигнал с выхода усилителя подается на управляющую обмотку двигателя наклона антенны.

Реле, управляемое выключателем стабилизации антенны радиолокатора, отключает сигнал стабилизации при выходе из строя гировертикали.

ВТ выравнивают по крутизне и фазе сигналы крена и тангажа, а дроссели являются их эквивалентами по входным сопротивлениям и служат для симметрирования указанных сигналов в обмотках каждого из датчиков.

Для исключения влияния излучения радиолокатора на диспетчерский ответчик СОМ-64 на последний подаются бланкирующие импульсы, следующие синхронно с высокочастотными излучениями передатчика радиолокатора.

Схема питания радиолокатора «Гроза» приведена на рис. 10.4.

Напряжение постоянного тока 27 В и переменное напряжение 200 В и 36 В подведены к блокам через автоматы защиты и контакты реле питания.

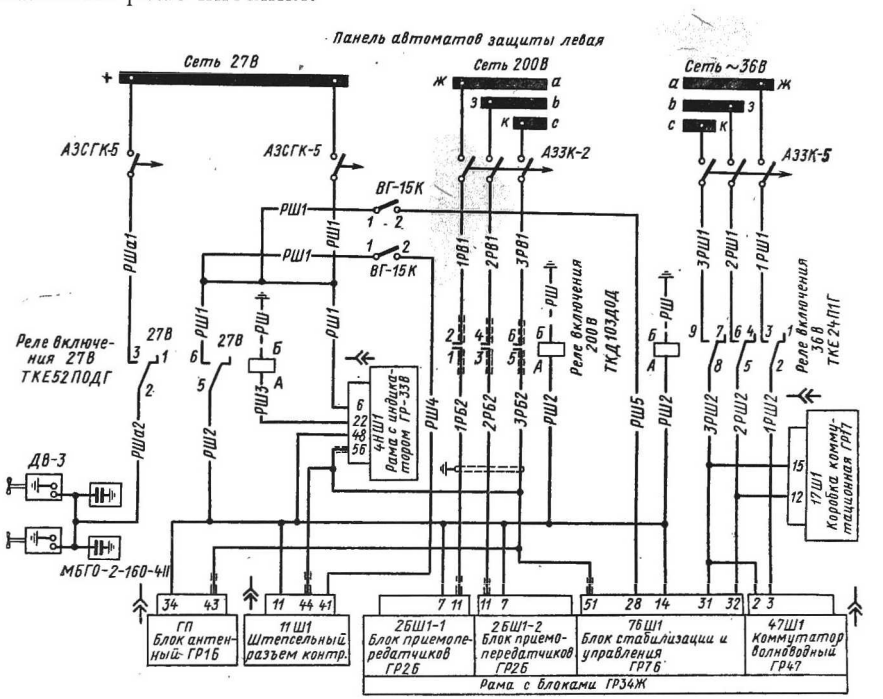


Рис. 10.4. Схема электропитания радиолокатора «Гроза»

Реле ТКЕ52ПОДГ в цепи +27 В срабатывает при включении на левой панели автоматов защиты АЗСГК-5 «Гроза» и нажатии клавиши включения питания на индикаторе ГР-4Н. При этом включается вентилятор ДВ-3 обдува приемопередатчиков и замыкаются контакты реле питания переменным током блоков радиолокатора.

10.4. ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Для проверки работоспособности или использования радиолокатора необходимо:

на левой панели автоматов защиты включить АЗС «Гроза» и «Обдув грозы»;

на индикаторе переключатель режимов установить в положение «Готовность»;

нажать клавишу «РЛС», при этом зажигается подсвет шкалы экрана.

После автоматического отключения подсвета шкалы индикатора, что происходит спустя 3—5 мин после включения и свидетельствует о прогреве передатчика, необходимо переключатель режимов установить в положение «Земля». На экране индикатора должны появиться секторная развертка и полукольца дальности, регулируемые по яркости рукояткой «Метки». Проверить установку масштабов: 30, 50, 125, 250, 375 км и убедиться в наличии меток дальности на каждом масштабе. Поворотом рукоятки «Частота» получить изображение на экране индикатора, а рукоятками «Яркость» и «Контрастность» добиться оптимального изображения просматриваемого участка местности.

Вращая рукоятку «Наклон», по изменению изображения убедиться в исправности канала управления антенной по вертикали.

Проверить наличие изображения в остальных режимах работы. Проверить ручное управление антенны в режиме «Снос». Выключается радиолокатор нажатием клавиши «Выкл.». Переключатель режимов работы перед этим устанавливается в положение «Готов».

При наличии грозовой деятельности после выруливания на старт радиолокатор включается в режим «Метео» для обследования гроз в районе предполагаемого полета. При этом угол наклона антенны устанавливается равным величине угла набора высоты.

В полете по маршруту радиолокатор обычно работает в режиме «Земля» и используется в качестве вспомогательного средства для ориентировки по характерным радиолокационным объектам. Изображение на экране индикатора сличается с движущейся маршрутной картой в картографическом планшете ПА-3. При подходе в зоне предполагаемой грозовой деятельности (по информации метеослужбы) и перед снижением включается режим «Метео».

При обнаружении грозовой деятельности для лучшего выделения очагов гроз используется режим «Контур» при масштабе дальности — 250 км и угле наклона антенны — 0°.

Обход гроз осуществляется маневром по курсу с учетом минимально допустимого сближения с фронтом грозы (не менее 20 км). При этом используются более крупные масштабы индикатора.

В случае ненадобности радиолокатор переводится в режим «Готовность» или выключается. Угол сноса измеряется способом «оставленной антенны». Для этого переключатель режимов работы устанавливается в положение «Снос», а антенна и развертка на экране индикатора перемещаются при нажатии клавиши дистанционного управления антенной на блоке ГР-4Н.

Кроме проверки работоспособности радиолокатора по качеству радиолокационного изображения, наземный контроль па-

раметров, характеризующих состояние радиолокатора, и определение неисправностей осуществляются при помощи специального пульта контроля ГР-11А, который подключается к радиолокатору с помощью бортовых разъемов.

ГЛАВА 11

РАДИОВЫСОТОМЕР РВ-5

11.1. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Радиовысотомер РВ-5 предназначен для измерения и индикации истинной высоты полета в диапазоне 0—750 м, выдачи сигнала текущей высоты в систему траекторного управления СТУ-154 и предупреждения экипажа о снижении самолета до высоты, заранее установленной на указателях.

Радиовысотомер РВ-5 измеряет истинную высоту с погрешностью не более:

по указателю высоты на высотах
от 0 до 10 м ±0,8 м;
от 10 до 750 м ±8% от измеряемой высоты.
по автоматическому выходу на высотах
от 0 до 10 м ±0,6 м;
от 10 до 750 м ±6% от измеряемой высоты.

Погрешность сигнализации опасной высоты (относительно показаний указателя высоты) не превышает в диапазонах:

от 0 до 10 м ±0,5 м;
от 10 до 750 м ±5% от измеряемой высоты.

При полете на малых высотах над толстым слоем льда или снега погрешность радиовысотомера значительно увеличивается.

Сигнализация пролета самолетом высоты принятия решения обеспечивается световыми табло на приборных досках и сигнальными лампами на указателях высоты.

Одновременно при пролете высоты принятия решения в телефоны гарнитур самолетного переговорного устройства СПУ-7 левого пилота и громкоговорители кабины системы СГС-25 выдается кратковременный звуковой сигнал.

В режиме самоконтроля на указателе высоты индицируется контрольное значение высоты 15±1,5 м.

Диапазон частот передатчика радиовысотомера 4200—4400 МГц.

Выходная мощность — не менее 0,4 Вт.

Потребляемая мощность:
по сети 115 В — не более 95 В·А;
по сети +27 В — не более 10 Вт.

Масса комплекта РВ-5 не более 10 кг.

Отказ радиовысотомера сигнализируется загоранием табло и сигнальных ламп красного цвета на кнопках «Контроль» указателей высоты.

При наборе самолетом высоты полета 4000 м радиовысотомер автоматически выключается, а при снижении до этой высоты автоматически включается.

11.2. ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ И РАЗМЕЩЕНИЕ

Конструктивно радиовысотомер РВ-5 выполнен в виде следующих блоков:

приемопередатчик ПП-5;

указатель высоты УВ-5;

две рупорные антенны АР-5-1;

реле давления ИКДРДа-830-470-0, служащее для выключения радиовысотомера при достижении самолетом высоты 3850 м над уровнем моря;

распределительная коробка;

контрольный разъем.

На самолете установлено два радиовысотомера.

Приемопередатчик, реле давления и распределительная коробка первого комплекта размещены под полом пассажирской кабины, между шпангоутами № 18—19.

Приемная и передающая антенны первого радиовысотомера установлены в нижней части фюзеляжа, соответственно между шпангоутами № 21—22 и № 23—24.

Приемопередатчик и реле давления второго радиовысотомера установлены под полом, между шпангоутами № 21—22, слева от оси самолета.

Приемная и передающая антенны второго комплекта радиовысотомера вмонтированы в нижнюю часть фюзеляжа, соответственно между шпангоутами № 25—26 и № 27—28.

Высокочастотные кабели от приемопередатчиков проложены по стрингерам левого и правого борта симметрично оси самолета. Кабели к приемным антеннам проложены по правому борту, к передающим — по левому. По всей трассе высокочастотные кабели крепятся монтажными хомутами.

Внутри распределительной коробки расположены расшивочные панели. На распределительной коробке установлены электрические разъемы, в том числе контрольный разъем.

Указатели высоты размещены на приборных досках, а выключатели питания радиовысотомеров типа 2В-200К — на верхнем электрощитке кабины экипажа.

11.3. ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ

Радиовысотомер РВ-5 представляет собой радиолокационную станцию непрерывного излучения с частотной модуляцией и состоит из:

канала измерения высоты;
канала автоматической подстройки постоянной радиовысотомера;
устройства встроенного контроля и индикации сигналов;
узла питания;

В канал измерения высоты входят следующие узлы и блоки (рис. 11.1): передающая и приемная, рупорные антенны, генератор сверхвысокой частоты (СВЧ), высокочастотная головка ВЧГ-5 с входящим с нее предварительным усилителем разностной частоты ПУРЧ-5, усилитель разностной частоты УРЧ-5, блок измерения БИ-5.

Модулированные по частоте высокочастотные колебания со средней частотой 4300 МГц от генератора СВЧ через ферритовый вентиль, обеспечивающий необходимую поляризацию электромагнитной волны, поступают в передающую антенну и излучаются по направлению к земной поверхности. Отраженные от земной поверхности высокочастотные сигналы поступают в приемную антенну и через ферритовый вентиль подаются на балансный смеситель блока ВЧГ-5. Одновременно на балансный смеситель через направленный ответвитель и аттенюатор подается часть мощности от генератора СВЧ. Этот сигнал является гетеродинным, а его величина определяет режим работы смесителя.

В балансном смесителе гетеродинный и отраженный сигналы смешиваются, выделяется сигнал разностной частоты, который усиливается предварительным усилителем ПУРЧ-5 и подается на усилитель разностной частоты УРЧ-5.

Суммарная частотная характеристика усилителя разностной частоты имеет подъем, необходимый для компенсации ослабления отраженного сигнала при увеличении высоты. Кроме того, усилитель УРЧ-5 фильтрует с помощью дискретно переключаемых фильтров на 10, 30 и 160 кГц полезный сигнал для уменьшения влияния шумов и паразитных сигналов на измерительный блок.

Усиленный до необходимой величины сигнал разностной частоты через схему заграждения шумов измерительного блока БИ-5 поступает на счетчик, где преобразуется в ток, прямо пропорциональный частоте. Ток счетчика усиливается усилителем постоянного тока (УПТ), выходное напряжение которого пропорционально разностной частоте, а следовательно, высоте полета.

Напряжение с выхода УПТ измерительного блока подается на указатель УВ-5 для визуальной индикации высоты и в систему автоматического управления самолета.

Для уменьшения погрешности прибора от нестабильности частоты модуляции служит канал автоматической подстройки постоянной радиовысотомера. Постоянная радиовысотомера

подстраивается путем управления полосой модуляции.

В канал автоматической подстройки радиовысотомера входят следующие элементы:

направленный ответвитель и кольцевой балансный смеситель канала автоподстройки в узле блока ВЧГ-5;

линия эталонной задержки (Л-31) и усилитель низкой частоты канала автоподстройки УНЧК-5, расположенные в блоке ВЧГ-5;

блок автоматической подстройки постоянной радиовысотомера БА-5.

Принцип действия канала автоподстройки заключается в поддержании постоянной частоты биений сигнала, полученного после преобразования балансным смесителем сигнала, задержанного в эталонной линии задержки с эквивалентом высоты 15 м и гетеродинного сигнала, подаваемого через направленный ответвитель и аттенюатор (без задержки) от генератора СВЧ.

С выхода смесителя сигнал поступает на усилитель УНЧК-5. Усиленный сигнал частоты контроля автоподстройки подается на ограничитель блока БА-5 и после ограничителя подается на счетчик, где преобразуется в ток, пропорциональный частоте контроля, который поступает на вход блока автоподстройки БА-5. Одновременно на вход УПТ блока БА-5 подается опорный ток, пропорциональный эквиваленту высоты линии задержки 15 м. УПТ блока БА-5 усиливает разность опорного тока и тока счетчика. Напряжение с выхода УПТ подается в качестве управляющего на модулятор, изменяя амплитуду импульсов сигнала частоты модуляции. Модулятор управляется генератором основной частоты модуляции, который представляет собой мультивибратор, генерирующий импульсы частоты 150 Гц. Прямоугольные импульсы частоты модуляции подаются на интегратор, где преобразуются в импульсы треугольной формы, которые обеспечивают модуляцию частоты генератора СВЧ.

Так как амплитуда импульсов частоты модуляции зависит от выходного напряжения УПТ блока БА-5, которое, в свою очередь, зависит от величины рассогласования диодного тока и тока счетчика частоты контроля, то все изменения постоянной радиовысотомера будут компенсироваться изменением амплитуды импульсов частоты модуляции. Величина постоянной радиовысотомера будет определяться только длиной линии задержки и величиной опорного тока, которые выбраны достаточно стабильно.

В устройство встроенного контроля и индикации сигналов радиовысотомера входят: блок контроля БК-5, указатель высоты и схема выдачи звукового сигнала опасной высоты.

Блок контроля БК-5 непрерывно контролирует амплитуду сигнала разностной частоты на выходе блока УРЧ-5 и полосу

частотной модуляции генератора СВЧ по выходному напряжению УПТ блока автоподстройки БА-5.

Если амплитуда импульсов достаточна для нормальной работы блока измерения БИ-5, то амплитудная схема контроля через схему задержки и схему «ИЛИ» выдает сигнал исправности в виде напряжения +27 В. Сигнал исправности выдается с задержкой около 0,15 с после установления нормального режима работы радиовысотомера.

Уменьшение амплитуды сигнала разностной частоты, вызванное появлением отказа одного из блоков радиовысотомера (передатчика, модулятора, антенн, УРЧ-5, кабелей и т. д.), приводит к срабатыванию схемы контроля и появлению на втором выходе схемы «ИЛИ» сигнала отказа. Сигнал отказа вводит усилитель-ограничитель блока измерения в режим насыщения и исключает выдачу ложной информации о высоте в систему СТУ-154 и на индикацию.

По сигналу отказа потребители сигналов измеряемой высоты автоматически переключаются с рабочего радиовысотомера на резервный и об этом выдается информация экипажу на световое табло. С помощью указателя УВ-5 визуально отсчитывается высота полета самолета. На указатель высоты из приемопередатчика подаются питающие напряжения и сигнал текущей высоты в виде постоянного напряжения.

Сигнал текущей высоты снимается с усилителя постоянного тока блока БИ-5 и преобразуется в угол поворота стрелки с помощью потенциометрической следящей системы. Напряжение обратной связи, снимаемое с потенциометра, сравнивается в модуляторе с выходным напряжением, пропорциональным текущей высоте полета.

Разностный сигнал после усиления управляет исполнительным двигателем, который через редуктор вращает ось потенциометра обратной связи и жестко связанную с ним стрелку указателя до момента наступления равенства сравниваемых напряжений.

При полете за пределами рабочего диапазона радиовысотомер автоматически выключается барометрическим реле-сигнализатором типа ИКДРДа-830-470-0, которое должно быть отрегулировано на высоту срабатывания 3850 м над уровнем моря, что соответствует давлению 470 мм рт. ст.

Схема выдачи звукового сигнала опасной высоты работает следующим образом. При отклонении стрелки указателя высоты ниже индекса высоты принятия решения срабатывает реле Р2 (рис. 11.2) и выдает 27 В на сигнальные табло. При достижении высоты принятия решения по указателю левого пилота в телефоны гарнитуры АГ-2 через СПУ-7 выдается кратковременный звуковой сигнал.

Напряжение звуковой частоты снимается с трансформатора Тр-2 приемопередатчика при срабатывании схемы управления реле Р3 и подаче на него сигнала +27 В «Н решения». Через контакты 2—3 реле Р3 звуковой сигнал поступает в СПУ-7 и далее на телефоны гарнитур.

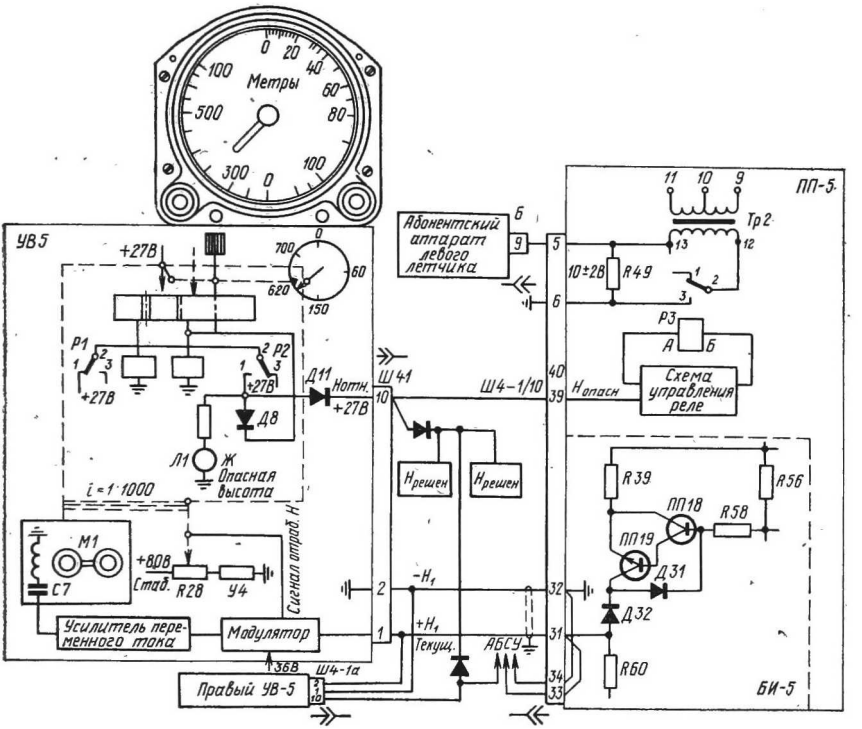


Рис. 11.2. Схема индикации и сигнализации высоты с помощью радиовысотомера РВ-5

Таким образом, при пролете предварительно установленной на указателях УВ-5 высоты сверху вниз, с указателя высоты выдается сигнал опасной высоты в виде напряжения +27 В, которое запускает реле времени схемы звуковой сигнализации. Схема выдает звуковой сигнал в виде переменного напряжения частоты 400 Гц в течение 3÷9 с.

Питаются радиовысотомеры РВ-5 от бортовых электросетей постоянного тока напряжением 27 В и переменного тока напряжением 115 В 400 Гц (рис. 11.3). Напряжение 115 В 400 Гц с шин левой панели автоматов защиты через АЗФ1К-2 и выключатели «РВ—выключено» поступает на приемопередатчики и контрольные разъемы.

Для питания всех схем блоков радиовысотомера в приемопередатчике имеется узел питания, который состоит из высоко-

вольтного, низковольтного и накального трансформаторов, выпрямителей, фильтров и стабилизаторов.

Для проверки общего функционирования и калибровки радиовысотомера в полете и на земле предусмотрена встроенная схема тест-контроля. При нажатии кнопки «Контроль» на указателе высоты на вход измерительного блока подается частота контроля с выхода усилителя низкой частоты УНЧК-5 канала автоподстройки. При этом стрелка указателя высоты должна отрабатывать высоту в пределах контрольного сектора шкалы 15± ±1,5 м.

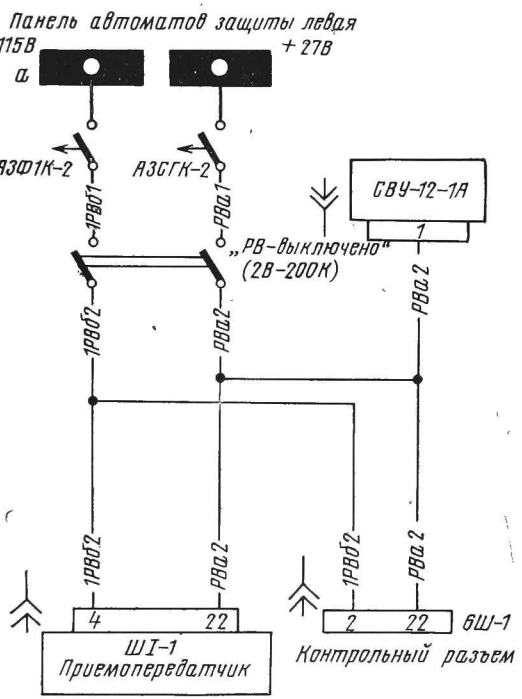


Рис. 11.3. Схема электропитания радиовысотомера РВ-5

11.4. ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Включать радиовысотомер надо в нормальных условиях за 3 мин, а в условиях пониженной температуры и повышенной влажности — за 10—15 мин до использования. Включается радиовысотомер АЗСГК-2 и АЗФ1К-2 «РВ-5» на левой панели автоматов защиты и выключателем «РВ — выключено» на верхнем электрощитке кабины экипажа.

Управляют радовысотомером с указателей высоты, для этого ручкой «Устан. высот.» треугольный индекс желтого цвета заранее устанавливается по шкале указателя против значения высоты принятия решения.

При отклонении стрелки указателя ниже высоты, на которую установлен треугольный индекс, должна сработать световая и звуковая сигнализация.

В полете радиовысотомер проверяется заблаговременно на любой высоте, на которой он автоматически не выключен, нажатием кнопки «Контроль», на указателе высоты. При этом стрелка каждого указателя должна показывать контрольное значение высоты 15±1,5 м. Аналогично проверяется работоспособность радиовысотомера на земле.

В процессе эксплуатации проверяется состояние и надежность крепления антенн. Поверхности обтекателей антенн должны быть чистыми, не должны иметь трещин и повреждений.

При наличии влаги в местах крепления антенн необходимо ее удалить и насухо протереть антенны и прилегающую к ним обшивку самолета.

Необходимо также следить за тем, чтобы экранирующие оболочки кабелей электрически контактировали с корпусом самолета и не имели повреждений.

ГЛАВА 12

ОБОРУДОВАНИЕ ВНУТРЕННЕЙ СВЯЗИ

12.1. САМОЛЕТНОЕ ПЕРЕГОВОРНОЕ УСТРОЙСТВО СПУ-7

Самолетное переговорное устройство (СПУ) типа СПУ-7 предназначено для:

обеспечения внутренней телефонной связи между членами экипажа;

обеспечения выхода на внешнюю радиосвязь через самолетные радиостанции;

опознавания радионавигационных маяков путем прослушивания их позывных сигналов с выходов устройств РСБН-2СА, КУРС-МП2, СД-67, АРК-15;

прослушивания сигналов радиовысотомеров РВ-5 о достижении заданной высоты.

В состав СПУ входят следующие элементы (рис. 12.1):

усилитель;

пять абонентских аппаратов;

четыре кнопки КНР, из которых две — «СПУ», две — «Радио»;

три кнопки К-4М «Радио»;

семь абонентских точек с регуляторами громкости (рис. 12.2);

распределительная коробка;

микротелефонные гарнитуры с кабелями (рис. 12.3).

На лицевой стороне каждого абонентского аппарата (рис. 12.4) расположены регуляторы громкости «Прослушивание» и «Общая», переключатель внешних радиосвязей на шесть положений: «УКР-КР-СР-ДР-РК$_1$-РК$_2$», переключатель внутренних сетей связи «Сеть 1—2» (на самолете задействована только одна сеть), кнопка циркулярного вызова «ЦВ» и переключатель «СПУ-радио». На штурвалах управления самолетом располагаются кнопки «СПУ» и «Радио» по одной на каждой из рукояток. Роль кнопок «СПУ» также выполняют ножные тангенты,

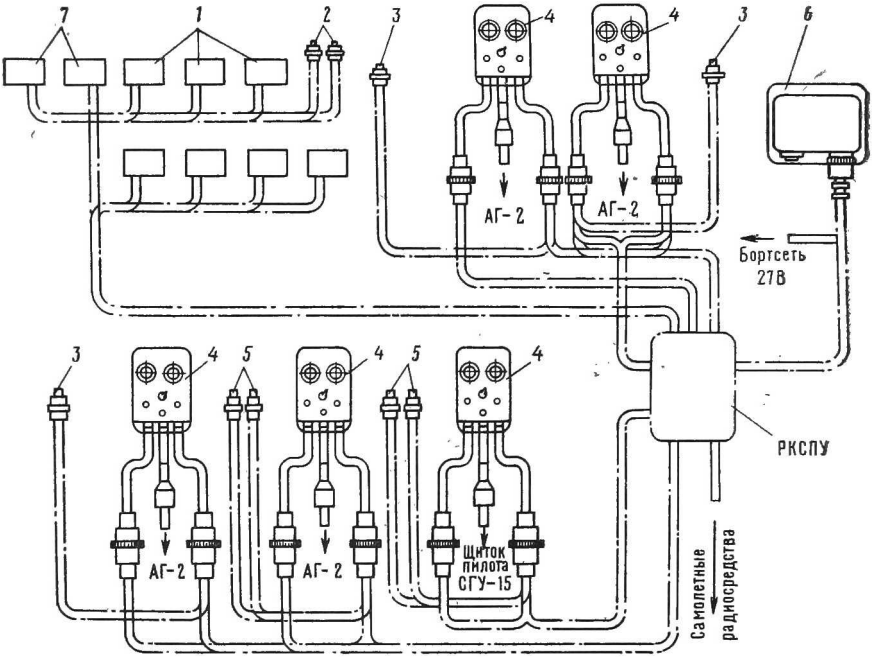


Рис. 12.1. Схема внешних соединений СПУ-7:

1—абонентская точка; *2*—абонентская точка-розетка; *3*—кнопка К4М; *4*—абонентский аппарат; *5*—кнопка КНР; *6*—усилитель; *7*—абонентская точка багажного отсека

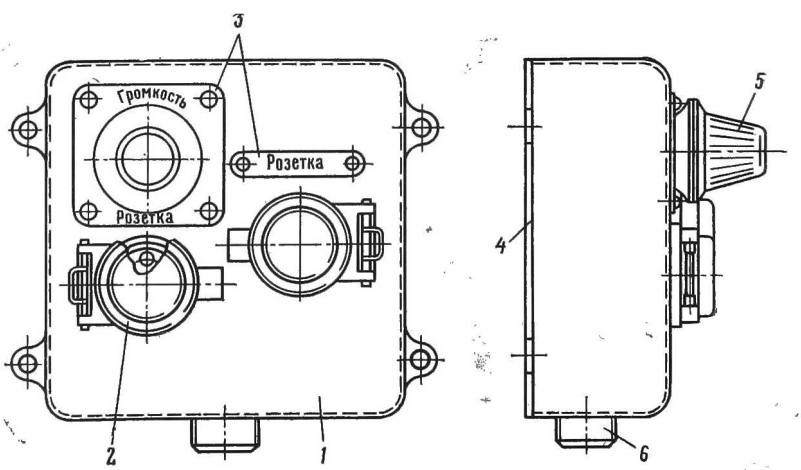


Рис. 12.2. Щиток абонентской точки СПУ:

1—крышка; *2*—розетка; *3*—трафареты; *4*—основание; *5*—регулятор громкости; *6*—разъем

выполненные в виде педалей и устанавливаемые на полу у рабочих мест членов экипажа.

Блоки СПУ-7 размещены на самолете следующим образом.

Усилитель и распределительная коробка установлены в первом техническом отсеке, между шпангоутами № 7—8.

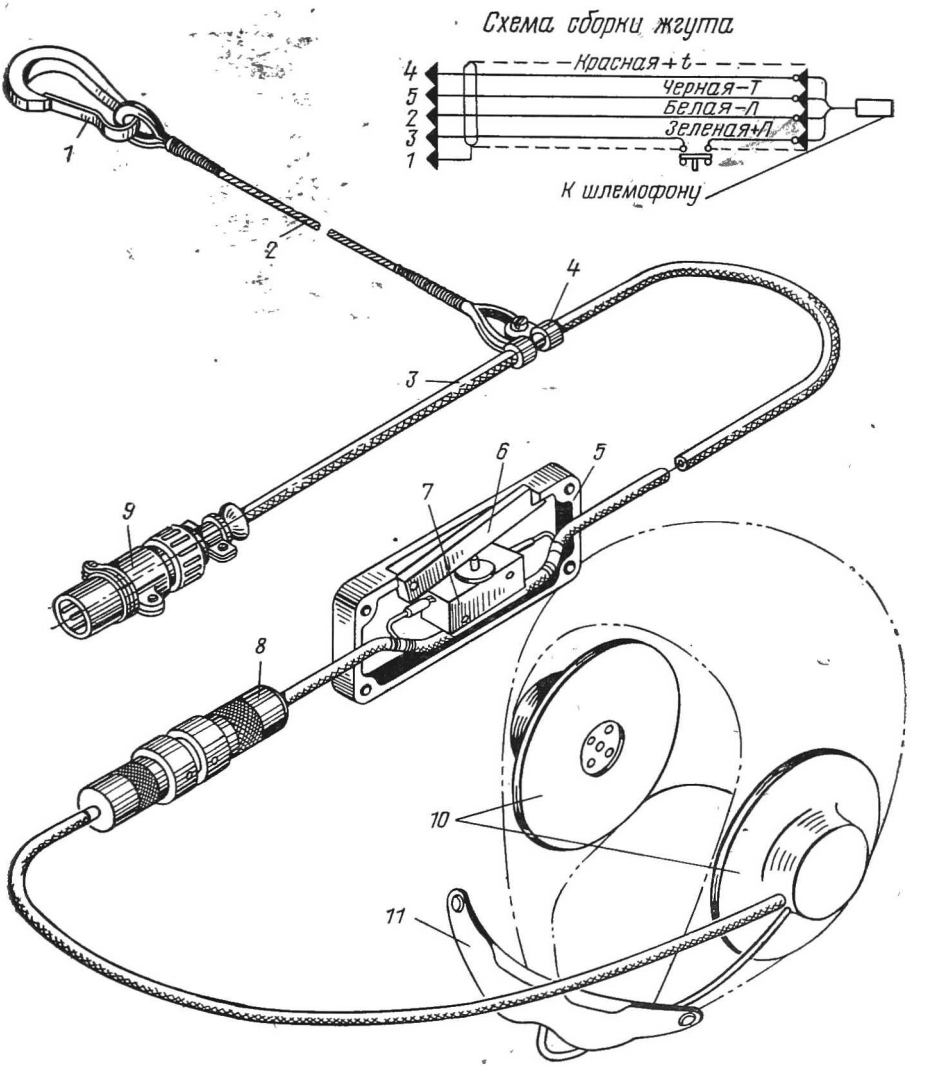


Рис. 12.3. Кабель аэродромного СПУ:

1—карабин; *2*—тросик; *3*—кабель; *4*—хомутик; *5*—тангента; *6*—гашетка; *7*—микровыключатель; *8, 9*—штепсельные разъемы; *10*—наушники; *11*—ларингофон

Абонентские аппараты размещены на бортовых пультах кабины экипажа между шпангоутами № 5—6, на левой панели

автоматов защиты, на пульте бортового инженера и на кислородной панели между шпангоутами № 9—10.

Кнопки КНР «Радио» и «СПУ» находятся на штурвалах управления самолетом.

Кнопка К-4М «Радио» вмонтирована в ножную тангенту бортового инженера, средний пульт кабины экипажа и на кислородную панель рядом с абонентским аппаратом.

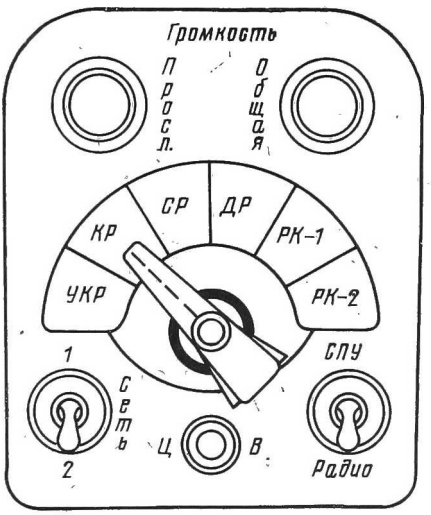


Рис. 12.4. Абонентский аппарат СПУ

Абонентские переговорные точки с регуляторами громкости установлены две в первом техническом отсеке, по левому борту, у шпангоутов № 3 и 8, под полом между шпангоутами № 18—19 слева от оси самолета, в гардеробе по правому борту возле шпангоута № 35, на правой панели генераторов между шпангоутами № 63—64, на противопожарной перегородке у шпангоута № 74, у ВСУ на передней диафрагме по правому борту между шпангоутами № 78—79, в первом багажном отсеке на балке пола у шпангоута № 57.

Абонентские переговорные точки-розетки находятся на створке люка передней ноги шасси, слева от оси самолета, между шпангоутами № 15—16.

С помощью СПУ обеспечивается внутренняя и внешняя радиосвязь. Тракт внутренней связи СПУ-7 состоит из абонентской гарнитуры и усилителя СПУ, а тракт внешней — из абонентской гарнитуры, входных и выходных цепей радиостанций.

Операторы выходят на связь с помощью кнопок «СПУ» и «Радио» (рис. 12.5).

Кнопки «СПУ» установлены только на штурвалах у пилотов, которым должна быть обеспечена возможность быстрого перехода в сеть внутренней связи без перевода переключателя «СПУ-радио» в положение «Радио».

При необходимости выйти на внешнюю связь через одну из радиостанций оператор должен установить переключатель радиосвязей на своем абонентском аппарате на используемое радиоустройство и перевести переключатель «СПУ-радио» в положение «Радио».

В режиме внутренней связи, когда переключатель «СПУ-радио» находится в положении «СПУ», а контакты одной из че-

тырехконтактных кнопок «ЦВ», «СПУ» или «Радио» замкнуты, сигналы с микрофонного выхода гарнитур подаются на вход двухкаскадного полупроводникового усилителя низкой частоты, где усиливаются до величины, необходимой для прослушивания всеми операторами.

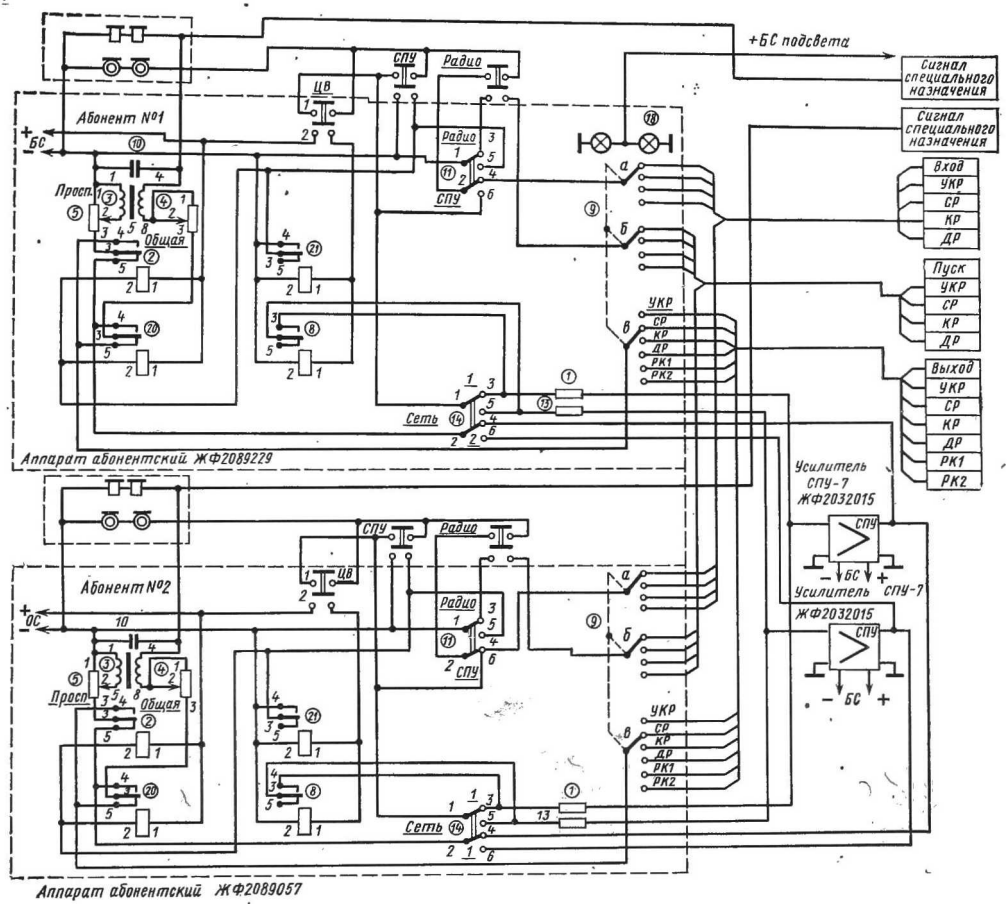


Рис. 12.5. Функциональная схема СПУ-7

Усиленное напряжение с выхода усилителя поступает через абонентские аппараты, схемы которых позволяют с помощью потенциометров «Общая» и «Просл.» раздельно регулировать уровни двух сигналов: одного — с выхода радиостанций, другого — с выхода усилителя СПУ, на телефоны гарнитур. В режиме внешней связи, когда переключатель «СПУ-радио» находится в положении «Радио», усилитель СПУ используется только при замыкании контактов кнопки «СПУ» для передачи по внутренней сети.

При замыкании контактов четырехконтактной кнопки «Радио» цепь микрофона подключается к выходу одной из радиостанций, которая переводится в режим передачи. При этом телефоны гарнитур остаются подключенными, как в режиме внутренней связи, к выходу усилителя СПУ и выходу радиоприемного устройства.

Трехгалетный переключатель радиосвязей имеет шесть фиксированных положений.

К постоянно контактирующему лепестку галеты *а* подключен провод микрофонных цепей, а к остальным задействованным лепесткам этой галеты подключены провода входных цепей передатчиков, радиостанций: «УКР», «КР», «СР», «ДР».

К постоянно контактирующему лепестку галеты *б* подведен провод пуска передатчиков радиостанций, по которому через контакты выносной четырехконтактной кнопки «Радио» подается минус бортовой сети 27 В. К остальным задействованным лепесткам этой галеты подключены провода пусковых реле передатчиков радиостанций.

Постоянно контактирующий лепесток галеты *в* переключателя радиосвязей соединен с проводом цепи телефонов гарнитур, а к остальным задействованным лепесткам этой галеты подключены выходы приемников радиостанций и радиокомпасов.

При переводе переключателя «СПУ-радио» в положение «СПУ», минус бортовой сети подается на обмотки реле *2* и *20*. Реле *2* и *20* срабатывают и подключают телефоны гарнитур к выходу усилителя СПУ, оставляя их одновременно подключенными через трансформатор *3* к выходу одного из радиоприемных устройств, в зависимости от положения переключателя радиосвязей *9*.

При этом сигнал приемника радиостанции будет прослушиваться с пониженной громкостью по сравнению с сигналом, передаваемым по сетям внутренней связи.

Уровень сигнала, поступающего с усилителя СПУ, регулируется регулятором «Общая», а уровень прослушиваемого сигнала, поступающего с радиоустройств, — регулятором громкости «Просл.».

При использовании регулятором громкости «Просл.» следует учитывать, что при его установке в крайнее положение против часовой стрелки уровень прослушиваемого сигнала будет снижен до десятых долей вольта и может не прослушиваться.

Циркулярный выход (ЦВ) применяется для вызова голосом оператора, работающего на внешнюю сеть и не слышащего вызова по внутренней сети из-за малой громкости, установленной потенциометром «Просл.», или при необходимости подачи циркулярной команды всем членам экипажа одновременно. При замыкании одной пары контактов четырехконтактной кнопки

ЦВ микрофонная цепь вызывающего подключается к выходу усилителя той сети, на которую установлен переключатель «Сеть 1—2» (на самолете задействована одна сеть). Через вторую пару контактов кнопки «ЦВ» плюс бортовой сети подается на обмотки реле *8* и *21* всех абонентских аппаратов комплекта СПУ, которые после срабатывания производят следующие переключения:

реле *8* своими контактами *3* и *4* включает параллельно входы усилителей СПУ обеих сетей (на самолете не задействовано);

реле *21* через свои контакты *3* и *4* подключают минус бортовой сети к обмотке реле *2* и *20*.

Реле *2* и *20*, сработав, переключат телефоны гарнитур оператора к выходу усилителя СПУ, оставив их одновременно подключенными через трансформатор *3* к приемнику того радиоустройства, на которое установлен переключатель радиосвязей *9*.

При этом сигнал радиоприемного устройства будет прослушиваться с пониженной громкостью по сравнению с сигналом, передаваемым по сетям внутренней связи. Оператор, посылающий циркулярный вызов голосом, должен держать нажатой кнопку ЦВ до окончания переговоров.

Оператор, принявший циркулярный вызов, если он в это время находился на внешней связи, для ответа должен нажать кнопку ЦВ своего абонентского аппарата или, переведя переключатель «СПУ-Радио» в положение «СПУ», нажать кнопку «Радио».

Для быстрого перехода с внешней связи на внутреннюю без перевода переключателя «СПУ-радио» в положение «СПУ» служат установленные на штурвалах управления самолетом четырехконтактные кнопки СПУ.

При нажатии кнопки СПУ через одну пару ее контактов микрофон гарнитуры подключается к входу усилителя через вторую пару контактов кнопки СПУ минус бортовой сети подается на обмотку реле *2* и *20*.

При этом реле *2* подключит телефоны гарнитуры к выходу усилителя СПУ, оставляя их подключенными через трансформатор *3*, к выходу того радиоустройства, на которое был установлен переключатель радиосвязей *9*. Сигнал радиоустройства будет прослушиваться с пониженной громкостью по сравнению с сигналом, передаваемым по цепям внутренней связи.

Схема абонентского аппарата предусматривает подачу в телефоны гарнитур звукового сигнала отклонения от заданной высоты, который подается в абонентский аппарат через отдельный разделительный трансформатор.

Применяемая операторами при работе с СПУ абонентская гарнитура типа АГ-2 состоит из трех основных частей: диффе-

ренциального электромагнитного шумостойкого микрофона типа ДЭМШ-1А, микрофонного усилителя и комплекта из двух телефонов типа ТА-56М.

В результате применения в микрофоне двух взаимно противоположных акустических входов посторонние звуковые колебания воздействуют на мембрану в противофазе, что значительно снижает чувствительность микрофона к посторонним шумам.

Напряжение звуковой частоты с выхода микрофона, усиленное микрофонным усилителем, подается на вход радиостанции или СПУ.

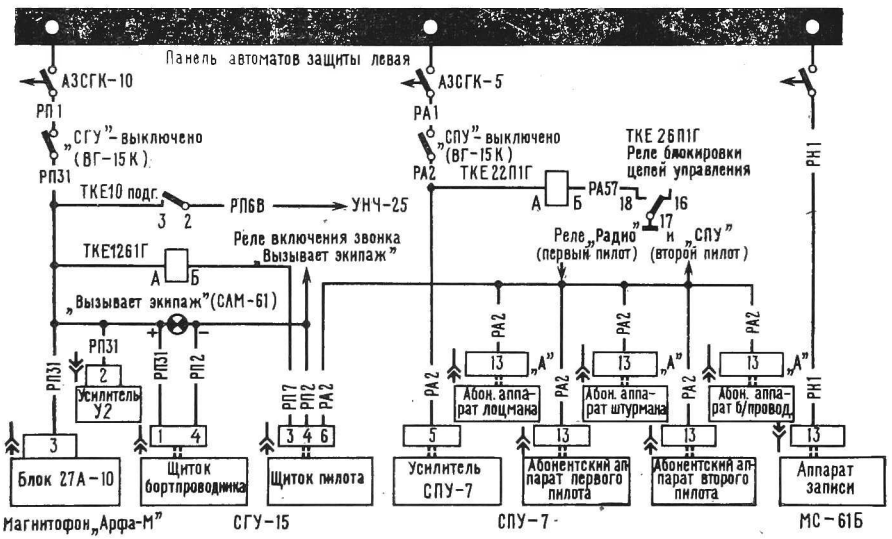


Рис. 12.6. Схема электропитания СПУ-7, СГС-25 и МС-61

Микрофонный усилитель гарнитуры получает питание от радиостанций или СПУ по тем же проводам, через которые подается его выходное напряжение на вход радиостанции или СПУ.

Питается СПУ-7 и самолетный радиоузел СГУ-15—«Арфа-М», а также магнитофон МС-61Б от бортовой сети электросети постоянного тока напряжением 27 В с левой панели автоматов защиты (рис. 12.6).

Напряжение 27 В через АЗСГК-5 и выключатель «СПУ-выключено» подается на аппаратуру СПУ-7: усилитель, абонентские аппараты, обмотки реле выключения цепей «СПУ» и «Радио».

Для проверки и использования СПУ необходимо:

включить питание;

подключить к абонентскому аппарату и установить в удобное для головы положение микротелефонную гарнитуру;

переключатель «СПУ-радио» на абонентском аппарате установить в положение «СПУ»;

переключатель выбора радиосвязей на абонентском аппарате установить в положение прослушиваемой радиостанции;

для передачи нажать кнопку СПУ на штурвале управления самолетом;

ручку «Общая» на абонентском аппарате установить в положение нормальной громкости от усилителя СПУ;

ручку «Просл.» на абонентском щитке установить в положение нормальной громкости сигнала от радиоустройства.

Для выхода оператора на внешнюю связь необходимо:

переключатель выбора радиосвязей на абонентском аппарате установить в положение, соответствующее выходу на данную радиостанцию;

переключатель «СПУ-радио» установить в положение «Радио»;

для передачи нажать кнопку «Радио»;

ручку «Общая» на абонентском аппарате установить в положение нормальной громкости сигнала с выхода радиостанции;

ручку «Просл.» на абонентском щитке перевести в положение нормальной громкости сигнала с выхода СПУ.

Для перехода с внешней связи на внутреннюю нажать кнопку СПУ на штурвале для передачи.

Для циркулярного вызова при передаче нажать кнопку ЦВ на абонентском аппарате.

Сигнал специального назначения подается на телефоны оператора вне зависимости от положения переключателей на его абонентском аппарате.

Основными видами работ при обслуживании СПУ являются работы по осмотру, восстановлению и проверке работоспособности.

Внешним осмотром убеждаются в исправности и надежности крепления усилителя, абонентских аппаратов, микротелефонных гарнитур, штепсельных разъемов, штурвальных кнопок и ножных тангент.

Возможными неисправностями СПУ-7 могут быть следующие:

1. Отсутствует слышимость по одной из двух внутренних сетей. Причины — повреждение в схеме усилителя, замыкание входных или выходных цепей усилителя, обрыв входных или выходных цепей усилителя в разъеме или кабеле.

Для устранения дефекта необходимо последовательным отключением отдельных цепей в соединениях установить место замыкания, неисправные элементы заменить и проверить кабели от разъема усилителя и устранить возможный обрыв.

2. При нажатии кнопки ЦВ на одном из абонентских аппаратов телефоны всех абонентов или одного из них не переклю-

чаются на выход усилителя внутренней связи. Причины — неисправность кнопки ЦВ у вызывающего абонента или неисправность соединительной проводки. Для обнаружения дефекта необходимо проверить исправность самой кнопки и напряжение на соединительных разъемах.

3. У одного из абонентов отсутствует слышимость приема по всем направлениям радиосвязей. Причины — обрыв телефонных цепей или неисправность в галетном переключателе абонентского аппарата.

Для устранения дефектов необходимо заменить гарнитуру или абонентский аппарат.

4. У одного из абонентов отсутствует слышимость приема по одному из приемников. Причины — неисправность приемника, соединительной проводки или абонентского аппарата.

Для отыскания дефекта необходимо прослушать работу этого приемника с абонентских аппаратов других членов экипажа, проверить монтаж проводов данного приемника к данному абонентскому аппарату и заменить его.

5. У одного из абонентов отсутствует модуляция всех передатчиков. Причина — обрыв или замыкание микрофонных цепей.

Для отыскания дефекта необходимо перевести переключатель «СПУ-радио» в положение «СПУ» и нажать кнопку «Радио». Если прослушивания нет, то нужно заменить гарнитуру.

6. При нажатии кнопки «Радио» одним из абонентов не срабатывают пусковые реле передатчиков. Причина — неисправна кнопка «Радио» или соединительная проводка.

Для устранения дефекта необходимо на соединительной колодке СПУ подать +27 В к клемме провода пуска данного передатчика. Если пусковые реле будут срабатывать, то неисправна кнопка или проводка к ней.

При поисках неисправностей в соединительных проводах между элементами СПУ-7 необходимо пользоваться альбомом фидерных схем самолета.

12.2. САМОЛЕТНАЯ ГРОМКОГОВОРЯЩАЯ СИСТЕМА СГС-25

Самолетная громкоговорящая система СГС-25 предназначена для решения следующих задач:

громкоговорящего приема и передачи информации через радиоустройства внешней связи и СПУ-7;

оповещения пассажиров с рабочего места бортпроводника и кабины экипажа;

двухсторонней связи между членами экипажа и бортпроводником;

воспроизведения записей музыкальных программ в пассажирских салонах.

В комплект СГС-25 входят следующие основные элементы:

щиток пилота, установленный на левом бортовом пульте кабины экипажа;

щиток бортпроводника, установленный в салоне за лицевой панелью электрощитка, по левому борту, между шпангоутами № 33—34;

усилитель типа У2, установленный в первом техническом отсеке по левому борту, между шпангоутами № 7—8;

два усилителя типа УНЧ-25, расположенные в нижнем шкафу по левому борту, между шпангоутами № 33—34;

два микрофона СГУ, один из которых подключен к щитку пилота, а другой — к щитку бортпроводника;

микротелефонная трубка ТАИ, подключенная к щитку бортпроводника;

тридцать один электродинамический громкоговоритель типа 1ГД-18 с шестнадцатью согласующими трансформаторами, два из которых расположены на верхнем электрощитке кабины экипажа между шпангоутами № 6—7, один — на верхнем электрощитке бортинженера между шпангоутами № 9—10 по левому борту, а все остальные — в пассажирских салонах за декоративными панелями у багажных полок;

магнитофон «Арфа-МБ» (блок 27А-10) по левому борту, с хранилищем магнитофонных кассет, установленный в нижнем шкафу, между шпангоутами № 33—34.

Микрофон СГУ бортпроводника и микротелефонная трубка ТАИ размещаются в шкафу, вмонтированном в электрощиток бортпроводника по левому борту, между шпангоутами № 33—34.

Выключатель питания ВГ-15К «СГС—выключено» расположен на верхнем электрощитке кабины экипажа.

Сигнальная лампа СЛМ-61 «Вызывает экипаж» и два переключателя ЗППГ-15К «Салон I—выключено» и «Салон II—выключено» установлены в электрощитке бортпроводника.

Схема внешних соединений элементов СГС-25 показана на рис. 12.7.

Переключатель «ПАСС-СПУ-БП», расположенный на щитке пилота (рис. 12.8), служит для подключения микрофона СГУ или микротелефонной гарнитуры пилота и выходных цепей радиоустройств к входу усилителя У2, а также включения цепей пусковых реле радиопередатчиков, реле питания усилителей УНЧ-25 и реле связи с бортпроводником. С помощью ручки потенциометра «ДИН.» регулируется громкость сообщений в кабине экипажа.

Система СГС-25 обеспечивает:

а) прослушивание сигналов с выходов радиоустройств через усилитель У2 и электродинамические громкоговорители кабины экипажа;

б) ведение передач через передатчики связных радиостанций и СПУ-7 с использованием микрофона СГУ или микротелефонной гарнитуры и прослушиванием своей передачи через усилитель У2 и кабинные громкоговорители;

в) ведение громкоговорящей передачи в пассажирские салоны через усилители УНЧ-25 с использованием микрофона СГУ

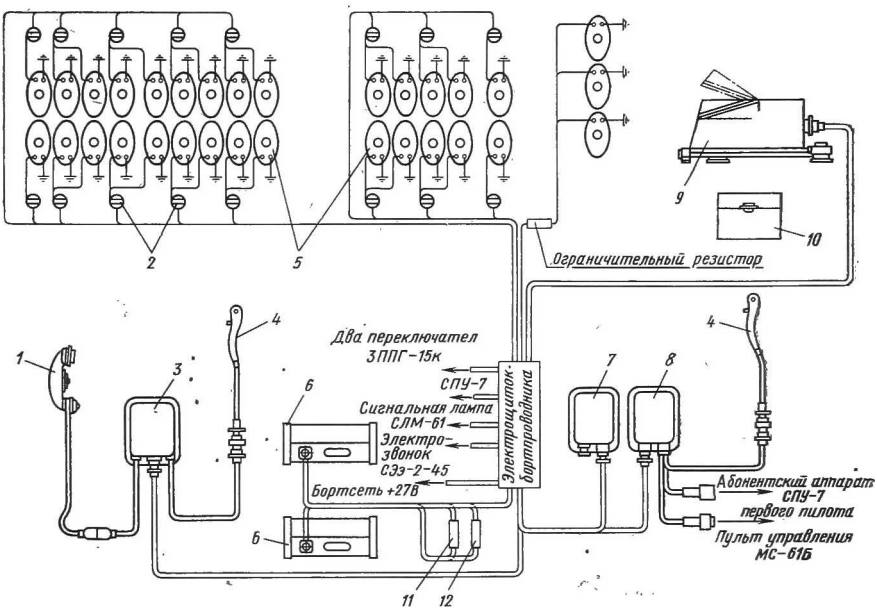


Рис. 12.7. Схема внешних соединений СГС-25:

1—микрофонная трубка ТАИ; *2*—согласующий трансформатор; *3*—щиток бортпроводника; *4*—микрофон СГУ; *5*—громкоговоритель 1ГД-18; *6*—усилитель УНЧ-25; *7*—усилитель У2; *8*—щиток пилота; *9*—блок 27А-10; *10*—хранилище с двумя магазинами кассет блока 27А-10; *11*—сопротивление балластное ПЭВ-25-62; *12*—сопротивление балластное ПЭВ-25-100

при одновременном прослушивании с пониженной громкостью своей передачи и сигналов с выходов устройств внешней и внутренней связи через усилитель У2 и громкоговорители кабины;

г) ведение двусторонней связи с бортпроводником по СПУ с прослушиванием бортпроводника через усилитель У2 и громкоговорители кабины.

Для выхода на внутреннюю или внешнюю связь необходимо переключатель *7* «ПАС-СПУ-БП» на щитке пилота установить в положение «СПУ» (рис. 12.9). При этом можно вести связь с использованием микротелефонной гарнитуры СПУ-7 или микрофона СГУ с микрофонным усилителем и усилителем У2. В обоих случаях необходимый вид связи осуществляется через цепи СПУ-7. При использовании гарнитуры ее микротелефонные цепи подключаются к абонентскому аппарату СПУ-7 и

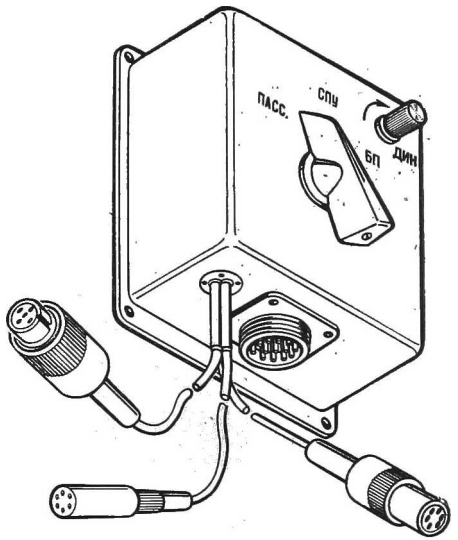


Рис. 12.8. Щиток СГУ пилота

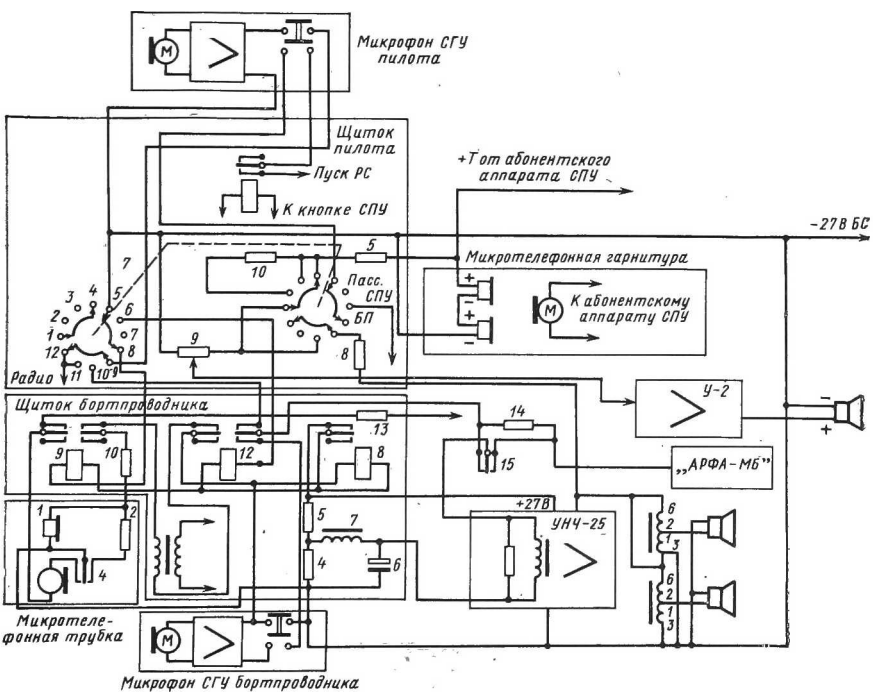


Рис. 12.9. Функциональная схема СГС-25

выходят на тот вид связи, на который установлен переключатель радиосвязей абонентского аппарата СПУ-7.

Для ведения передачи используется кнопка «Радио». Микрофон СГУ постоянно подключен к входу микрофонного усилителя, с которым конструктивно объединен. Выход микрофонного усилителя через одну пару контактов кнопки, расположенной в корпусе усилителя, подключается при внутренней связи к входу усилителя СПУ-7, а при радиосвязи — к входу передатчика выбранной радиостанции (РС) по тем же проводам, по которым подключается микрофон гарнитуры.

Через вторую пару контактов кнопки микрофонного усилителя запускаются передатчики радиостанций.

При запуске передатчика радиостанции минус сети постоянного тока от абонентского аппарата СПУ-7 через галету *б* переключателя *7* при нажатой кнопке микрофонного усилителя поступает в абонентский аппарат СПУ и далее в цепь пуска передатчика радиостанции. Вход усилителя СПУ-7 или приемника радиостанции подключается к телефонам гарнитуры и параллельно ко входу усилителя У2 через делитель напряжения, состоящий из резистора *5* и потенциометра *9*, расположенных в щитке пилота.

Этот делитель служит для понижения напряжения, подаваемого на вход усилителя У2, до уровня, обеспечивающего его нормальную работу.

Усилитель У2 вместе с электродинамическими громкоговорителями 1ГД-18 служит для громкоговорящего приема информации, поступающей с выходов радиоприемников и СПУ-7.

При установке переключателя *7* в положение «ПАСС» (пассажиры) микрофон СГУ с микрофонным усилителем через галету *а* и контакты реле *12*, расположенного в щитке бортпроводника, подключается к входу усилителей УНЧ-25.

Усилители УНЧ-25 вместе с электродинамическими громкоговорителями обеспечивают громкоговорящий прием сообщений в салонах пассажиров, передаваемых пилотом или бортпроводником.

Одна пара контактов реле *12* при срабатывании отключает микрофонный усилитель бортпроводника от входа усилителей УНЧ-25, подключая к нему микрофонный усилитель пилота. Другая пара контактов реле *12* подает напряжение на реле *8*, также расположенное в щитке бортпроводника. Реле *8* срабатывает и через свои контакты подает питание +27 В на усилители УНЧ-25 и на делитель, состоящий из резисторов *4* и *5*, которые расположены в щитке бортпроводника. Снимаемое с этого делителя напряжение подается на микрофонный усилитель пилота или бортпроводника при оповещении пассажиров.

В положении «ПАСС» переключателя имеется возможность вести передачу сообщений в пассажирские салоны, одновре-

менно прослушивая с пониженной громкостью свою передачу с помощью громкоговорителя, включенного на вход усилителя У-2. Это обеспечивается тем, что сигнал с выхода усилителя УНЧ-25 подается на вход усилителя У2 через делитель напряжения, состоящий из резистора *8* и потенциометра *9*.

При включенном магнитофоне «Арфа-МБ» пилот может оповещать пассажиров на фоне музыкальной программы. В этом случае срабатывает реле *15,* включающее последовательно резистор *14* между выходом магнитофона и входами усилителей УНЧ-25. При этом уровень громкости музыкальной передачи снижается на 60—70%, а информация, передаваемая пилотом в пассажирские салоны, прослушивается на громкоговорителях с пониженной громкостью.

Для связи членов экипажа с бортпроводником необходимо на абонентском аппарате СПУ-7 установить переключатель «СПУ-радио» в положение «СПУ», а на щитке пилота — переключатель *7* в положение «БП» (бортпроводник). При этом выход микрофонного усилителя СГУ через контакты кнопки микрофона и галету *а* переключателя *7* подключается к входу усилителя СПУ-7.

Одновременно через ту же галету переключателя подается минус на реле *9,* установленное в щитке бортпроводника, которое подключает микрофонную трубку ТАИ бортпроводника в сеть СПУ-7.

Передавать сообщения бортпроводнику можно с использованием гарнитуры или микрофона СГУ, а прослушивать передачи от бортпроводника — с использованием телефонов гарнитуры или громкоговорителя с усилителем У2.

В положении «БП» переключателя *7* пилот может осуществлять и внешнюю связь но при этом переключатель радиосвязей на абонентском аппарате СПУ-7 должен быть установлен в положение требуемой радиостанции.

Если переключатель на щитке пилота находится в положении «БП», то напряжение —27 В подается на реле *9* щитка бортпроводника, которое, сработав, подключит микротелефонную трубку в сеть СПУ.

Резистор *13* ограничивает силу тока, протекающего через микрофонный капсюль трубки. Телефонный капсюль *3* трубки ТАИ через резистор *10* и согласующий трансформатор *11* подключается к выходу усилителя СПУ-7.

Для передачи сообщений громкоговорящей связью с рабочего места бортпроводника необходимо замкнуть контакты микрофонного усилителя, подключенного к щитку бортпроводника. При этом напряжение —27 В будет подано на реле *8*, которое, сработав, через свои контакты подает 27 В на усилители УНЧ-25 и на делитель, состоящий из резисторов *4* и *5*, с которого снимается напряжение для питания микрофонных усилителей

бортпроводника и пилота при оповещении пассажиров. Для защиты микрофонного усилителя от помех, проникающих по цепи питания, служит фильтр, образованный конденсатором *6* и дросселем *7*. Если переключатель на щитке пилота установлен в положение «ПАСС», то напряжение —27 В подается на реле *12*. Реле *12* срабатывает и отключает микрофонный усилитель бортпроводника от входов усилителей УНЧ-25, подключая к ним микрофонный усилитель пилота.

Каждый микрофонный усилитель усиливает напряжение, развиваемое микрофоном типа ДЭМШ-1А до уровня, обеспечивающего нормальную модуляцию связных радиостанций и необходимое напряжение на входе усилителя СПУ-7.

Усилитель микрофона СГУ пилота питается:

при работе на связные радиостанции или СПУ-7 тем же напряжением, что и микрофонные усилители гарнитур;

при работе на оповещение пассажиров напряжением 3÷7,5 В, поступающим со щитка бортпроводника.

При замыкании цепи кнопки микрофона СГУ через одну пару контактов подается плюс питания на микрофонный усилитель, а через другую пару контактов замыкается цепь пуска той радиостанции, на которую установлен переключатель радиосвязей СПУ-7.

Напряжение звуковой частоты с микрофонного усилителя снимается по тем же проводам, по которым поступает питание на этот усилитель.

Бортпроводник вызывает пилота дополнительной световой и звуковой сигнализацией.

В зависимости от положений переключателей на щитке бортпроводника «Салон I — выключено» и «Салон II — выключено» обеспечивается трансляция музыкальных записей с магнитофона «Арфа-МБ» или сообщений с микрофона СГУ пассажирам в оба салона одновременного или по салонам раздельно. Для передачи музыкальной записи бортпроводник должен нажать клавишу «Воспроизведение» на магнитофоне «Арфа-МБ», а для передачи сообщения через микрофон СГУ — микрофонную кнопку.

Сообщения могут передаваться также во время воспроизведения музыкальной записи, которая будет звучать с пониженной громкостью.

Трансляция музыкальных записей и сообщений с места бортпроводника обеспечивается только в положениях «СПУ» и «БП» переключателя режимов на щитке пилота.

Левому пилоту обеспечена возможность громкоговорящей передачи с микрофона СГУ пассажирам в оба салона одновременно в положении «ПАСС» переключателя режимов на щитке пилота независимо от положений переключателей «Салон I — выключено» и «Салон II — выключено» на щитке бортпровод-

ника. При этом микрофон бортпроводника отключается от входа усилителя УНЧ-25 и подключается микрофон правого пилота. Для передачи сообщения с микрофона СГУ пилот должен нажать микрофонную кнопку. Бортпроводник имеет сигнализацию вызова на внутреннюю связь. При установке переключателя режимов на щитке пилота в положение «БП» на щитке бортпроводника загорается сигнальная лампа «Вызов экипажа» и звонит звонок. Для сброса сигнализации на щитке бортпроводника имеется кнопка.

Работа магнитофона «Арфа-БМ» контролируется по световой сигнализации клавиш и индикатору звукоснимателя.

Система СГС-25 питается напряжением бортовой сети 27 В с левой панели автомата защиты (см. рис. 12.6). Напряжение через АЗСГК-10 и выключатель «СГУ—выключено» подается на усилитель У2, блок 27А-10, щиток бортпроводника, лампу сигнализации «Вызывает экипаж», усилители УНЧ-25 через нормально-замкнутые контакты реле ТКЕ10Т10ДГ, обмотку реле ТКЕ26Т1Г подключения микрофона левого пилота ко входу усилителей УНЧ-25.

Для проверки работоспособности или использования системы СГС-25 необходимо:

переключатель «ПАСС-СПУ-БП» установить в положение «СПУ»;

переключатель радиосвязей на абонентском аппарате СПУ в положение выбранной радиостанции;

переключатель вида связи «СПУ-радио» на абонентском аппарате установить в положение «СПУ» при внутренней связи или «Радио» — при внешней связи;

кнопку «Радио» или кнопку «СПУ» на штурвале управления самолетом для передачи — нажать, для приема — отпустить (при работе с гарнитурой):

кнопку микрофона «СГУ» для передачи — нажать, для приема — отпустить.

При пользовании микрофоном СГУ передачу надо прослушивать в телефонах и громкоговорителях кабины экипажа.

Для ответа с рабочего места бортпроводника необходимо: тангенту микрофонной трубки при ответе — нажать, при прослушивании — отпустить.

Для оповещения пассажиров с кабины экипажа необходимо:

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

кнопку микрофона СГУ при передаче — нажать.

Для оповещения пассажиров с рабочего места бортпроводника необходимо при передаче кнопку микрофона нажать.

Если при проверке работоспособности СГУ обнаружится неисправность какой-либо цепи, то для выяснения места возник-

шего дефекта необходимо поочередно заменять блоки, входящие в эту цепь, исправными.

Определять неисправность в цепях соединения элементов СГУ необходимо омметром и вольтметром постоянного тока, пользуясь фидерными схемами СГУ.

В процессе обслуживания тщательно осмотреть все блоки и детали, нет ли механических повреждений. Особое внимание обратить на состояние контактов разъемов, целостность резьбы накидных гаек, наличие и правильность их контровки.

ГЛАВА 13

ОБОРУДОВАНИЕ ВНЕШНЕЙ СВЯЗИ

13.1. РАДИОСТАНЦИЯ БЛИЖНЕЙ СВЯЗИ «ЛАНДЫШ-20»

Ультракоротковолновая приемо-передающая радиостанция «Ландыш» предназначена для обеспечения ближней связи экипажа самолета с наземными диспетчерскими пунктами и экипажами других летательных аппаратов на внутренних и международных воздушных линиях.

Выходная мощность передатчика радиостанции	20 Вт
Диапазон рабочих частот	118÷135,975 МГц
Общее число волн связи	720
Разнос частот между соседними каналами связи	25 кГц
Нестабильность частоты радиостанции	0,0035%
Напряжение самопрослушивания передатчика (при подаче на вход модулятора напряжения 0,3 В с частотой 1000 Гц)	3,4—8,5 В
Порог срабатывания подавителя шумов	не более 3 мкВ
Потребляемая мощность:	
в режиме приема	
по сети 27 В постоянного тока	50,8 Вт
по сети 115 В 400 Гц	0,7 В·А
в режиме передачи	
по сети 27 В постоянного тока	250 Вт
по сети 115 В 400 Гц	50 В·А
Время готовности к работе после включения питания	2 мин
Время перехода с волны на волну	1 с
Время перехода с приема на передачу	0,5 с

На самолете установлены две радиостанции «Ландыш-20» (рис. 13.1), каждая из которых состоит из приемопередатчика и пульта дистанционного управления (ПДУ).

Приемопередатчики размещены на общей амортизационной раме, установленной в первом техническом отсеке по левому борту, на средней полке этажерки оборудования, между шпангоутами № 10—12.

Пульты управления (рис. 13.2) и выключатели 2В-200К «УКВ-1 — выключено» и «УКВ-2 — выключено» установлены на верхнем электрощитке кабины экипажа.

На основании пульта управления закреплены все механические элементы.

С помощью правой ручки *3* управляют переключателями точного и среднего стволов настройки. Левая ручка *6* связана с переключателем грубого ствола настройки.

Частота отсчитывается с помощью счетчика, соединенного зубчатыми колесами с осями переключателей. С задней стороны пульт управления закрыт кожухом, через который проходит соединительный штепсельный разъем.

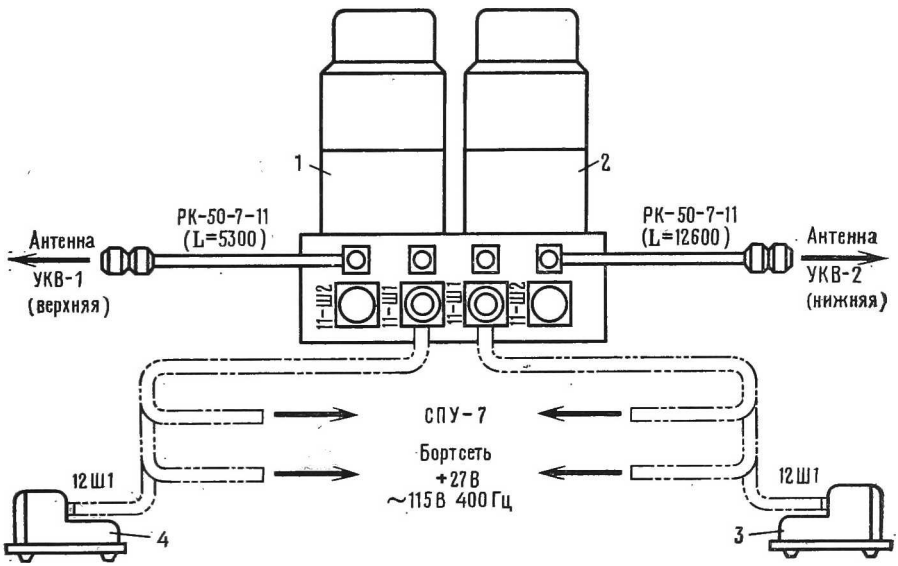


Рис. 13.1. Схема внешних соединений радиостанций «Ландыш-20»:

1—приемопередатчик № 1; *2*—приемопередатчик № 2; *3*—пульт управления № 2; *4*—пульт управления № 1

Антенна (рис. 13.3) первой радиостанции укреплена на верхней части фюзеляжа, между шпангоутами № 8—9, справа от оси самолета.

Антенна второй радиостанции расположена в нижней части фюзеляжа, между шпангоутами № 29—30, слева от оси самолета.

Высокочастотный кабель первой радиостанции проложен внутри фюзеляжа, от приемопередатчика до верхней УКВ антенны, по левому борту, между шпангоутами № 8—9.

Высокочастотный кабель второй радиостанции проложен внутри фюзеляжа, от места установки приемопередатчика до нижней антенны, по левому борту, под полом. Крепления кабеля по всей трассе выполнено монтажными хомутами.

В состав каждой радиостанции входят следующие элементы:

блок № 1 — усилитель высокой частоты приемника, передатчика и первого гетеродина (УВЧ);

блок № 2 — усилитель второй промежуточной и низкой частот, подавитель шумов (УПЧ, УНЧ, ПШ);

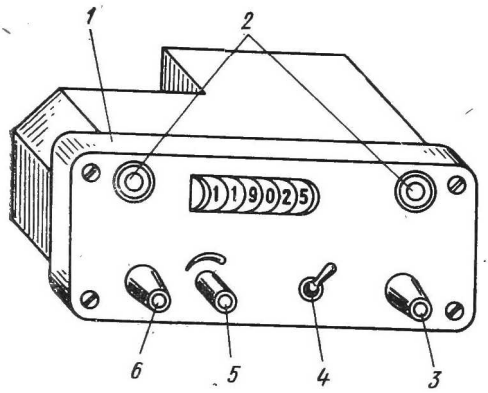


Рис. 13.2. Пульт управления радиостанции «Ландыш»:

1—панель подсвета шкал и надписей; *2*—арматура подсвета; *3* и *6*—задающие переключатели частоты; *4*—выключатель шумов; *5*—ручной регулятор громкости

блок № 3 — матрица электронной перестройки (МЭП);

блок № 4 — генератор грубой сетки частот (ГТС);

блок № 5 — генератор средней сетки частот (ГСС);

блок № 6 — генератор точной сетки частот (ГТС);

блок № 7 — высокочастотная головка передатчика;

блок № 8 — модулятор;

блок № 9 — блок питания;

блок № 10 — корпус радиостанции;

блок № 11 — амортизационная рама;

блок № 12 — пульт дистанционного управления.

Радиостанция построена по транссиверной схеме с применением интерполяционного метода формирования сетки частот.

В радиостанции полностью отсутствуют какие-либо элементы электромеханической перестройки частоты. Выбор рабочей частоты и перестройка контуров осуществляется электронным способом.

Радиостанция состоит из трактов приема и передачи, а также общих блоков: системы перестройки, блока питания, кварцевых генераторов, схемы управления.

Радиостанция выполнена на транзисторах, за исключением усилителя мощности передатчика, в котором применены электронные лампы. Функциональная схема радиостанции приведена на рис. 13.4.

Приемный тракт радиостанции выполнен по супергетеродинной схеме с двойным преобразованием частоты.

Наводимый в антенне сигнал диапазона 118—135,975 МГц через антенное реле и фильтры поступает на вход двухкаскадного усилителя высокой частоты (УВЧ). Тракт УВЧ усиливает приходящий сигнал. Полосовые фильтры УВЧ настраиваются на соответствующую частоту диапазона электронным спосо-

бом — подачей необходимой величины смещения на варикапы фильтров.

После усиления до необходимой величины с выхода УВЧ сигнал поступает на первый смеситель приемника.

Одновременно с принятым сигналом на первый смеситель подается напряжение частоты первого гетеродина, которое формируется смешением частот генераторов грубой и средней се-

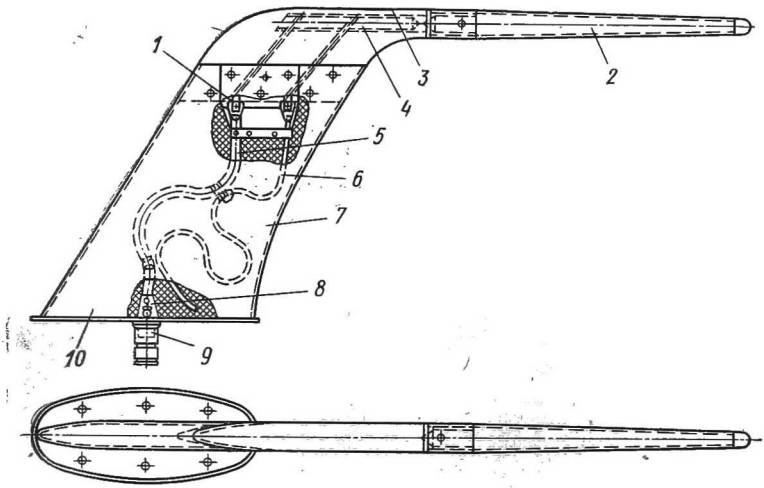


Рис. 13.3. Антенна радиостанции «Ландыш-20»:

1—контакт; *2*—вибратор; *3*—изолятор; *4*—вкладыш; *5*—кабель РК-50-4-15; *6*—кабель ПТЛЭ12 (согласующий шлейф); *7*—основание; *8*—футорка; *9*—разъем ВР-188Ф; *10*—пеногерметик ПУ-104Б

ток. ГТС выдает одну из девяти частот в диапазоне от 92, 79 до 108,79 МГц через 2 МГц в зависимости от волны связи.

ГСС выдает одну из двадцати частот в диапазоне от 10,205 до 12,105 МГц через 0,1 МГц. Та или иная частота ГГС и ГСС выбирается при настройке радиостанции на требуемый канал связи.

Напряжение с ГГС и ГСС поступает на смеситель гетеродина. Нагрузкой смесителя гетеродина является полосовой фильтр, настроенный на частоту первого гетеродина, равную сумме частот, генерируемых ГГС и ГСС.

С выхода фильтра смесителя сигнал частоты первого гетеродина поступает на вход усилителя гетеродина. Нагрузкой усилителя гетеродина является полосовой фильтр, настроенный на частоту первого гетеродина.

Фильтры тракта первого гетеродина настраиваются на требуемую частоту в диапазоне от 102,995 до 120,895 МГц. Сигналы с разносом между двумя соседними частотами 0,1 МГц поступают на вход первого смесителя приемника.

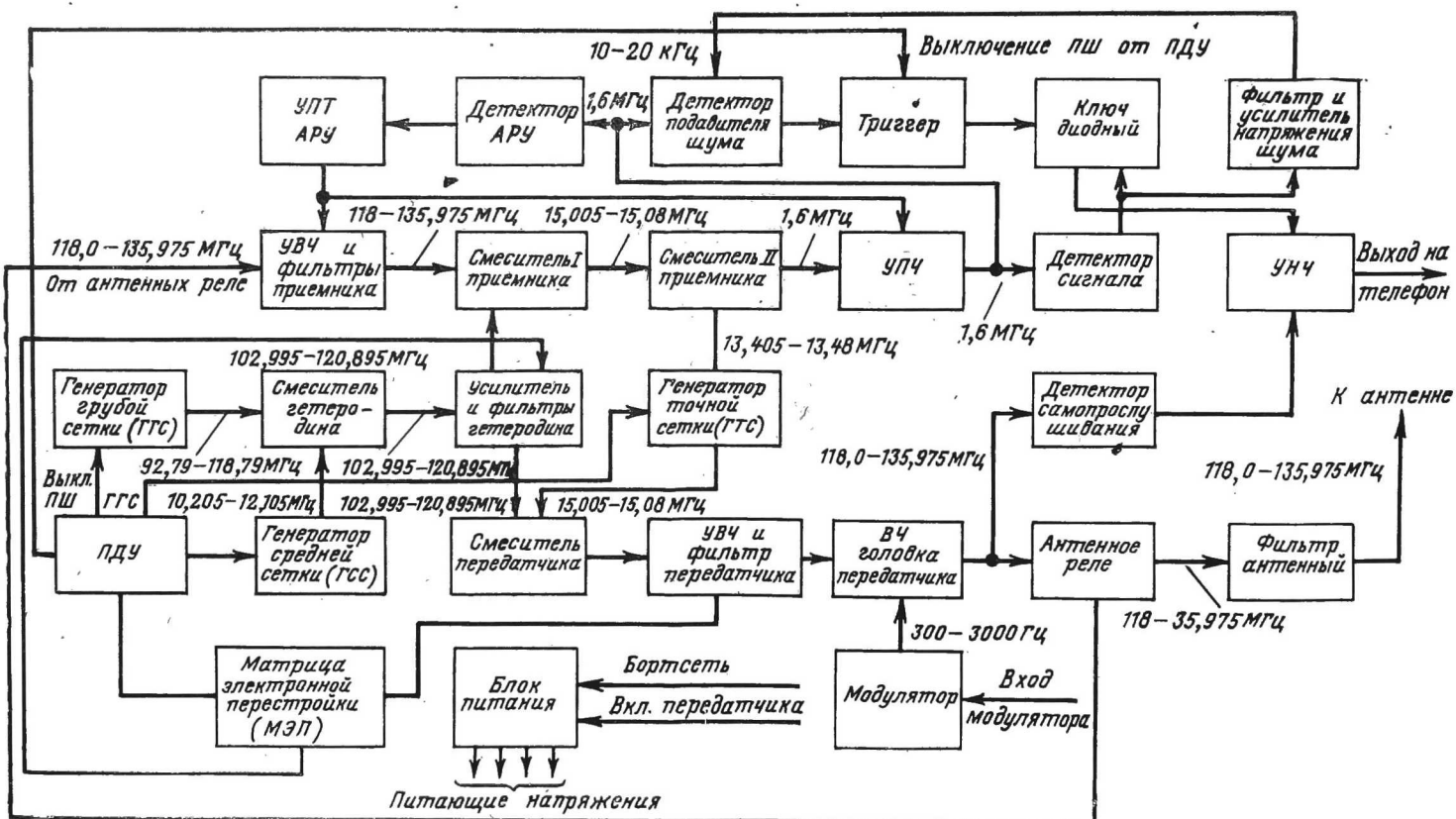


Рис. 13.4. Функциональная схема радиостанции

В результате смешения частот первого гетеродина и сигнала на нагрузке первого смесителя выделяется первая промежуточная частота от 15,005 до 15,08 МГц, равная разности частот сигнала и первого гетеродина. Нагрузкой первого смесителя является фильтр, настроенный на первую промежуточную частоту.

Сигнал с выхода фильтра первой промежуточной частоты поступает на вход второго смесителя приемника. Одновременно на второй смеситель поступает напряжение второго гетеродина — ГТС частотой от 13,405 до 13,48 МГц с разносом между соседними частотами 25 МГц.

В результате взаимодействия частот — первой промежуточной и второго гетеродина — в нагрузке второго смесителя выделяется вторая промежуточная частота 1,6 МГц, равная разности частот первой промежуточной и второго гетеродина. Нагрузкой второго смесителя является фильтр, настроенный на частоту 1,6 МГц с полосой пропускания 40 МГц.

С выхода фильтра второй промежуточной частоты сигнал поступает на трехкаскадный усилитель промежуточной частоты (УПЧ), где усиливается до величины, обеспечивающей нормальную работу детектора.

С выхода УПЧ сигнал поступает на детекторы сигнала, системы автоматической регулировки усиления (АРУ) и подавителя шума (ПШ). Продетектированный сигнал через триггер и диодный ключ подавителя шума поступает на вход трехкаскадного усилителя низкой частоты.

Для устранения шума в телефонах подавителя шума УНЧ отключается при соотношении напряжения сигнала к шуму, меньшем трех. Коммутирующим элементом является диодный ключ.

Управляет диодным ключом подавитель шума приемника в зависимости от соотношения напряжений промежуточной частоты и шума. При малом уровне сигнала промежуточной частоты и большом уровне шума подавитель шума закрывает диодный ключ и таким образом отключает выход детектора от входа усилителя низкой частоты.

При достижении соотношения уровней сигнала промежуточной частоты и шума величиной, достаточной для необходимой разборчивости принимаемого сигнала, подавитель шума открывает диодный ключ и подключает выход детектора к входу УНЧ, где сигнал окончательно усиливается.

С выхода усилителя низкой частоты напряжение поступает на регулятор промкости, а затем на телефоны гарнитур.

Для нормальной работы приемника в широком интервале уровней входного сигнала применена автоматическая регулировка усиления. С этой целью напряжение промежуточной частоты с выхода УПЧ поступает на детектор АРУ.

Постоянная составляющая продетектированного сигнала усиливается усилителем постоянного тока (УПТ) и поступает на каскады, охваченные системой АРУ, изменяя их усиление в зависимости от величины приходящего сигнала.

Образование сетки частот в режиме приема показано на рис. 13.5. В передающем тракте радиостанции формируется сетка частот усиления сигнала высокой частоты по напряжению и по мощности, а также модулируется сигнал.

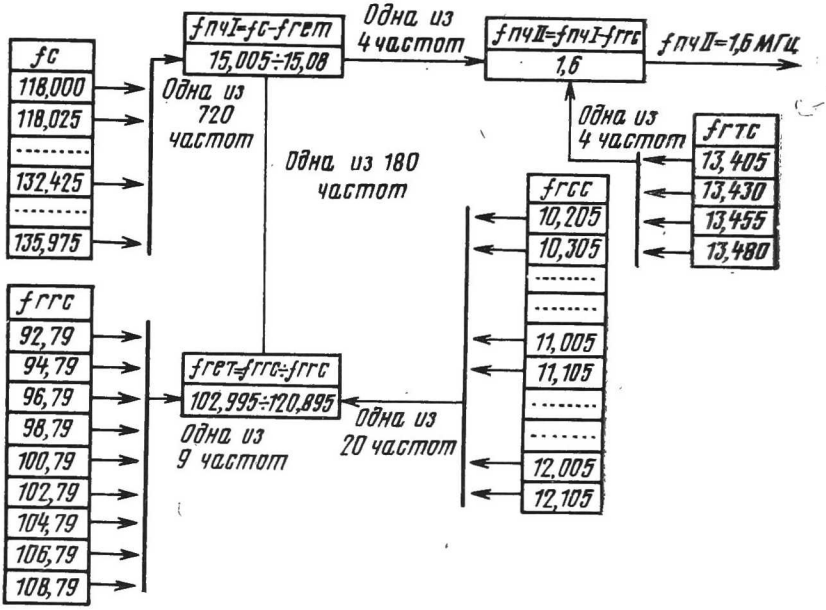


Рис. 13.5. Схема формирования сетки частот в режиме приема

Для формирования сетки частот передатчика (рис. 13.6) используется частота первого гетеродина, общая для приемника и передатчика, от 102,995 до 120,895 МГц.

Соседние частоты первого гетеродина разнесены друг от друга на 0,1 МГц.

Напряжение первого гетеродина поступает на вход смесителя передатчика одновременно с напряжением генератора точной сетки ГТС.

В зависимости от набранного канала генератор точной сетки выдает одну из четырех частот от 15,005 до 15,08 МГц с интервалом между соседними частотами 25 МГц.

В результате взаимодействия частот первого гетеродина и ГТС на нагрузке смесителя передатчика выделяется суммарная частота, равная частоте выходного сигнала в диапазоне от 118 до 135,975 МГц с интервалом между соседними частотами 25 кГц.

Нагрузкой смесителя передатчика является полосовой фильтр, настроенный на частоту сигнала радиостанции (см. рис. 13.4).

С нагрузки смесителя напряжение поступает на вход УВЧ-передатчика, нагрузкой которого служит полосовой фильтр.

Настройка фильтров смесителя первого усилителя передатчика электронная и осуществляется дискретно через 1 МГц по-

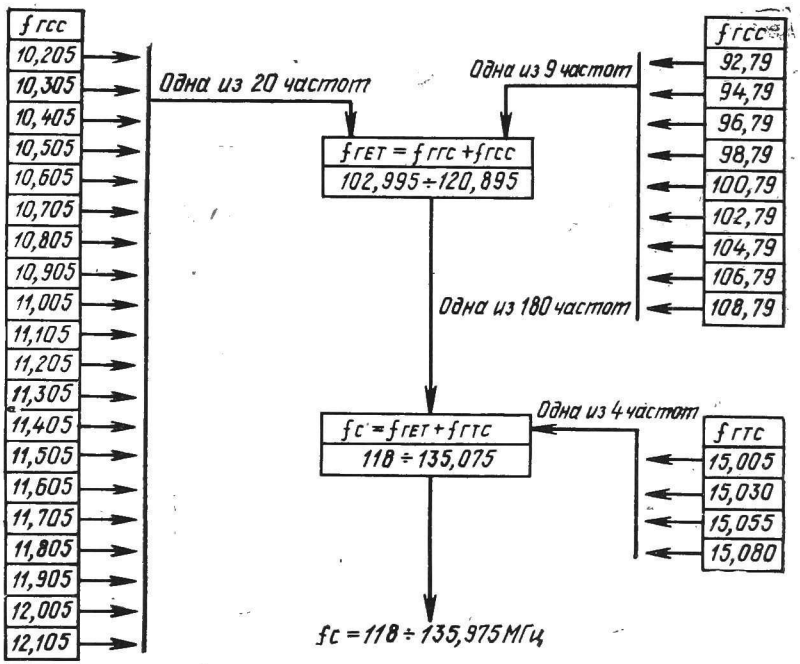


Рис. 13.6. Схема формирования сетки в режиме передачи

дачей напряжения смещения на варикапы в соответствии с выбранным каналом связи.

После необходимой фильтрации напряжение частоты от 118 до 135,975 МГц поступает на вход высокочастотной головки передатчика, где окончательно усиливается.

Модулируется сигнал в предварительном, предоконечном и оконечном каскадах усилителя передатчика.

Для выравнивания коэффициента модуляции передатчика при слабых и сильных входных модулирующих сигналах в модуляторе применена система автоматической регулировки модуляции (АРМ), изменяющая коэффициент усиления модулятора в зависимости от величины входного сигнала.

С выхода усилителя мощности высокочастотной головки передатчика напряжение, модулированное по амплитуде через

фильтр нижних частот, ослабляющий гармонические составляющие несущей частоты, поступает в антенно-фидерную систему.

Для контроля своей передачи по высокой частоте сигнал с выхода усилителя мощности передатчика подается на детектор самопрослушивания. С выхода детектора сигнал поступает на вход усилителя низкой частоты, а затем после усиления на телефоны гарнитур.

В радиостанции применена электронная перестройка частоты. Выбирается частота связи с пульта дистанционного управления.

Пульт связан с радиостанцией по стволу точной сетки двумя проводами, по стволу средней сетки — шестью проводами и по стволу грубой сетки — пятью проводами. Настраивается радиостанция на ту или иную частоту набором определенной комбинации управляющих проводов при помощи переключателей, расположенных на пульте управления и связанных с рукоятками установки частоты. Одновременно с переключением частоты ГГС матрицей электронной перестройки (МЭП) формируется управляющее напряжение, величина которого соответствует выбранному каналу связи. Это напряжение прикладывается к варикапам, расположенным в фильтрах УВЧ-приемника, передатчика и усилителя гетеродина, настраивая их на частоту выбранного канала.

Режим «Прием» или «Передача» включается при подаче питания на соответствующие каскады радиостанции.

В режиме «Прием» питание подается на УВЧ приемника, УПЧ, УНЧ, МЭП, генераторы ГГС, ГСС и ГТС, и УВЧ-гетеродина. Каскады передатчика обесточены. Преобразователь высокого напряжения не работает.

В режиме «Передача» питание снимается с каскадов приемника и подается на каскады передатчика. Включается преобразователь анодно-экранного напряжения и подается питание на модулятор и двигатель-вентилятор.

Радиостанция включается в режим «Передача» соединением с минусом источника питания управляющего провода, связанного кнопкой «Радио» СПУ-7.

Радиостанция «Ландыш» питается от бортовых электросетей с левой панели автоматов защиты (рис. 13.7).

Напряжение +27 В подается через АЗСГК-10 и выключатели «УКВ-1 — выключено» или «УКВ-2 — выключено» на приемопередатчик и пульт управления.

Напряжение 115 В 400 Гц поступает на приемопередатчик с шины *а* через АЗФ1К-2, нормально-замкнутые контакты реле ТКЕ21ПОДГ и выключатель «УКВ-1 — выключено» («УКВ-2 — выключено).

В аварийных случаях питание радиостанций переменным током 115 В автоматически переключается на преобразователь

МА-100 двумя реле ТКЕ21ПОДГ, на обмотки которых подается напряжение +27 В с левой панели автоматов защиты через АЗСГК-15 при включении преобразователя МА-100.

При работе с радиостанцией «Ландыш» переключатель радиосвязей на абонентском аппарате СПУ-7 должен быть уста-

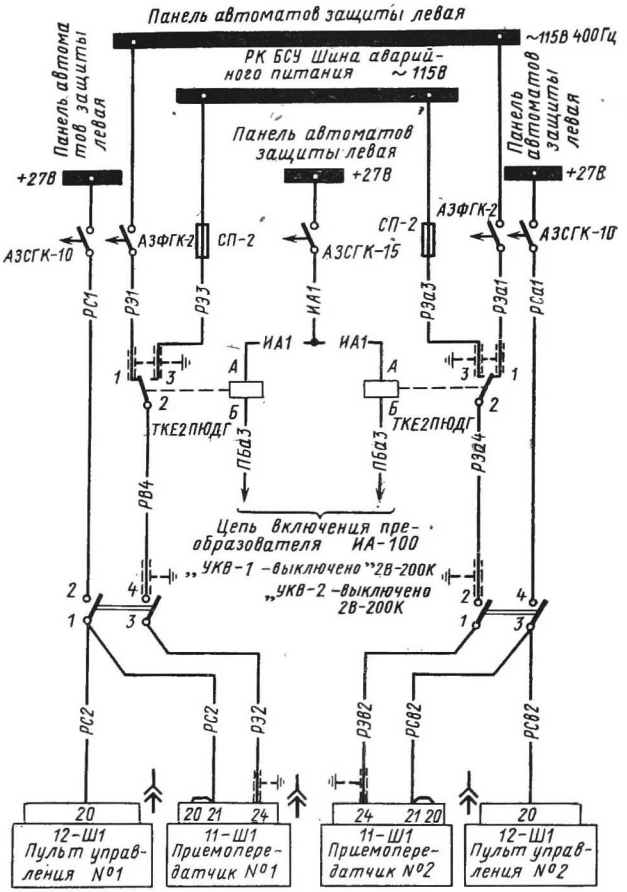


Рис. 13.7. Схема электропитания радиостанции «Ландыш-20»

новлен в положение «УКР» или «КР», а переключатель «СПУ-радио» в положение «Радио». При нажатии кнопки «Радио» срабатывает реле СПУ-7, подключает микрофон гарнитуры к входному трансформатору модулятора передатчика и подает минус на обмотку пускового реле радиостанции. При отпускании кнопки напряжение звуковой частоты приемника поступает через регулятор громкости пульта управления и абонентский аппарат на телефоны гарнитуры.

Пользование радиостанцией весьма простое, обеспечивает быстрое беспоисковое вхождение в связь и сводится к следующим операциям:

включению питания радиостанции;

установке переключателя на абонентском аппарате СПУ-7 в положение, соответствующее подключению микротелефонной гарнитуры к используемой радиостанции;

выбору требуемого канала связи;

регулировке уровня громкости приходящего сигнала;

включению или выключению подавателя шумов;

переходу с режима «Прием» в режим «Передача» нажатием кнопки «Радио» или тангенты.

Работоспособность радиостанции проверяется выходом на связь с диспетчерскими пунктами на заданных частотах диапазона. При этом переключатель ПШ должен быть включен, а ручной регулятор громкости должен быть установлен в положение максимальной громкости.

В радиостанции предусмотрена возможность контролировать ее работоспособность и производить поиск неисправного конструктивно-сменного в условиях эксплуатации средствами контрольно-измерительного оборудования.

Конструктивно-сменными блоками являются приемопередатчик и ПДУ. Ввод стимулирующих сигналов и выдача измеряемых параметров осуществляется через низкочастотный (II-Ш2) и высокочастотный (II-Ш4) разъемы.

Средствами автоматизированного контроля измеряются:

чувствительность приемника;

напряжение шумов приемника;

работоспособность схемы АРУ;

мощность передатчика;

коэффициент модуляции передатчика;

напряжение самопрослушивания;

частота настройки передатчика;

напряжение питания авиагарнитуры.

С помощью измерительного блока можно контролировать все напряжения в радиостанции.

При обслуживании радиостанции на самолете проверяют:

качество крепления амортизационной рамы и радиостанции на амортизационной раме;

качество соединения кабелей и высокочастотных фидеров;

качество заземления амортизационной рамы и радиостанции;

плавность хода ручного регулятора громкости;

четкость переключения каналов на пульте управления.

Конструктивно-смежные блоки, неисправность которых обнаружена в процессе обслуживания на самолете, заменяется исправными, проверенными на соответствие нормам технических параметров.

13.2. РАДИОСТАНЦИЯ ДАЛЬНЕЙ СВЯЗИ «МИКРОН»

Радиостанция «Микрон» предназначена для дальней телефонной и телеграфной связи экипажа самолета с наземными диспетчерскими пунктами международных и внутрисоюзных воздушных линий и экипажами других летательных аппаратов.

Радиостанция обеспечивает ведение беспоисковой и бесподстроечной симплексной связи в следующих режимах:

телефонном с амплитудной модуляцией;

телефонном на одной боковой полосе с подавлением несущей;

телефонном на одной боковой полосе с частично подавленной несущей;

телефонном с амплитудной манипуляцией на основной частоте;

телефонном с частотной манипуляцией.

Диапазон рабочих частот радиостанции	2—24 МГц
Количество волн связи	220000
Частотный интервал между двумя соседними волнами связи	100 Гц
Время перехода аппаратуры из одного режима работы в другой	0,5 с
Время перехода с одной частоты на другую	26 с
Время непрерывной работы в режиме передачи	15 мин
Потребляемая мощность по сети 115 В 400 Гц	1500 В · А
Потребляемая мощность по сети 27 В постоянного тока	150 Вт
Максимальная мощность излучения, измеренная на выходе усилителя мощности передатчика, на нагрузочном сопротивлении 50 Ом составляет:	
в телефонном режиме	400 Вт
в телеграфном режиме	100 Вт
Чувствительность приемника при отношении напряжения сигнала к напряжению шумов, равном 3:	
телефонном режиме с однополосной модуляцией	1 мкВ
телефонном режиме с амплитудной модуляцией	3 мкВ
при телеграфной работе	1 мкВ
Ослабление сигнала по зеркальным каналам	60 дБ
Ослабление сигнала по промежуточным частотам	60 дБ
Величина напряжения шумов на выходе приемника	15 В
Масса радиостанции без соединительных кабелей	35 кг
Относительная нестабильность частоты	$0{,}5 \cdot 10^{-6}$

В комплект радиостанции «Микрон» входят (рис. 13.8): моноблок приемопередатчика, включающий датчик опорных частот (ДОЧ) — прибор П1МК, приемовозбудитель — прибор П2МК, прибор питания П3МК и усилитель мощности П4МК, установленные на общей амортизационной раме П10МК; согласующее устройство — прибор П5МК; пульт управления — прибор П7МК; фильтр нижних частот прибор П11МК.

Радиостанция работает на антенну верхнего емкостного питания (рис. 13.9), установленную в передней части верхнего обтекателя киля.

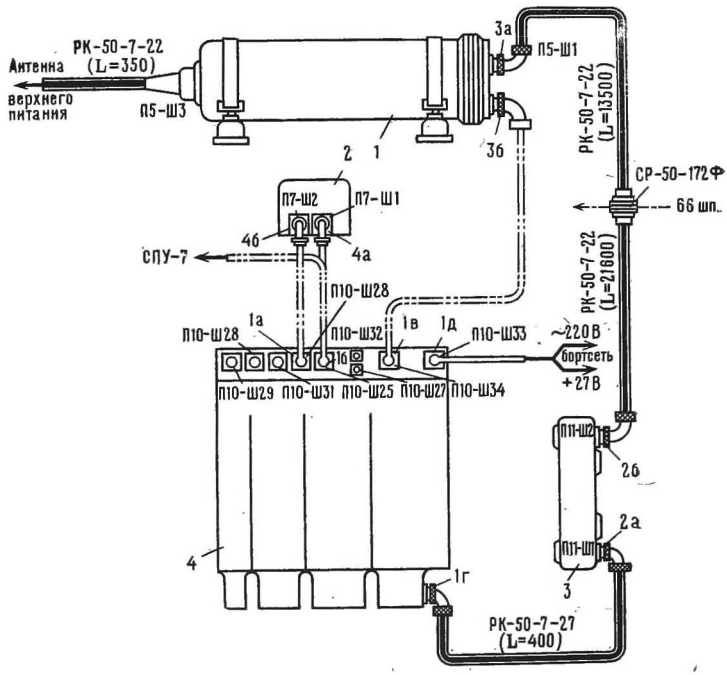


Рис. 13.8. Схема внешних соединений радиостанции «Микрон»:

1—прибор П5МК; *2*—прибор П7МК; *3*—прибор П11МК; *4*—моноблок

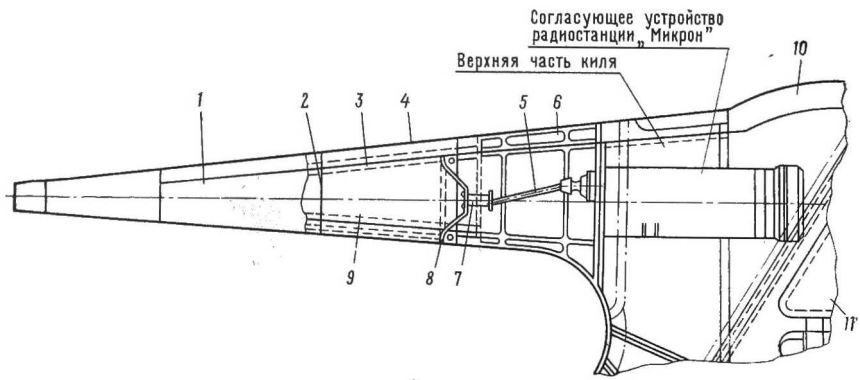


Рис. 13.9. Антенна верхнего емкостного питания радиостанции «Микрон»:

1—вибратор; *2*—мембрана; *3*—стрингер; *4*—обшивка вибратора; *5*—радиочастотный кабель РК-50-7-22; *6*—изолятор; *7*—наконечник кабеля; *8*—кронштейн; *9*—лючок в антенне; *10*—лючок в обтекателе киля; *11*—боковой лючок

Приемопередатчик, фильтр нижних частот и вентилятор обдува ДВ-3 размещены в гардеробе, между шпангоутами № 34—36. Пульт управления радиостанцией установлен на правом бортовом пульте кабины экипажа.

На передней панели пульта управления (рис. 13.10) расположены следующие органы управления и индикации:

отсчетное устройство «Установка частоты кГц» и шесть ручек набора частоты;

переключатель рода работы радиостанции на пять положений — «ОМ—ОМн—АМ—АТ—ЧТ», соответствующих режимам однополосной модуляции, однополосной модуляции с несущей частотой, амплитудной модуляции, амплитудного телеграфирования и частотного телеграфирования;

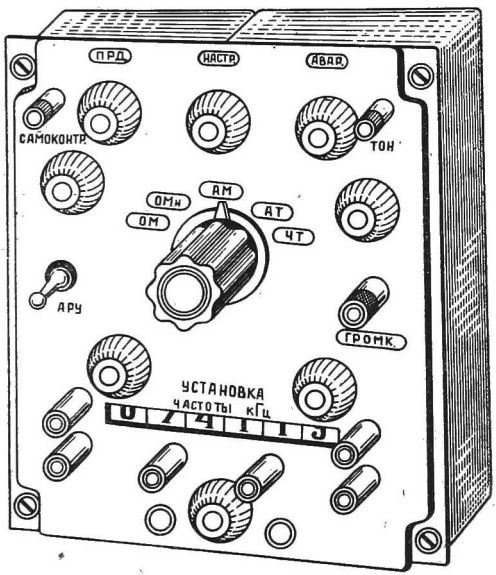


Рис. 13.10. Пульт управления радиостанции «Микрон»

ручка регулятора самопрослушивания при передаче «Самоконтроль»;

ручка регулятора «Громкость»;

тумблер переключения с автоматической на ручную регулировку усиления «АРУ — РРУ»;

ручка регулятора «Тон»;

лампочка индикации «Настр.»;

лампочка индикации режима передачи «ПРД»;

лампочка сигнализации «Авария».

Приборы радиостанции, за исключением согласующих устройств и антенного коммутатора, выполнены негерметизированными.

Приемопередатчик состоит из:

блока питания датчика опорных частот и приемовозбудителя;

датчика опорных частот;

приемовозбудителя;

усилителя мощности.

Все приборы приемопередатчика, установленные на единой установочной раме, могут легко сниматься и при необходимости заменяться другими.

Электрические приборы соединяются с установочной рамой с помощью разъемов врубного типа. Необходимая точность ориентировки приборов гарантируется направляющими полозками рамы и штырями-ловителями. Печатный монтаж, применяемый в приборах радиостанции, и малогабаритные комплектующие изделия обеспечивают ее малую массу, а герметизированные модули — высокую надежность радиостанции.

Для охлаждения усилителя мощности приемопередатчика на установочной раме с нижней стороны установлен электровентилятор ДВ-3. Согласующее устройство охлаждается от воздушной системы самолета. Внутреннее давление в герметизированном кожухе согласующего устройства создается наддувом воздуха от бортовой воздушной системы давления от 400 до 780 мм рт. ст. и поддерживается предохранительным клапаном.

Приемопередатчик и согласующее устройство снабжены амортизаторами пространственного нагружения типа АПН-3 и АПН-4.

Однополосной сигнал формируется в радиостанции методом фильтрации. В основу данного метода положено подавление несущей частоты с помощью балансного смесителя и верхней боковой частоты электромеханическим фильтром в тракте промежуточной частоты 500 кГц.

Для формирования сетки частот на всем диапазоне в радиостанции используется интерполяционный метод с применением одного прецизионного кварцевого генератора.

Частота задающего генератора плавного диапазона в радиостанции стабилизируется системой фазовой автоматической подстройки частоты.

В приемовозбудителе радиостанции преобразуется сигнал на прием и передачу.

Приемный тракт радиостанции выполнен по супергетеродинной схеме с преобразованием частоты. Датчик опорных частот генерирует высокостабильные по частоте напряжения для приемовозбудителя с интервалом в 100 Гц.

Усилитель мощности предназначен для усиления высокочастотных колебаний, поступающих с передоконечного каскада приемовозбудителя до необходимого уровня мощности и передачи их в антенну через согласующее устройство.

Согласующее устройство П5МК обеспечивает автоматическое согласование параметров антенны с волновым сопротивлением коаксиального кабеля, по которому высокочастотный сигнал поступает с выхода усилителя мощности передатчика.

Прибор питания обеспечивает питание приемовозбудителя и датчика опорных частот.

В режиме приема наводимый в антенне сигнал диапазона частот 2—23,9999 МГц через согласующее устройство поступает на вход усилителя высокой частоты приемника (УВЧ ПРМ)

блока Б1-П2МК и далее на первый смеситель, куда одновременно подается напряжение с датчика опорных частот частотой от 55,5 до 65,4999 МГц с интервалом через 100 Гц (рис. 13.11). Первая промежуточная частота (1ПЧ) образуется на выходе первого смесителя как разность между частотами 55,5—65,4999 МГц и входным сигналом и равна 55,6; 45,5 или 35,5 МГц при работе радиостанции соответственно в диапазонах 2—9,9999; 10—19,9999; 20—23,9999 МГц. После усиления в усилителе 1ПЧ первая промежуточная частота поступает на второй смеситель ПРМ, где преобразуется во вторую промежуточную частоту (IIПЧ) 500 кГц, являющуюся разностью между первой промежуточной частотой и частотами ультракоротковолновых (УКВ) приставок 35, 45 и 55 МГц.

В блоке Б2-П2МК вторая промежуточная частота фильтруется с помощью электромеханических фильтров (ЭМФ). Сигнал второй промежуточной частоты с блока электромеханических фильтров через регулируемый делитель подается на усилитель второй промежуточной частоты (IIПЧ).

Третья промежуточная частота (IIIПЧ) 130 кГц образуется на выходе третьего смесителя как разность между второй промежуточной частотой и частотой 370 кГц, поступающей из датчика опорных частот.

В режиме приема сигналов с однополосной модуляцией (ОМ) напряжение третьей промежуточной частоты с усилителя IIIПЧ поступает на демодулятор, куда также подается опорное напряжение частоты 130 кГц. Напряжение 130 кГц образуется смешением напряжений частоты 500 кГц и частоты 370 кГц, поступающей из датчика опорных частот.

В телеграфном режиме приема на демодулятор вместо опорной частоты 130 кГц подается напряжение частоты 130±3 кГц с тонального генератора (ТГ).

В режиме приема амплитудно-модулированных (АМ) сигналов напряжение третьей промежуточной частоты поступает на амплитудный детектор через ключ АМ. Полученный в результате демодуляции низкочастотный сигнал усиливается в усилителе низкой частоты (УНЧ) и подается через абонентский аппарат СПУ-7 в телефоны гарнитур.

На каскад усилителя высокой частоты, усилитель первой промежуточной частоты и регулируемый делитель в тракте второй промежуточной частоты подаются сигналы автоматической регулировки усиления (АРУ), снимаемые с соответствующих детекторов АРУ.

В режиме передачи используются те же первая и вторая промежуточные частоты, что и при приеме, только формирование сигнала происходит в обратном порядке.

Для формирования однополосномодулированного сигнала напряжение с микрофона гарнитур через абонентский аппарат

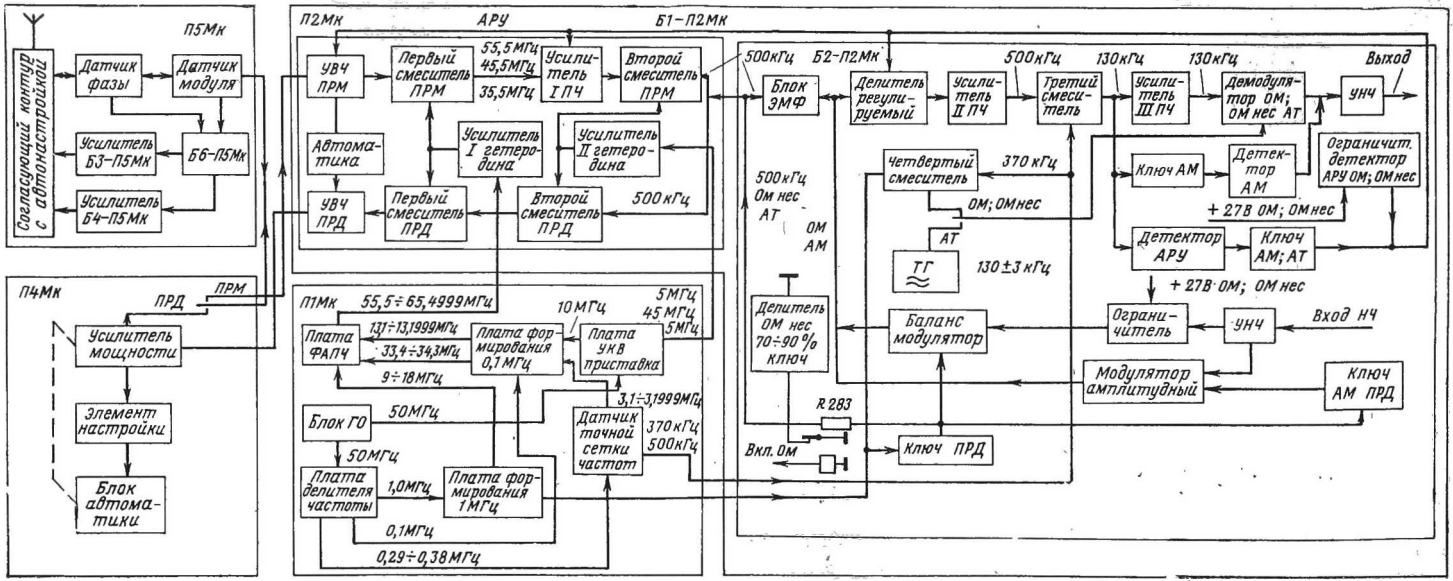


Рис. 13.11. Функциональная схема радиостанции «Микрон»

СПУ-7 поступает на вход усилителя низкой частоты и через ограничитель подается на балансный модулятор, куда одновременно подается напряжение несущей частоты 500 кГц.

Полученный двухполосный сигнал с подавленной несущей подается на электромеханический фильтр (ЭМФ), отфильтровывающий верхнюю боковую полосу частот этого сигнала, и далее на второй смеситель передатчика.

В режиме однополосной модуляции с несущей (ОМн) в цепь сформированного для передачи сигнала после ЭМФ вводится напряжение несущей частоты 500 кГц уровнем 70—90%.

В режиме амплитудной модуляции (АМ) напряжение с усилителя низкой частоты подается на амплитудный модулятор, куда одновременно через ключ амплитудного модулятора передатчика (АМ ПРД) подается напряжение несущей частоты 500 кГц.

Сформированный амплитудно-модулированный сигнал через электромеханический фильтр поступает на второй смеситель передатчика.

В режиме амплитудного телеграфирования (АТ) при нажатии телеграфного ключа напряжение несущей 500 кГц через ключ передатчика, минуя электромеханический фильтр, поступает на второй смеситель передатчика. Повышенное по частоте в первом смесителе ПРД и усиленное в усилителе высокой частоты передатчика напряжение в диапазоне 2—23,9999 МГц подается на усилитель мощности и далее на согласующее устройство.

Для формирования сигналов передатчика во всем рабочем диапазоне с датчика опорных частот подаются сигналы с частотами 55,5—65,4999 МГц с дискретностью 100 Гц.

Ультракоротковолновые приставки переключаются в зависимости от рабочей частоты радиостанции:

в диапазоне 2—9,9999 МГц подключается приставка с частотой 55 МГц;

в диапазоне 10—19,9999 МГц подключается приставка с частотой 45 МГц;

в диапазоне 20—23,9999 МГц подключается приставка с частотой 35 МГц.

Гетеродинный сигнал частотой 500 кГц используется в приборе П2МК во всех режимах работы, за исключением приема в режимах амплитудного телеграфирования и амплитудной модуляции.

Сигнал с частотой 370 кГц используется в приборе П2МК во всех режимах приема сигналов.

Усилитель высокой частоты настраивается автоматически с помощью электромеханической системы.

Поддиапазоны переключаются вращением барабана с контурами с помощью следящей системы по программе, задаваемой

с пульта управления. После отработки следящей системы вращение барабана переключателя диапазонов прекращается и к усилителю высокой частоты подключается соответствующий контур.

Плавная перестройка осуществляется четырехсекционным конденсатором переменной емкости.

По выполняемым функциям и принципу действия система плавной перестройки является системой с поиском и использованием метода параметрической модуляции для точной автонастройки.

При работе с радиостанцией «Микрон» переключатель радиосвязей на абонентском аппарате СПУ-7 должен быть установлен в положение «СР», а переключатель «СПУ-радио» в положение «Радио». Режиму «Передача» соответствует нажатие кнопки «Радио». При этом срабатывает реле в РК СПУ-7, пульте управления и микрофон подключается к входному трансформатору модулятора передатчика.

При отпущенной кнопке «Радио» напряжение звуковой частоты с усилителя низкой частоты приемника через реле и переключатель «АРУ-РРУ» пульта управления и абонентский аппарат поступает на телефоны гарнитур.

Питаются радиостанции от бортовых сетей постоянного тока 27 В и переменного трехфазного тока 200 В (рис. 13.12).

Напряжение +27 В с шины РК кухни через АЗСГК-5 и контакты ТКД1010ДГ подается на установочную раму радиостанции и вентилятор обдува.

Напряжение 200 В с левой панели генераторов через автомат защиты АЗЗК-5 и контакты контактора ТКД103ДОД поступает к раме радиостанции.

Напряжение питания через установочную раму и узел защиты от перегрузок и коротких замыканий подается во все приборы радиостанции. Включается питание радиостанции выключателем «Микрон—выключено», расположенном на верхнем электрощитке кабины экипажа.

Радиостанция обеспечивает непрерывную работу в течение 24 ч по циклу: 5 мин передача — 5 мин прием. Допускается непрерывная работа радиостанции в режиме передачи в течение 15 мин с последующей работой в режиме приема не менее 1 ч.

После включения радиостанция готова к работе через 3 мин с пониженной стабильностью частоты и через 15 мин с номинальной стабильностью частоты.

Основные операции, выполняемые оператором при проверке работоспособности и использовании радиостанции:

включение питания радиостанции по переменному и постоянному току;

выбор рода работ установкой переключателя рода работ на пульте управления в одно из положений: «ОМ—ОМн—АМ»

(телеграфные режимы «АТ» и «ЧТ» на самолете не задействованы);

выбор заданной частоты установкой на пульте управления шести ручек «Установка частоты кГц», причем запрещается установка значений частот ниже 2000 и выше 23999 кГц во избежание выхода радиостанции из строя;

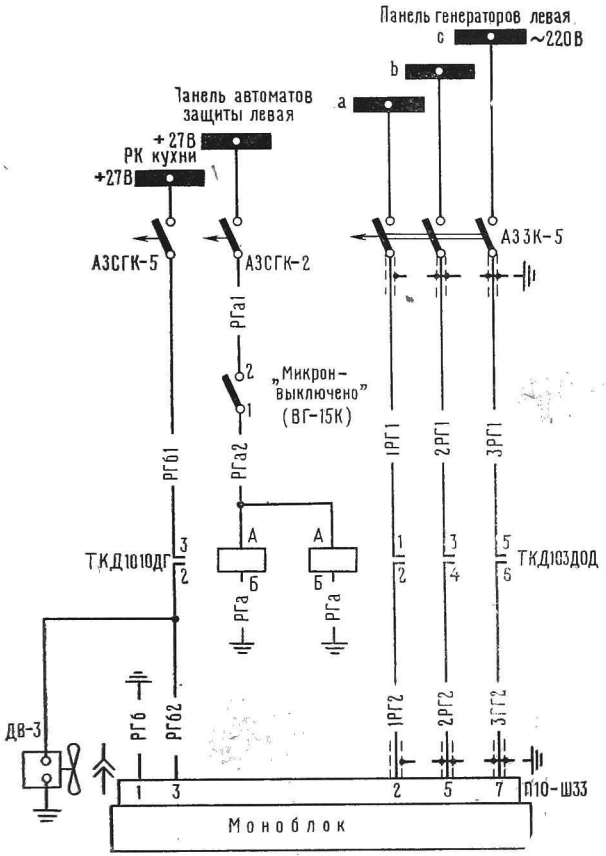


Рис. 13.12. Схема электропитания радиостанции «Микрон»

включение или выключение ручной или автоматической регулировки усиления переключателем «АРР-АРУ»;

переключение радиостанции в режим передачи или приема нажатием или отпусканием кнопки «Радио» на штурвале;

регулировка громкости приема вращением ручек «Громкость» на пульте управления и «Общая» на абонентском аппарате СПУ-7;

регулировка промкости самопрослушивания через телефоны гарнитуры ручками «Самоконтроль» на пульте управления и «Общая» на абонентском аппарате СПУ-7;

По загоранию сигнальной лампочки «Настр.» контролируется режим автонастройки радиостанции на заданную частоту. Работа радиостанции в режиме передачи контролируется самопрослушиванием через телефоны гарнитур, громкоговорители кабины экипажа и по загоранию лампочки «ПРД» на пульте управления.

При отказе радиостанция автоматически выключается. Отказ сигнализируется загоранием лампочки «Авария» на пульте управления. В этом случае радиостанцию необходимо выключить.

При внешнем осмотре необходимо убедиться в надежности крепления радиостанции на амортизационной раме, исправности амортизаторов, разъемных соединений с корпусом, согласующим устройством и антенной.

Поиск и устранение возникающих дефектов, связанных с отказом радиостанции, осуществляется заменой легкосъемных сменных блоков исправными. Исправность проводки проверяется прозвонкой проводов цепей, соединяющих элементы радиостанции, и сличения их с фидерными схемами самолета.

ГЛАВА 14

САМОЛЕТНЫЕ РАДИООТВЕТЧИКИ

14.1. САМОЛЕТНЫЙ ОТВЕТЧИК СОМ-64

Радиолокационный ответчик СОМ-64 (рис. 14.1) предназначен для автоматической передачи наземным радиолокационным системам служб управления воздушным движением информации о номере самолета, высоте полета и запасе топлива. Радиоответчик СОМ-64 в комплексе с радиолокаторами аэродромов и воздушных трасс позволяет значительно повысить эффективность управления воздушным движением, безопасность и регулярность полетов.

Три антенны типа АВ-014 первого диапазона, входящие в антенно-фидерную систему, размещены с левой и правой сторон носовой части фюзеляжа, в районе шпангоутов № 1—2.

Штыревая антенна АМ-001 укреплена снизу под фюзеляжем, по оси самолета, между шпангоутами № 47—49.

Две антенны типа АЗ-018 находятся в верхней части киля между нервюрами № 8—9 и лонжероном № 1—2.

Выносной видеоусилитель расположен в первом техническом отсеке, между шпангоутами № 5—6, на этажерке оборудования.

Пульты управления блоком СО-63 и шифратором ИКАО (рис. 14.2) расположены на левом бортовом пульте кабины экипажа, возле шпангоута № 6.

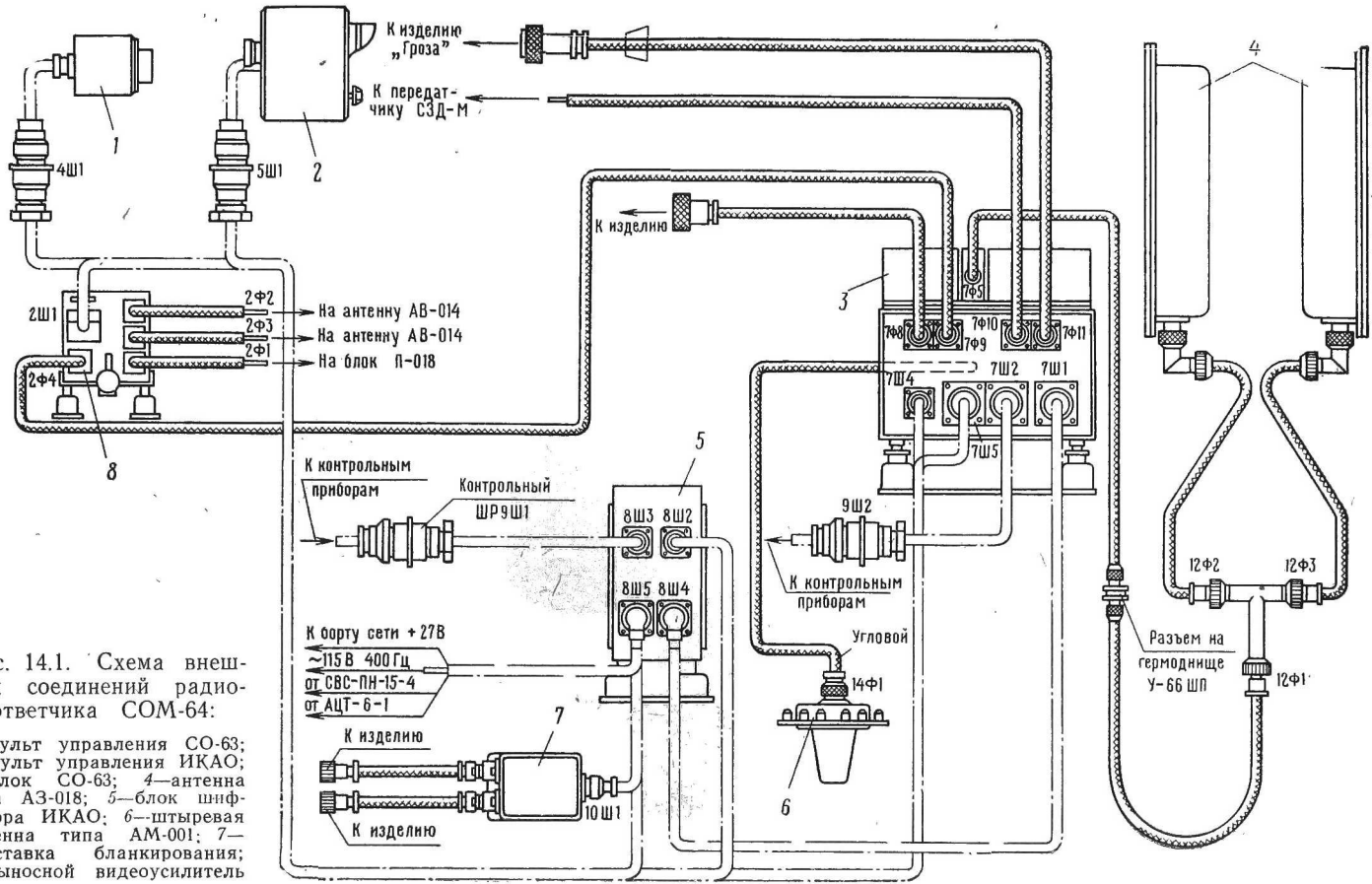


Рис. 14.1. Схема внешних соединений радиоответчика СОМ-64:

1—пульт управления СО-63; *2*—пульт управления ИКАО; *3*—блок СО-63; *4*—антенна типа АЗ-018; *5*—блок шифратора ИКАО; *6*—штыревая антенна типа АМ-001; *7*—приставка бланкирования; *8*—выносной видеоусилитель

Приставка бланкирования находится на контейнере, между шпангоутами № 10—11.

Блок СО-63, состоящий из приемопередатчика, шифратора, преобразователя высоты, блока фильтров, и шифратор кодов ИКАО размещены в хвостовой части самолета, в районе шпангоутов № 46—48.

Ответчик СОМ-64 используется в двух режимах работы: УВД и RBS. При работе в режиме УВД запросные коды диспетчерских радиолокаторов принимает антенна АЗ-018 и они че-

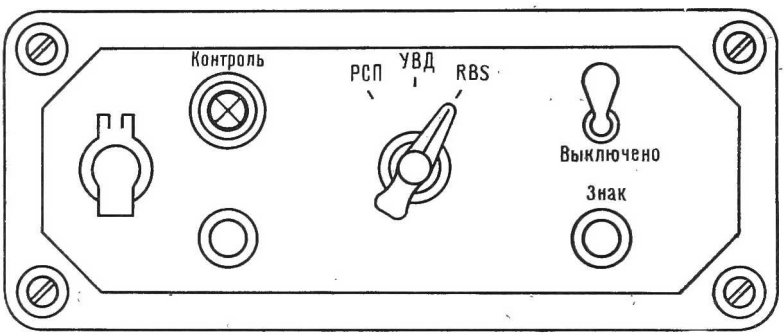


Рис. 14.2. Пульт управления радиоответчика СОМ-64

рез разделительный блок фильтров ВТ-002 поступают на преселектор и смеситель супергетеродинного приемника (рис. 14.3).

Блок фильтров ВТ-002 служит для передачи принимаемых сигналов на соответствующие входные каскады преселектора, а также для разделения частот, формируемых генераторами для излучения, между антеннами АЗ-018 и АМ-001. В трактах антенн АЗ-018 и АМ-001 блока фильтров имеются также два направленных ответвителя, предназначенные для контроля мощности передатчика и проверки чувствительности приемника. Частотная избирательность фильтров обеспечивается за счет концентрических резонансных контуров. Фильтр обеспечивает развязку между приемным и передающим трактом не менее 17 дБ.

Затухание, вносимое блоком фильтров в любой из передающих трактов, не превышает 1 дБ.

Преселектор, расположенный в блоке приемопередатчика, имеет два независимых частотных канала. Первый канал образован тремя связанными контурами, обеспечивающими полосу пропускания порядка 20 МГц.

Второй канал преселектора образован двумя связанными контурами, обеспечивающими полосу пропускания 15 МГц.

Сигнал с выхода преселектора поступает на смеситель. На смеситель также поступают сигналы с кварцевого гетеродина. Сигнал промежуточной частоты поступает на усилитель проме-

жуточной частоты (УПЧ) с логарифмической характеристикой, имеющий полосу пропускания не менее 5 МГц и коэффициент усиления 20000.

УПЧ выполнен в виде отдельной линейки на транзисторах 1Т311А, включенных по каскадной схеме.

С выхода УПЧ сигналы поступают на шифратор, где происходит подавление боковых лепестков сравнением амплитуд пер-

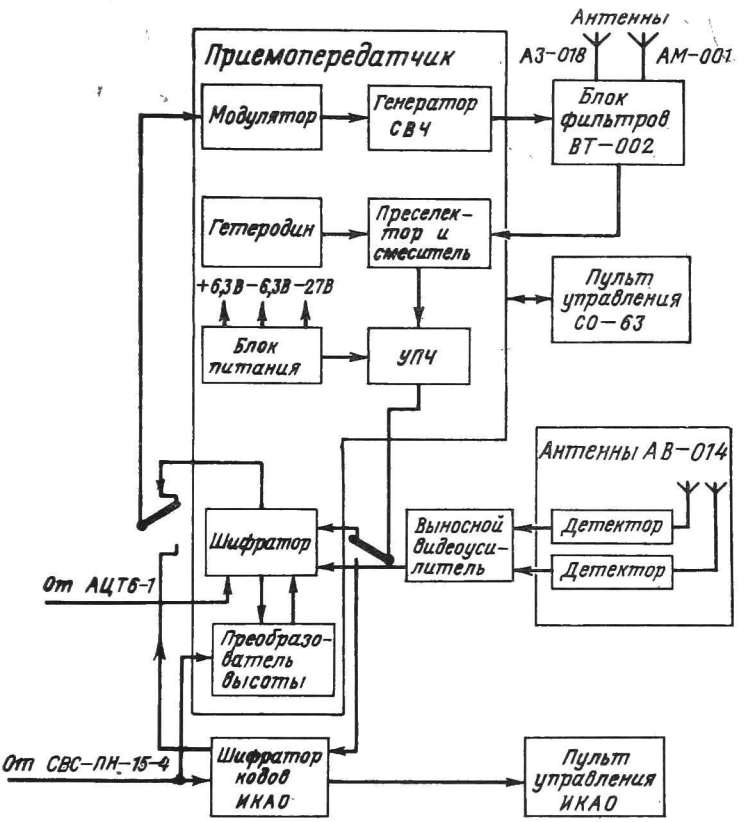


Рис. 14.3. Функциональная схема радиоответчика СОМ-64

вого импульса и отстающего от него на 20 мкс импульса подавления запроса боковыми лепестками.

При равенстве амплитуд или превышении амплитуды импульса подавления схема пропускает его, что вызывает запрет декодирования при запросе боковыми лепестками антенны диспетчерского радиолокатора.

При превышении по мощности первого импульса кода над импульсом подавления более чем на 9 дБ, что соответствует запросу главного лепестка антенны радиолокатора, схема подавления не препятствует декодированию этого кода.

С выхода схемы подавления боковых лепестков сигнал поступает на схему запрета (бланкирования), которая служит для защиты ответчика от помех, создаваемых радиолокатором «Гроза» и другой самолетной аппаратурой.

Импульсы передающих радиоустройств, создающих помехи, нормированные по амплитуде и длительности, поступают на вход схемы запрета и обеспечивают подавление запретных сигналов с выхода приемного тракта ответчика.

Для обеспечения бланкирования радиоответчика СОМ-64 от излучения радиолокатора «Гроза» и угломерно-дальномерной системы РСБН-2СА между этими изделиями проложен высокочастотный кабель, по которому подаются бланкирующие импульсы с приемо-передающего блока радиолокатора и блока бланкирования системы РСБН-2СА.

Ответная посылка импульсов диспетчерскому радиолокатору в режиме УВД содержит двухимпульсный, трехимпульсный, указывающий на содержание информации, и информационный коды.

При запросе кодом 9,4 мкс ответный информационный код содержит информацию о бортовом номере самолета. На запрос кодом 14 мкс ответный информационный код содержит информацию о данной высоте полета и запасе топлива. Код номера самолета набирается на передней панели шифратора информации перед установкой ответчика на самолет. Код высоты вводится в шифратор от блока преобразователя высоты.

Радиоответчик СОМ-64 электрически сопряжен с системой воздушных сигналов СВС-ПН-15-4 по каналу высоты и получает текущую высоту полета в виде изменения электрического сопротивления.

Схема ответчика обеспечивает передачу текущей высоты полета службе управления воздушным движением в составе информационного кода.

Связь СВС-ПН-14-4 с СОМ-64 осуществляется по каналам абсолютной и относительной высоты. Напряжение, пропорциональное высоте, снимается с движка потенциометра СВС-ПН-15-4 и подается на усилитель схемы преобразования высоты, исполнительный двигатель которой вращает преобразователь «Вал-код.» Так достигается пропорциональная зависимость содержания кода от высоты. Кодовая частота через шифратор поступает на формирователь импульсов модулятора, сигналы с которого подаются на генератор СВЧ. При запросе с земли генератор СВЧ через антенно-фидерную систему излучает СВЧ импульсы ответа.

Система измерения количества топлива АЦТ6-1 выдает из блока сигнализации БСС-13 информацию об остатке топлива в баках в процентном отношении к полной заправке в виде двоичного кода, подаваемого по четырем линиям связи.

В блоке отработки датчиков (БОД) двигатель вращает кулачковое устройство и поочередно замыкает группы контактов, которые в определенной последовательности соединяют с корпусом входы и выходы диодной матрицы. По четырем выходным цепям матрицы сигналы в виде двоичного кода поступают в шифратор блока СОМ-64.

В связи с тем, что нажатие каждого кулачка на соответствующую контактную группу происходит при определенном количестве топлива, каждому значению количества топлива соответствует определенный код, подаваемый в шифратор.

Кодовые сигналы из коммутатора записи поступают в модулятор, который запускает СВЧ генератор. Сигналы ответчика излучаются в виде групп импульсов.

В режиме УВД ответчик принимает также запросные коды сигналы радиолокаторов, работающих в трехсантиметровом диапазоне. Эти сигналы, принятые антенной АВ-014 и усиленные выносным видеоусилителем, поступают на вход шифратора.

Ответная посылка посадочному радиолокатору содержит двухимпульсный координатный код местоположения самолета. Информационные коды посадочному радиолокатору не передаются.

При работе в режиме RBS запросный сигнал принимается антенной АМ-001 и через блок фильтров ВТ-002 поступает на второй вход преселектора и смеситель супергетеродинного приемника.

После преобразования и усиления сигналы детектируются и поступают на блок шифраторов кодов ИКАО. Шифратор кодов ИКАО декодирует принятые сигналы и в зависимости от кода запроса, вырабатывает кодовые посылки, содержащие кодовые импульсы и информацию о номере самолета и высоте полета. Код номера устанавливает экипаж в соответствии с действующими соглашениями.

Данные о высоте полета вводятся в шифратор кодов ИКАО от преобразователя высоты, конструктивно объединенных в один блок. Принцип работы преобразователя аналогичен описанному.

Кодированные сигналы поступают на запуск передатчика и направляются с выхода генератора через фильтр ВТ-002 в антенну АМ-001.

Для работы с наземными радиолокационными станциями, не имеющими аппаратуры для приема информации с борта, предусмотрен режим работы РСП, при котором ответные посылки содержат лишь координатные коды, а информационные коды отсутствуют.

Питается радиоответчик СОМ-64 от бортовых сетей постоянного и однофазного переменного тока с левой панели генераторов (рис. 14.4).

Питание 27 В подается на клеммы шифратора кодов ИКАО через нормально-замкнутые контакты бортового реле ТКЕ21ПОДГ, установленного на левой панели генераторов и шпангоута № 63, которые принудительно отключают питание радиоответчика СОМ-64 при включении второго радиоответчика СО-63-40Э, не допуская одновременной работы двух передатчиков.

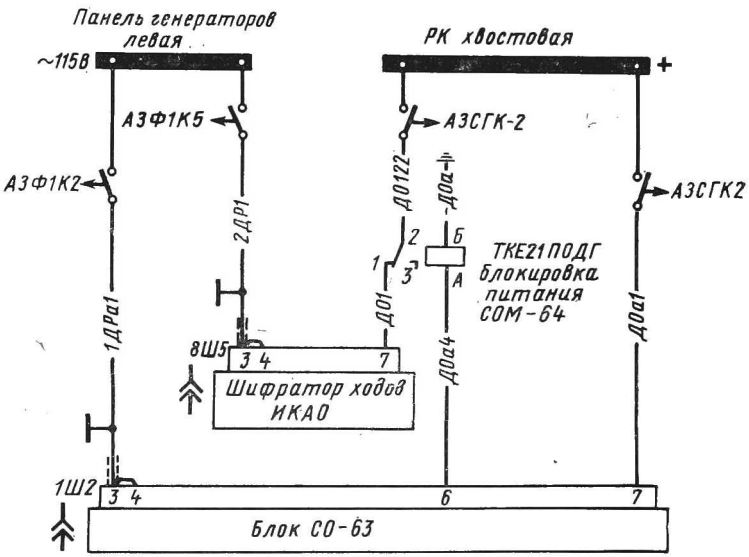


Рис. 14.4. Схема электропитания радиоответчика СОМ-64

Для проверки ответчика необходимо:

включить АЗСГК-2 и АЗФ1К-5 на левой панели генераторов и хвостовой РК;

установить выключитель питания на пульте управления в положение «ON» (включено);

через 2—3 мин после включения нажать и отпустить кнопку «test» (контроль), при этом должна загореться и погаснуть сигнальная лампа контроля.

Работа ответчика в полете контролируется по загоранию сигнальной лампы контроля.

Периодическое вспыхивание лампы свидетельствует о наличии запроса с земли и ответа бортовой аппаратуры.

Для подачи сигнала «Авария» переключателями на пульте управления ИКАО необходимо набирать код «7700». Для подачи сигнала «Потери радиосвязи» набирается код «7600». При получении команды диспетчера нажать кнопку «ident» (знак).

14.2. САМОЛЕТНЫЙ ОТВЕТЧИК СО-70

Самолетный ответчик СО-70 (СО-63-40Э) предназначен для работы с зарубежными вторичными радиолокаторами и служит для обеспечения контроля и управления воздушным движением на трассах и в районах аэродромов.

На самолете Ту-154 ответчик СО-70 установлен для дублирования части аппаратуры ответчика СОМ-64, работающей в режиме RBS. Ответчик включается в работу и используется при выходе из строя СОМ-64 при полетах на международных трас-

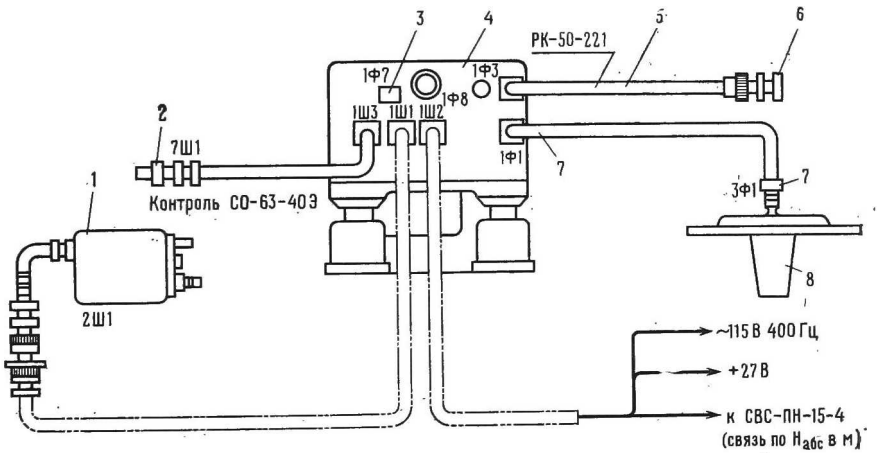


Рис. 14.5. Схема внешних соединений радиоответчика СОМ-70:

1—пульт управления; *2*—контрольный разъем с заглушкой; *3*—розетка кабельная; *4*—блок СО-63-403; *5*—кабель с разъемом под КАСО-МЛ; *6*—переход СР-50-162П с крышкой и вилкой; *7*—вилка кабельная; *8*—антенна АМ-001

сах за рубежом. Аппаратура СО-70, как и СОМ-64, обеспечивает выдачу наземной радиолокационной станции координатной отметки места самолета и информации об абсолютной высоте полета и бортовом номере самолета.

Радиоответчик работает в режимах А, В, С соответственно кодами длительностью 8, 17 и 21 мс, причем на запрос кодом С ответчик отвечает независимо от выбранного режима в соответствии со стандартом ИКАО.

Объем передаваемой радиоответчиком информации номеров — 4096; высота — 15000 м (49200 футов с градацией 100 футов).

Мощность, потребляемая радиоответчиком:

по сети 115 В 400 Гц — 80 В · А;

по сети 27 В — 20 Вт.

В комплект СО-70 входят (рис. 14.5) блок СО-63-40Э с приемопередатчиком, шифратором и устройством сопряжения, ус-

тановленные на единой амортизационной раме, пульт управления ПУ-01 и антенна АМ-001.

Антенна размещена под фюзеляжем, по оси самолета, в районе шпангоутов № 49—50, на расстоянии 1000 мм от аналогичной антенны СОМ-64.

Ответчик установлен под полом пассажирского салона, в районе шпангоутов № 46—48, рядом с блоками СОМ-64. Пульт

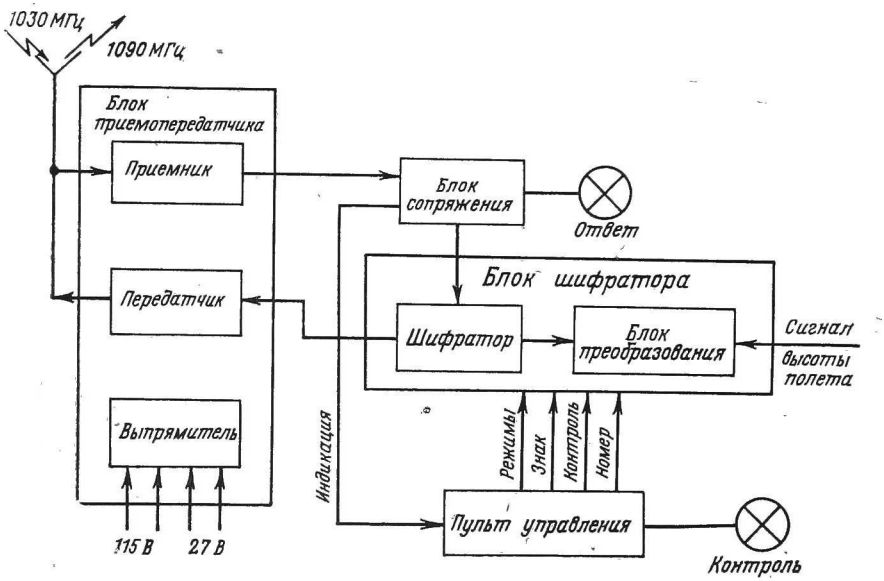


Рис. 14.6. Функциональная схема радиоответчика СО-70

управления закреплен на левом бортовом пульте кабины экипажа, рядом с пультами ответчика СОМ-64.

Функционирует ответчик СО-70 аналогично ответчику СОМ-64 в режиме RBS.

Ответчик принимает запросные сигналы вторичных радиолокационных станций на частоте 1030±2 МГц, которые через антенно-фидерную систему поступают на вход супергетеродинного приемника (рис. 14.6), на смеситель которого от гетеродина подаются сигналы с частотой 1005,6 МГц. Сигналы промежуточной частоты 24,4 МГц с выхода смесителя поступают на УПЧ с логарифмической характеристикой, где усиливаются и детектируются и далее поступают в блок сопряжения. Сформированные в блоке сопряжения импульсы поступают в шифратор, который декодирует запросные коды и вырабатывает ответный код, содержащий информацию о номере или о высоте полета в зависимости от кода запроса.

Код номера устанавливается на пульте управления ответчика.

Данные о высоте поступают в шифратор от системы СВС-ПН-15-4 через преобразователь частоты, который преобразует напряжение, пропорциональное высоте полета в код. Схема связи ответчика с СВС-ПН-15-4 включается в работу только при условии поступления с нее сигнала исправности +27 В.

Кодированные сигналы с выхода шифратора подаются в передатчик, вырабатывающий импульсы на частоте 1090 МГц. Высокочастотные сигналы с выхода передатчика подаются в антенну и излучаются.

Для исключения возможных влияний радиолокатора «Гроза» на радиоответчик СО-70 также подаются бланкирующие импульсы, следующие синхронно с высокочастотными излучениями передатчика радиолокатора. Бланкирующие импульсы от радиолокатора подаются с работающего в данный момент передатчика. Бланкирующие импульсы с выходов передатчиков коммутируются с помощью реле, расположенного в коробке радиолокатора ГР-17 и срабатывающего при переключении приемопередатчиков «Гроза».

Работая с ответчиком СО-70, необходимо помнить, что при его включении происходит принудительное выключение ответчика СОМ-64. Следовательно, СО-70 необходимо использовать только при отказе СОМ-64 в режиме RBS при полете за рубежом.

Для использования ответчика необходимо на левой панели генераторов и в хвостовой РК установить АЗСГК-2 и АЗФ1К-2 «СО-63-40Э» в положение «Включено» и включить выключатель питания на пульте управления.

Переключатель «А-В-С» на пульте управления устанавливается в положение, соответствующее полетному заданию. Работоспособность ответчика СО-70 контролируется аналогично контролю ответчика СОМ-64.

ГЛАВА 15

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

15.1. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Самолет оборудован электрогидромеханической системой управления, обеспечивающей простое и легкое ручное пилотирование и высокую стабильность характеристик устойчивости и управляемости на всех допустимых режимах полета. Самолет управляется автоматически на всех режимах, кроме взлета до высоты 400 м и посадки с высоты 30 м, до приземления с обеспечением высокой безопасности полета на всех этапах.

Различают следующие режимы управления самолетом:

1. Режим штурвального управления, реализуемый перемещением штурвала и педалей. При этом работает автоматическая бортовая система управления АБСУ-154 и улучшает характеристики устойчивости и управляемости самолета относительно трех его осей.

2. Режим полуавтоматического управления, при котором пилот управляет самолетом с помощью штурвала и педалей, следя за показаниями пилотажно-командного и других навигационно-пилотажных приборов при одновременной работе системы АБСУ-154.

3. Режим автоматического управления, при котором система АБСУ-154 управляет самолетом по сигналам навигационного комплекса.

Основными органами управления самолетом относительно его поперечной, вертикальной и продольной осей являются руль высоты, руль направления и элероны с элерон-интерцепторами (рис. 15.1).

Кроме этих основных органов управления, на самолете имеются внутренние и средние интерцепторы, предкрылки, закрылки, переставляемый в полете стабилизатор, шасси, тормоза и механизм поворота передних колес шасси.

Характерными особенностями системы управления являются:

бустерное управление всеми рулями без перехода на безбустерное ручное управление;

применение трехканального электрогидравлического сервопривода как единого исполнительного органа системы управления на всех режимах полета при ручном и автоматическом пилотировании;

резервирование каналов управления с постоянной работой всех параллельных каналов, внутренней детекцией отказов и контролем работы каналов на общих выходных звеньях по принципу «голосования большинством»;

использование в системах продольного и поперечного управления пружинных тяг, каждая из которых обеспечивает аварийное управление при отказе одной части рулевой поверхности;

установка необратимых рулевых приводов непосредственно у рулей, чем обеспечивается их противофлаттерные характеристики;

отсутствие весовой балансировки рулей;

использование элерон-интерцепторов в поперечном управлении на всех режимах полета;

применение средних интерцепторов для торможения самолета в воздухе и на земле.

Установленные в системе управления рулевые приводы, отклоняя рули, воспринимают всю нагрузку от аэродинамических

шарнирных моментов, возникающих от действия скоростного напора по мере отклонения рулевых поверхностей от нейтрального положения. Эта нагрузка не передается на входные звенья привода и, следовательно, на штурвал и педали, кинематически связанные с ними жесткой проводкой. Поэтому нагрузка на колонках штурвалов, педалях и штурвалах, пропорциональная отклонению руля высоты, руля направления и элеронов, создается искусственно пружинными загружателями.

Уменьшение усилий на колонках штурвалов, педалях и штурвалах от действия пружинных загружателей при необходимости достигается с помощью механизмов эффекта триммирования.

Рулевые приводы основных органов управления выполнены строенными, поступательного действия. Распределительные устройства каждого привода связаны между собой торсионными звеньями, обеспечивающими работоспособность системы при заклинивании одного или двух золотников распределительных устройств.

Каждым (левым и правым) элерон-интерцептором управляют с помощью трех однокамерных рулевых приводов поступательного перемещения.

Элеронами управляют два спаренных штурвала. Поворотом штурвала на 125° элероны отклоняются на угол ±20°. Максимальный ход колонки штурвала на себя от нейтрального положения составляет 250 мм, что соответствует отклонению руля высоты вверх на 29°.

Максимальный ход колонки штурвала от себя составляет 150 мм, что соответствует отклонению руля высоты вниз на 16°.

Рулем направления управляют спаренные педали, ход которых при ходе руля направления на угол ±25° составляет ±115 мм.

15.2. ЭЛЕКТРОГИДРАВЛИЧЕСКОЕ ПИТАНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

Гидравлические устройства управления самолетом питаются от трех независимых гидросистем маслом АМГ-10 под давлением 210 кгс/см². Каждая из гидросистем имеет свои гидроаккумуляторы, свою аппаратуру управления и свои коммуникации.

Первая гидросистема обеспечивает питание:

системы выпуска и уборки шасси в нормальных условиях;

системы торможения колес в нормальных и аварийных условиях;

приводов внутренних интерцепторов;

приводов средних интерцепторов;

рулевых агрегатов;

приводов закрылков.

В баке, содержащем основное количество масла, для первой гидросистемы имеется своя отдельная полость. Рабочее давле-

ние в первой гидросистеме создается двумя плунжерными насосами НП-89 (рис. 15.2) с приводом от левого и среднего маршевых двигателей.

Гидронасосы имеют переменную производительность с саморегулированием по давлению в системе. Суммарная производительность первой гидросистемы 100 л/мин.

В первой гидросистеме установлены два гидроаккумулятора, представляющие собой стальные цилиндры, заполненные азотом и маслом. Гидроаккумулятор основной системы заряжается автоматически. Аккумуляторы системы аварийного торможения заряжаются через электромагнитный кран ГА-184У. При выходе из строя одного из гидронасосов соответствующие обратные клапаны отключают его.

В приводах руля высоты РП-56 *87* используется пониженное давление 125 кгс/см², для чего в магистрали гидропитания за краном *80* установлен редуктор *83*.

Гидроаккумулятор аварийного торможения колес шасси заряжается от первой гидросистемы через кран *43* и обратный клапан *25*.

Система аварийного торможения замкнутая. В ней установлен предохранительный клапан *38*, перепускающий масло в бак *1* при повышении давления свыше 270 кгс/см². Между магистралью давления и линией слива установлен запорный кран *40*, через который заряжается гидроаккумулятор.

При работе двигателей масло из полости первой гидросистемы бака *1* по магистрали всасывания поступает одновременно к двум гидронасосам *30*. От гидронасосов масло под давлением через обратные клапаны *33* и линейный фильтр *35* поступает:

к редукционному клапану *49*, состоящему из двух клапанных устройств, управляемых от рукояток аварийного торможения, расположенных на среднем пульте;

к клапану *63* отключения тормозов колес левой и правой ног, служащему для сброса давления в магистрали первой гидросистемы при аварийном выпуске шасси от других гидросистем, и через него к трехпозиционному электромагнитному крану *64*, подающему жидкость в силовые цилиндры при основном управлении шасси;

к двухпозиционному электромагнитному крану *79*, состоящему из электромагнитного датчика и управляемого золотника, который переключает поток жидкости при управлении интерцепторами;

к трехпозиционному электромагнитному крану *1* управления внутренними интерцепторами;

к двухпозиционному электромагнитному крану *80* управления рулевыми приводами и рулевыми агрегатами;

к двухпозиционному электромагнитному крану *43* зарядки аварийного аккумулятора;

к рулевому приводу *92* управления закрылками.

Одновременно заряжаются гасители пульсаций *29* и гидроаккумуляторы *32* первой гидросистемы.

При включении соответствующего крана масло направляется к приводу и заполняет его рабочую полость. В это же время масло из противоположной полости привода возвращается в полость бака *1* первой гидросистемы через возвратную линию системы и сливной фильтр *10*.

С помощью второй гидросистемы управляют поворотом передней ноги шасси, рулевыми приводами и рулевыми агрегатами и приводами закрылков, а также обеспечивают аварийный выпуск шасси.

Рабочее давление во второй гидросистеме создается насосом *30* среднего двигателя. Во второй гидросистеме имеются отдельная полость в баке *1*, гидроаккумулятор *32*, гаситель пульсаций *29*, предохранительный клапан *39*, линейный фильтр *48*, холодильник *47*, два дросселя постоянного расхода *31*, запорный кран *40*, сигнализатор падения давления *20* и сливной фильтр *10*. Для повышения живучести системы управления во второй гидросистеме установлена электроприводная насосная станция *46* производительностью 20 л/мин, которая используется при неработающем маршевом двигателе.

Масло из второй полости бака *1* поступает к гидронасосу *30*, а от него под давлением через обратный клапан *33* и линейный фильтр *48* к кранам управления:

золотниками *59* системы поворота колес передней ноги шасси;

аварийного выпуска шасси *74*;

рулевых приводов и рулевых агрегатов *81*;

управления закрылками *92*.

При этом заряжается гаситель пульсаций *29* и гидроаккумулятор второй гидросистемы *32*.

При включении соответствующего крана масло направляется к гидроприводу и заполняет одну его полость. В то же время масло из противоположной полости возвращается во вторую полость бака *1* через возвратную линию системы и сливной фильтр *10*.

Третья гидросистема предназначена для дублирующего аварийного выпуска шасси, управления гидроусилителями и рулевыми агрегатами и по своей работе сходна со второй гидросистемой. В ней применены аналогичные агрегаты: насос *30*, установленный на правом двигателе, гидроаккумулятор *32*, гаситель пульсаций *29*, предохранительный клапан *39*, линейный фильтр *48*, холодильник *47*, два дросселя постоянного расхода *31*, запорный кран *40*, сигнализатор падения давления *36*, датчик дистанционного манометра *37*, панель бортового обслуживания *21* и сливной фильтр *10*. Дополнительным источником давления в третьей гидросистеме является насосная станция *46*, которая

при отказе насоса *30* может быть включена для создания рабочего давления в системе.

При необходимости система разряжается с помощью крана *40,* установленного в панели агрегатов третьей гидросистемы.

При работе системы масло из бака *26* по магистрали всасывания поступает к насосу *30,* а от него под давлением к дублирующему крану аварийного выпуска шасси *65* и крану включения гидроусилителей рулевых агрегатов от третьей гидросистемы *82.*

При этом заряжается гаситель пульсаций *29* и гидроаккумулятор *32.*

При включении соответствующего крана масло направляется в рабочую полость гидропривода и заполняет ее. В то же время из противоположной полости масло возвращается в бак *26* через возвратную магистраль и сливной фильтр *10.*

Функционирование гидросистем при обслуживании самолета проверяется от наземного источника давления, подключаемого к штуцерам *3* и *5* панелей бортового обслуживания *2, 20* и *21,* а также от насосных станций НС-46.

Баки гидросистемы наддуваются воздухом от компрессоров двигателей, а также от двух баллонов *14* при падении давления в линиях подаваемого от компрессоров воздуха.

Величину рабочего давления всех трех гидросистем контролируют указатели УИ1-240 манометров ДИМ-240, установленные на панели гидросистемы приборной доски бортинженера (рис. 15.3) и на верхнем электрощитке (рис. 15.4). В магистралях основного торможения величина рабочего давления контролируется по указателям УИ1-150 манометров ДИМ-150, расположенных на верхнем электрощитке, а падение давления ниже 100 кгс/см² в гидросистемах сигнализируется сигнальными лампами, расположенными там же, которые включаются от сигнализаторов типа МСТ-100. Кроме того, падение давления в первой гидросистеме сигнализируется лампой на приборной доске бортинженера.

При обесточенной электросети величину давления в гидросистеме контролируют манометры НМТ-400, расположенные на панелях гидросистем.

Гидроаккумулятор аварийного торможения заряжается от первой гидросистемы с помощью кнопки «Заряд. аккум.», расположенной на панели гидросистемы приборной доски бортинженера через кран *43* (см. рис. 15.2) и обратный клапан *25.*

Величину рабочего давления в магистрали системы аварийного торможения контролируют указатели УИ1-240 дистанционного манометра ДИМ2-240 и сигнализатор ЭС-200, который включает сигнальные лампы при падении давления в системе ниже 120 кгс/см² на верхнем электрощитке и панели гидросистемы.

На панели гидросистемы расположены выключатели насосных станций НС-46, переключатель насосной станции НС-46 второй гидросистемы на первую и указатели уровня масла в гидробаках.

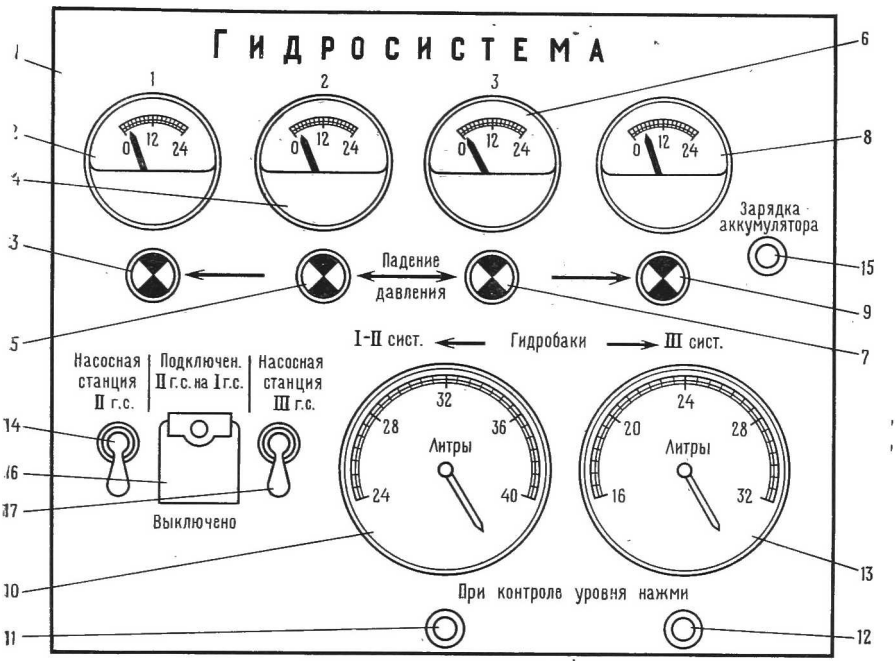


Рис. 15. 3. Расположение органов управления и контроля работы гидросистем на пульте бортового инженера:

1—панель гидросистемы; *2*—указатель УИ1-240 давления в I гидросистеме; *3*—лампа СЛМ-61 сигнализации падения давления в I гидросистеме; *4*—указатель УИ1-240 давления во II гидросистеме; *5*—лампа СЛМ-61 сигнализации падения давления во II гидросистеме; *6*—указатель УИ1-240 давления в III гидросистеме; *7*—лампа СЛМ-61 сигнализации падения давления в III гидросистеме; *8*—указатель УИ1-240 давления в гидросистеме аварийного торможения колес; *9*—лампа СЛМ-61 сигнализации падения давления в системе аварийного торможения колес; *10*—указатель ППУ2-1Т уровня жидкости в баке I и II гидросистем; *11, 12*—кнопка КНР включения уровнемера; *13*—указатель ППУ2-2Т уровня жидкости в баке III гидросистемы; *14*—выключатель ВГ-15К включения насосной станции НС46 II гидросистемы; *15*—кнопка КНГ зарядки аккумулятора аварийного торможения; *16*—переключатель ПНГ-15К подключения II гидросистемы на I; *17*—выключатель ВГ-15К носовой станции НС-46 III гидросистемы

При включении выключателей *5* или *7* (рис. 15.5) срабатывают контакторы *2* или *8*, которые подают питание на электродвигатели привода насосов МТ-8500 мощностью 16,5 кВт.

Питание на электродвигатель насосной станции НС-46 второй гидросистемы подается с шин трехфазного переменного тока напряжением 200 В панели генераторов через автомат защиты АЗЗК-50.

Насосная станция *9* третьей гидросистемы питается с шин трехфазного переменного тока 200 В правой панели генераторов через автоматы защиты *10*.

Контакторы *2* и *8* установлены в правой панели генераторов. Цепи управления насосными станциями подключены к шине постоянного тока правой панели автоматов защиты через АЗС *4* и *6*.

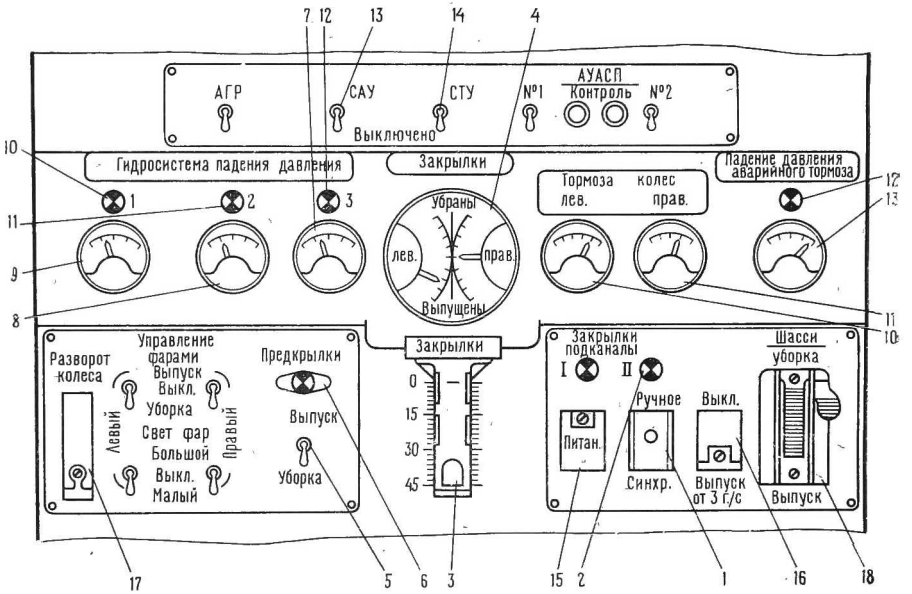


Рис. 15.4. Верхний электрощиток:

1—переключатель режимов управления закрылками; *2*—сигнальная лампа работы подканалов управления закрылками; *3*—рукоятка механизма МКВ-43 управления закрылками; *4*—двухстрелочный индикатор положения закрылков; *5*—переключатель управления предкрылками; *6*—лампа сигнализации выпущенного положения предкрылков; *7*—указатель УИ1-240 давления в III гидросистеме; *8*—указатель УИ1-240 давления во II гидросистеме; *9*—указатель УИ1-240 давления в I гидросистеме; *10*—лампа СЛМ-61 сигнализации падения давления в I гидросистеме; *11*—лампа СЛМ-61 сигнализации падения давления во II гидросистеме; *12*—лампа СЛМ-61 сигнализации падения давления в III гидросистеме; *13*—выключатель системы САУ-4; *14*—выключатель системы СТУ-154; *15*—выключатель питания управления закрылками; *16*—выключатель выпуска шасси от III гидросистемы; *17*—выключатель управления разворотом переднего колеса; *18*—рукоятка выпуска и уборки шасси

При необходимости подключения второй гидросистемы для питания потребителей первой гидросистемы необходимо переключатель *3* (рис. 15.6) установить в правое положение. При этом отключится контактор *4* и включится контактор *5*, который включит электромагнит крана *6*, перекрывающий доступ масла из второй гидросистемы в первую гидросистему. Цепи электромагнитов крана *6* подключены к шине постоянного тока в РК ВСУ-РАП через автомат защиты *2*. Там же установлены контакторы *4* и *5*.

Цепь управления краном *6* получает питание с шины постоянного тока от автомата защиты *1*, установленного на правой панели автоматов защиты.

К тому же АЗСГК-2 *1* через кнопку *7* подключен электромагнитный кран *8* зарядки аккумулятора аварийного торможения.

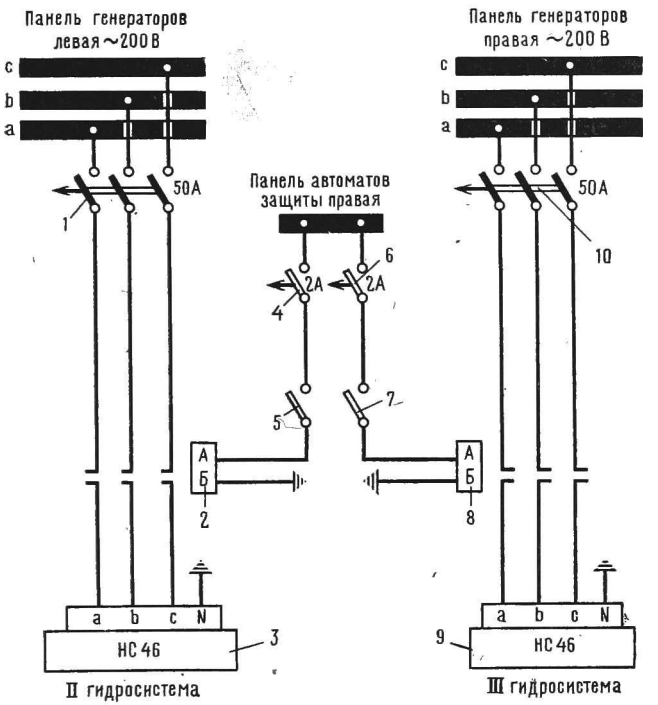


Рис. 15.5. Схема управления насосными станциями НС-76:

1—автомат защиты АЗЗК-50 питания носовой станции II гидросистемы; *2*—контактор ТКС103ДОД включения насосной станции II гидросистемы; *3*—насосная станция НС-46 II гидросистемы; *4*—автомат защиты АЗСГК-2 включения насосной станции II гидросистемы; *5*—выключатель ВГ-15К включения насосной станции II гидросистемы; *6*—автомат защиты АЗСГК-2 включения насосной станции III гидросистемы; *7*—выключатель ВГ-15К включения насосной станции III гидросистемы; *8*—контактор ТКС103ДОД включения насосной станции III гидросистемы; *9*—насосная станция НС-46 III гидросистемы; *10*—автомат защиты АЗЗК-50 питания насосной станции III гидросистемы

Количество масла в баке первой и второй гидросистем измеряется уровнемерами УМПМ1-5Т, а в баке третьей гидросистемы — уровнемером ИМПМ1-6Т.

В зависимости от уровня масла в баках с потенциометров датчиков уровнемеров *5* (рис. 15.7) снимаются напряжения и подаются на указатели *2* и *4*. Для измерения уровня необходимо нажать на одну из кнопок *3*.

При падении давления в гидросистемах ниже 100 ± 5 кгс/см^2 срабатывают мембранные сигнализаторы *3* (рис. 15.8), которые, замыкая свои контакты, включают красные сигнальные лампы СЛМ-61 *2*. При падении давления в системе аварийного тормо-

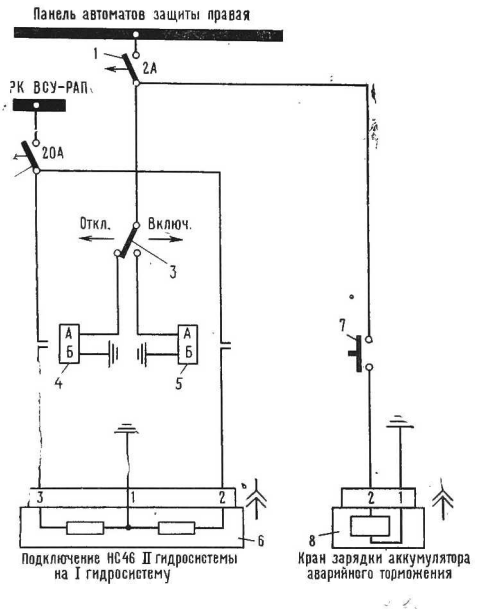


Рис. 15.6. Схема зарядки аккумулятора аварийного торможения колес шасси и подключения насосной станции НС-46 второй гидросистемы на первую:

1—автомат защиты АЗСГК-2 цепи управления крена зарядки аккумулятора аварийного торможения и крана ГА-165; *2*—автомат защиты АЗСГК-20 питания крана подключения II гидросистемы на I; *3*—переключатель; *4*—контактор ТКД2010ДГ отключения крана ГА-165; *5*—контактор ТКД2010ДГ включения крана ГА-165; *6*—электромагнитный кран ГА-165 подключения II системы на I; *7*—кнопка КНР зарядки аккумулятора аварийного торможения; *8*—кран ГА-184У зарядки аккумулятора аварийного торможения

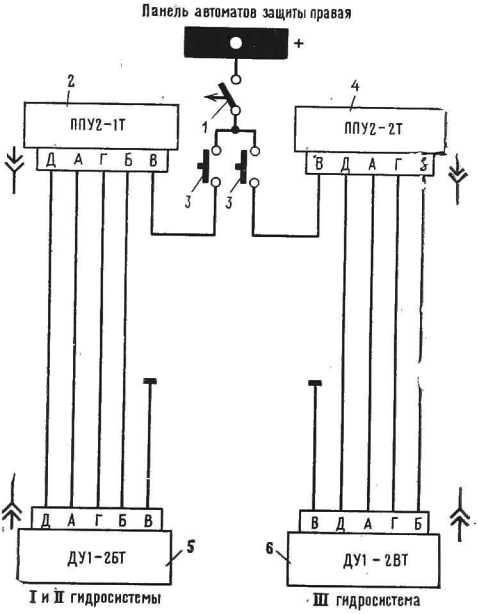


Рис. 15.7. Схема уровнемера масла:

1—автомат защиты АЗСГК-2 питания уровнемера масла; *2*—указатель уровнемера ППУ2-1Т; *3*—кнопка КНР включения уровнемера; *4*—указатель уровнемера ППУ2-2Т; *5*—датчик уровнемера ДУ1-2БТ; *6*—датчик уровнемера ДУ1-2ВТ

жения ниже 190 ± 10 кгс/см^2 срабатывает сигнализатор давления *4*, который включает сигнальные красные лампы *5*.

Питаются лампы с шины постоянного тока правой панели автоматов защиты через АЗСГК-2 *1*.

Величина рабочего давления в трех гидросистемах и в гидросистеме аварийного торможения контролируется с помощью дистанционных индукционных манометров ДИМ-240 и ДИМ-150.

Цепи питания манометров включены на шины аварийного питания трехфазным переменным током напряжением 36 В через автоматы защиты *6* и *7* в РК БСУ. При отказе отновной системы электроснабжения эти шины получают питание от преобразователя ПТ-200Ц, работающего от аккумулятора.

15.3. УПРАВЛЕНИЕ ТОРМОЗАМИ

Система основного торможения колес выполнена по схеме параллельного управления от двух пилотов и включает следующие агрегаты (см. рис. 15.2): гидроаккумулятор *32*; четыре редукционных клапана *49* (два слева и два справа); шесть блоков защиты *54*; два обратных клапана *41* и *33*; шесть обратных клапанов *58*; двенадцать антиюзовых автоматов *57*.

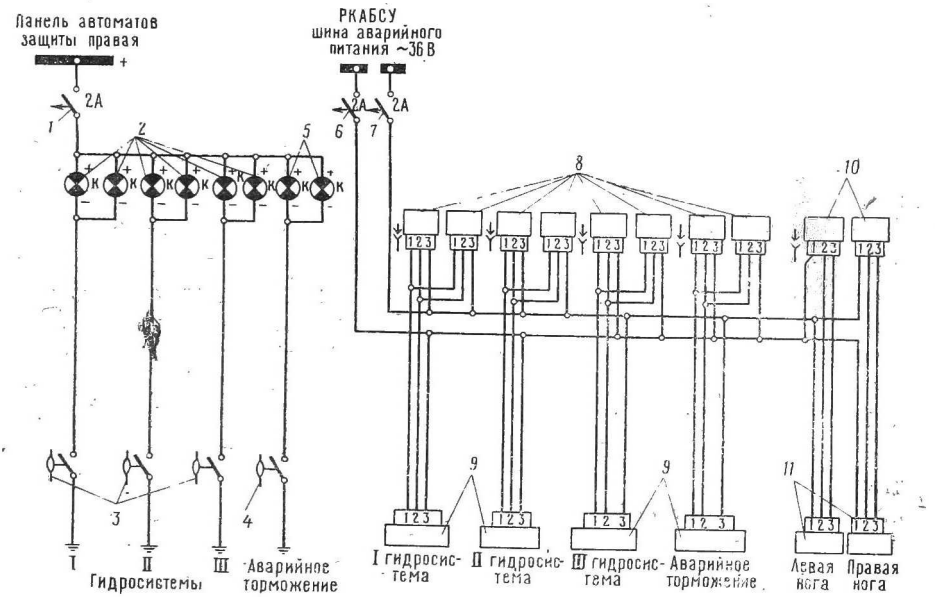


Рис. 15.8. Схема измерения давления и сигнализации падения давления в гидросистемах:

1—автомат защиты АЗСГК-2 цепи питания сигнализаторов давления; *2*—лампа СЛМ-61 сигнализации падения давления в гидросистемах; *3*—сигнализаторы давления МСТ-100; *4*—сигнализатор ЭС-200 системы аварийного торможения; *5*—лампа СЛМ-61 сигнализации падения давления в системе аварийного торможения; *6*—автомат защиты АЗСГК-2 цепей питания манометров 36 В фаза *а*; *7*—автомат защиты АЗСГК-2 цепей питания манометров 36 В фаза *в*; *8*—указатель манометров УИ1-240; *9*—датчики манометров ИД2-240; *10*—указатели манометров тормозов УИ1-150; *11*—датчики манометров тормозов ИД-150

Управляют тормозами колес левой и правой ног шасси раздельно нажатием педалей на редукционные клапаны, установленные на пульте ножного управления.

При нажатии педалей управления усилие через тяги и качалку передается на клапан, который открывается и создает в тормозной магистрали давление, пропорциональное усилию, с которым нажимается педаль.

Система управления тормозами выполнена таким образом, что при обжатии редукционного клапана тормозная линия заполняется дополнительным количеством масла, создающим пе-

ремещение поршней в тормозных цилиндрах и соответствующее обжатие тормозных дисков колес.

По мере уменьшения усилия на педаль клапаны соответственно понижают давление в тормозной линии вплоть до полного освобождения тормоза.

В процессе растормаживания колес освобождающийся объем масла возвращается из системы через клапан и линию слива обратно в бак. Клапаны управления *49* обоих пилотов включены в сеть последовательно. Управление левыми клапанами имеет дополнительный стопорный механизм, называемый стояночным тормозом.

Обратный клапан *41,* включенный в линию питания перед клапаном *49* левого пилота, дает возможность сохранять затормаженное положение колес на стоянке самолета даже при полной разрядке гидросистемы.

Система аварийного торможения колес выполнена по схеме однопроводного действия, применяется в случае отказа системы торможения и включает следующие агрегаты: гидроаккумулятор *32;* электромагнитный кран *43;* обратный клапан *25;* сигнализатор давления *44;* предохранительный клапан *38;* редукционный клапан *51;* четыре дозатора *53;* два переключателя *52;* двенадцать челночных клапанов *55.*

Аварийное торможение осуществляется вручную с помощью двух рукояток в следующей последовательности. Натяжение рукояток вызывает обжатие штока клапана *51,* вследствие чего давление в тормозной линии повышается пропорционально приложенному усилию. Система управления аварийными тормозами питается от гидравлического аккумулятора *32,* заряжаемого от первой гидросистемы через электромагнитный кран *43* и обратный клапан *25.*

В каждой магистрали аварийного управления тормозами установлены: переключатель автоматического переключения давления аварийного управления с поврежденной магистрали на запасную *52* и два дозатора *53,* представляющие собой клапаны, которые закрываются после прохода через них определенного количества жидкости и отключают поврежденный участок гидросистемы.

При нормальном и аварийном торможении масло от редукционного клапана *51* подводится к двум дозаторам *53* и далее к переключателю *52* и к тормозам.

При разрушении магистрали и падении давления в линии первого дозатора давление в поврежденной линии отсекается, в результате чего золотник в переключателе *52* перекидывается и масло через второй дозатор *53* и переключатель по сливной линии поступает к блокам защиты *54,* перекладывает в них челноки и через защитные устройства поступает в антиюзовые ав-

томаты *57*, а от них к челночным клапанам *55*, затем перекладывает челноки и поступает в тормоза.

Для устранения юза колес при торможении применена односигнальная система антиюзовой автоматики, использующая в качестве сигнала о юзе угловое замедление вращения колес.

Система состоит из двенадцати антиюзовых автоматов прямого действия *57* и шести сдвоенных модуляторов *54*. Каждое колесо предохраняется от юза независимо друг от друга.

Антиюзовый автомат *57* срабатывает при резком замедлении соответствующего тормозного колеса, соединяя тормозные камеры с линией слива до тех пор, пока колесо не начнет снова раскручиваться, а затем снова соединяет тормоз с нагнетающей магистралью.

Блоки защиты УГ-121 предохраняют гидросистему от потери масла, перекрывая поврежденные магистрали, идущие от них к колесам.

15.4. УПРАВЛЕНИЕ УБОРКОЙ И ВЫПУСКОМ ШАССИ

Шасси убираются и выпускаются от первой гидросистемы, а в аварийных случаях от второй гидросистемы. Основное управление уборкой и выпуском шасси осуществляется с помощью электромагнитного крана *64* (см. рис 15.2), управляемого переключателем «Шасси, уборка—выпуск», расположенного на верхнем электрощитке.

Уборка шасси электрически сблокирована с обжатым положением амортизационной стойки правой ноги. Если стойка обжата концевым выключателем ДП-702, расположенным на стойке, разрывается цепь электромагнита на уборку шасси.

При отказе первой гидросистемы аварийный выпуск шасси производит кран с тросовым приводом 154.00.5855.000 74, управляемый от рукоятки с кнопкой, расположенной на правом пульте. При этом масло через золотниковый распределитель *66* по отдельным линиям поступает к агрегатам шасси и к клапану отключения линии давления первой гидросистемы *63* от крана *64*.

При аварийном выпуске шасси переключатель основного управления шасси должен находиться в нейтральном положении, а выключатель дублирующего аварийного выпуска шасси от третьей гидросистемы — в выключенном положении.

При аварийном выпуске шасси рукоятка аварийного крана должна оставаться в положении «Выпуск» до момента посадки и выяснения причин отказа первой гидросистемы.

Дублирующий аварийный выпуск шасси осуществляется от третьей гидросистемы краном *65*, управляемым выключателем «Выпуск от 3 г/системы», расположенным на верхнем электрощитке. В этом случае масло поступает к золотниковому распределителю *66*, который подключает управление дублирующим

аварийным выпуском от третьей системы гидропитания в линию аварийного выпуска второй системы и к клапану отключения *63*. Клапан *63* отключает линию давления первой системы от крана *64*.

При дублирующем аварийном выпуске шасси переключатель основного управления шасси первой гидросистемы должен находиться в нейтральном положении, а кнопка с рукояткой крана аварийного выпуска шасси от второй гидросистемы — в выключенном положении.

Аварийный выпуск шасси от третьей гидросистемы производится, если отказ первой и второй гидросистем произошел до момента выпуска шасси.

Для предупреждения экипажа о необходимости выпуска шасси перед посадкой при уменьшении скоростного напора до 500 кгс/м^2 при выпущенных закрылках служит реле давления, установленное в подпольной части фюзеляжа, по правому борту, возле шпангоута № 7, которое включает световую и звуковую сигнализацию.

15.5. УПРАВЛЕНИЕ ВНУТРЕННИМИ ИНТЕРЦЕПТОРАМИ

Внутренние интерцепторы, предназначенные для торможения самолета при пробеге, выпускаются и убираются гидроприводами от первой гидросистемы.

Управление — электрогидравлическое, выполнено по двухпроводной схеме параллельного действия от двух гидравлических приводов с гидравлической синхронизацией левого и правого внутренних интерцепторов и состоит из следующих основных агрегатов (см. рис. 15.2):

гидравлического электромагнитного крана *75*;

гидравлического порционера *76*, служащего для синхронизации движения двух гидроцилиндров и управления внутренними интерцепторами:

гидравлических цилиндров управления левым и правым интерцепторами *77*;

обратного клапана в линию слива *33*.

Гидроцилиндры имеют шариковые замки, удерживающие интерцепторы в убранном положении, и концевые выключатели, срабатывающие при установке интерцепторов на замок.

Выпускаются внутренние интерцепторы после касания колесами земли при нажатии кнопки КНР-1, расположенной в торцовой части рукоятки управления средними интерцепторами, при снятии последней с защелки убранного положения. При этом срабатывает электромагнитный кран *75*, в результате чего одна полость силовых цилиндров *77* сообщается с магистралью слива в бак.

В результате перепада давления отпираются шариковые замки цилиндров и происходит рабочее движение поршней для вы-

пуска внутренних интерцепторов. Для синхронизации движения левого и правого внутренних интерцепторов между краном *75* и гидроприводами *77* включен гидравлический порционер *76*, не допускающий рассогласования более 5°.

Включать кран на выпуск можно только при обжатии левой и правой амортизационных стоек шасси, что достигается с помощью концевых выключателей, установленных на стойках.

Внутренние интерцепторы убирают от того же крана при установке рукоятки управления средними интерцепторами в положение «Убрано». Под рукояткой установлен концевой выключатель цепи управления краном ГА-142/1. При этом масло из магистрали давления подается в полости силовых цилиндров, в результате чего поршни движутся обратно — на уборку внутренних интерцепторов.

При достижении крайнего убранного положения внутренние интерцепторы запираются на внутренние шариковые замки цилиндров и выключается кран ГА-142/1.

При снятии одного внутреннего интерцептора с замка на средней приборной доске должны загореться сигнальные лампы, а при установке обоих внутренних интерцепторов на замок лампы должны погаснуть.

При срыве одного из внутренних интерцепторов с замка автоматически подается сигнал на включение крана ГА-142/1 для уборки внутренних интерцепторов.

15.6. УПРАВЛЕНИЕ СРЕДНИМИ ИНТЕРЦЕПТОРАМИ

Средние интерцепторы состоят из четырех секций и предназначены для торможения самолета в воздухе при нормальном экстренном снижении, а также при пробеге.

Управление средними интерцепторами электрогидравлическое, выполнено по схеме параллельного действия четырех гидравлических приводов и состоит из следующих основных агрегатов (см. рис. 15.2):

двухпозиционного электромагнитного крана *79*;

гидравлических приводов управления средними интерцепторами *78*;

обратных клапанов в линиях слива *25* и *41*.

Управляют средними интерцепторами с помощью рукоятки с клавишей и кнопкой «Интерцепторы», расположенной слева на среднем пульте кабины экипажа, механически связанной с входными качалками рулевых приводов РП-59.

Рукоятка перемещается вдоль сектора, на поверхности которого имеются две лунки для фиксации в крайних положениях «Выпуск» и «Уборка» и шкала 0—45° для отсчета углов выпуска средних интерцепторов.

Под полом кабины, на узле управления, находится концевой выключатель А-812В, блокирующий включение и выключение

электромагнитного крана ГА-158 гидропитания рулевых приводов РП-59.

На средней приборной доске имеется световое табло «Замки интерцепторов открыты», которое загорается при снятии с замков средних и внутренних интерцепторов. Там же находится кнопка «Откл. крана средн. интерц.», служащая для отключения крана гидропитания средних интерцепторов и их аварийной уборки при отказе системы управления интерцепторами.

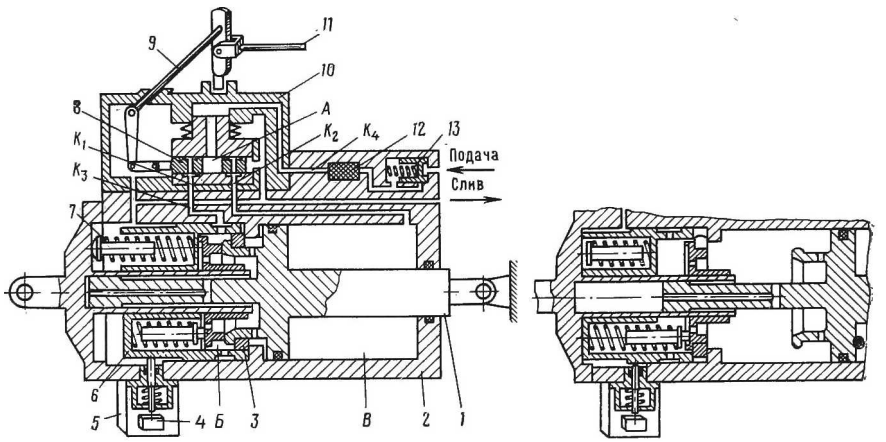


Рис. 15.9. Схема рулевого привода РП-59:

1—шток; *2*—цилиндр; *3*—стопорное кольцо; *4*—концевой выключатель; *5*—блок сигнализатора; *6*—барабан; *7*—пружина; *8*—золотник; *9*—вал золотника; *10*—распределительное устройство; *11*—входная качалка; *12*—фильтр; *13*—обратный клапан

Рулевой привод РП-59 (рис. 15.9) — однокамерный, необратимый, следящий гидравлический усилитель с единичной обратной связью, в котором мощность усиливается за счет энергии жидкости, подводимой с помощью гибких шлангов.

Гидроусилитель выполнен так, что шток *1* силового цилиндра закреплен неподвижно на крыле самолета, а силовой цилиндр *2* связан с управляемой поверхностью. Так как распределительное устройство *10* размещено непосредственно на перемещающемся силовом цилиндре, то обратная связь осуществляется без каких-либо рычагов.

Управляющий сигнал на выпуск поступает на входную качалку *11*, которая поворачивает вал золотника *9* и смещает его. Золотник открывает доступ рабочей жидкости в одну из полостей цилиндра.

При подаче рабочей жидкости в левую полость цилиндра барабан *6* перемещается влево и освобождает разжимное кольцо *3*, которое освобождает шток *1* и цилиндр *2* начинает перемещаться. В то же время барабан *6* нажимает на толкатель блока сигнализации *5*, который включает концевой выключатель *4* и выдает сигнал о срабатывании замкового устройства.

Цилиндр *2*, двигаясь, поворачивает качалку и жестко связанный с ней вал золотника *9*. При этом золотник *8* возвращается в нейтральное положение и перекрывает окна, подводящие жидкость к полостям цилиндра.

При отказе или выключении гидросистемы в выпущенном положении средних интерцепторов обратный клапан *13* отключает гидроусилитель от линии питания жидкостью и под действием

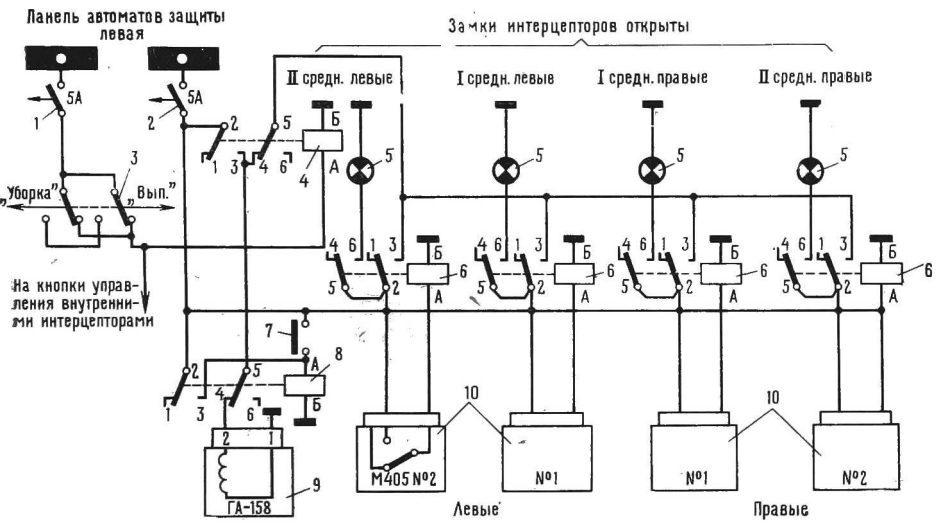


Рис. 15.10. Схема управления средними интерцепторами:

1—АЗСГК-5 защиты цепей управления внутренними интерцепторами; *2*—АЗСГК-5 защиты цепей управления средними интерцепторами; *3*—выключатель А-812В управления интерцепторами; *4*—реле ТКЕ22П1Г управления средними интерцепторами; *5*—табло ТС-2 сигнализации открытия замка средних интерцепторов; *6*—реле ТКЕ22П1Г сигнализации открытия замка средних интерцепторов; *7*—кнопка КНР аварийного отключения средних интерцепторов; *8*—реле ТКЕ22П1Г аварийного отключения крана средних интерцепторов; *9*—кран ГА-158 управления приводами средних интерцепторов; *10*—рулевой привод РП-59 средних интерцепторов

аэродинамической нагрузки происходит медленная посадка цилиндра за счет внутренних перетечек жидкости по зазорам.

Для выпуска средних интерцепторов необходимо нажать на клавишу рукоятки и, удерживая ее в том положении, перевести рукоятку назад по полету до упора. Ход рукоятки 60°, усилие на рукоятке — не более 10 кгс. При установке рукоятки управления в заднее положение обжимаются концевые выключатели *3* (рис. 15.10) и +27 В от левой панели автоматов защиты поступает на обмотку реле *4*, расположенного в РК интерцепторов, которое, сработав, подает напряжение на обмотку электромагнитного крана ГА-158.

Кран ГА-158 включается концевым выключателем *3* при снятии рукоятки управления с защелки убранного положения и подает давление к приводам средних интерцепторов.

Включается кран ГА-158 от концевого выключателя при установке рукоятки на защелку убранного положения и сблокирован с положением замков гидроприводов РП-59. Если один из интерцепторов не зафиксирован замком, кран ГА-158 остается включенным.

После установки интерцепторов на замок гидравлическое питание от приводов отключается.

При срыве одного из средних интерцепторов с замка сигнал автоматически подается на включение крана ГА-158 для подачи давления к гидроприводам.

Убираются средние интерцепторы установкой рукоятки управления в положение «Убрано». При этом концевые выключатели *3* разрывают цепь питания реле *4*. Электромагнитный кран ГА-163 открыт. К его обмотке напряжение приложено по цепи: АЗСГК-5, контакты 2—3 реле сигнализации открытия замка средних интерцепторов *6*, контакты 4—5 реле *4*, контакты 4—5 реле аварийного отключения электромагнитного крана *8*.

При установке интерцепторов в убранное положение концевой выключатель в рулевом приборе РП-59 разрывает цепь питания реле сигнализации, табло гаснет и прекращается подача питания на электромагнитный кран ГА-163.

Для аварийной уборки средних интерцепторов необходимо замкнуть контакты кнопки *7*. При этом реле *8* срабатывает, становится на самоблокировку и разрывает цепь питания крана ГА-163.

15.7. УПРАВЛЕНИЕ РУЛЕМ ВЫСОТЫ

Управление самолетом в продольной плоскости осуществляется вручную и автоматически:

отклонением руля высоты с помощью двух рулевых приводов РП-56 (см. рис. 15.1) от колонок штурвалов;

отклонением руля высоты автоматически с помощью дифференциально включенного в проводку управления *12, 24* электрогидравлического рулевого агрегата РА-56В-1 *46* и двух постоянно включенных рулевых приводов *50*.

К устройствам управления руля высоты относятся:

две колонки штурвалов *2*;

жесткая одинарная проводка управления *12, 24* от рычага карданова вала *6* до входных звеньев рулевых приводов *50;*

пружинный загружатель *16*;

механизм включения полетного загружателя (жесткой тяги) для изменения усилий на колонках штурвалов в полете по сравнению с режимами взлета и посадки;

электромеханизм эффекта триммирования *18*;

рулевой агрегат *46,* входящий в состав электрогидравлического привода СП-1Г системы АБСУ-154;

пружинные тяги *49* для обеспечения возможности управления одной половиной руля высоты при отказе другой;

два рулевых привода *50* для непосредственного отклонения руля высоты в соответствии с перемещением проводки управления;

механизм вращательного действия МВД-45 для создания на колонках дополнительного усилия при выходе самолета на критические углы атаки и допустимые перегрузки;

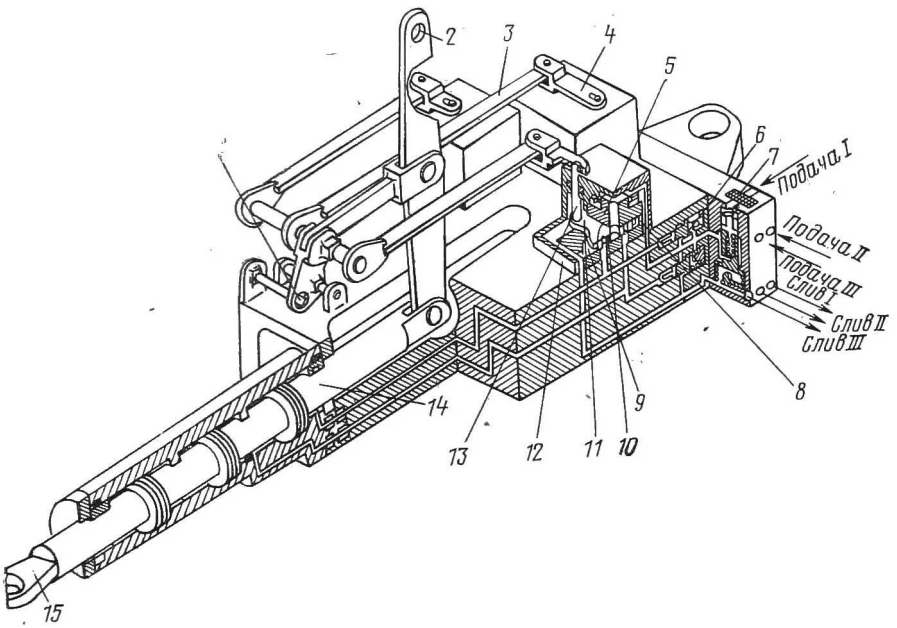


Рис. 15.11. Схема рулевого привода РП-56:

1—ограничитель хода золотников; *2*—входная качалка; *3*—тяга золотника; *4*—привод золотника; *5*—пята верхняя; *6*—перепускной клапан; *7*—фильтр; *8*—кольцо опорное; *9*—пята нижняя; *10*—золотник; *11*—рычаг золотника; *12*—устройство распределительное; *13*—вал золотника; *14*—шток; *15*—выходная серьга

следящая тяга для отключения режимов автоматической стабилизации тангажа при отклонении колонки управления за допустимые пределы;

датчики ДПС-1 и ДПС-2 для измерения обжатия пружинного загружателя и хода штока механизма эффекта триммирования.

Рулевой привод РП-56 (рис. 15.11) является трехкамерным, необратимым, следящим гидравлическим усилителем с жесткой обратной связью. Усиление мощности создается за счет энергии рабочей жидкости, подводимой к приводу. Питание подводится к приводу одновременно от трех гидросистем, каждая из которых питает только одну камеру.

Привод сохраняет работоспособность при отказе одной или двух гидросистем. При заклинивании одного из золотников привод остается работоспособным, так как вал *13* заклинившего золотника, закручиваясь, не мешает управлению двумя другими золотниками, а полости камеры гидроусилителя, в которые поступает жидкость через заклинившийся золотник, закольцовываются (соединяются).

Рулевой привод РП-56 состоит из цилиндра, в котором последовательно размещены три камеры, объединенные общим выходным звеном-штоком *14*, трех распределительных устройств *12*, объединенных общим входным звеном, перепускных клапанов *6*, предохраняющих от заброса давления рабочей жидкости в полостях цилиндра, фильтра *7* и системы рычагов *3* и *4*.

Управляющий сигнал поступает на входную качалку *2*, которая, поворачиваясь относительно неподвижного штока *14*, через систему рычагов *3* и *4* перемещает три вала золотников *13* распределительных устройств *12*.

Вал *13*, поворачиваясь, перемещает рычаги золотника *11* вместе с золотником *10*, который открывает доступ рабочей жидкости в одну из полостей рабочей камеры, в результате чего шток *14* начинает перемещаться. Перемещаясь, шток *14* поворачивает входную качалку *2* относительно точки входа. Качалка *2*, поворачиваясь, передает через систему рычагов *3* и *4* перемещает золотники *10* и перекрывает окна, подводящие рабочую жидкость.

После того как окна перекроются, движение штока *14* прекращается. Проводка управления от колонки штурвала и рулевого электрогидравлического агрегата РА-56В-1, установленного на левой половине переднего лонжерона киля, соединяется с тягами рулевого привода РП-56 с помощью дифференциальной качалки (см. рис. 15.1).

Связанные с проводкой управления рулями высоты, направления и элеронами пружинные загружатели и электромеханизмы МП-100МТ-40 и МП-100МТ-36 образуют механизмы эффекта триммирования.

Управлять механизмами эффекта триммирования по каналу тангажа можно:

автоматически по сигналам системы АБСУ-154;

нажатием двухпозиционных кнопок «Пикир.-кабрир.» на штурвалах;

аварийным нажимным переключателем на среднем пульте.

При нажатии аварийного переключателя управление механизмом эффекта триммирования от кнопок на штурвалах отключается. Для повторного перехода на управление от кнопок необходимо на правой панели автоматов защиты выключить и затем вновь включить АЗС «МЭТ-РВ АВАР.».

При установке загружателя в нейтральное положение на средней приборной доске загорается табло «Тангаж. нейтр.».

Там же расположено табло «Взлет—посадка», которое горит при работе загружателя на взлетно-посадочном режиме.

Перевод со взлетно-посадочного режима загрузки на полетный и обратно осуществляется переключателем «Полетный загружатель», расположенном на козырьке средней приборной доски (рис. 15.12).

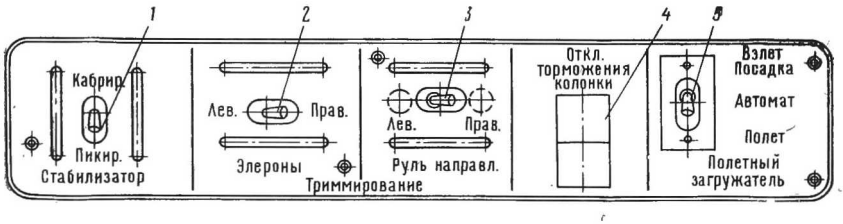


Рис. 15.12. Электрощиток козырька передней приборной доски:

1—переключатель ЗППНГ-К стабилизатора; *2*—переключатель ПНГ-15К триммера элеронов; *3*—переключатель ПНГ-15К триммера руля направления; *4*—выключатель ВГ-15 устройства торможения колонки; *5*—переключатель ЗППНТ-К режимов работы загружателей

Переключатель *6* (рис. 15.13) в положении «Автомат» автоматически включает и выключает полетные загружатели. При этом с помощью реле *15* и *16*:

а) полетный загружатель включается в управление рулем высоты по сигналу убранного положения закрылков и выключается при выпуске закрылков;

б) полетный загружатель включается в систему управления рулем направления при разжатии передней стойки шасси и уборке закрылков, а также выключается при выпуске закрылков или обжатии передней стойки шасси.

Перед взлетом переключатель *6* должен быть установлен в положение «Автомат» и закрыт предохранительным колпачком.

В случае посадки с убранными закрылками переключатель *6* необходимо перевести в положение «Взлет—посадка». При этом оба полетных загружателя выключаются из системы управления. Для принудительного включения полетных загружателей в системе управления рулем высоты и рулем направления переключатель *6* необходимо установить в положение «Полет».

Для сигнализации положения полетных загружателей на средней приборной доске установлены табло ТС-2 (рис. 15.14), которые горят при отключенном положении полетных загружателей. Питание на электромеханизмы эффекта триммирования подается с левой панели автоматов защиты.

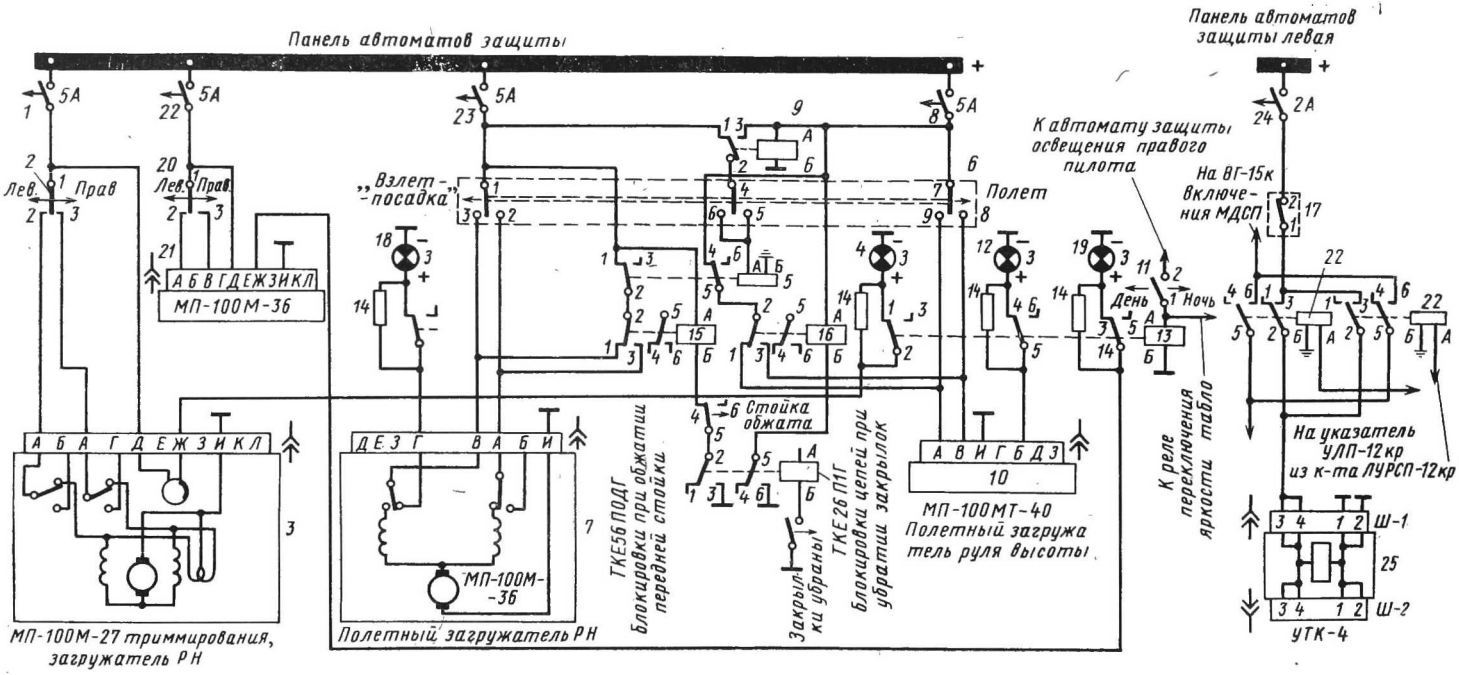


Рис. 15.13. Схема управления механизмами эффекта триммирования:

1—АЗСГК-5 механизма эффекта триммирования руля направления; *2*—переключатель ПНГ-15К управления загружателем руля направления; *3*—электромеханизм МП-10МТ-27; *4*—табло сигнализации нейтрального положения механизма эффекта триммирования; *5*—реле ТКЕ52ПОДГ отключения автоматического режима загружателей; *6*—переключатель ЗППНТК-15 управления полетными загружателями; *7*—механизм МП-100МТ-36 полетного загружателя руля направления; *8, 10*—АЗСГК-5 электромеханизма МП-100МТ-40; *9*—реле ТКЕ21ПОДГ переключения питания электромеханизмов загружателей; *10*—механизм МП-100МТ-40 полетного загружателя руля высоты; *11*—выключатель ВГ-15К переключения яркости табло сигнализации; *12*—табло сигнализации взлетно-посадочного положения загружателя руля высоты; *13*—реле ТКЕ26П1Г переключения яркости табло сигнализации; *14*—гасящее сопротивление МЛТ-2-430; *15*—реле ТКЕ2ПОДГ автоматического режима полетного загружателя руля напряжения; *16*—реле ТКЕ52ПОДГ автоматического режима полетного загружателя руля высоты; *17*—выключатель ВГ-15К отключения устройства торможения колонки; *18*—табло сигнализации взлетно-посадочного положения загружателя руля направления; *19*—табло сигнализации «Крен нейтрально»; *20*—переключатель ПНГ-15К электромеханизма эффекта триммирования элеронов; *21*—электромеханизм МП-100-МП-36 загружателя элеронов; *22*—реле ТКЕ22П1С включения устройства торможения колонки и сигнализации критических режимов полета: *23*—автомат АЗСГК-5 электромеханизма полетного загружателя руля направления; *24*—АЗСГК-2 устройства торможения колонки; *25*—устройство торможения колонки УТК-4

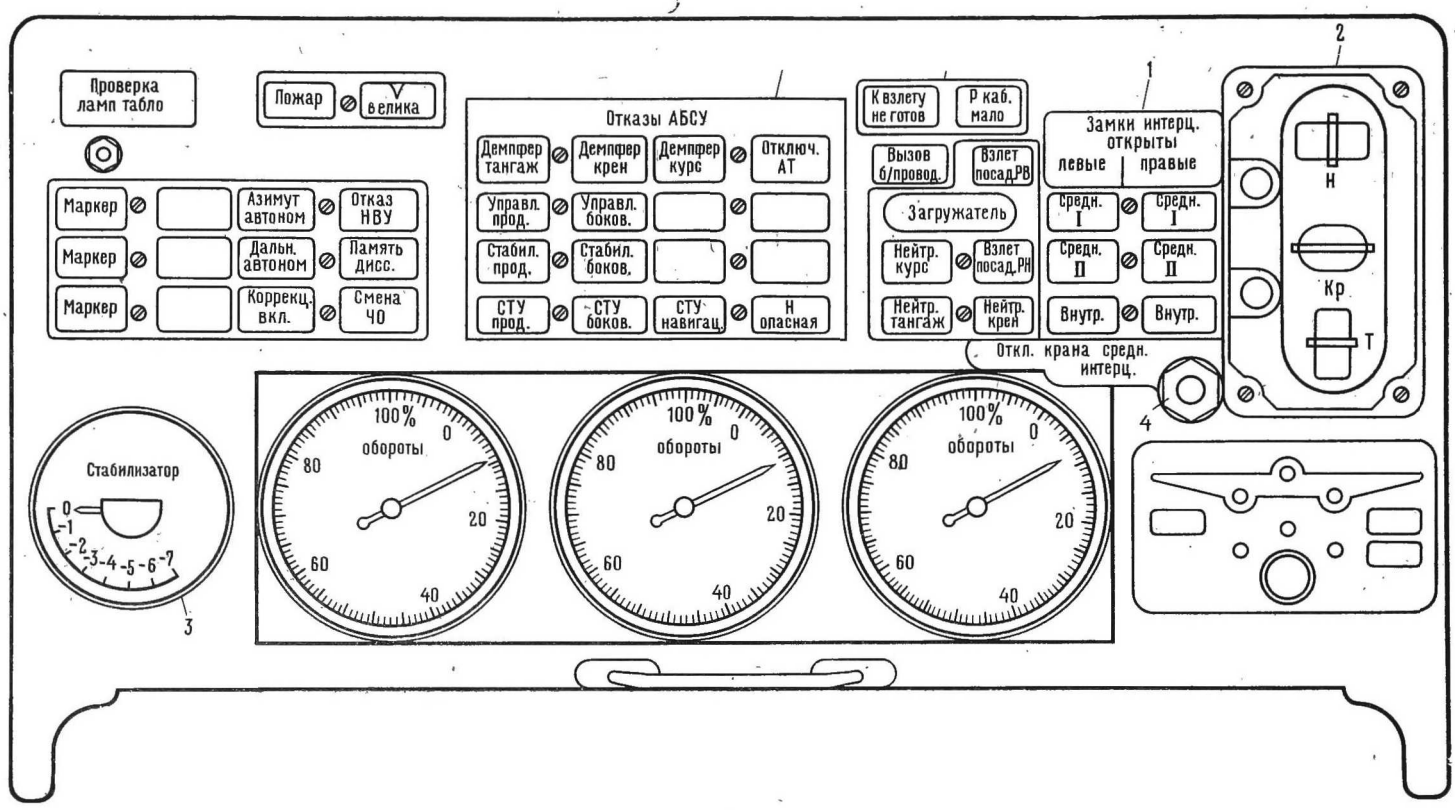


Рис. 15.14. Расположение приборов и сигнализаторов на средней приборной доске:

1—табло сигнализации ТС-2; *2*—индикатор нулевой ИН-3-2; *3*—индикатор положения стабилизатора ИП-21-02; *4*—кнопка КНР отключения крана средних интерцепторов

Для подключения дополнительных усилий к колонке штурвала при выходе самолета за допустимые углы атаки служит устройство торможения колонки УТК-4.

Устройство торможения колонки включается через реле *3, 4* (рис. 15.15) по сигналам критического угла атаки и допустимой перегрузки от измерителя АУАСП-12КР.

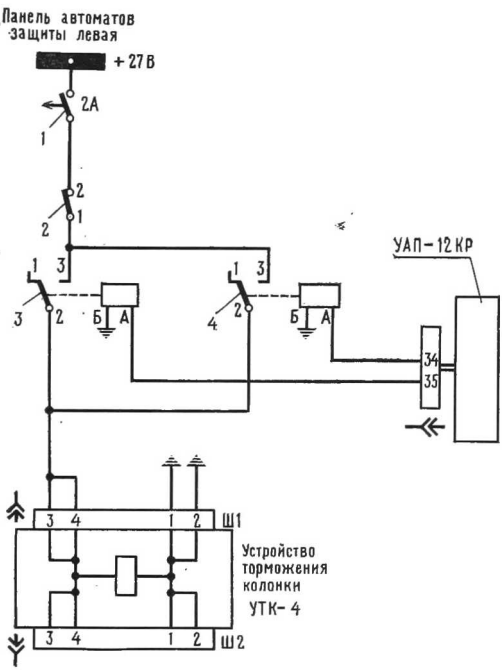


Рис. 15.15. Схема управления устройством торможения колонки МВД-45:

1—автомат защиты сети АЗСГК-2 устройства торможения колонки; *2*—выключатель ВГ-15 отключения устройства торможения колонки; *3*—реле ТКЕ21ПСДГ включения устройства торможения колонки по сигналу допустимой перегрузки; *4*—реле ТКЕ21ПОДГ включения устройства торможения колонки по сигналу критического угла атаки

Для выключения устройства торможения колонки предусмотрен выключатель *2*, установленный на электрощитке козырька средней приборной доски.

На электромеханизм устройства торможения колонки питания подается через автомат защиты *1*, установленный на левой панели автоматов защиты.

Элементы системы управления в пассажирских салонах обслуживают через люки в панелях, закрывающих проводку управления в грузовом помещении.

Узлы управления, расположенные на переднем лонжероне киля, осматривают через люки.

Управление рулем высоты регулируется так, чтобы все элементы системы одновременно находились в нейтральном положении. Регулировка ведется от тяги *9* (см. рис. 15.1) левой колонки управления до входных рычагов на рулевых приводах.

Руль высоты устанавливается в нейтральное положение при угле установки стабилизатора минус 1°30′ относительно строительной горизонтали фюзеляжа.

Для проверки механизмов эффекта триммирования при включенном электро- и гидропитании необходимо:

В режиме «Взлет—посадка»

Отклонить колонку штурвала на себя (от себя) и убедиться, что по мере ее отклонения усилия возрастают.

Переместить кнопку триммирования на штурвале 2КПН вниз, при этом колонка штурвала должна отклониться на себя примерно на 150 мм в течение 20±3 с.

Аналогично выполнить операцию при перемещении кнопки триммирования вверх.

Установить механизм эффекта триммирования в нейтральное положение по загоранию сигнальной лампы «Тангаж нейтр.».

В режиме «Полет»

На электрощитке козырька средней приборной доски переключатель «Полетный загружатель» установить в положение «Полет»; время перехода механизма эффекта триммирования на данном режиме должно быть 15±2,5 с.

Аналогично убедиться, что отклонение колонки примерно на 86 мм на себя и на 93 мм от себя должно происходить 20±3 с, что соответствует углу отклонения руля вверх и вниз на 10°.

При включении устройства МВД-45 и движении колонки управления на себя усилие на штурвале должно скачкообразно увеличиться на 26±7 кгс.

15.8. УПРАВЛЕНИЕ РУЛЕМ НАПРАВЛЕНИЯ

Руль направления перемещается рулевым приводом РП-56, который управляется с помощью механической проводки от педалей и дифференциально включенного в проводку электрогидравлического агрегата РА-56В-1.

В управление рулем направления включены два пружинных загружателя: взлетно-посадочный (включен постоянно) и полетный, который включается автоматически при разжатии передней стойки шасси и уборке закрылков, а отключается при обжатии передней стойки шасси или выпуске закрылков. Взлетно-посадочный загружатель имитирует загрузку на педалях, полетный — ограничивает отклонение руля направления в полете созданием дополнительной нагрузки на педалях (до 85 кгс).

Система управления рулем направления состоит из следующих элементов (см. рис. 15.1):

педалей *1* левого и правого пилотов;

одинарной жесткой проводки *9—23* от педалей до входного звена рулевого привода *48*;

взлетно-посадочного загружателя *8*;

механизма эффекта триммирования *11*;

электрогидравлического рулевого агрегата *45*;

рулевого привода *48*;

гидравлических демпферов *52* — для гашения упругих колебаний руля направления.

Пружинный загружатель руля направления обеспечивает полное снятие нагрузки на педалях при углах отклонения руля направления ±5° с помощью электромеханизма *3* (см. рис. 15.13), которым управляет нажимной переключатель *2* «Руль

направления», расположенный на козырьке средней приборной доски.

Нейтральное положение загружателя сигнализируется табло «Курс. нейтр.» *4*. Полетный загружатель руля направления включается автоматически по сигналу от шасси и закрылков.

Яркость свечения табло регулируется с помощью переключателя «День—ночь» *12*, установленного на электрощитке бортинженера. Питание на электромеханизм *17* поступает через АЗСГК-10 левой панели автоматов защиты.

Полетный загружатель включается и выключается автоматически. При выпущенных закрылках шток электромеханизма убран, при убранных закрылках — выпущен. Ход штока электромеханизма — 36 мм. Среднее время включения и выключения — 30 с.

Принудительное выключение полетного загружателя при посадке самолета с невыпущенными закрылками или при заходе на посадку с одним неработающим двигателем, а также при обслуживании на земле осуществляется переключателем *5*, расположенным на электрощитке козырька средней приборной доски.

При включенном полетном загружателе в диапазоне отклонения руля $\pm 7° \pm 30'$ усилия на педалях резко возрастают и отклонение руля будет сопровождаться возрастанием усилий на педалях.

В процессе эксплуатации управление рулем направления регулируется так, чтобы все его элементы одновременно находились в нейтральном положении. Элементы управления рулем направления обслуживаются через люки, общие с проводкой управления рулем высоты. Доступ к рулевому приводу РП-56 возможен при снятых с обеих сторон киля панелях.

Для проверки электромеханизма МП-100М-27 при включенном электропитании необходимо:

отклонить правую педаль вперед и убедиться, что по мере отклонения педали возрастает усилие на ногу;

отпустить педали и нажать переключатель триммирования в правую сторону, убедиться, что правая педаль перемещается вперед на 23 мм в течение 5 с;

аналогичную проверку провести при нажатии переключателя триммирования влево;

установить электромеханизм триммирования и педали в нейтральное положение по загоранию табло «Курс. нейтр.».

Для проверки работоспособности полетного загружателя необходимо:

переключатель «Полетный загружатель» установить в положение «Полет», при этом время включения полетного загружателя должно быть $11{,}5 \pm 1{,}5$ с;

отклонить правую педаль вперед на 35 мм и убедиться, что ее дальнейшее отклонение сопровождается резким увеличением усилия на ногу;

аналогично проверить ход левой педали;

установить переключатель в исходное положение и убедиться, что нагрузка возрастает плавно и для преодоления ее не требуется прилагать к педали больших усилий, а следовательно, полетный загружатель отсоединен.

15.9. УПРАВЛЕНИЕ ЭЛЕРОНАМИ И ЭЛЕРОНАМИ-ИНТЕРЦЕПТОРАМИ

Поперечное управление самолетом обеспечивается отклонением элеронов рулевыми приводами *3* (см. рис. 15.1) с помощью штурвалов или дифференциально включенного рулевого агрегата. Для повышения эффективности поперечного управления при отклонении элеронов на углы более 1°30′ отклоняются также элероны-интерцепторы. Как и в других каналах управления, на штурвале создаются усилия, пропорциональные отклонениям элеронов, а также предусмотрена возможность их триммирования.

Система управления элеронами состоит из следующих элементов: двух штурвалов *3*; одинарной жесткой проводки *13, 22* от кабины экипажа до входных звеньев рулевых приводов *34* левого и правого элеронов; пружинного загружателя *15*; электромеханизма эффекта триммирования *18;* электрогидравлического агрегата РА-56В-1 *30*; пружинных тяг в проводке управления, обеспечивающих возможность аварийного управления одним элероном при отказе другого; двух рулевых приводов *34*; дифференциальных механизмов *35* для приведения в действие элерон-интерцепторов; гидравлических демпферов *32* для гашения упругих колебаний элеронов; следящей тяги для отключения режимов автоматической стабилизации крена при отклонении штурвала за допустимые пределы; датчика измерения обжатия пружинного загружателя ДПО-2; рулевых приводов *38* и *39*, служащих для отклонения элеронов-интерцепторов вверх и для принудительного приведения их в нейтральное положение при движении элерона вниз.

Рулевой привод РП-55 (рис. 15.16) является трехкамерным, необратимым, следящим бустером с жесткой обратной связью, который управляется с помощью механической проводки от штурвала и электрогидравлического рулевого агрегата РА-56В-1, работающего по сигналам системы АБСУ-154.

Усиление мощности в РП-55 создается за счет энергии рабочей жидкости, подводимой к приводу. Привод сохраняет работоспособность при отказе одной или двух гидросистем. При заклинивании одного из золотников привод остается работоспособным, так как вал *13* заклинившего золотника, закручиваясь, не мешает управлению двумя другими золотниками, а полости ка-

мер гидроусилителя, в которые поступает жидкость через заклинившийся золотник, закольцовываются.

Перепускные клапаны *3* предохраняют от заброса давления рабочей жидкости в полостях цилиндра.

Управляющий сигнал поступает на входную качалку *8*, которая, поворачиваясь, через рычаги *10* и *11* перемещает три вала золотников распределительного устройства *12*.

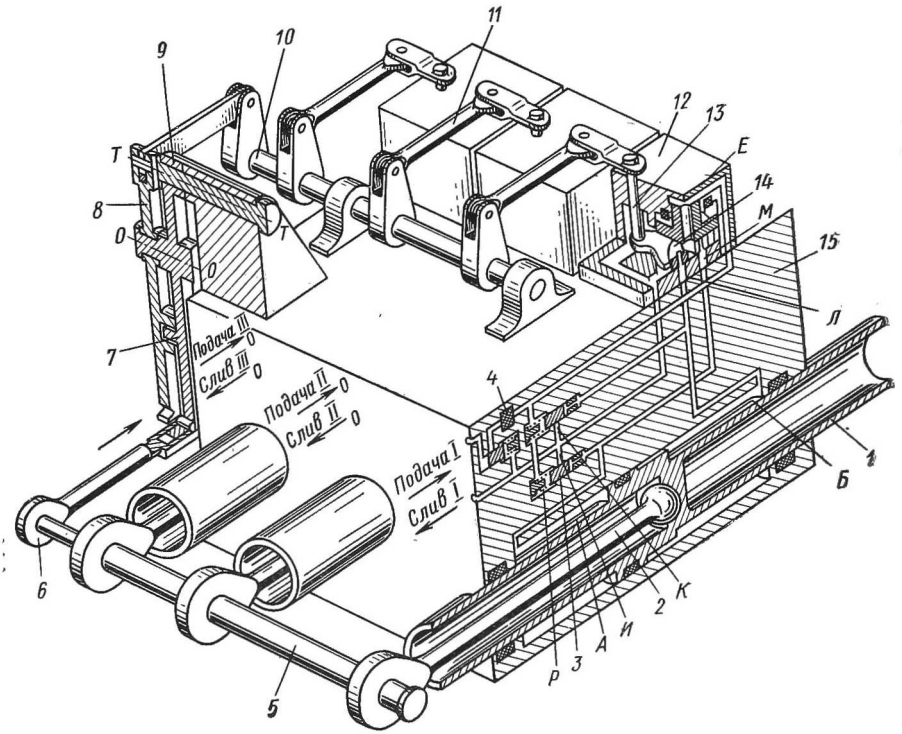


Рис. 15.16. Схема рулевого привода РП-55:

1—шток цилиндра; *2*—шатун; *3*—перепускной клапан; *4*—фильтр; *5*—ось (выходное звено); *6*—тяга обратной связи; *7*—ограничитель хода золотников; *8*—входная качалка; *9*—качалка обратной связи; *10*—привод золотников; *11*—тяги золотника; *12*—распределительное устройство; *13*—вал золотника; *14*—золотник; *15*—блок цилиндров

Вал *13*, поворачиваясь, перемещает золотник *14*, который открывает доступ рабочей жидкости в одну из полостей камеры, в результате чего шток *1* и шатун *2* начинают перемещаться. При этом шатун *2* перемещает тягу обратной связи *6*, которая поворачивает качалку обратной связи *9*. Качалка *9* поворачивает входную качалку *8* относительно точки входа. Качалка *8*, поворачиваясь, перемещает через систему рычагов *10*, *11* золотники *14*, которые перекрывают окна, подводящие жидкость.

Элеронами-интерцепторами управляют рулевые приводы РП-57 и РП-58. На самолете установлено два комплекта приво-

дов, каждый из которых состоит из одного привода РП-57 и двух приводов РП-58. Золотниками приводов управляют от элерона с помощью механической проводки. Рулевой привод РП-57 (рис. 15.17) — однокамерный, необратимый, следящий гидроусилитель с жесткой обратной связью, подающий сигнал рассогласования на рулевые приводы РП-58.

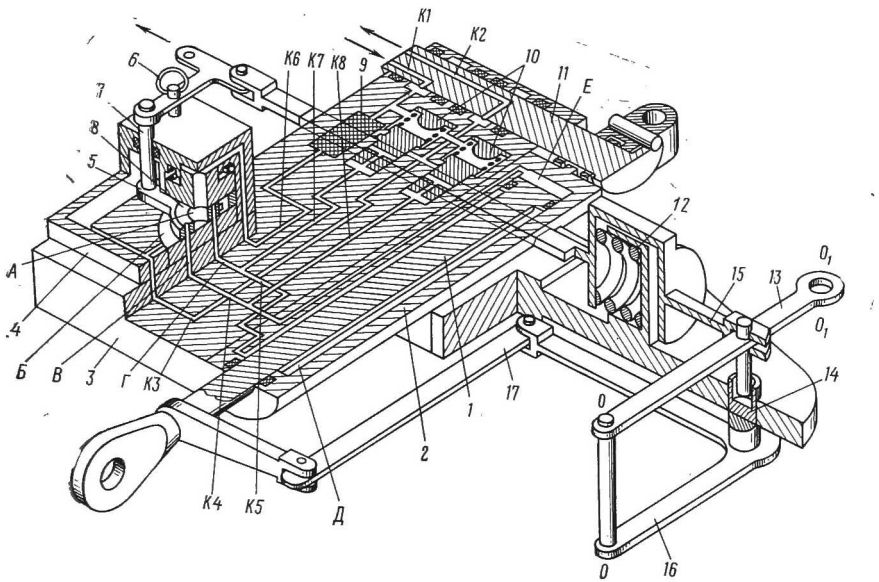


Рис. 15.17. Схема рулевого привода РП-57:

1—шток; *2*—цилиндр; *3*—корпус; *4*—распределительное устройство (золотник); *5*—рычаг золотника; *6*—фиксатор нейтрали золотника; *7*—вал золотника; *8*—золотник; *9*—фильтр; *10*—перепускной клапан; *11*—распределитель; *12*—пружина; *13*—входная качалка; *14*—ограничитель хода золотника; *15*—привод золотника; *16*—качалка обратной связи; *17*—тяга обратной связи

Управляющий сигнал поступает на входную качалку *13*, которая, поворачиваясь относительно оси *О—О*, перемещает через систему рычагов вал *7* золотника. Вал *7*, поворачиваясь, перемещает золотник *8*, который открывает доступ рабочей жидкости в одну из полостей камеры, в результате чего шток *1* начинает перемещаться.

Перемещаясь, шток *1* через систему рычагов *16, 17* поворачивает входную качалку *13* относительно точки входа (ось *О1-О1*). Качалка *13*, поворачиваясь, через систему рычагов *15* перемещает золотники *8* и перекрывает окна, подводящие жидкость. После того как окна перекроются, движение штоков прекращается. Привод РП-57 отличается от привода РП-58 тем, что имеет кинематическую систему, состоящую из качалки *13*, привода *15*, качалки *16* и тяги *17* со специальным пружинящим устройством *12*.

Рулевой привод РП-58 (рис. 15.18) выполнен по аналогичной схеме и представляет собой однокамерный гидроусилитель без обратной связи.

Питание к приводам РП-58 подводится от двух различных гидросистем и при отказе любого из них из-за падения давления в его гидросистеме сохраняется работоспособность элеронов-интерцепторов от двух других приводов.

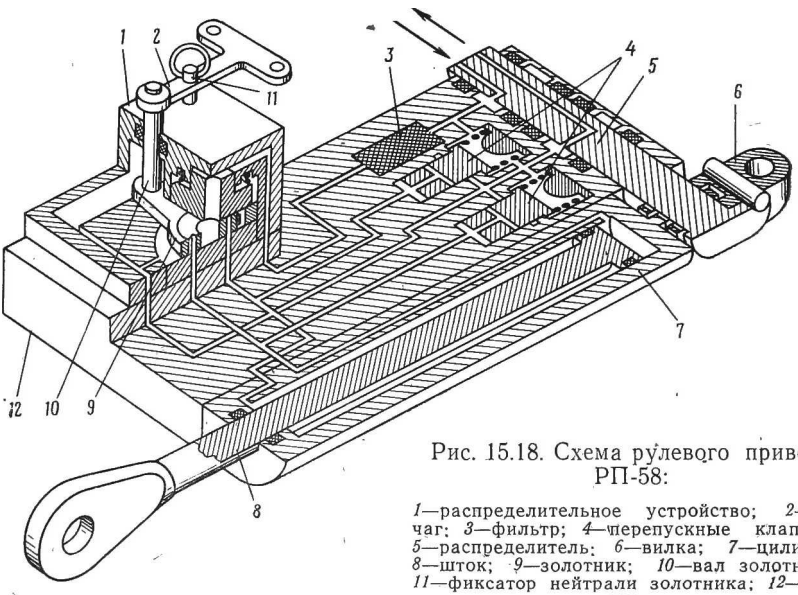


Рис. 15.18. Схема рулевого привода РП-58:

1—распределительное устройство; *2*—рычаг; *3*—фильтр; *4*—перепускные клапаны; *5*—распределитель; *6*—вилка; *7*—цилиндр; *8*—шток; *9*—золотник; *10*—вал золотника; *11*—фиксатор нейтрали золотника; *12*—корпус

При стопорении золотника любого из приводов управляемость элеронов-интерцепторов также сохраняется, так как вал заклинившегося золотника закручивается и не мешает управлению двумя другими золотниками, а полости камер гидроусилителя закольцовываются.

Распределитель *5* является неподвижным узлом для подвода к приводу и отвода рабочей жидкости с помощью жестких трубопроводов.

Пружинный загружатель триммируется с помощью электромеханизма МП-100М-36, управляемого переключателем, установленным на козырьке средней приборной доски (см. рис. 15.13). Внутри электромеханизма имеются три концевых выключателя, два из которых служат для ограничения хода штока механизма и один — для сигнализации нейтрального положения кодового винта.

При установке загружателя в нейтральное положение на световом табло загружателей, расположенном на средней приборной доске, загорается надпись «Крен. нейтр.».

Питание на электромеханизм поступает через АЗСГК-5 с левой панели автоматов защиты.

Яркость свечения табло переключается выключателем *12*, который установлен на верхнем электрощитке и управляет реле *13*.

Осмотр проводки управления, расположенной в фюзеляже, от кабины экипажа до шпангоута № 49 осуществляется через люки и панели, а в крыле — при выпущенных закрылках.

Регулировка управления элеронами и элеронами-интерцепторами ведется от штурвала левой колонки до входных рычагов рулевых приводов РП-55 и РП-57 при нейтральном положении всех элементов.

Для проверки электромеханизма МП-100М-36, механизма эффекта триммирования и датчика ДПС-2 необходимо:

включить электропитание;

повернуть штурвал по часовой стрелке и убедиться, что при вращении штурвала возрастает усилие на руки;

установить штурвал нейтрально и нажать переключатель триммирования вправо, убедиться, что штурвалы вращаются по часовой стрелке на угол 30° за 6±1 с;

провести аналогичную проверку при вращении штурвала влево.

15.10. УПРАВЛЕНИЕ СТАБИЛИЗАТОРОМ

Система управления стабилизатором (рис. 15.19 и 15.20) позволяет изменять угол положения стабилизатора относительно строительной горизонтали фюзеляжа от —1°30′ до —7°. Перемещение системы за пределы этих положений ограничено упорами, встроенными в подъемник стабилизатора.

В эксплуатации применяются два положения стабилизатора: основное (полетное) — минус 1°30′, взлетно-посадочное — минус 7°.

Стабилизатор поворачивается в узле его крепления на киле подъемником с самотормозящейся винтовой парой.

Подъемник стабилизатора установлен в кронштейне на торцевой нервюре киля и присоединен к кронштейну переднего лонжерона стабилизатора. Подъемник приводится в действие от электромеханизма МУС-ЗПТВ.

Электромеханизм МУС-ЗПТВ, установленный на подъемнике, соединен выходным валом с приводной шестерней подъемника и приводит во вращение гайку подъемника.

Винт подъемника, соединенный с кронштейном стабилизатора, перемещаясь в гайке, отклоняет стабилизатор.

Для повышения надежности системы ответственные узлы спроектированы с повышенным запасом прочности, а винт подъемника дублирован стержнем, расположенным внутри него.

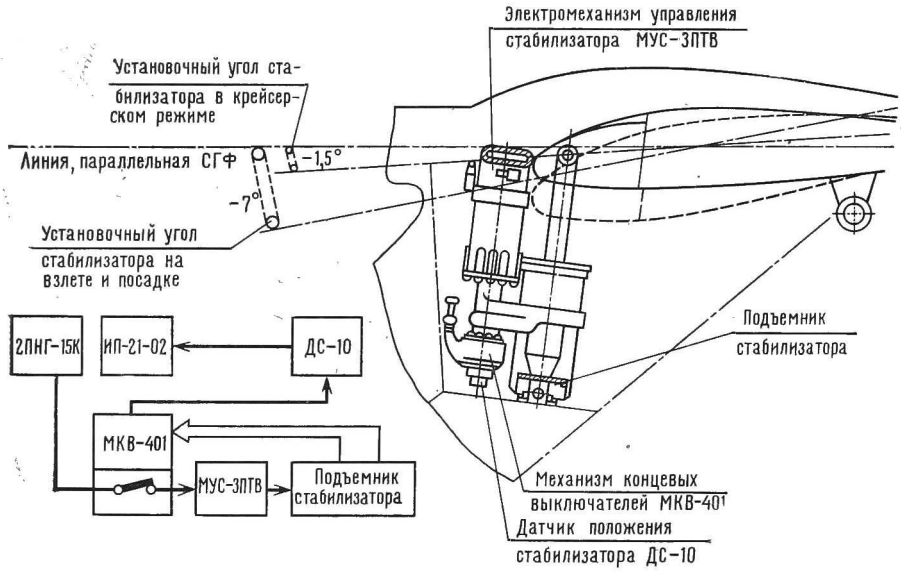
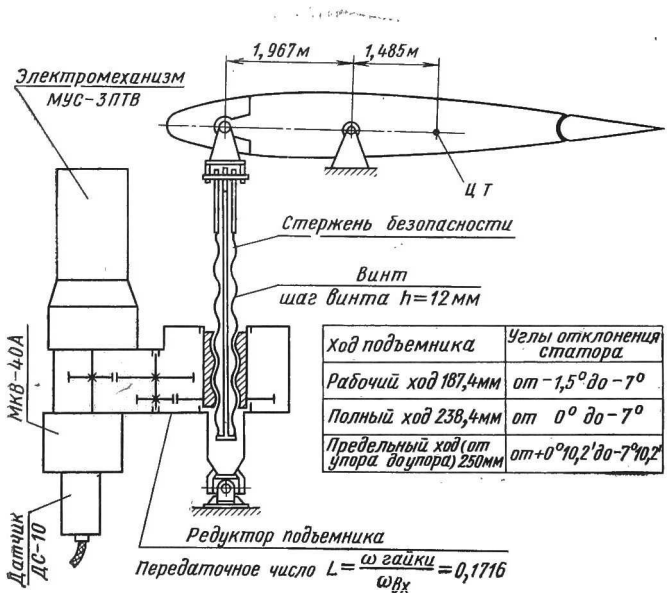


Рис. 15.19. Схема управления стабилизатором



Ход подъемника	Углы отклонения статора
Рабочий ход 187,4мм	от −1,5° до −7°
Полный ход 238,4мм	от 0° до −7°
Предельный ход (от упора до упора) 250мм	от +0°10,2' до −7°10,2'

Рис. 15.20. Кинематическая схема подъемника стабилизатора

В электромеханизме МУС-ЗПТВ имеются два электродвигателя, связанные между собой через суммирующий дифференциал. Электродвигатели питаются от разных цепей. При выходе из строя одного электродвигателя или цепи его питания другой электродвигатель обеспечивает нормальную работу системы с вдвое меньшей скоростью.

Электромеханизм МУС-ЗПТВ выключается при достижении стабилизатором крайних рабочих положений (—1°30′ и —7°) автоматически механизмом концевых выключателей МКВ-40А, установленным на подъемнике стабилизатора. При выключении МУС-ЗПТВ система управления стабилизатором стопорится посредством тормозных муфт электромеханизма.

При перегрузке выходного вала МУС-ЗПТВ электромеханизм переходит в режим пробуксовки, ограничивая момент, нагружающий систему управления стабиливатором.

Для регулировки и проверки системы в обесточенном состоянии стабилизатор может перемещаться вручную с помощью съемной рукоятки ручного привода электромеханизма МУС-ЗПТВ.

Управляют стабилизатором посредством переключателя ЗППНГ-15К (см. рис. 15.12), установленного на козырьке средней приборной доски. На самолетах последних серий применяется также совмещенный режим управления стабилизатором, закрылками и предкрылками.

Положение стабилизатора контролируется по дистанционному указателю УП-21-02, индикатор которого ИП-21-02 (см. рис. 15.14) размещен на средней приборной доске. Датчик ДС-10 указателя смонтирован на механизме концевых выключателей МКВ-40А.

Продолжительность перемещения стабилизатора на земле в диапазоне рабочих углов составляет:	
при совместной работе обоих электродвигателей МУС-ЗПТВ	не более 27,5 с
при раздельной работе каждого электродвигателя МУС-ЗПТВ	не более 55 с
Номинальное напряжение электросети питания переменного тока	200 В
Сила тока, потребляемого электромеханизмом МУС-ЗПТВ, по каждой фазе при перекладке стабилизатора на земле	не более 13 А
Запас хода подъемника:	
при крайних положениях стабилизатора	1°30′ и —7°
в оборотах ручного привода МУС-ЗПТВ	не менее 72 оборотов
Момент на рукоятке ручного привода МУС-ЗПТВ при перекладке стабилизатора	не более 0,1 кгс·м
Точность показаний углов отклонения стабилизатора указателем положения стабилизатора УП-21-02	±10′

В электромеханизм МУС-ЗПТВ входят следующие основные узлы:

два электродвигателя переменного тока АДС-1000ТВ;

редуктор с суммирующим дифференциалом;
фрикционная муфта ограничения момента;
ручной привод.

Электродвигатель *4* (рис. 15.21) переменного тока трехфазный, реверсивный, асинхронный. Реверсирование осуществляется переключением фаз обмоток электродвигателей.

В каждый электродвигатель встроена электромагнитная муфта сцепления — торможения *3*.

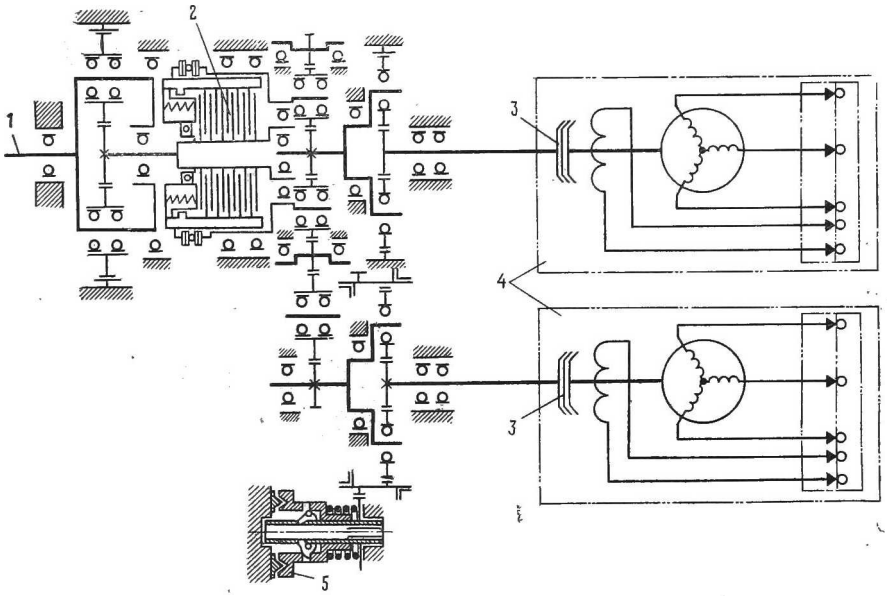


Рис. 15.21. Электрокинематическая схема механизма МУС-3ПТВ:

1—выходной вал; *2*—фрикционная муфта; *3*—электромагнитная муфта сцепления-торможения; *4*—электродвигатель АДС-1000ТВ; *5*—ручной привод

Вращение от электродвигателей передается через дифференциал, суммирующий вращение двух одновременно работающих электродвигателей, затем через фрикционную муфту *2* на выходной вал *1* электромеханизма.

При выходе из строя одного электродвигателя или при его отключении электромагнитная муфта стопорит кинематическую цепь этого электродвигателя. При этом работа другого электродвигателя обеспечивает прежнюю величину рабочего момента на выходном валу, скорость вращения которого снижается вдвое.

Дисковая фрикционная муфта *2* предохраняет электромеханизм, а также систему управления стабилизатором от перегрузки. При перегрузке выходного вала фрикционная муфта будет пробуксовывать, ограничивая момент, развиваемый приводным валом. Величина момента пробуксировки 12÷16 кгс·м.

Привод *5* электромеханизма со съемной рукояткой позволяет вращать выходной вал вручную при обесточенных электродвигателях.

Для автоматического выключения электромеханизма МУС-ЗПТВ при достижении стабилизатором крайних рабочих положений служит механизм МКВ-40А. Одновременно он является приводом для датчика ДС-10.

Механизм работает следующим образом. Приводной вал механизма приводится во вращение от подъемника стабилизатора. Вращение приводного вала через планетарный редуктор передается на стакан с блоком профилированных программных кулачков. Поворачиваясь, каждый кулачок своим рабочим выступом нажимает на ролик рычага, который, в свою очередь, нажимает на приводной элемент концевых выключателей, включающих одновременно оба электродвигателя МУС-ЗПТВ.

Момент срабатывания концевых выключателей регулируется поворотом кулачков в стакане.

Механизм МКВ-40А устанавливается на корпусе подъемника стабилизатора со стороны, противоположной установке МУС-ЗПТВ, и соединяется шлицевым валиком с ведущей шестерней подъемника.

На выходном валу зубчатого колеса механизма МКВ-40А устанавливается датчик положения стабилизатора ДС-10.

Электродвигатели привода стабилизатора питаются с левой и правой панелей генераторов через автоматы защиты *1* (рис. 15.22).

При неисправности одного из электродвигателей или его цепи питания второй обеспечивает нормальную работу стабилизатора с вдвое меньшей скоростью.

При установке переключателя *3* в положение «Пикирование» питание через контакты 5—6 реле *6* поступает на клемму коробки *9* защиты цепи питания электродвигателя при обрыве фаз, затем через контакты 1—2 реле Р1, клемму 8, контакты 2—3 реле *6,* нормально-замкнутые контакты механизма концевых выключателей на контактор отклонения стабилизатора ТКД233ДОД. Одновременно срабатывают реле ТКД1010ДГ и ТКД203ДОД, подготавливая соответственно цепи питания электродвигателя и муфты.

При установке переключателя *3* в положение «Кабрирование» питание поступает на клемму 9 коробки защиты цепи электродвигателя через контакты 1—2 реле Р1 на клемму 8, через контакты 2—1 реле *6,* нормально-замкнутые контакты механизма *7* на контактор отклонения стабилизатора на кабрирование.

При срабатывании контакторов *4* или *5* через автоматы защиты *1* питание подается на электродвигатели механизма МУС-ЗПТВ и реле Р2 коробки защиты двигателя при обрыве фаз.

Реле Р2 срабатывает и питание на контакторы *4* и *5* будет подаваться через его контакты.

С выдержкой 0,5 с срабатывает реле времени в коробке защиты и питание подается через контакты 2—3 реле Р1, клемму 10 коробки защиты на реле включения электромагнитной муфты сцепления *8*.

Питается муфта с РК хвостовой через АЗСГК-5 и реле питания муфты *16*.

При коротком замыкании в цепи питания электромагнитной муфты срабатывает АЗСГК-5, реле *16* и *15* обесточатся и отключат цепи питания электродвигателей и электромагнитных муфт.

В крайних положениях стабилизатора электродвигатели выключаются концевыми выключателями МКВ-40А, в любом промежуточном положении — выключается переключателем *3*, который возвращается в нейтральное положение после отпускания его.

Агрегаты управления и коммутации размещены:

реле *6, 8* и *14*, ТКД203ДОД и контакторы *4* и *5* — в РК стабилизатора; коробка защиты *9* — на шпангоуте № 65;

автоматы защиты *2* — на левой панели автоматов защиты;

автоматы защиты *1* — на панелях генераторов;

автоматы защиты *16* — в хвостовой РК.

В процессе эксплуатации показания индикатора положения стабилизатора ИП-21-02 должны соответствовать действительному углу отклонения стабилизатора с точностью ±10 угловых минут.

Если указанная точность не обеспечивается, то указатель УП-21-02 регулируется в соответствии с действующей технологией. При этом добиваются равномерного распределения погрешности индикатора ИП-21-02 на оба крайние положения стабилизатора.

После регулировки указателя положения стабилизатора УП-21-02 регулируют механизм МКВ-40А для останова системы в момент достижения стабилизатором заданных рабочих углов отклонения при перемещении его от электромеханизма МУС-ЗПТВ.

Момент выключения электродвигателей МУС-ЗПТВ проверяется по двум контрольным лампочкам, подключенным к электроцепи управления каждого электродвигателя. Неодновременность выключения обоих электродвигателей МУС-ЗПТВ не должна превышать двух оборотов ручного привода электромеханизма.

По окончании регулировки механизма МКВ-40А проверяется правильность регулировки трехкратной перестановкой стабилизатора из одного крайнего положения в другое от обоих электродвигателей МУС-ЗПТВ.

15.11. УПРАВЛЕНИЕ ЗАКРЫЛКАМИ

Система управления закрылками предназначена для уборки и выпуска трехщелевых закрылков на режимах взлета и посадки.

В убранном положении закрылки образуют участок хвостовой части крыла, а при выпуске перемещаются по направляющим рельсам назад с одновременным отклонением вниз.

Самолет оборудован четырьмя закрылками: двумя внутренними, расположенными между фюзеляжем и гондолами шасси, и двумя внешними, расположенными за гондолами шасси.

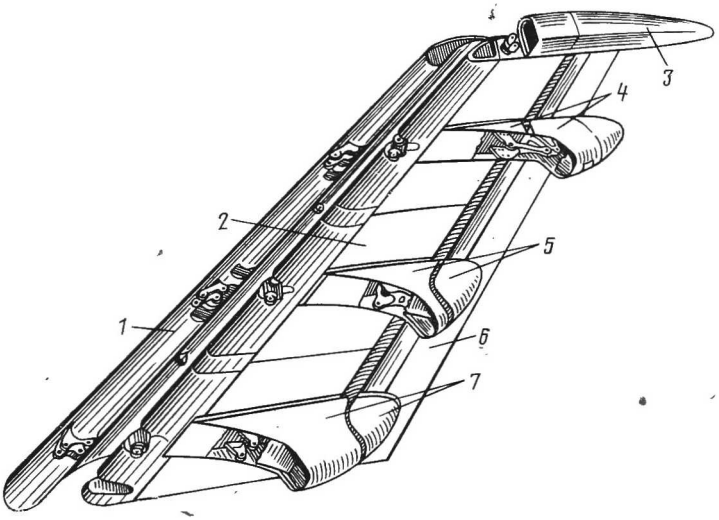


Рис. 15.23. Закрылок отъемной части крыла:

1—дефлектор; *2*—средняя часть; *3*—обтекатель винта подъемника; *4*—обтекатель механизма № 5; *5*—обтекатель механизма № 4; *6*—хвостик; *7*—обтекатель механизма № 3

Внутренние закрылки расположены вдоль балки хвостовой части крыла перпендикулярно направлению полета и несут на себе направляющие рельсы, выполненные в форме дуги окружности. Рельсы перемещаются по роликам неподвижных кареток, установленных на балках средней части крыла.

Внешние закрылки расположены за третьим лонжероном крыла и перемещаются в направлении обтекаемого воздушного потока. Такое движение внешних закрылков обеспечивается закрепленными на закрылках рельсами, выполненными в форме винтовой линии и перемещающимися по роликам неподвижных кареток, установленных на балке отъемной части крыла.

Трехщелевые закрылки состоят из трех частей (рис. 15.23):

основной — средней части, дефлектора и хвостовика. Между крылом и дефлектором образуется первая щель, между дефлектором и основной частью закрылка — вторая щель, между основной частью и хвостовиком — третья.

Дефлектор при помощи закрепленных на нем кареток перемещается по верхней рабочей полке рельсов, установленных на средней части закрылка. Дефлектор кинематически связан со средней частью закрылка. При выпуске закрылков механизм, состоящий из качалок и тяги, связанной с кареткой дефлектора, перемещается по рельсам. При этом обеспечивается заданная для разных положений закрылков ширина щели между дефлектором и средней частью закрылка.

Для устранения деформации дефлектора внешнего закрылка в полете между основными рельсами внешнего закрылка предусмотрены дополнительные опоры, состоящие из рельса, закрепленного на дефлекторе, и каретки, установленно в носке средней части закрылка.

Хвостик закрылка связан с дефлектором с помощью двух тяг и качалки. При выпуске закрылков хвостик отклоняется, поворачиваясь на шарнире относительно средней части закрылка.

Закрылок перемещается в каретках с помощью винтовых подъемников, установленных по два на каждый закрылок. Подъемники устанавливаются в кронштейнах на балке хвостовой части крыла и на третьем лонжероне крыла и шкворнями присоединяются к средней части закрылка. Винт каждого подъемника приводится во вращение от трансмиссии, соединяющей все подъемники и приводимой в действие системой привода закрылков СПЗ-1А, обеспечивает выпуск и уборку закрылков на углы, заданные положением рукоятки управления. При этом каждому положению рукоятки соответствует строго определенное положение закрылков.

Система перемещения закрылков СПЗ-1А является дистанционной следящей системой с гидравлическим приводом вращательного типа и обеспечивает автоматическую установку закрылков в любое положение, заданное рукояткой управления *3* (см. рис. 15.4).

В систему СПЗ-1А входят следующие агрегаты: электрогидравлический привод РП-60-1 с механизмом концевых выключателей МКВ-42А; блок усиления и коммутации; два механизма концевых выключателей МКВ-41; механизм концевых выключателей с рукояткой управления МКВ-43; переключатель 2ППНГ; две лампы сигнализации СЛМ-61 (зеленые); аварийный выключатель системы 2ВГ-15.

Гидропривод РП-60-1 (рис. 15.24) служит для приведения в действие системы управления закрылками. В состав привода РП-60-1 входят две головки управления, два гидродвигателя

вращательного типа, суммирующий дифференциал, два тормоза, ручной привод.

В корпусе головки управления смонтированы золотник релейного типа, два электрогидравлических клапана *13* и регулятор расхода *1*.

Золотник *12* служит для распределения рабочей жидкости по полостям К1 и К2 гидродвигателя. При отсутствии перепада

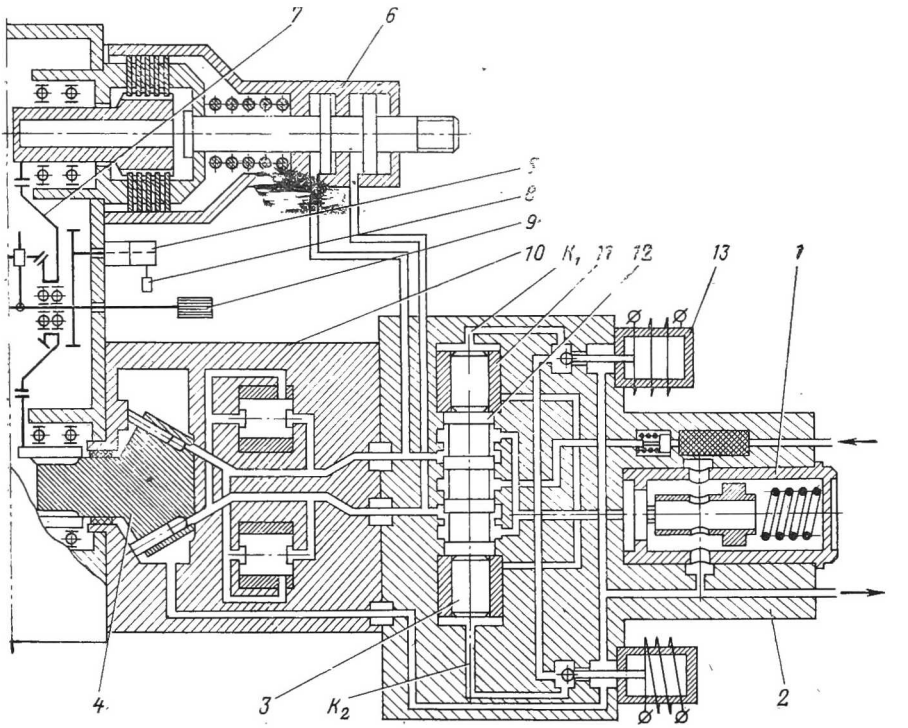


Рис. 15.24. Схема гидропривода РП-60-1:

1—регулятор расхода; *2*—головка управления; *3*—плунжер; *4*—ротор; *5*—механизм МКВ-42А; *6*—тормоз; *7*—дифференциал; *8*—ручной привод; *9*—выходной вал; *10*—гидродвигатель; *11*—втулка; *12*—золотник; *13*—электрогидравлический клапан

давлений в полостях К1 и К2 втулки *11* удерживают золотник в нейтральном положении, а плунжеры *3* перемещают золотник из одного крайнего положения в другое в зависимости от перепада давлений в полостях К1 и К2 и позволяют реверсировать направление вращения выходного вала привода.

Регулятор расхода *1* ограничивает потребление рабочей жидкости из гидросистемы изделия и поддерживает скорость вращения гидродвигателя в определенных пределах.

Силовой частью гидропривода является гидродвигатель *2* вращательного действия, который преобразует энергию давления рабочей жидкости в крутящий момент на роторе *4*.

Гидродвигатель представляет собой девятиплунжерный двигатель аксиального типа с вращающимся блоком цилиндров и неподвижной наклонной шайбой.

Вращение от гидродвигателей на выходной вал привода передается через дифференциал, суммирующий вращение двух одновременно работающих гидродвигателей.

Вал гидродвигателя в любом положении фиксируется тормозом *6*, который также предотвращает поворачивание вала от внешней нагрузки.

При падении давления в линии питания одного из гидродвигателей тормоз стопорит кинематическую цепь неисправного гидродвигателя. При этом работа другого гидродвигателя обеспечивает прежнюю величину крутящего момента на выходном валу, скорость вращения которого уменьшается вдвое.

Привод *8* со съемной рукояткой позволяет вращать выходной вал вручную при отключенном гидропитании.

На корпусе рулевого привода располагается механизм концевых выключателей МКВ-42А. Гидропривод РП-60-1 установлен в районе червюры № 15, на третьем лонжероне центроплана, с правой стороны.

Механизм концевых выключателей *1* предназначен для автоматического выключения гидропривода при достижении закрылками обоих крайних рабочих положений и формирования электрического сигнала, пропорционально количеству оборотов приводного вала РП-60-1.

Механизм концевых выключателей *5* предназначен для переключения электрических цепей при достижении закрылками определенного положения, формирования электрического сигнала пропорционально положению закрылков и привода в действие датчика ДС-10 указателя положения закрылков.

Механизм концевых выключателей МКВ-43 служит для формирования электрического сигнала, пропорционального углу поворота рукоятки управления, а также для переключения электрических цепей управления в крайних положениях рукоятки управления.

Блок усиления и коммутации служит для:

коммутации электрических цепей питания электрогидравлических клапанов гидропривода;

отключения электропитания +27 В отдельных клапанов системы или системы в целом при отказах или нарушении механической связи между закрылками;

выдачи сигналов на лампу сигнализации работы гидропривода.

Принято различать следующие режимы работы системы СПЗ-1А: автоматический и режим автоматической синхронизации, при котором в случае нарушения механической связи между правыми и левыми закрылками автоматически обеспечива-

ется синхронизация их положения. При этом нормально перемещающийся закрылок устанавливается в положение, аналогичное положению закрылка, отказавшего в работе;

аварийные режимы работы при различных электрических отказах в системе.

Все перечисленные режимы обеспечиваются работой двух каналов системы. Каждый канал системы состоит из подканала управления, опорного подканала и подканала сравнения. Для синхронного положения закрылков в системе предусмотрены два подканала синхронизации. Опорный подканал служит для обнаружения электрических отказов в подканале управления и автоматически отключает отказавший канал.

Подканал сравнения автоматически отключает электропитание всей системы при возникновении рассогласования в положении закрылков выше допустимой величины.

Подканал синхронизации обеспечивает синхронное положение правых и левых закрылков при нарушении механической связи между ними.

Рассмотрим работу одного из каналов системы по принципиальной электрической схеме СПЗ-1А (рис. 15.25).

Для установки закрылков в любое промежуточное положение (кроме крайних) необходимо переместить рукоятку на заданный угол и тем самым создать рассогласование в положении контактных движков командного датчика МКВ-43, который кинематически связан с рукояткой управления, и следящего датчика МКВ-42А, кинематически связанного с выходным валом рулевого привода РП-63.

Командный R16 и следящий R20 датчики соединены по мостовой схеме, в диагонали которой находится входная обмотка w_4 релейного магнитного усилителя У2.

При рассогласованном положении контактных движков датчиков в обмотке магнитного усилителя создается электрический сигнал в виде напряжения определенной полярности. Знак сигнала зависит от взаимного в данный момент расположения контактных движков командного и следящего датчиков.

Магнитный усилитель замыкает один из своих контактов и напряжение питания +27 В подается через нормально-замкнутые контакты В11 и В8 механизма МКВ-42А к электрогидравлическому клапану «На выпуск» («На уборку») подканала рулевого привода, обеспечивая подачу рабочей жидкости к гидромотору данного подканала.

Вращение вала рулевого привода через трансмиссию передается подъемникам, которые выпускают (убирают) закрылки. При вращении вала гидропривода рассогласование в положении контактных движков командного и следящего датчиков выбирается и к моменту выпуска (уборки) закрылков на угол, заданный рукояткой управления, становится равным нулю. При

этом магнитный усилитель У2 выключается, контакт реле усилителя размыкается и направление питания снимается с электрогидравлического клапана «На выпуск» («На уборку») подканала гидропривода. Вал привода затормаживается, а закрылки останавливаются, отработав данный угол.

Для полного выпуска (уборка) закрылков рукоятка МКВ-43 устанавливается в крайнее положение «Выпуск» («Уборка»), в результате чего в механизме МКВ-43 срабатывает концевой выключатель В4 (В6), кинематически связанный с рукояткой. Следящая система отключается.

Напряжение питания, минуя систему слежения, поступает через концевые выключатели В11 (В8) к электрогидравлическому клапану «На выпуск» («На уборку») гидропривода.

Работа гидропривода в этом случае аналогична описанной.

При отработке выходным валом привода полного хода концевые выключатели В11 (В8) разомкнут электрические цепи гидропривода «На выпуск» («На уборку») и система остановится.

Закрылки будут полностью выпущены (убраны). Таким образом, при полностью выпущенном (убранном) положении закрылков концевые выключатели В11 (В8) разомкнуты, а выключатели В8 (В11) замкнуты и система подготовлена к уборке (выпуску) закрылков.

При нарушении синхронного положения закрылков больше допустимой величины в результате нарушения механической связи между ними возникает рассогласование в положении контактных движков следящих датчиков R26 (R25) и R24 (R23), кинематически связанных с правыми и левыми закрылками, и в обмотке усилителя У1 (У4) появляется электрический сигнал. При рассогласовании между закрылками, превышающими 2°55′, усилитель У1 (У4) срабатывает и напряжение +27 В поступает на реле Р1 и Р2, которые, срабатывая, коммутируют цепи подачи напряжения +27 В на реле Р9 и Р8.

Срабатывая, реле Р9 и Р8 размыкают своими контактами электроцепи питания следящей системы, сигнальные лампы гаснут и гидропривод останавливается.

При установке переключателя В19 в положение «Синхр.» напряжение +27 В подается на реле Р7, которое замыкает цепь питания магнитного усилителя У1 и мостовые схемы подканалов синхронизации, состоящие из командных датчиков R23, R26 в механизмах МКВ-41 и следящих датчиков R38, R37 в механизме МКВ-42А.

В обмотку $w_6(w_5)$ усилителя У2 поступает электрический сигнал. Когда последний достигает определенной величины, усилитель У2 срабатывает и напряжение +27 В подается на включение гидропривода, который обеспечивает автоматическое слежение работоспособного закрылка за отказавшим. При дости-

жении закрылками синхронного положения гидропривод останавливается.

При отказе в одном канале система СПЗ-1А автоматически отключает данный канал. Эту функцию в каждом канале системы выполняет опорный подканал, состоящий из датчиков R16 и R19, кинематически связанных соответственно с командными и следящими датчиками R15 и R20. Датчики опорного подканала соединены по мостовой схеме. В диагональ моста включена опорная обмотка w_1 магнитного усилителя У1, включенная параллельно обмотке w_4 подканала управления.

При наличии отказа в системе нарушается равновесие в обмотках w_1 и w_2 и возникает сигнал, достаточный для срабатывания усилителя У1. Сигнал +27 В поступает на реле Р1, контакты реле замыкаются, самоблокируются и коммутируют цепь питания реле Р9. Срабатывая, реле Р9 снимает питание подканала управления. При исчезновении сигнала в обмотках усилителя У1 реле Р1 и Р9 остаются включенными, так как самоблокировка реле Р1 после его срабатывания обеспечивает питание реле от сети постоянного тока. Питание отказавшего канала управления системы выключено.

При возникновении электрического отказа в одном канале системы, ведущего к появлению сигнала управления одновременно в обеих обмотках электрогидравлического клапана одного канала рулевого привода, срабатывают одновременно реле Р5 и Р4 и сигнал +27 В поступает на реле Р1. Далее канал отключается аналогично изложенному.

При отключении одного канала система сохраняет работоспособность, при этом скорость вращения вала гидропривода уменьшается вдвое.

При отказах системы оба канала управления автоматически отключаются. В этом случае необходимо перейти на ручное управление закрылками, установив переключатель В19 в положение «Ручное».

Для выпуска (уборки) закрылков необходимо установить рукоятку управления механизмом МКВ-43 в крайнее положение 45° (0°). При этом напряжение питания через концевые выключатели В6 (В4), минуя следящую систему, через микровыключатели В8 (В11) будет подано на электрогидравлические клапаны гидропривода.

Гидроприводы, передавая вращение на трансмиссию, обеспечивают выпуск (уборку) закрылков.

Рукоятка управления остается в крайнем положении 45°(0°) до тех пор, пока закрылки не достигнут нужного положения. Для остановки закрылков в требуемом положении можно установить рукоятку управления в любое промежуточное положение, разомкнув тем самым цепи питания гидропривода.

Система СПЗ-1А питается постоянным током напряжения +27 В и переменным током напряжения 36 В частотой 400 Гц (рис. 15.26).

Питание поступает с левой панели автоматов защиты через АЗСГК-5 и АЗФ1К-2. Для повышения надежности система питается по двум подканалам через свои автоматы защиты.

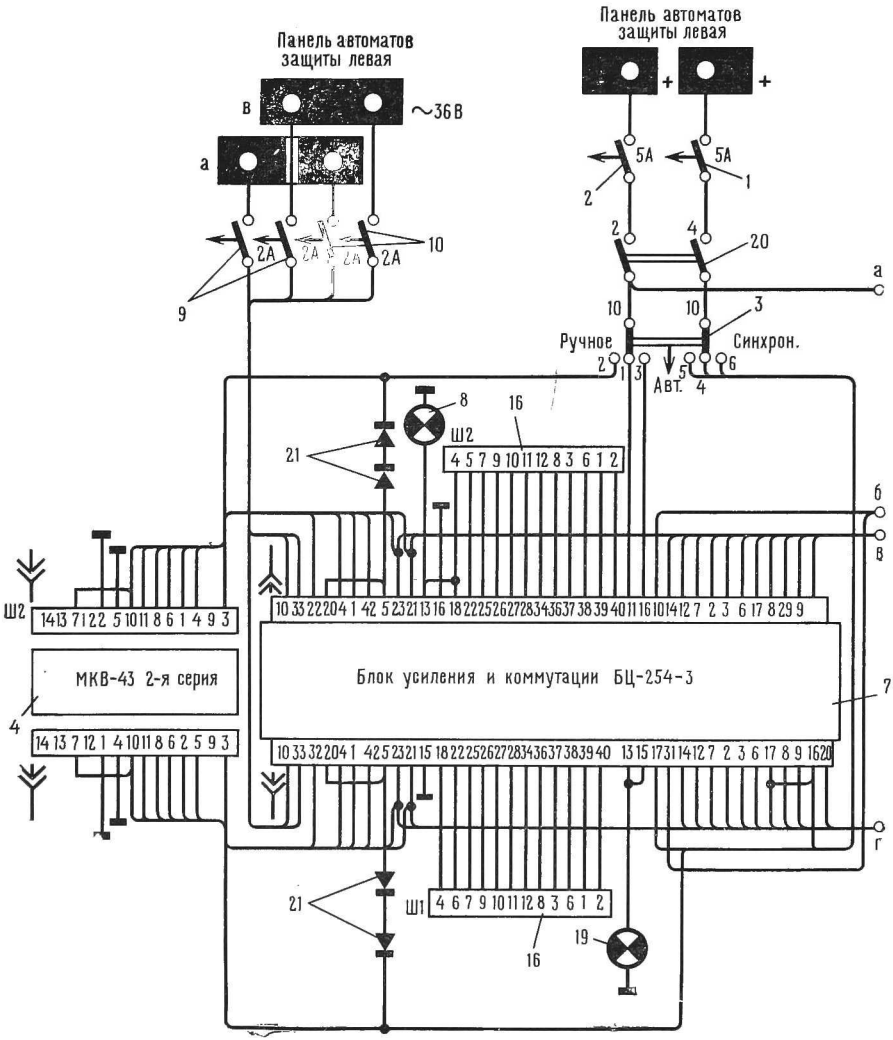
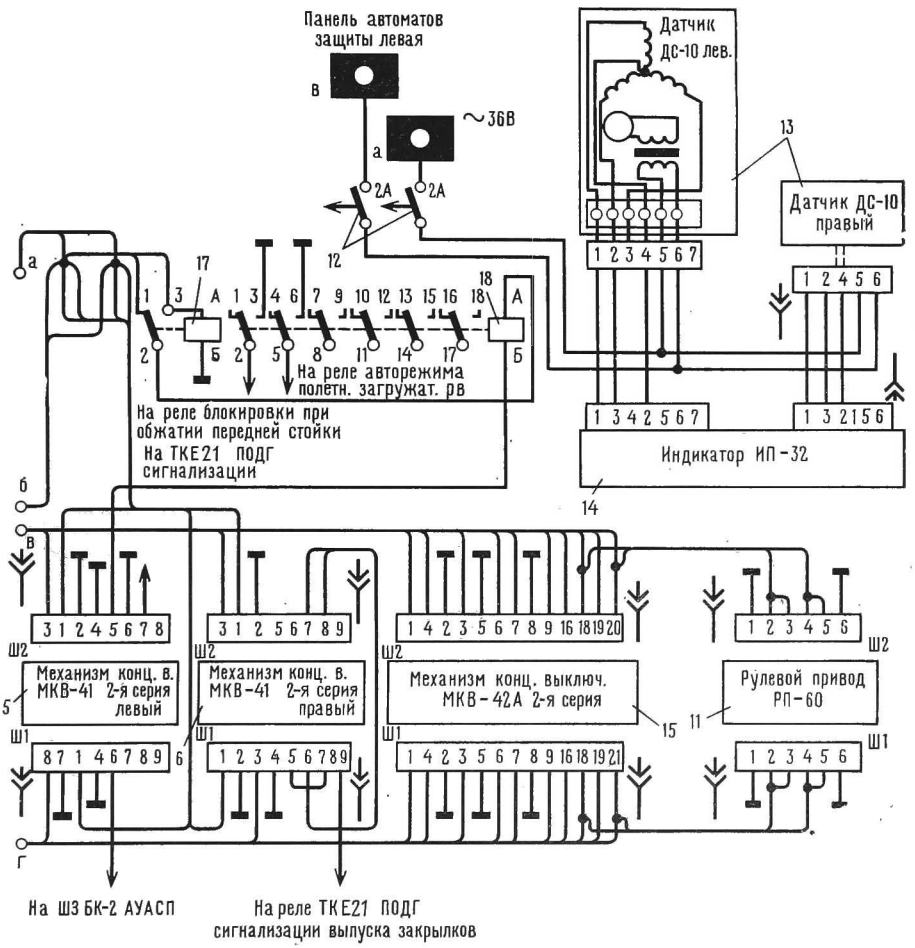


Рис. 15.26. Схема электропитания

1—автомат АЗСГК-5 цепи питания первого подканала закрылков; *2*—автомат АЗСКГ-5 ков; *4*—механизм управления МКВ-43 (2-я серия); *5, 6*—механизмы концевых выключа- ции работы первого подканала закрылков; *9, 10*—автоматы АЗФ1К-2 цепи 36 В питания цепи 36 В указателя положения закрылков; *13*—датчик ДС-10 положения закрылков; разъем подключения контрольной аппаратуры; *17*—реле ТКЕ21ПОДГ переключения пи- па СЛЦ-61 сигнализации работы первого подканала закрылков;

В нормальном режиме работы переключатель рода работ 2ППВН находится в положении «Автомат». Напряжение, снимаемое с потенциометра механизма МКВ-43, зависит от положения рукоятки, а напряжение, снимаемое с потенциометра в механизм МКВ-42А, кинематически связанного с выходным валом привода РП-60, зависит от положения закрылков.

Напряжение с потенциометров поступает в блок усиления и коммутации 7 и далее на гидравлический привод, который при наличии рассогласования сигналов от механизмов МКВ-43 и



системы СПЗ-1А:

цепи питания второго подканала закрылков; *3*—переключатель 2ППГ работы закрылтелей МКВ-41 (2-я серия); *7*—блок усиления и коммутации; *8*—лампа СЛЦ-61 сигнализапервого и второго подканала закрылков; *11*—рулевой привод РП-60; *12*—автомат АЗФ1К-2 *14*—индикатор ИП-32; *15*—механизм концевых выключателей МКВ-42А (2-я серия); *16*—тания закрылков; *18*—реле ТКЕ21П1Г блокировки цепей при уборке закрылков; *19*—лам-*20*—**выключатель 2ВГ-15-2С** управления закрылками; *21*—диоды

МКВ-42А выпускает или убирает закрылки на угол, заданный рукояткой управления. Одновременно сигнал поступает на зеленые лампы *8* и *19* сигнализации нормального режима работы двух каналов.

В режиме автоматической синхронизации при разных углах отклонения левого и правого закрылков (например, при обрыве трансмиссии) в блок усиления и коммутации *7* с потенциометров механизмов правого и левого механизма *5* и *6* поступают разные сигналы, которые в блоке сравниваются и усиливаются.

При рассогласовании закрылков более 2,7° (положение правого и левого закрылков определяется по указателю ИП-32-05) усилители срабатывают, цепь питания следящей системы разрывается, гидропривод останавливается.

Для устранения рассогласования в отклонении закрылков необходимо переключатель *3* установить в положение «Синхронизация». При этом нормально работающий закрылок начнет «следить» за положением неисправного, подстраиваясь к нему.

При активных отказах в следящей системе (залипание контактов реле усилителей, обрыв цепей обратных связей и т. д.) необходимо переключатель *3* установить в положение «Ручное».

Для выпуска (уборки) закрылков необходимо установить рукоятку механизма МКВ-43 в крайнее положение (45° или 0°). Только в этих положениях срабатывает выключатель В-4 (В-6) (см. рис. 15.26) и напряжение питания, минуя систему слежения, поступает на электрогидравлические клапаны гидропривода. Гидропривод, передавая вращение на трансмиссию, обеспечивает выпуск (уборку) закрылков.

В крайних положениях закрылков система автоматически отключается концевыми выключателями МКВ-41.

Положение закрылков контролируется указателем УП-32, в комплект которого входят индикатор *14* и два датчика *13*.

Индикатор ИП-32 установлен на верхнем электрощитке кабины экипажа. Питание переменным током 36 В на указатель поступает с первой панели автоматов защиты через АЗФ1К-2.

Неправильное положение закрылков при взлете сигнализируется сиреной *2* (рис. 15.27), которая включается концевыми выключателями *5* при установке рычагов управления двигателями в положение «Большой газ», контактами реле *4* отключения сирены при убранных шасси и механизмом концевых выключателей МКВ-41. Питание на сирену +27 В поступает с правой панели автоматов защиты через автомат защиты *1*.

При выпуске и уборке закрылков под ними не должно быть стремянок, козелков и других средств аэродромного обслуживания. Выпускать и убирать закрылки надо только по командам связных.

Установка приспособления для растормаживания приводов РП-60 и работа ручным приводом допускаются только при пол-

ностью стравленном давлении в первой и второй гидросистемах и при обесточенной системе.

Включать гидросистемы разрешается только после установки рукоятки управления закрылками в положение, соответствующее фактическому положению закрылков.

Механизм МКВ-42А регулируется в соответствии с действующей технологией с помощью пульта ПП-СЭУЗ.

Для проверки системы СПЗ-1А необходимо:

1. В режиме «Автомат», последовательно устанавливая рукоятку управления механизма МКВ-43 на фиксаторы 45° и 0°, полностью выпустить и убрать закрылки от двух гидросистем. При этом движение закрылков должно происходить плавно, без вибраций и резкого металлического звука.

2. Проверить соответствие показания индикатора ИП-32-05 действительному отклонению закрылков.

3. Проверить поочередно недоход системы до верхних и нижних упоров.

4. Проверить срабатывание концевых выключателей левого механизма МКВ-41 на размыкание цепи автомата АУАСП-12КР и замыкание цепи полетного загружателя при убранных закрылках.

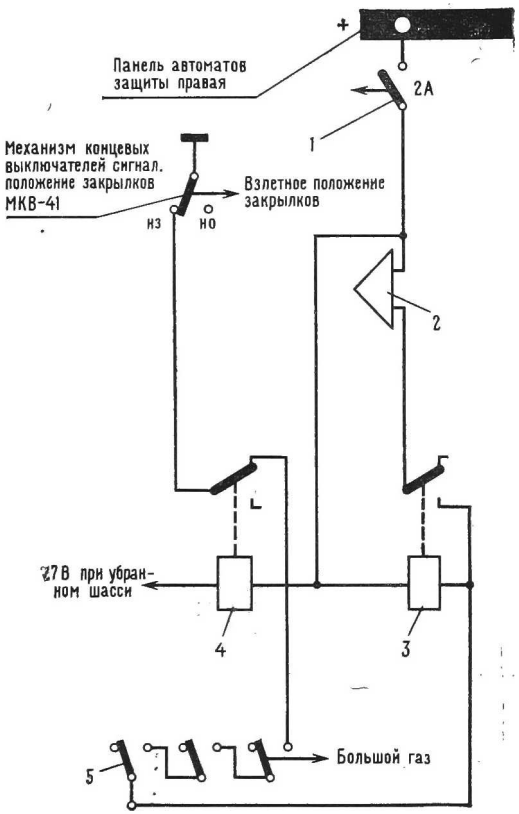


Рис. 15.27. Схема звуковой сигнализации невзлетного положения закрылков:

1—автомат АЗСГК-2 защиты звуковой сигнализации; *2*—сирена С-1; *3*—реле ТКЕ21ПОДГ тревожной сигнализации; *4*—реле ТКЕ21ПОДГ отключения сирены при убранных шасси; *5*—концевой выключатель А-802Д на рычаге управления двигателем (большой газ)

5. Проверить срабатывание концевых выключателей левого механизма МКВ-41 на выключение автомата тяги в крайнем убранном положении и в крайнем выпущенном положении, а также в диапазоне углов 25°—31° с допуском ±1°30′ при установке подъемников внешних закрылков и —23°—29° с допуском ±1°30′ при установке подъемников внутренних закрылков.

6. Проверить звуковую сигнализацию при выпуске закрылков. Цепь звуковой сигнализации должна быть разомкнута в диапазоне углов 24°—29° с допуском ±1°30′ при установке подъемников внешних закрылков и 22°—27° с допуском ±1°30′ при установке подъемников внутренних закрылков.

15.12. УПРАВЛЕНИЕ ПРЕДКРЫЛКАМИ

Предкрылки предназначены для устранения срыва потока на передней верхней поверхности крыла при больших углах атаки и увеличения подъемной силы на взлете и при посадке самолета.

Самолет оборудован шестью предкрылками: внутренними, средними и внешними, причем средние и внешние состоят из двух секций, связанных между собой.

Предкрылки расположены вдоль передней кромки стреловидного крыла, причем внутренние предкрылки расположены на центроплане крыла, а средние и внешние — на отъемной части крыла.

В убранном положении предкрылки образуют участок носовой части крыла. При выпуске предкрылков с закрепленными на них рельсами перемещаются по роликам кареток, установленных на переднем лонжероне крыла. Каждый внутренний предкрылок и каждая из секций средних и внешних предкрылков перемещаются по двум кареткам.

В убранном положении предкрылки фиксируются при помощи роликов и упоров на носке крыла, чем устраняется возможность вибрации и качки предкрылков в полете.

Перемещаются предкрылки винтовыми подъемниками, установленными по два на каждый предкрылок. Подъемники устанавливаются в кронштейнах переднего лонжерона крыла и при помощи карданових сочленений присоединяются к предкрылкам. Винт каждого подъемника приводится во вращение от трансмиссии, соединяющей все подъемники и приводимой в действие реверсивным электромеханизмом ЭПВ-8П, в котором имеются два электродвигателя, связанных между собой через суммирующий дифференциал. Электродвигатели подключены к разным цепям питания и при выходе из строя одного электродвигателя или цепи его питания, другой электродвигатель обеспечивает нормальную работу предкрылков с вдвое меньшей скоростью.

Электромеханизм ЭВП-8П при достижении предкрылками крайних рабочих положений выключается автоматически механизмом концевых выключателей МКВ-36, установленным на трансмиссии. Моменты выключения зафиксированы рисками «ВВ» (выключение верхнее) и «ВН» (выключение нижнее), нанесенными на валу трансмиссии против стрелки на корпусе механизма МКВ-36. При выключении электромеханизма ЭПВ-8П

трансмиссия стопорится тормозными муфтами этого электромеханизма.

Перемещение системы за пределы крайних рабочих положений ограничено упорами в подъемниках (при нормальной работе система не должна доходить до упоров). Положение системы на этих упорах зафиксировано рисками «УПВ» (упор верхний — предкрылки убраны) и «УПН» (упор нижний — предкрылки выпущены), нанесенными на валу трансмиссии против стрелки на корпусе механизма МКВ-36.

При перегрузке электромеханизма ЭПВ-8П (например, если при отказе МКВ-36 система дойдет до упоров в подъемниках внутренних предкрылков) электромеханизм переходит в режим пробуксовки, ограничивая момент, нагружающий трансмиссию и подъемники.

Для регулировки и проверки системы в обесточенном состоянии, предкрылки выпускаются и убираются вручную съемной рукояткой ручного привода электромеханизма ЭПВ-8П.

Управляют предкрылками с помощью переключателя ЗПГ-15К (см. рис. 15.4), установленного на верхнем электрощитке.

Положение предкрылков контролирует сигнальная лампа, расположенная на верхнем электрощитке.

В убранном положении предкрылков сигнальная лампа не горит. При движении предкрылков сигнальная лампа мигает. В выпущенном положении предкрылков сигнальная лампа горит.

Углы отклонения предкрылков в направлении, перпендикулярном оси вращения, при взлете и посадке:

внутреннего предкрылка —20°±20′;

среднего предкрылка —20°±20′;

внешнего предкрылка —16°±20′.

Продолжительность выпуска и уборки предкрылков на земле:

при совместной работе обоих электродвигателей ЭПВ-8П — не более 15 с;

при раздельной работе каждого электродвигателя ЭПВ-8П — не более 30 с.

Сила тока при выпуске и уборке предкрылков на земле:

при совместной работе обоих электродвигателей ЭПВ-8П — не более 7,6 А, причем допускается увеличение тока в конце уборки предкрылков до 9,5 А, время возрастания тока от 7,6 до 9,5 А — не более 1,2 с;

при раздельной работе каждого электродвигателя ЭПВ-8П — не более 3,8 А, при этом допускается увеличение тока в конце уборки предкрылков до 4,75 А, время возрастания тока от 3,8 до 4,75 А — не более 1,5 с.

Момент на рукоятке ручного привода электромеханизма ЭПВ-8П:

при выпуске и уборке предкрылков на земле — не более 0,2 кгс·м;

при уборке предкрылков на земле в момент выключения электродвигателей — не более 0,25 кгс·м.

Недоход системы до верхних и нижних упоров после остановки предкрылков в обоих крайних положениях при работе двух электродвигателей ЭПВ-8П должен быть от 230° до 270° по-

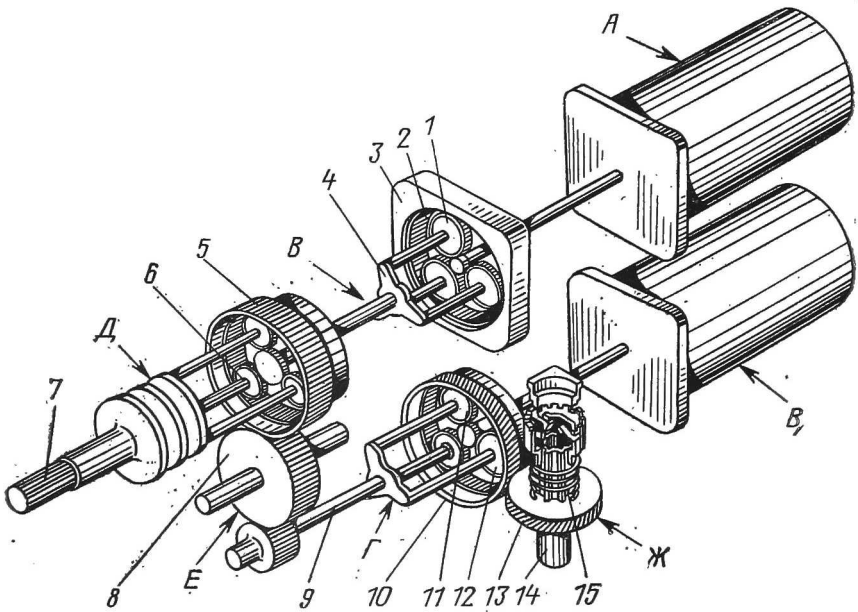


Рис. 15.28. Кинематическая схема механизма ЭПВ-8П:

А, Б—электродвигатели АДС-600Т; *В, Г*—планетарные редукторы; *Д*—фрикционная муфта ограничения момента; *Е*—суммирующий дифференциальный редуктор; *Ж*—ручной привод; *1*—колесо зубчатое солнечное; *2*—колесо зубчатое сателлитовое; *3*—колесо корончатое; *4*—водило; *5*—колесо корончатое; *6*—колесо зубчатое; *7*—вал; *8*—колесо зубчатое; *9*—водило; *10*—колесо корончатое; *11*—колесо зубчатое солнечное; *12*—колесо зубчатое сателлитовое; *13*—колесо зубчатое винтовое; *14*—валик шлицевой; *15*—пружина

ворота вала трансмиссии или 6,7—7,9 оборотов рукоятки ручного привода электромеханизма ЭПВ-8П.

Электромеханизм ЭПВ-8П приводит в действие систему управления предкрылками и состоит из следующих основных узлов (рис. 15.28):

двух электродвигателей переменного тока АДС-600Т;

двух планетарных редукторов с суммирующим дифференциалом;

ручного привода.

Электродвигатель АДС-600Т — реверсивный, трехфазный, асинхронный с короткозамкнутым ротором.

Реверсирование осуществляется переключением фаз обмоток возбуждения. В электродвигатель встроена электромагнитная муфта сцепления-торможения.

Вращение от электродвигателей на выходной вал электромеханизма передается через планетарные редукторы и дифференциал, суммирующий вращение двух одновременно работающих электродвигателей.

При выходе из строя одного электродвигателя или его отключения электромагнитная муфта отключает кинематическую цепь этого электродвигателя. При этом работа другого электродвигателя обеспечивает прежнюю величину рабочего момента на выходном валу, скорость вращения которого снижается вдвое. Электромагнитные муфты сцепления-торможения питаются постоянным током.

Встроенная в электромеханизм ЭПВ-8П многодисковая фрикционная муфта предохраняет электромеханизм, а также систему управления предкрылками от перегрузки. При перегрузке выходного вала фрикционная муфта будет пробуксовывать, ограничивая момент, развиваемый приводным валом.

Ручной привод электромеханизма со съемной рукояткой позволяет вращать выходной вал вручную при обесточенных электродвигателях (один оборот трансмиссии соответствует 10,54 оборотам ручного привода).

Схема электропитания системы управления предкрылками показана на рис. 15.29. Электродвигатели реверсируют переключением фаз, что обеспечивается соответствующим переключением контактов контакторов выпуска и уборки *2, 3, 15, 16*.

Предкрылками управляют с помощью переключателя *5*, установленного на верхнем электрощитке кабины. При установке переключателя *5* в положение «Выпуск» питание с левой панели автоматов защиты через автоматы защиты *4* цепей управления, нормально-замкнутые контакты 6—4 и 3—1 механизма концевых выключателей *6*, контакты 4—5 реле *7, 14* поступает на клемму 9 коробки защиты цепи питания электродвигателя при обрыве фаз 19, 25, затем через контакты 1—2 реле Р1, клемму 8, контакты 1—2 реле *7, 14* на контакторы *2, 15* выпуска предкрылков.

При установке переключателя *5* в положение «Убраны» питание с левой панели автоматов защиты через автоматы *4* цепей управления, нормально-замкнутые контакты 9—7 и 12—10 механизма *6*, контакты 6—5 реле *7, 14* поступает на клемму 9 коробки защиты цепи питания электродвигателя при обрыве фаз *25* и *18*, затем через контакты 1—2 реле Р1, клемму 8, контакты 2—3 реле *7, 14* на контакторы уборки предкрылков *3, 16*.

При срабатывании контакторов *2, 15* или *3, 16* через автомат защиты цепи *1* питание подается на электродвигатели механизма ЭПВ-8П и на реле Р2 коробок защиты *18, 25*. Реле Р2

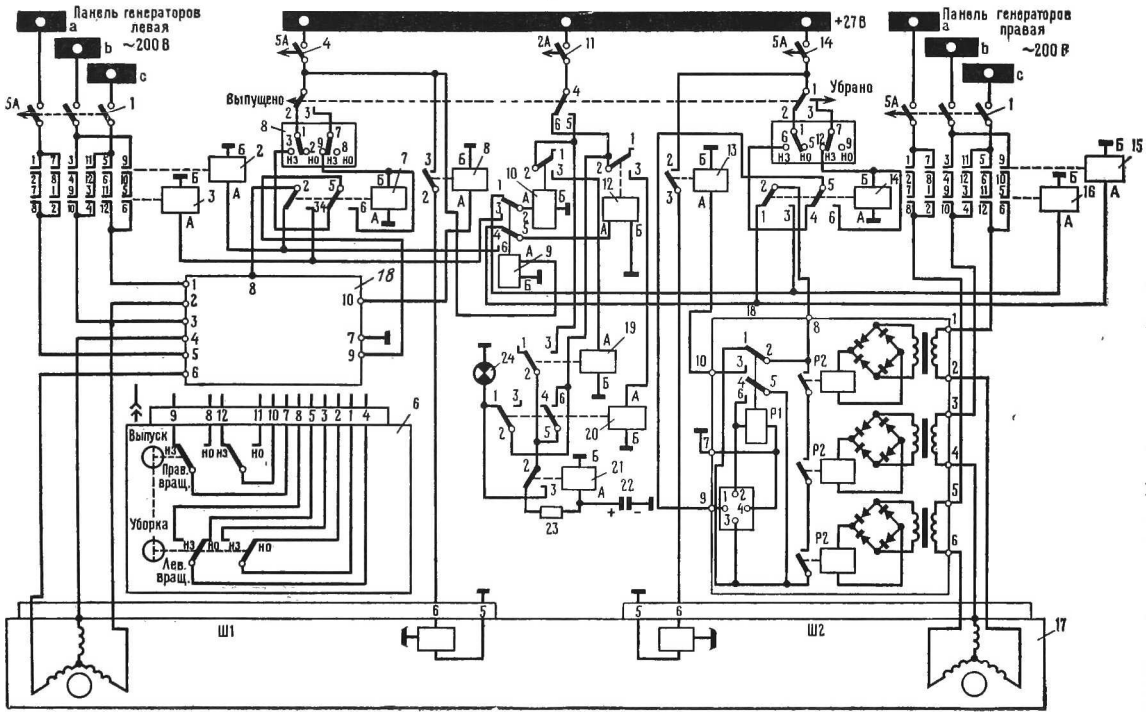


Рис. 15.29. Схема управления предкрылками:

1—автомат АЗЗК-5 защиты цепи 200 В предкрылков; *2, 3*—контакторы ТКД133 ДОД выпуска и уборки предкрылков электродвигателем № 1; *4*—автомат АЗСГК-5 защиты цепей управления предкрылками; *5*—переключатель ЗППГ-15К управления предкрылками; *6*—механизм концевых выключателей МКВ-36; *7*—реле управления мотором № 1; *8*—реле включения электромагнитной муфты в моторе № 1; *9*—реле управления сигнализацией; *10*—реле включения сигнализации при уборке предкрылков; *11*—автомат защиты цепей сигнализации предкрылков; *12*—реле включения сигнализации при выпуске предкрылков; *13*—реле включения электромагнитной муфты в электродвигателе № 2; *14*—реле управления электродвигателем № 2; *15, 16*—контакторы выпуска и уборки предкрылков электродвигателем № 2; *17*—электромеханизм предкрылков ЭПВ-8П; *18*—коробка КЗД-2-10А защиты цепей электродвигателя № 2 при обрыве фаз; *19, 20*—реле питания сигнализации при выпуске и уборке предкрылков; *21*—реле прерывистой сигнализации; *22*—конденсатор ЭТО-23000 мф; *23*—сопротивление МЛТ-2-240 Ом; *24*—сигнальная лампа СЛМ-61 положения предкрылков

срабатывает и питание на контакторы *2, 15* или *3, 16* будет подаваться через контакты реле Р2. Реле времени в коробке защиты срабатывает с выдержкой времени и питание подается через контакты 2—3 реле Р1, клемму 10 коробки защиты на реле *8, 13* включения электромагнитной муфты сцепления.

Происходит выпуск или уборка предкрылков.

Электродвигатели в крайних положениях выключаются автоматически концевыми выключателями МКВ-36.

На самолете предусмотрена световая сигнализация положения предкрылков. Лампа сигнализации *24* (зеленая) установлена на верхнем электрощитке кабины. Питание на лампу подается с левой панели автоматов защиты.

Одновременно с подачей питания на контакторы выпуска *2, 15* или уборки *3, 16* питание подается на реле управления сигнализацией *9*.

При установке переключателя *5* в положение «Выпуск» питание через контакты 6—5 реле *9* подается на реле включения сигнализации при выпуске предкрылков *12*. Реле срабатывает и питание через его замкнувшиеся контакты 2—3 поступает на реле питания сигнализации при выпуске предкрылков *20* и затем через замкнувшиеся контакты 6—5 реле *20* на реле прерывистой сигнализации *21*. Лампа *24* мигает. При выпущенных предкрылках срабатывают концевые выключатели *6*, питание на реле *9* поступать не будет. Реле *12, 20, 21* обесточатся и питание через нормально-замкнутые контакты 2—1 реле *20* поступает на лампу. Лампа горит.

При установке переключателя в положение «Убраны» питание через контакты 3—2 реле *9* поступает на реле включения сигнализации при уборке предкрылков *16*. Реле срабатывает и питание через его замкнувшиеся контакты 2—3 поступает на реле сигнализации при уборке предкрылков *19* и затем замкнувшиеся контакты 3—2 на реле прерывистой сигнализации *21*. Лампа мигает. При убранных предкрылках сработают концевые выключатели механизма *6*. Реле *9, 10, 19, 21* обесточатся. Лампа *24* погаснет.

При выходе из строя электродвигателя № 1 питание на схему сигнализации будет поступать через контакты 4—5 реле *9* при выпуске предкрылков, или 1—2 — при уборке.

Реле управления находится в РК предкрылков, контакторы выпуска и уборки предкрылков — на правой и левой панелях генераторов.

При выпущенном положении предкрылков — лампа горит, при убранном положении — лампа гаснет, во время выпуска и уборки — мигает.

Питание на лампу сигнализации поступает с левой панели автоматов защиты через АЗСГК-2.

Реле управления сигнализацией и питания установлены в РК предкрылков.

В процессе эксплуатации регулируется механизм МКВ-36 для обеспечения останова системы в момент достижения предкрылками убранного и выпущенного положения.

При регулировке МКВ-36 отклонение предкрылков регулируется рукояткой, устанавливаемой на ручной привод механизма ЭПВ-8П (один оборот трансмиссии соответствует 10,5 оборотам ручного привода).

Штепсельные разъемы электромеханизма ЭПВ-8П при регулировке МКВ-36 должны быть отсоединены от электродвигателей во избежание случайного включения системы.

Механизм МКВ-36 регулируется согласно действующей технологии после проверки фиксации крайних положений трансмиссии предкрылков. При установке предкрылков на верхние и нижние упоры риски «УПВ» и «УПН» на валу трансмиссии должны устанавливаться против стрелки на корпусе механизма МКВ-36. Если положение рисок не соответствует положениям системы на упорах, необходимо заново зафиксировать крайние положения предкрылков.

Регулировка МКВ-36 на выпуск и уборку предкрылков считается выполненной правильно, если при трехкратном выпуске и уборке предкрылков положение рисок «УПН» и «УПВ» относительно стрелки на корпусе механизма МКВ-36 будет устойчивым в пределах 30° поворота трансмиссии, а недоход системы до упоров в крайних положениях предкрылков будет 230°—270° поворота трансмиссии.

Если недоход рисок «УПВ» или «УПН» выходит за пределы 230°—270°, необходимо сместить на соответствующий угол поворота трансмиссию.

В процессе проверки работы системы от электромеханизма ЭПВ-8П проверить действие световой сигнализации и убедиться, что:

в убранном положении предкрылков сигнальная лампа не горит;

в процессе движения предкрылков сигнальная лампа мигает;

в выпущенном положении предкрылков сигнальная лампа горит.

Перед выпуском и уборкой предкрылков необходимо убедиться, что перемещению предкрылков ничто не мешает. Выпускать и убирать предкрылки только по командам связных.

Перед включением сети самолета под напряжение необходимо повесить предупредительную надпись «Самолет под током».

При работе ручным приводом управления предкрылками запрещается пользоваться пневмо- и электроприводами.

В процессе отладки и испытания системы управления пред-

крылками под током необходимо соблюдать нормы теплового режима электромеханизма ЭПВ-8П.

При переходе электромеханизма ЭПВ-8П в режим пробуксовки необходимо немедленно его выключить. Конструкция электромеханизма допускает кратковременную пробуксировку — не более 3 с.

После окончания работ ручным приводом управления предкрылками снять с привода рукоятку.

15.13. АВТОМАТ УГЛОВ АТАКИ И СИГНАЛИЗАЦИИ ПЕРЕГРУЗОК АУАСП-12КР

Функционально связанным с системой управления и используемым при пилотировании самолета является автомат углов атаки и перегрузок АУАСП-12КР, который предназначен для непрерывного определения и сопоставления значений текущего $\alpha_т$ и критического $\alpha_{кр}$ углов атаки, а также определения вертикальной перегрузки n_y и сопоставления ее со значением допустимой вертикальной перегрузки, равной $2g$.

Автомат углов атаки и перегрузок обеспечивает включение предупреждающей сигнализации:

по каналу угла атаки за 0,5° до подхода стрелки к сектору (см. рис. 1.8) с погрешностью не более ±0,5°;

по каналу перегрузки за $0{,}2g$ до наступления критического режима с погрешностью не более $\pm 0{,}2g$.

В комплект автомата АУАСП-12КР входят:

датчик критических углов ДКУ-23Р, установленный в первом техническом отсеке на этажерке оборудования у шпангоута № 14;

датчик углов атаки ДУА-9Р, установленный по левому борту в районе шпангоутов № 9—10;

датчик перегрузок ДП-1-1-3, установленный на балке пола у шпангоута № 60;

указатель УАП-12КР, установленный в верхней правой части левой приборной доски;

блок коммутации БК-2Р-3, установленный в первом техническом отсеке на этажерке левого борта между шпангоутами № 8—9.

На указателе УАП-12КР индицируется для визуального наблюдения: текущий угол атаки, критический угол атаки в зависимости от числа М, текущая и допустимая вертикальные перегрузки.

Момент приближения самолета к критическим режимам по углу атаки и перегрузке сигнализирует лампа, расположенная на левой приборной доске, и табло, расположенное на правой приборной доске.

Значения критических углов атаки в зависимости от числа М вырабатываются согласно схеме, приведенной на рис. 15.30.

Напряжение, пропорциональное критическому углу атаки $U=f(\alpha_{кр})$, выдается в функции числа М датчиком критических углов. Напряжение, пропорциональное критическому углу атаки для взлетного режима $U=f(\alpha_{в})$, снимается с задатчика $\alpha_{в}$ и через переключатель режимов поступает в блок коммутации.

Переключатель режимов, задатчик $\alpha_{в}$ и задатчик $\alpha_{п}$ расположены в блоке коммутации. Одновременно в блок коммутации

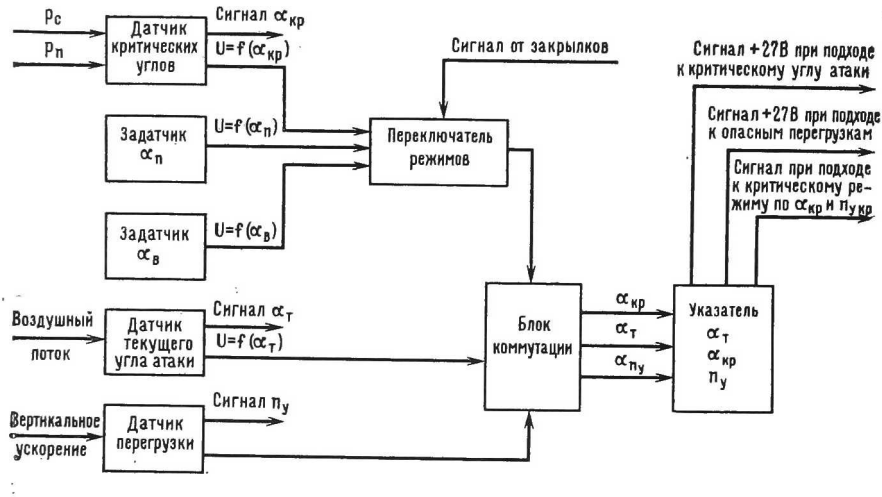


Рис. 15.30. Функциональная схема автомата АУАСП-12КР

поступают напряжения, пропорциональные текущим значениям перегрузки $U=f(n_{y})$ и текущему углу атаки $U=f(\alpha_{т})$ с датчика перегрузок и датчика углов атаки.

Напряжения, поступившие в блок коммутации, поступают на усилители и являются сигналами для автоматических балансных мостов, первичными плечами которых являются потенциометры датчиков. Выходами автоматических балансных мостов являются потенциометры отработки в указателе, где электрические сигналы преобразуются в механические перемещения стрелок и секторы индицируемых параметров. Датчик углов атаки измеряет местные углы атаки, которые связаны с углами атаки самолета зависимостью, устанавливаемой в процессе летных испытаний самолета. Местный угол атаки больше угла атаки самолета примерно в 1,5—2 раза. Переход от измеряемых местных углов атаки к индицируемым углам атаки самолета осуществляется установкой соответствующих масштабов балансного моста канала измерения текущего угла атаки.

В бортовые устройства выдаются сигналы в виде напряжений, пропорциональных критическому углу атаки — с датчика критических углов, текущему углу атаки — с указателя текуще-

го угла атаки и вертикальной перегрузке — с датчика перегрузок.

Переключение характеристики автомата со взлетно-посадочного режима на полетный и обратно осуществляется механизмом концевых выключателей МКВ-41 левого закрылка.

Включается АУАСП-12КР выключателем АУАСП, расположенным на верхнем электрощитке, сблокированным концевым выключателем с обжатым положением передней стойки шасси (рис. 15.31).

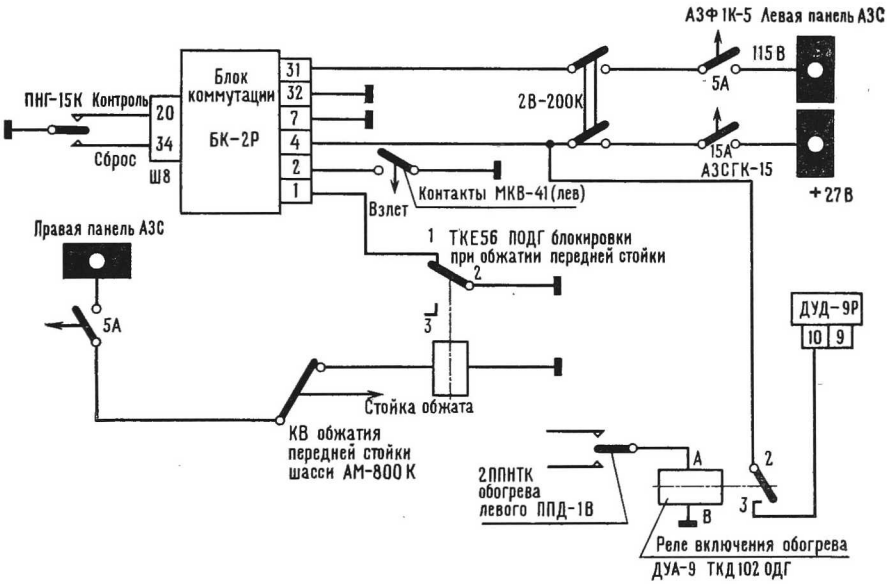


Рис. 15.31. Схема электропитания и переключения характеристик автомата АУАСП-12КР

В полете необходимо следить за тем, чтобы стрелка указателя углов атаки не заходила на сектор критических углов, а стрелка текущих перегрузок — на сектор допустимых перегрузок. Если по тем или иным причинам самолет выйдет на критический режим по углу атаки или перегрузке, то должна сработать предварительная световая и звуковая сигнализация и подключиться механизм торможения колонки штурвала, который препятствует ее перемещению на себя.

В этом случае необходимо уменьшить угол атаки перемещением колонки штурвала от себя. Для определения работоспособности автомата АУАСП-12КР на земле и в воздухе служит система встроенного контроля, включаемая переключателем «Контроль-сброс», расположенным на верхнем электрощитке.

При нажатии переключателя в положение «Контроль» стрелка текущего угла атаки и сектор критического угла атаки долж-

ны занять положение допустимого взлетно-посадочного угла, а стрелка текущей перегрузки должна занять положение допустимой перегрузки. При этом должны загореться сигнальные лампы и табло «Внимание — $\alpha_{кр}$—$n_{y\ доп}$».

При установке переключателя «Контроль-сброс» в нейтральное положение стрелка текущей перегрузки и сектор критических углов атаки возвращаются в исходное положение, а стрелка текущего угла атаки остается в прежнем положении, т. е. индицирует значение взлетно-посадочного угла.

Для сброса показаний текущего угла атаки необходимо переключатель «Контроль-сброс» установить в положение «Сброс».

ГЛАВА 16

АВТОМАТИЧЕСКАЯ БОРТОВАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ АБСУ-154

16.1. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Автоматическая бортовая система управления АБСУ-154 предназначена для обеспечения заданных характеристик устойчивости и управляемости самолета, стабилизации параметров полета и управления самолетом.

АБСУ-154 обеспечивает:

улучшение характеристик устойчивости и управляемости самолета во всем диапазоне эксплуатационных скоростей и высот полета при ручном пилотировании;

стабилизацию углового положения самолета относительно трех основных осей с точностью ±0,5°;

стабилизацию барометрической высоты с точностью ±20 м на маршруте и ±10 м при заходе на посадку;

стабилизацию приборной скорости полета автоматом тяги с точностью ±5 км/ч;

выполнение координированных разворотов на заданный угол;

набор высоты с углами тангажа до +20° и снижение с углами тангажа до —10°;

управление самолетом в горизонтальной плоскости по сигналам навигационного комплекса;

боковое и продольное управление самолетом при заходе на посадку по сигналам системы траекторного управления СТУ-154 до высоты 30 м;

индикацию текущего курса и угла сноса с точностью ±1,5°;

индикацию заданного путевого угла с точностью ±2,5°;

индикацию углов крена и тангажа с точностью ±1,3° вблизи нулевых отметок шкал и ±3° в остальных диапазонах шкал.

Потребляемая системой мощность:

по однофазной сети 115 В 400 Гц	23 В·А
по трехфазной сети 36 В 400 Гц	330 В·А
по трехфазной сети 208 В 400 Гц	400 В·А

Гидравлическое питание рулевых агрегатов обеспечивается от трех независимых гидросистем жидкостью АМГ-10 с рабочим давлением 210 ± 10 кгс/см^2.

Масса комплекта АБСУ-154	260 кг
Время готовности системы	5 мин
Гарантийный ресурс	1000 летних часов

АБСУ-154 — сложная, в основном трижды резервированная система, сохраняющая работоспособность после возникновения нескольких разноименных отказов и обеспечивающая возможность безопасного завершения полета при возникновении второго одноименного отказа.

В системе предусмотрен встроенный непрерывный контроль основных параметров, характеризующих ее состояние и автоматическое переключение отказавших устройств на резервные с одновременной сигнализацией об этом экипажу, а также автоматический (в течение 10 мин) предполетный контроль.

16.2. СОСТАВ, ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ И РАЗМЕЩЕНИЕ

Автоматическая бортовая система управления АБСУ-154 состоит из следующих трех функционально связанных между собой систем (рис. 16.1):

системы траекторного управления СТУ-154;

системы автоматического управления САУ-4;

автомата тяги АТ-4-2М.

Конструктивно система АБСУ-154 выполнена в виде платформ с установленными на них блоками, приборов индикации навигационно-пилотажной информации, пультов с органами управления и устройств световой и звуковой сигнализации, органически вписанных в конструкцию планера и интерьер кабины экипажа.

В систему СТУ-154 входят следующие блоки:

два командно-пилотажных прибора ПКП-1;

два плановых навигационных прибора ПНП-1;

три вычислителя боковых канала В-20;

три вычислителя продольного канала В-21;

блок суммирования БС-14;

блоки контроля бокового и продольного каналов вычислителя БК-17;

два усилителя следящих систем У-87;

соединительная коробка КС-2, на которой установлены все перечисленные блоки, за исключением приборов ПКП-1 и ПНП-1.

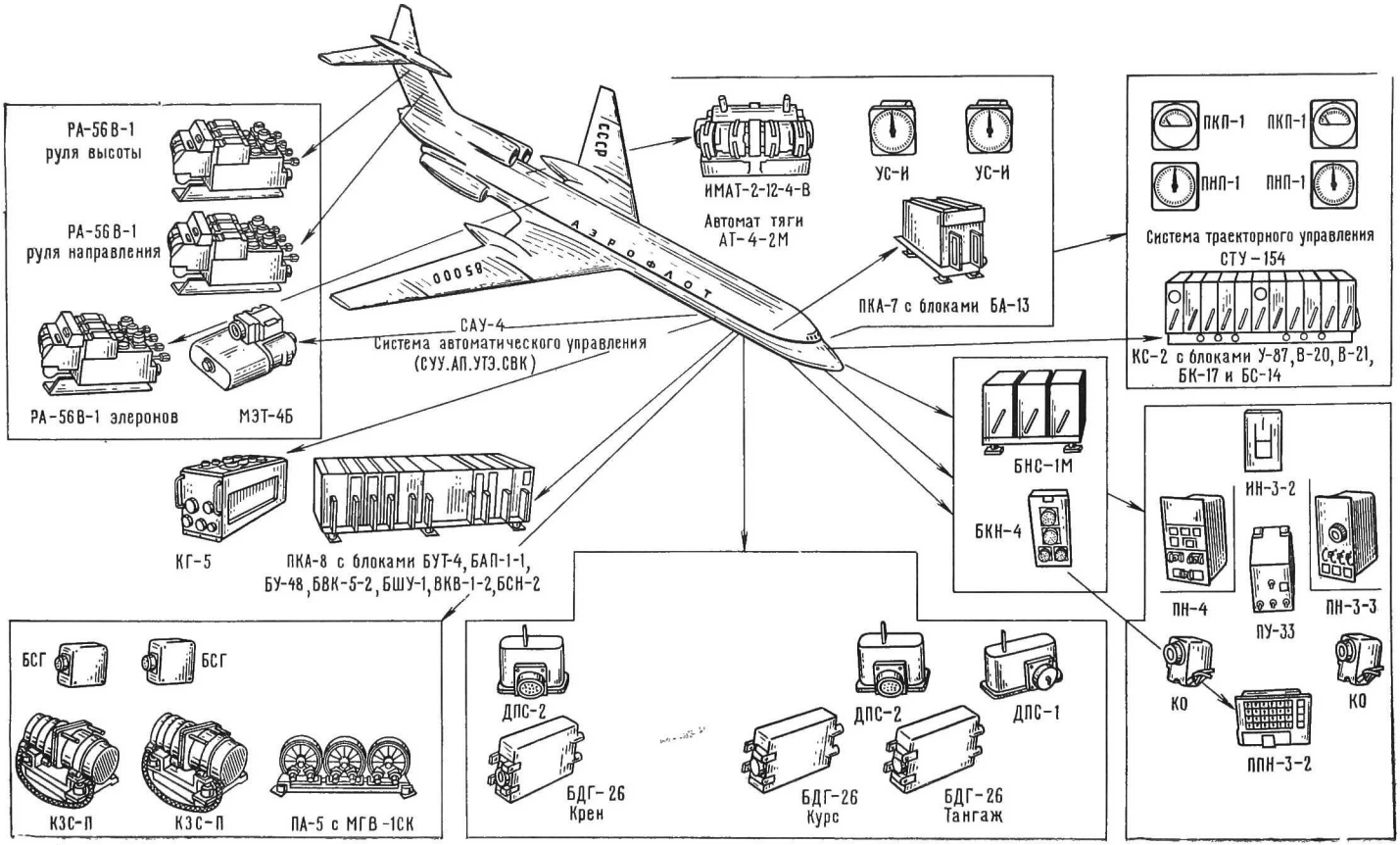


Рис. 16.1. Состав АБСУ-154

В комплект системы САУ-4 входят платформы ПКА-8, ПА-5, ПС-11 и перечисленные ниже блоки.

ПКА-8 — платформа коммутационная, амортизированная, представляет собой раму, служащую для размещения вычислительных блоков САУ-4 и соединения со смежными блоками.

В задней части платформы имеется коммутационная коробка. С помощью размещенных на ней штепсельных разъемов блоки электрически связаны между собой.

Блоки, установленные на платформе, фиксируются с помощью направляющих штырей, соответствующих им гнезд и ручек с замками.

Параметры блоков, установленных на платформе, можно регулировать с помощью потенциометров, оси которых находятся под крышками на передних панелях блоков.

На платформе ПКА-8 размещены:

БУТ-4-2 — блок управления триммированием для формирования закона управления балансировкой руля высоты и выдачи команды для управления механизмом эффекта триммирования МЭТ-4Б;

БАП-1-1 — три блока автопилота, в каждый из которых входят три блока демодуляции и усиления (БДУ) подканалов курса, крена и тангажа для формирования сигналов управляемости по курсу, крену и тангажу;

БУ-48 — блок управления для размещения устройств согласования и преобразования сигналов, сигнализаторов напряжения и электрического счетчика наработки системы;

БВК-5-2 — блок встроенного контроля для оперативного контроля работоспособности системы;

БШУ-1 — блок штурвального управления для формирования сигналов управляемости по крену и тангажу;

ВКВ-1-2 — вычислитель корректора высоты для формирования сигнала стабилизации барометрической высоты полета;

БСН-2 — блок связи с навигационными устройствами для формирования сигналов отклонения от стабилизируемого курса.

На амортизационной платформе ПА-5 размещены три малогабаритные гировертикали МГВ-1СК, являющиеся универсальными датчиками углов крена и тангажа.

Конструктивно отдельно выполнены следующие блоки системы САУ-4:

КГ-5 — коммутатор гиродатчиков для коммутации и контроля сигналов, снимаемых с гировертикалей МГВ-1СК;

МЭТ-4Б — механизм эффекта триммирования для установки колонки штурвала в положение, соответствующее сбалансированному положению руля высоты;

РА-56В-1 — три строенных электрогидравлических рулевых агрегата, являющиеся исполнительными механизмами сервопри-

вода СП-1Г и служащие для управления гидроусилителями рулей самолета;

ДПС-1 — датчик положения строенный для измерения перемещения штока механизма эффекта триммирования:

ДПС-2 — два датчика положения строенные для измерения положения штурвала и его колонки;

КЗСП — два корректора-задатчика приборной скорости для измерения отклонения приборной скорости полета от стабилизируемого значения;

БСГ — два блока сигналов готовности для формирования сигналов исправности отрабатывающей системы КЗСП;

БДГ-26 — три блока демпфирующих гироскопов для измерения угловых скоростей самолета относительно трех его осей;

ПУ-33 — пульт управления для выбора режимов работы АБСУ-154;

ПН-4 — приставка навигационная для включения режимов работы АБСУ-154 по сигналам навигационного комплекса;

ППН-3-2 — пульт поиска неисправностей для контроля интегральной исправности каналов АБСУ-154;

ИН-3-2 — индикатор нулевой для индикации положения выходных звеньев рулевых агрегатов в каналах курса, крена и тангажа;

БКН-4 — блок коммутации навигационный для связи систем САУ-4 и СТУ-154 с системами комплекса навигации;

КО — две кнопки отключения автоматического режима управления самолетом;

БНС-1М — блок навигационных сигналов состоит из блока связи с автоматикой БСА-1, навигационного вычислителя ВН-1 и блока интегральной сигнализации БИС-1, установленных на соединительной платформе ПС-11, и служит для формирования и выдачи сигналов предельно допустимых отклонений самолета от линий курса и глиссады и сигналов интегральной исправности системы.

В автомат тяги АТ-4-2М входят следующие блоки;

ПН-3-3 — приставка навигационная для включения и выключения автомата тяги и системы траекторного управления, а также переключения режимов индикации на приборы правой приборной доски;

БА-13 — два блока автоматики для формирования сигналов управления тягой маршевых двигателей;

ПКА-7 — платформа коммутационная для амортизации и размещения двух блоков БА-13 и соединения с другими блоками;

УС-И — два указателя приборной скорости с индексом для индикации приборной скорости, отклонения от заданного значения приборной скорости и выдачи сигналов управления тягой маршевых двигателей;

ИМАТ-2-12-4В — исполнительный механизм автоматического управления секторами газа маршевых двигателей;

204КС — кнопки отключения автомата тяги на секторах газа двигателей;

ВН-701-ГС — два микровыключателя крайнего положения рычагов управления двигателями на пульте бортинженера.

Блоки БНС-1М, КС-2, ПА-5, ПКА-7, ПКА-8, КГ-5 размещены в первом техническом отсеке, на этажерке оборудования, между шпангоутами № 10—30.

Блоки АБСУ-154 с органами оперативного контроля и управления размещены на приборных досках и пультах кабины экипажа (рис. 16.2).

На лицевой панели пульта управления ПУ-33 расположены рукоятка «Разворот — спуск — подъем», выключатели каналов, выключатели каналов крена и тангажа, кнопка включения статоскопических режимов «Δ» и переключатель «$\Delta H - \Delta M - \Delta N$», кнопка «Стаб.» включения автономного автоматического режима, кнопка включения ускоренной коррекции гировертикалей «Арретир.». На пульте управления ПУ-33 также расположен выключатель, «Вкл. в болтанку», при включении которого законы управления АБСУ-154 корректируются для полета в турбулентной атмосфере.

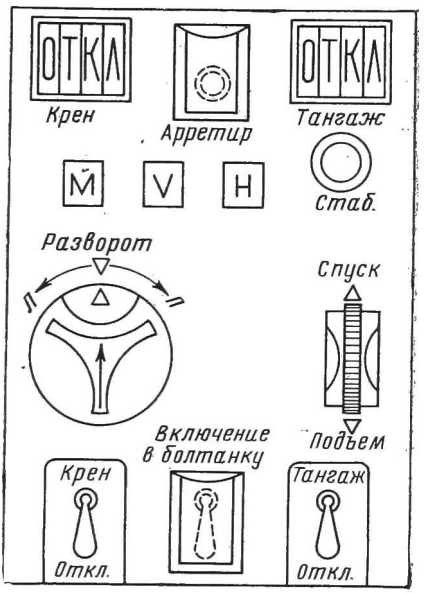


Рис. 16.3. Пульт управления ПУ-33 АБСУ-154 1-й серии

Бленкеры продольного канала «Тангаж» и бокового канала «Крен» на ПУ-33 индицируют режимы работы системы.

На самолетах, оборудованных АБСУ-154 первой серии, пульт управления ПУ-33 несколько упрощен (рис. 16.3). На этом пульте рукоятки бокового и продольного управления самолетом выполнены раздельно.

Навигационная приставка ПН-4 (см. рис. 16.2) является дополнительным пультом, обеспечивающим включение и выключение режимов АБСУ-154, при которых используются сигналы навигационного комплекса самолета. При нажатии кнопок-табло они загораются и сигнализируют о включении соответствующего режима.

На лицевой панели навигационной приставки ПН-3-3 расположены органы управления и контроля автоматом тяги. Кноп-

ка-табло «Скорость» размещена в середине рукоятки задания скорости, жестко соединенной с осью узла концевых переключателей. Рукоятка снабжена механизмом возврата в нулевое положение.

Табло-переключатели «Г1», Г2», Г3» имеют два рабочих положения:

нижнее, при котором цепь питания муфт механизмов ИМАТ-2-12-4В замкнута и сигнальные лампы не горят;

верхнее, при котором цепь питания муфт разомкнута и горят сигнальные лампы.

Переключатели «I откл. — II откл.», «УС-И лев. — УС-И прав.» и выключатель «Питание АТ» защищены скобами. Слева на лицевой панели ПН-3-3 расположены сигнальные лампы и кнопки контроля работоспособности систем встроенного контроля СТУ-154 и АТ-4-2М.

Указатель скорости с индексом УС-И содержит следующие основные узлы: мембранный чувствительный элемент и передаточно-множительный механизм, с которым связаны стрелка и следящая система.

Скорость отсчитывается по счетчику и стрелке относительно неподвижной шкалы. Относительно этой же шкалы с помощью следящей системы устанавливается индекс заданной приборной скорости.

Основная навигационно-пилотажная информация сосредоточена на приборах ПНП-1 и ПКП-1. Прибор ПНП-1 объединяет указатели положения самолета в горизонтальной плоскости, положения самолета относительно траектории в вертикальной плоскости, дальности до радиомаяка, сигнализаторы полета «НА» или «ОТ» радиомаяка и отказа радиосредств посадки и датчика курса.

Прибор ПНП-1 (рис. 16.4) индицирует следующие параметры:

текущий курс самолета ψ;

заданный курс самолета (ЗК) $\psi_з$;

угол сноса (УС);

дальность до радиомаяка D;

отклонение самолета от курсовой зоны посадочного радиомаяка или от траектории в горизонтальной плоскости $\varepsilon_к$;

отклонение самолета от глиссады или от траектории в вертикальной плоскости $\varepsilon_г$;

приближение к радиомаяку или удаление от него;

отказы датчиков курса, глиссадного и курсового радиомаяков;

режим работы прибора и связи его с датчиками.

Прибор ПКП-1 объединяет в себе дистанционный авиагоризонт, командный нуль-прибор, указатели положения самолета относительно заданной траектории полета, указатели высоты,

отклонения от заданной скорости, скольжения, а также сигнализаторы исправности работы бокового и продольного каналов системы траекторного управления, датчиков крена и тангажа.

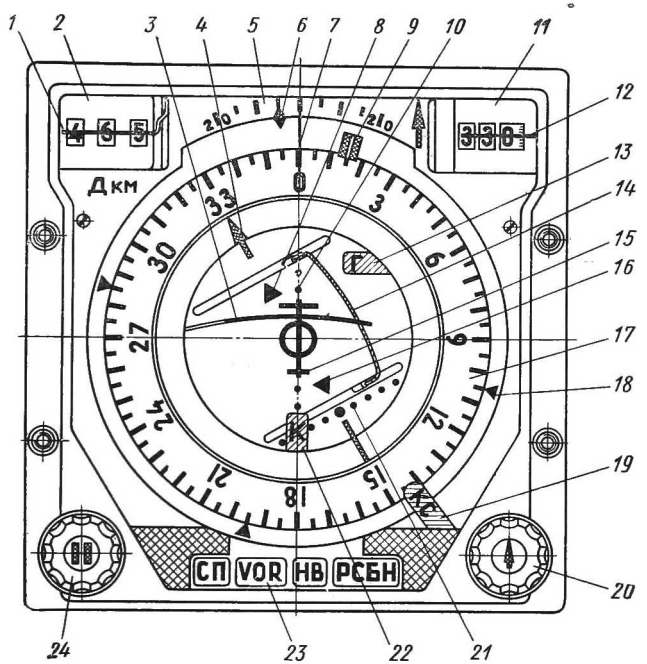


Рис. 16.4. Прибор ПНП-1:

1—стрелка сигнализатора нерабочего состояния счетчика дальности; *2*—счетчик дальности; *3*—стрелка отклонения от равносигнальной зоны глиссады; *4*—стрелка указателя ЗПУ; *5*—шкала указателя УС; *6*—индекс указателя УС; *7*—неподвижный индекс отсчета текущего курса; *8*—сигнализатор полета на радиомаяк; *9*—индекс указателя ЗК; *10*—шкала отклонения от равносигнальной зоны глиссады; *11*—счетчик ЗПУ; *12*—стрелка сигнализатора нерабочего состояния счетчика ЗПУ; *13*—бленкер отказа глиссадного радиоприемника; *14*—стрелка отклонения от равносигнальной зоны курса; *15*—силуэт самолета; *16*—сигнализатор полета от радиомаяка; *17*—шкала курса; *18*—три индекса, связанных со стрелкой ЗК для построения прямоугольного маршрута захода на посадку; *19*—бленкер отказа курсовой системы; *20*—кремальера ЗПУ; *21*—шкала указателя отклонения от равносигнальной зоны курса; *22*—бленкер отказа курсового радиоприемника; *23*—табло режимов работы прибора и связи его с системами-датчиками; *24*—кремальера ЗК

Прибор ПКП-1 (рис. 16.5) индицирует следующие параметры:

крен самолета γ;

тангаж самолета ϑ;

команду управления самолетом в горизонтальной плоскости δ_Z;

команду управления самолетом в вертикальной плоскости δ_H;

отклонение самолета от глиссады;
истинную высоту полета в диапазоне 0—60 м;
отклонение скорости полета от заданной ΔV;
наличие скольжения;
исправность бокового и продольного каналов системы траекторного управления, датчиков углов крена и тангажа.

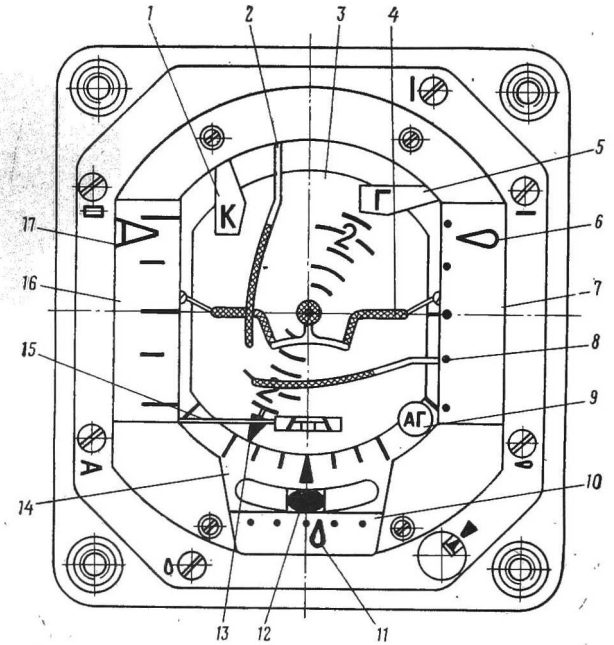


Рис. 16.5. Прибор ПКП-1:

1—бленкер отказа формирователя команд бокового канала; *2*—стрелка указателя боковых команд управления; *3*—полусфера указателя крена и тангажа; *4*—силуэт самолета; *5*—бленкер отказа формирователя команд продольного канала; *6*—стрелка отклонения от равносигнальной зоны глиссады; *7*—шкала указателя отклонения от равносигнальной зоны глиссады; *8*—стрелка указателя; *9*—бленкер отказа датчиков крена и тангажа; *10*—шкала указателя отклонения от равносигнальной зоны курса; *11*—стрелка указателя отклонения от равносигнальной зоны курса; *12*—указатель скольжения; *13*—стрелка указателя крена; *14*—шкала указателя крена; *15*—стрелка указателя истинной высоты; *16*—шкала указателя отклонения от заданной скорости полета; *17*—стрелка указателя отклонения от заданной скорости полета

Схема, отражающая структуру АБСУ-154 и связи с системами навигационного комплекса, показана на рис. 16.6. Для повышения безопасности полетов в состав системы включен блок сравнения и предельного крена (БСПК), предназначенный для сравнения сигналов крена двух гировертикалей и коммутации сигнала, несущего информацию о достижении предельно допу-

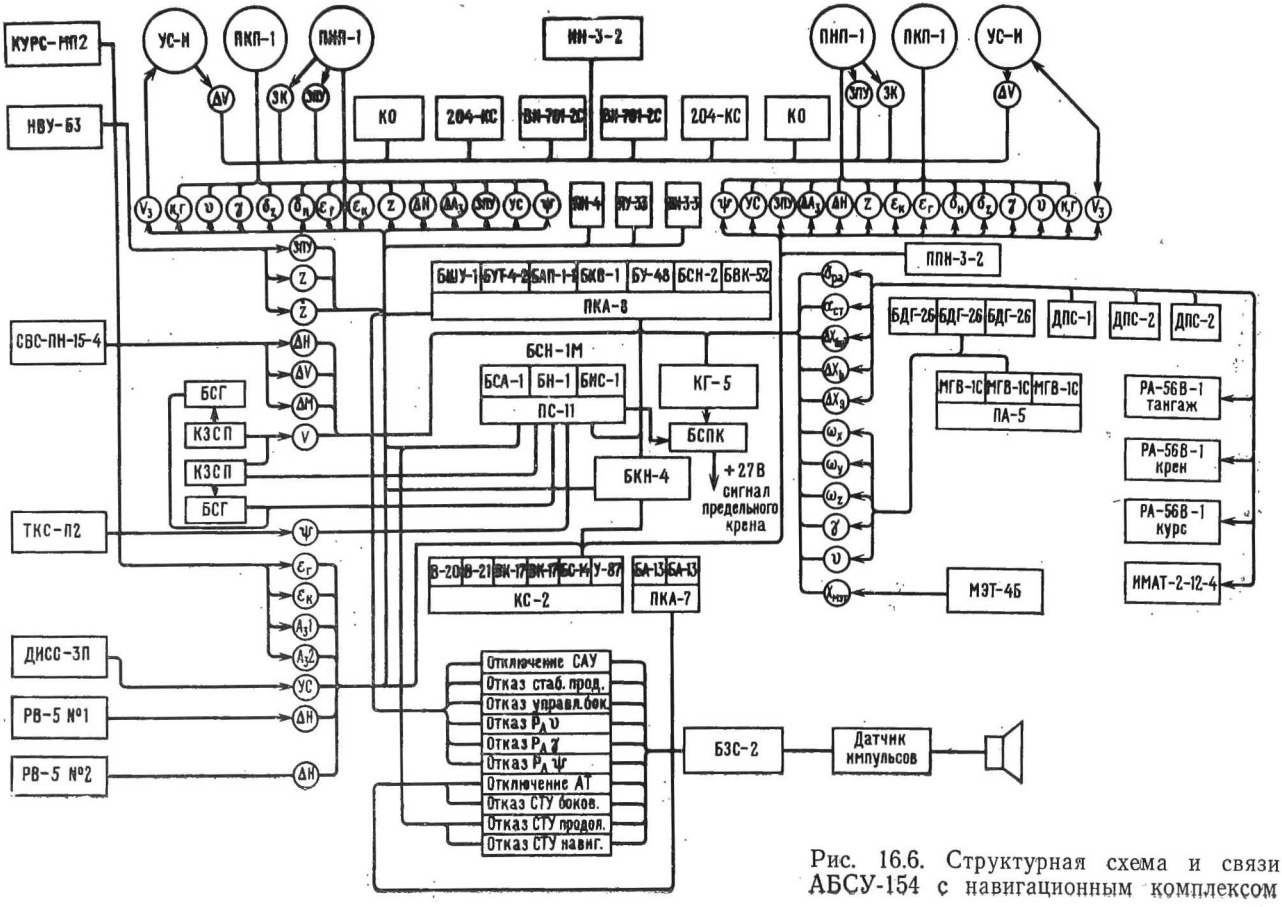


Рис. 16.6. Структурная схема и связи АБСУ-154 с навигационным комплексом

стимой разницы в сигналах сравниваемых гировертикалей и сигнализации предельных углов крена.

Для получения электрических сигналов предельных углов крена и тангажа в БСПК используются следящие системы, связанные через коммутатор гиродатчиков с гировертикалями МГВ-1СК.

Для этого на оси роторов сельсинов следящей системы установлены коммутационные диски-сигнализаторы, которые включают цепь сигнализации при крене самолета ±33° при полете на высоте более 250 м и ±12° при полете на высоте менее 250 м. Пределы сигнализации в БСПК переключаются по сигналу радиовысотомера РВ-5, подаваемого через блок БНС-1М.

16.3. СИСТЕМА ТРАЕКТОРНОГО УПРАВЛЕНИЯ СТУ-154

Система траекторного управления СТУ-154 выполняет следующие функции:

а) формирует командные сигналы для директорного управления самолетом при заходе на посадку и уходе на второй круг;

б) индицирует с помощью приборов ПНП-1 и ПКП-1 основные навигационно-пилотажные параметры;

в) выдает информацию об отказе систем, сигналы которых используются для формирования команд управления;

г) выдает информацию об отказах бокового и продольного каналов системы;

д) выдает командные сигналы в систему САУ-4 для автоматического управления самолетом при заходе на посадку.

Структурная схема системы СТУ-154 представлена на рис. 16.7.

Навигационно-пилотажные параметры, определяемые устройствами ТКС-П2, МГВ-1СК, КУРС-МП2, ДИСС-3П, НВУ-БЗ подаются на приборы ПНП-1 для индикации и на вычислители для формирования командных сигналов управления самолетом.

По своему назначению и конструктивному исполнению вычислители СТУ-154 делятся на вычислители бокового канала управления В-20 и продольного канала управления В-21.

Сформированные в вычислителях сигналы управления через блоки контроля БК-17 подаются на приборы ПКП-1 для индикации команд управления и в систему автоматического управления для исполнения этих команд.

Характерной особенностью каждого из каналов является:

резервирование вычислителей;

непрерывный встроенный контроль и сигнализация работоспособности;

тест-контроль блоков контроля и усилителей.

Функциональная схема формирования команды управления боковым движением самолета представлена на рис. 16.8.

В боковом канале команда управления самолетом формируется следующим образом.

Для выполнения четвертого разворота при заходе на посадку сигнал отклонения от заданного курса $\Delta\psi$ формируется в приборе ПНП-1 как разность введенного с помощью кремальеры посадочного путевого угла и текущего курса самолета и подается на вход звеньев *1, 3, 6* вычислителя В-20. Сигнал управ-

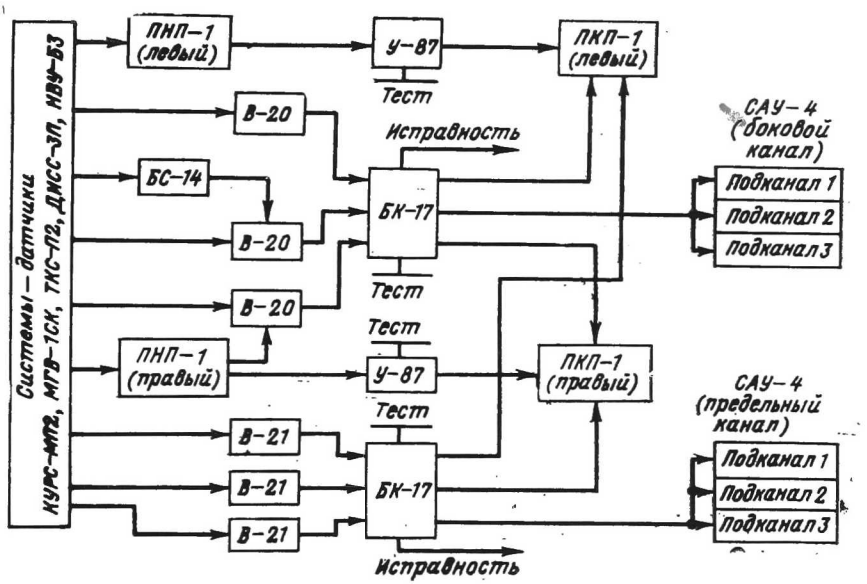


Рис. 16.7. Структурная схема СТУ-154

ления формируется на суммирующем элементе, включенном на выходе звеньев *6* и *11*, причем сигнал отклонения от заданного курса, пропускаемый через ограничитель *11*, противоположен по знаку сигналу, пропускаемому через звено *6*.

До тех пор пока сигнал с выхода звена *3* не будет ограничен звеном *11*, он будет компенсировать сигнал с выхода звена *6* при условии равенства коэффициентов передачи звеньев *3* и *6*.

При достижении сигналом на выходе звена *3* уровня ограничения на суммирующем элементе звеньев *6* и *11* появится сигнал отклонения от заданного курса. Так как величина этого сигнала в начале четвертого разворота велика, то вывод самолета в зону, где напряженность электромагнитного поля курсового радиомаяка пропорциональна отклонению от равносигнальной зоны курса осуществляется по сигналу отклонения от заданного курса.

Вблизи равносигнальной зоны курса, когда значение сигнала отклонения от заданного курса мало, сигнал с выхода звена *3* компенсируется противоположным сигналом с выхода звена *6*.

Однако при реализации указанной структуры трудно достигнуть полной компенсации и поэтому при пересечении глиссады сигнал отклонения от заданного курса механически отключается, а основными управляющими сигналами становятся отклонение от равносигнальной зоны курса $\varepsilon_к$ и его производная $\dot{\varepsilon}_г$.

Указанная структура реализуется на звеньях *10* и *17*. В звене *17* с постоянной времени звена T_{17} производится необходимая фильтрация помех сигнала производной отклонения от равносигнальной зоны курса.

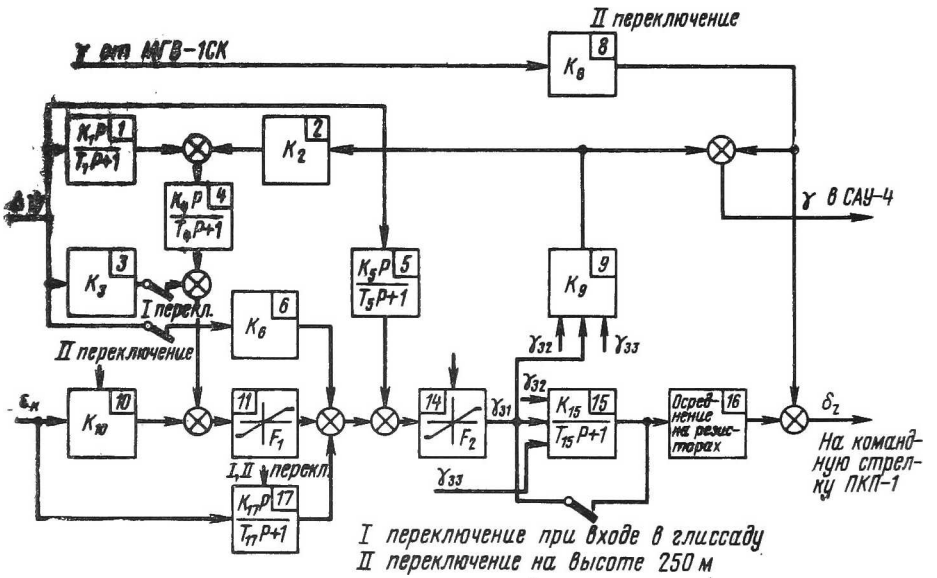


Рис. 16.8. Функциональная схема формирования команды управления боковым движением самолета в СТУ-154

Для повышения устойчивости системы вводится производная сигнала отклонения от курса $\Delta\dot{\psi}$, пропорциональная сигналу скорости линейного отклонения от равносигнальной зоны курса $\dot{Z}$ и компенсирующая запаздывания сигнала производной $\dot{\varepsilon}_к$. Этот сигнал формируется в звене *5* и суммируется с сигналами, снимаемыми со звеньев *10* и *17*.

Постоянная времени звена *5* выбрана равной постоянной времени звена *17*. Сумма этих сигналов, соответствующих заданному значению крена $\gamma_з$, ограничивается звеном *14* двадцатью градусами крена. Чтобы обеспечить безопасность полета по мере приближения самолета к ВПП, происходит второе переключение на высоте 250 м по сигналу радиовысотомеров и заданный крен ограничивается десятью градусами.

Для устранения колебаний директорной стрелки от радиопомех сигнал заданного крена пропускается через звено *15*.

Отфильтрованный сигнал заданного крена поступает на элемент мажоритальной логики звена *9* (кворум-элемент), где сравнивается с заданными сигналами крена двух других вычислителей $\gamma_{з2}$, $\gamma_{з3}$ и осредняется.

Средний сигнал сравнивается с сигналом текущего крена, поступающего со звена *8*.

Для повышения устойчивости системы по мере приближения самолета к радиомаяку передаточные коэффициенты звеньев *5*, *10* и *17* переключаются по сигналу радиовысотомеров РВ-5.

Для устранения статических ошибок от выставки гировертикали и возмущения на входе системы в структуре бокового канала вычислителя введены звенья *1*, *2*, *4*.

Работа этих звеньев сводится к следующему. Звено *2* образует положительную обратную связь по заданному крену, пропущенную через инерционное звено *4* с большой постоянной времени. Такая обратная связь придает контуру управления интегрирующие свойства, так как на выходе звена *16* образуется сумма сигналов $\gamma_з + \frac{1}{T_4P+1}\gamma_з$. Для того чтобы интегрирующее действие проявлялось при наличии упомянутых ошибок, в структуру введено звено *1*. Выходной сигнал этого звена $\frac{K_\varphi P\Delta\psi}{T_1P+1}$ представляет собой сигнал истинного крена, т. е. равен ему.

Поскольку обязательным условием управления является равенство заданного и текущего крена, то сигналы с выхода звеньев *1* и *2*, поступающие с разными знаками, скомпенсируют друг друга, и положительная обратная связь по $\gamma_з$ как бы разорвется.

Сформированная в вычислителе бокового канала команда управления описывается уравнением вида

$$\delta_Z = i_Z(\gamma - \gamma_з), \tag{16.1}$$

где

$$\gamma_з = \frac{K_{15}}{T_{15}P+1}F_2\left\{K_6\Delta\psi + \frac{K_5P}{T_5P+1}\Delta\psi + \frac{K_{17}P}{T_{17}P+1}\varepsilon_к + \right.$$
$$\left. + E_1\left[-K_з\Delta\psi + K_{10}\varepsilon_к + \frac{K_4}{T_4P+1}\left(\frac{K_1P}{T_1P+1}\Delta\psi + K_2\gamma_з\right)\right]\right\} \tag{16.2}$$

для директорного режима;

$$\gamma_з = F_2\left\{K_6\Delta\psi + \frac{K_5P}{T_5P+1}\Delta\psi + \frac{K_{17}P}{T_{17}P+1}\varepsilon_к + \right.$$
$$\left. + F_1\left[-K_з\Delta\psi + K_{10}\varepsilon_к + \frac{K_4}{T_1P+1}\left(\frac{K_1P}{T_1P+1}\Delta\psi + K_2\gamma_з\right)\right]\right\} \tag{16.3}$$

для автоматического режима;

i_Z — масштабный коэффициент цепи формирования сигнала по крену (мм/град), изменяемый по сигналу радиовысотомеров при переключениях);

F_1, F_2 — функции ограничения выходных сигналов звеньями *11* и *14*;

P — оператор дифференцирования.

Принцип формирования командного сигнала управления в продольном канале тот же, что и в боковом, однако динамиче-

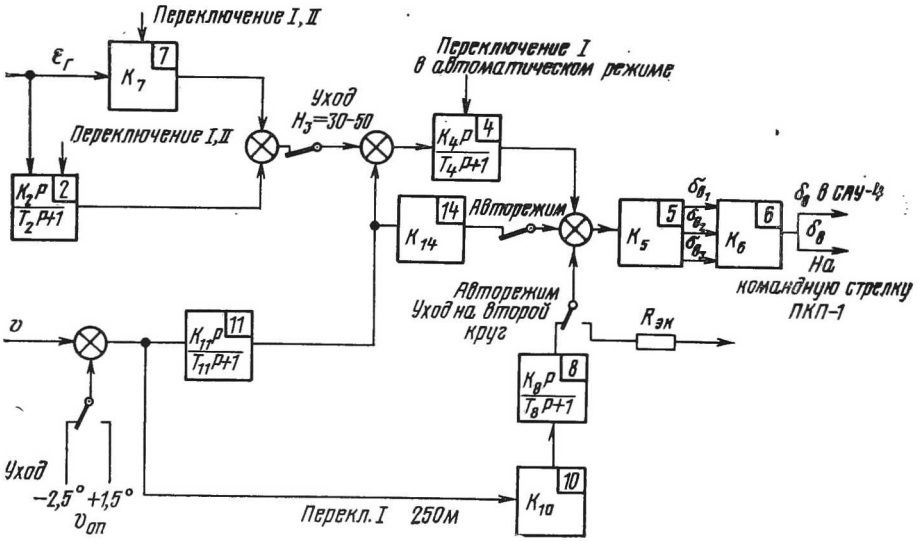


Рис. 16.9. Функциональная схема формирования команд управления продольным движением самолета в СТУ-154

ские свойства управления самолетом в вертикальной плоскости имеют свои особенности.

Для формирования командных сигналов управления самолетом в продольном канале используются сигнал отклонения от глиссады $\varepsilon_г$ и его производная $\dot{\varepsilon}_г$. Эти сигналы формируются на звеньях *2* и *7* (рис. 16.9) с заданными значениями коэффициентов. Полученные сигналы суммируются. В звене *2* обеспечивается необходимая фильтрация помех производной отклонения от глиссады. Высокий уровень помехи, содержащийся в сигнале $\varepsilon_г$, а также большое значение коэффициента K_2 при его производной требует фильтрации суммарного сигнала, которая осуществляется инерционным звеном *4* с большой постоянной времени (1,5÷3 с).

Чтобы повысить помехоустойчивость системы, в вычислитель продольного канала вводится сигнал производной от угла тангажа $\dot{\vartheta}$, формируемый звеном *11* из сигнала угла тангажа, поступающего от гировертикали МГВ-1СК. Постоянная време-

ни звена *11* выбрана равной постоянной времени звена *2*, благодаря чему на суммирующем элементе компенсируются сигналы, снимаемые с этих звеньев.

В канале продольного управления самолетом используется сигнал тангажа и может возникнуть статическая ошибка отклонения самолета от глиссады, так как движение самолета по глиссаде может быть достигнуто только лишь при компенсации сигнала тангажа $K_8\vartheta$ сигналом $K_7\varepsilon_г$, что фактически соответствует отклонению от глиссады.

Для устранения этой ошибки сигнал тангажа пропускается через изодромные звенья *8* и *10* с большой постоянной времени T_8 (15 с). Введение изодромных звеньев позволяет стабилизировать самолет при короткопериодических колебаниях вокруг центра тяжести и устранить статическую ошибку, вызываемую сигналом тангажа.

В АБСУ-154 имеются устройства автоматической балансировки самолета, являющиеся интегрирующими звеньями в контуре управления и снижающие устойчивость продольного контура управления. Чтобы уменьшить влияние балансировки в автоматическом режиме захода на посадку вводится звено *14*, повышающее коэффициент усиления по угловой скорости ω_z в общем контуре стабилизации введением дополнительного сигнала тангажа.

В директорном режиме звенья *8, 10, 14* отключены и роль изодромного звена выполняет пилот. Он также подбирает коэффициент усиления по сигналу ω_z при ручном пилотировании.

Так как при изменении дальности при одном и том же отклонении от глиссады величина сигнала меняется, то для сохранения масштаба сигналов порции коэффициентов звеньев *2* и *7* переключаются по сигналу от радиовысотомеров РВ-5 в зависимости от дальности до ВПП. Чтобы повысить устойчивость при малых дальностях, дополнительно переключаются звенья *4* и *11*.

На высоте 30—50 м сигнал отклонения от глиссады отключается и дальнейшая стабилизация самолета до высоты 15 м производится по сигналу производной тангажа, формируемого звеном *11* в директорном режиме или по суммарному сигналу звеньев *8, 10* и *11* в автоматическом режиме.

Для улучшения переходного процесса при переходе из режима горизонтального полета к полету по глиссаде в момент пересечения глиссады включается опорный сигнал тангажа 2,5°, что приблизительно соответствует наклону глиссады 2—3°.

При уходе на второй круг сигнал рассогласования по глиссаде и его производная отключаются. Одновременно сигнал опорного тангажа $\vartheta_{оп}$ переключается с —2,5° на +1,5°. Управление осуществляется как в директорном, так и автоматическом режиме.

Изменение сигнала опорного тангажа выбрано таким образом, чтобы максимальная перегрузка перекладки руля не превышала $0{,}25g$.

Звено *5* служит для выбора масштаба выходного сигнала, а звено *6* осредняет значения сигналов трех вычислителей.

Таким образом, сформированные в вычислителях продольного канала команды управления самолетом имеют вид

для директорного режима

$$\delta_H = i_H K_5 \left[K_7 \varepsilon_\Gamma + \frac{K_2 P \varepsilon_\Gamma}{T_2 P + 1} F_1 + \frac{K_{11} P}{T_{11} P + 1} (\vartheta + \vartheta_{оп}) \frac{K_4}{T_4 P + 1} \right], \tag{16.4}$$

для автоматического режима

$$\delta_H = i_H K_5 \left\{ \left[K_7 \varepsilon_\Gamma + \frac{K_2 P \varepsilon_\Gamma}{T_2 P + 1} F_1 + \frac{K_{11} P}{T_{11} P + 1} (\vartheta + \vartheta_{оп}) \frac{K_4 P}{T_4 P + 1} \right] + \right.$$
$$\left. + \frac{K_8 K_{10} P}{T_8 P + 1} (\vartheta + \vartheta_{0п}) \right\}, \tag{16.5}$$

где i_H — передаточный коэффициент цепи формирования команды управления по тангажу (в мм/град).

В СТУ-154 применено два вида встроенного контроля: непрерывный контроль и тест-контроль.

Непрерывному контролю подвергаются наиболее ответственные части вычислительного устройства.

Тест-контроль применяется для проверки работоспособности следящих систем, вычислителей и схемы непрерывного контроля вычислительных устройств.

Непрерывный контроль вычислителей осуществляют блоки контроля БК-17.

Сигналы заданного крена контролирует кворум-элемент (КЭ), состоящий из трех управляемых диодных мостов, что соответствует количеству проверяемых каналов вычислителей. Работа кворум-элемента характеризуется тремя режимами: осреднение трех сигналов; запирание цепи одного из трех сигналов; выбор промежуточного сигнала.

Кворум-элемент работает в режим осреднения, когда разница напряжений каждого канала и напряжения на общей выходной нагрузке не превышает выбранного значения, т. е.

$$|U - U_1| < U_0;\ |U - U_2| < U_0;\ |U - U_3| < U_0,$$

где U — напряжение на общей для трех каналов нагрузке;

U_1, U_2, U_3 — напряжения на выходе каждого контролируемого вычислителя;

U_0 — напряжение срабатывания кворум-элемента.

Выходное напряжение на общей нагрузке

$$U = \frac{U_1 + U_2 + U_3}{3}.$$

Кворум-элемент запирает цепь подачи сигнала в одном из подканалов, когда напряжение в этом подканале отличается от напряжения на общей нагрузке на величину, превышающую пороговое значение, на которое настроена схема.

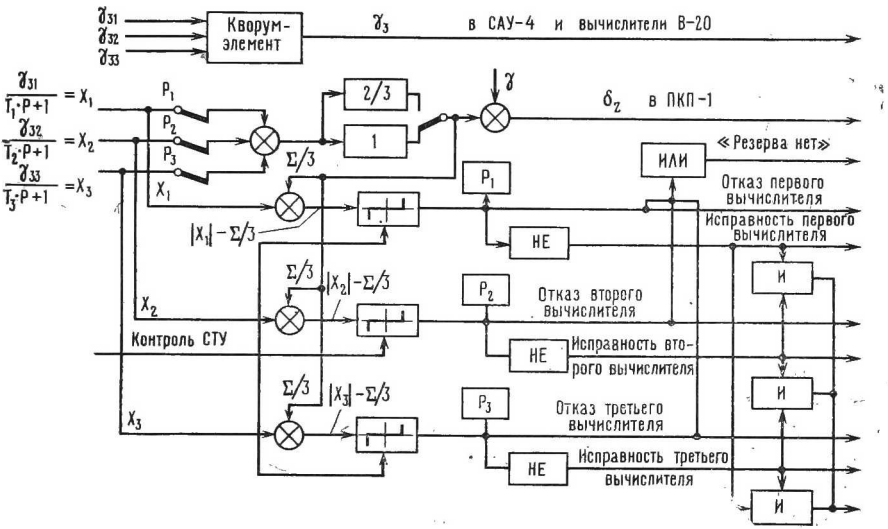


Рис. 16.10. Функциональная схема контроля работоспособности СТУ-154

Таким образом, кворум-элемент сравнивает выходные напряжения трех вычислителей, осредняет их и при отказе какого-либо из них бесконтактно отключает его.

Осредненный сигнал заданного крена поступает на вход системы САУ-4, а также в каждый вычислитель для использования его в качестве сигнала положительной обратной связи.

Вычислители В-20 контролируют по сигналу $\frac{\gamma_з}{T_1 P + 1}$ сравнением сигнала с общим сигналом всех трех вычислителей (рис. 16.10). Общий сигнал формируется суммированием сигналов с выхода каждого вычислителя. Для отключения неисправного канала сигналы с каждого вычислителя пропускаются соответственно через нормально-замкнутые контакты реле Р1, Р2, Р3.

Общий сигнал $\frac{\gamma_з}{T_1 P + 1}$ с порцией «2/3» или «1» суммируется с сигналом текущего крена. Порции переключает реле, причем величина порции определяется количеством исправных вычислителей.

Сформированный таким образом командный сигнал бокового управления самолетом поступает на командные стрелки бокового движения приборов ПКП-1.

Сравнение сигналов каждого вычислителя с общим суммарным сигналом происходит на трех релейных усилителях.

Если разница сигналов с каждого вычислителя и их среднего значения не превышает порогового значения, то сигналы на выходах релейных усилителей равны нулю и схема сигнализации выдает сигнал исправности каждого вычислителя и общий сигнал исправности бокового канала СТУ-154.

Если же сигнал одного из вычислителей значительно отличается от других и разница его со средним сигналом $\left(\Delta = |X| - \frac{\sum X_i}{3}\right)$ превышает пороговое значение релейного усилителя, то на выходе соответствующего релейного усилителя появляется сигнал отказа.

При этом для уменьшения вероятности ложных отказов схема релейного усилителя имеет временную задержку срабатывания.

Сигнал отказа вычислителя поступает на логическую схему сигнализации (звено «ИЛИ»), которая при наличии одного сигнала отказа выдает сигнал «Резерва нет» на световое табло и на реле, которое переключает порции общего сигнала, обеспечивая тем самым необходимое соотношение сигналов текущего и заданного крена при наличии только двух исправных вычислителей.

При отказе любого из вычислителей происходит запоминание этого отказа в режиме захода на посадку, которое снимается при отключении питания блока контроля.

Логическая схема «И» продолжает выдавать сигнал исправности бокового канала СТУ-154 при отказе одного вычислителя.

Если из двух оставшихся вычислителей откажет еще один, то их выходные сигналы будут отличаться на пороговую величину, так как общий сигнал равен среднему арифметическому $\sum X = \frac{X_1 + X_2}{2}$. В этом случае срабатывают оба релейных усилителя и выдают сигналы отказа, а сигналы исправности отключаются.

Непрерывный встроенный контроль вычислителя В-21 осуществляется с помощью второго блока контроля БК-17 сравнением сигналов каждого вычислителя с общим средним сигналом всех трех вычислителей. Формирование общего сигнала и отключение отказавшего вычислителя происходит в кворум-элементе.

Встроенный тест-контроль блоков БК-17 одинаковый и заключается в проверке их работоспособности по сигналу +27 В при нажатии кнопки «Контроль СТУ» на приставке ПН-3-3.

Об исправности блоков при тестовом контроле можно убедиться по загоранию зеленых ламп на блоках контроля и красных ламп на вычислителях. При включении тест-контроля на контрольные обмотки усилителей сигналов вычислителей В-21 и на контрольные обмотки фазового дискриминатора курса вычислителей В-20 подаются тестовые сигналы.

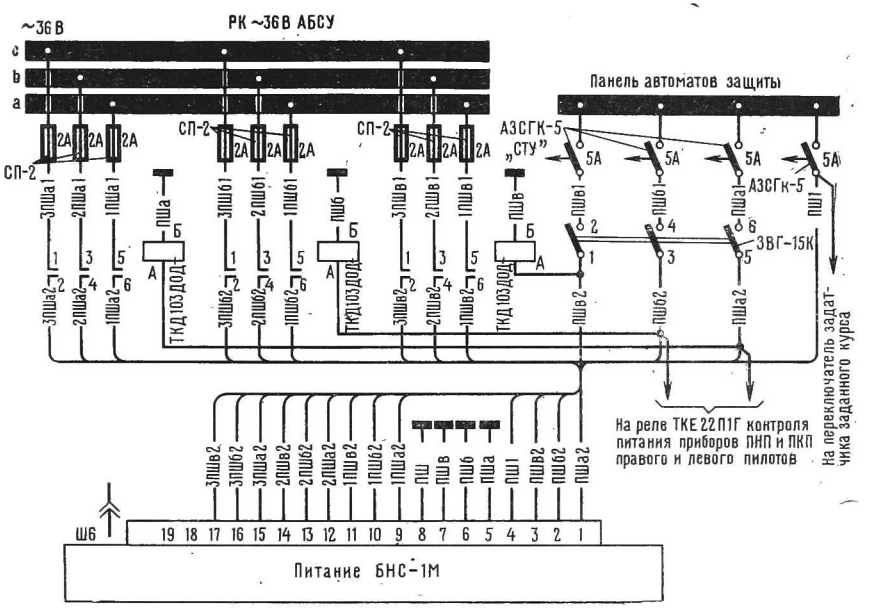


Рис. 16.11. Схема электропитания СТУ-154

Если все вычислители исправны, то на приборной доске должны гореть световые табло «Исправность СТУ бок.» и «Исправность СТУ прод.», а на вычислителях — зеленые лампы. Командные стрелки должны отклоняться на определенную величину.

Встроенный контроль всех следящих систем аналогичен и заключается в следующем. На вход усилителя следящей системы подается тестовый сигнал, который вызовет рассогласование следящей системы. Следящая система начнет отрабатывать это рассогласование в такую сторону, что при определенном угле отработки тест-сигнал будет скомпенсирован сигналом, поступающим с приемника следящей системы. Работоспособность определяется по отработке следящей системой заданного угла. При снятии тест-сигнала следящая система придет в первоначальное положение.

Электропитание СТУ-154 осуществляется по сети постоянного тока напряжением 27 В от левой панели автоматов защиты и по сети трехфазного переменного тока напряжением 36 В от РК

36 В АБСУ через блок навигационных сигналов БНС-1М (рис. 16.11). Контактами и реле управляют с верхнего электрощитка выключателями ЗВГ-15К «СТУ».

16.4. СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ САУ-4

Система автоматического управления самолетом САУ-4 многорежимный трехканальный резервированный регулятор с жесткой обратной связью и регулированием по отклонению, который работает в режимах:

штурвального управления;

автономного автоматического управления;

автоматического управления по сигналам устройств СТУ-154, НВУ-Б3, КУРС-МП2 (в режиме ВОР).

Режим штурвального управления

Так как аэродинамическая компоновка самолета не полностью удовлетворяет требованиям его устойчивости и управляемости, то улучшение этих характеристик достигается с помощью системы САУ-4, что упрощает технику пилотирования.

В режиме штурвального управления обеспечивается:

повышение устойчивости в продольном и боковом движении;

уменьшение разброса характеристики управляемости в продольном движении;

устранение явления зависания по крену;

снятие дополнительных усилий на педалях при длительных разворотах самолета.

Сигнал автоматического демпфирования на выходе сервопривода СП-1Г определяется следующими зависимостями:

в канале курса

$$\Delta\delta_{н} = K_{\omega Y}\frac{T_3 P}{T_3 P + 1}\omega_Y; \qquad (16.6)$$

в канале крена

$$\Delta\delta_{э} = K_{\omega X}\frac{T_1 P}{T_1 P + 1}\omega_X + K_{X э}\Delta X\frac{1}{T_2 P + 1}; \qquad (16.7)$$

в канале тангажа

$$\Delta\delta_{в} = K_{\omega Z}\omega_Z + K_{ш}K_{Xб}\Delta X_{в}, \qquad (16.8)$$

где $\Delta\delta_{в}$, $\Delta\delta_{э}$, $\Delta\delta_{н}$ — отклонение траверс рулевых агрегатов РА-56В-1 руля высоты, элеронов и руля направления;

ω_X, ω_Y, ω_Z — угловые скорости вращения относительно осей системы координат, связанной с самолетом;

$K_{\omega Y}$ — передаточный коэффициент по угловой скорости рыскания;

$K_{\omega X}$ — передаточный коэффициент по угловой скорости крена;

$K_{\omega Z}$ — передаточный коэффициент по угловой скорости тангажа;

T_1, T_2, T_3 — постоянные времени фильтров;

$K_{Xэ}$, $K_{Xв}$ — передаточные коэффициенты управляемости по крену и тангажу;

$\Delta X_в$ — перемещение тяги от колонки штурвала;

$\Delta X_э$ — перемещение тяги от вращения штурвала;

$K_ш$ — передаточное число от колонки штурвала к рулю высоты.

Аппаратурная реализация этих уравнений осуществляется в соответствии с приведенными ниже функциональными схемами.

Каждый из каналов управления состоит из трех идентичных подканалов, которые работают одновременно, что обеспечивает сохранение полной работоспособности при возникновении первого отказа в любом подканале и позволяет избежать резких перемещений рулем при втором отказе.

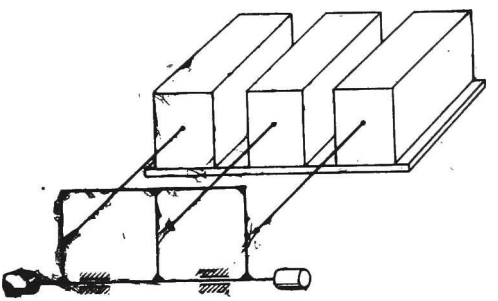


Рис. 16.12. Кинематическая схема связи агрегатов управления самолетом

Исполнительными механизмами являются электрогидравлические рулевые агрегаты РА-56В-1, которые совместно с блоками демодуляции и усиления (БДУ) образуют сервоприводы каналов СП-1. Подканалы СП-1 имеют автономное электропитание, а каждый цилиндр рулевого агрегата подключен к отдельной гидросистеме.

Штоки рулевого агрегата кинематически связаны выходным звеном (рис. 16.12). Конструктивно рулевой агрегат выполнен так, что перемещение его выходного звена-траверсы пропорционально средневыборочному перемещению штоков подканалов.

Рулевые агрегаты включены в проводку управления самолетом дифференциально, т. е. перемещение входных звеньев необратимых бустеров, перемещающих рули, равно сумме двух независимых перемещений: от рычагов управления ΔX и от рулевых агрегатов $\Delta\delta$ (рис. 16.13). Так как управление рулевыми поверхностями осуществляется необратимыми бустерами, то для создания «чувства управления» в проводке управления самолетом установлены пружинные загружатели (ПЗ), жестко связанные через механизм передачи (МП) с корпусом самолета. Кроме этого, ПЗ благодаря предварительному дожатию не позволяет

передавать движение траверсы на рычаги управления (колонку штурвала, штурвал и педали).

Функциональная схема канала курса приведена на рис. 16.14. Канал курса состоит из сервопривода СП-1Г и датчиков угловой скорости (ДУС) относительно вертикальной оси, связанной с самолетной системой координат. Сервопривод образует три параллельно работающих контура с жесткой обратной связью.

Перемещение штока каждого подканала пропорционально величине управляющего сигнала.

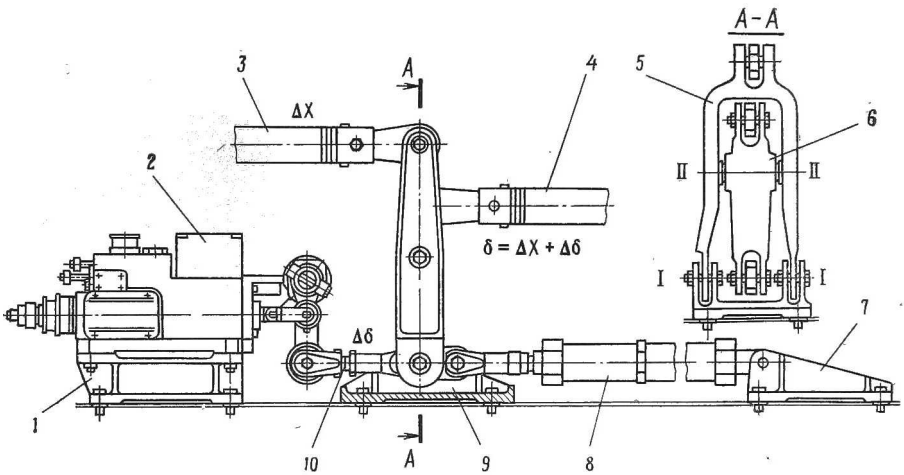


Рис. 16.13. Установка рулевого агрегата РА-56В-1 в системе управления:

1—кронштейн; *2*—рулевой агрегат РА-56В-1; *3*—тяга (к пилотам); *4*—тяга (к рулю); *5*—поводок; *6*—коромысловая качалка; *7*—кронштейн; *8*—центрирующая пружинная тяга; *9*—кронштейн; *10*—соединительное звено

Управляющий сигнал в каждом подканале формируется из сигнала гироскопического датчика угловой скорости ω_Y с помощью фильтра *Ф*, представляющего собой пассивную электрическую цепь с передаточной функцией дифференцирующего звена.

Введение фильтра исключает прохождение постоянной составляющей угловой скорости разворота в контуре привода. Таким образом, колебания самолета демпфируются сигналом, пропорциональным угловому ускорению вокруг вертикальной оси.

На входе усилителя постоянного тока (УПТ), расположенного в блоке демодуляции и усиления (БДУ) блока автопилота БАП-1, складываются управляющий сигнал и сигнал жесткой обратной связи, снимаемый с датчика обратной связи (ДОС) и подаваемый на вход УПТ через преобразователь фаз (ПФ).

Сигнал рассогласования, являющийся разностью этих двух сигналов, усиливается в усилителе мощности (УМ) и поступает

на преобразователь сигналов (ПС) рулевого агрегата РА-56-В1. Скорость перемещения поршня рулевого агрегата пропорциональна величине тока в обмотке преобразователя сигналов. Перемещение трех поршней и связанных с ними штоков передаются на траверсу рулевого агрегата и далее на золотники рулевых приводов, которые перераспределяют гидравлическое давление в своих полостях, вызывая перемещение руля направления. Перемещение руля прекращается, когда сигнал рассогласования на входе сервопривода СП-1Г будет равен нулю.

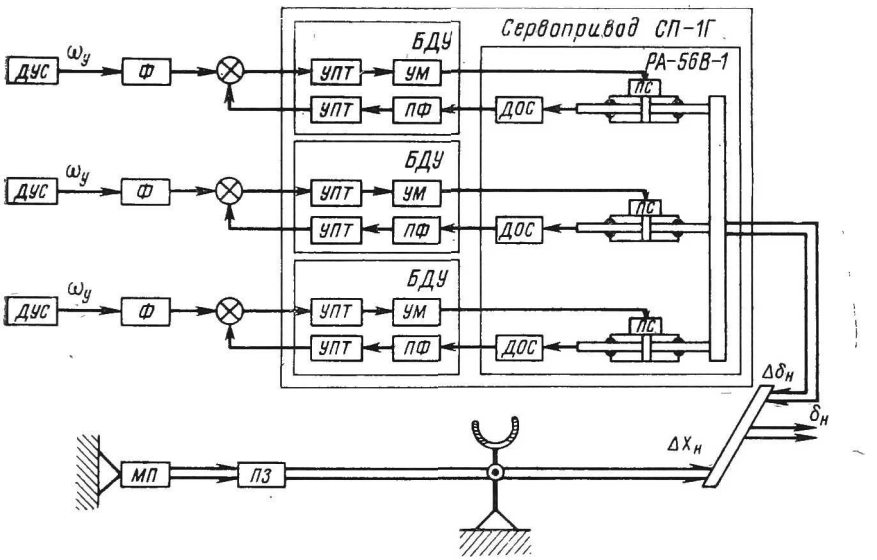


Рис. 16.14. Функциональная схема канала курса САУ-4 в режиме штурвального управления

Таким образом, угол отклонения руля направления от рулевого агрегата соответствует средневыборочному значению трех сигналов, которые поступают в сервопривод. При возникновении неисправности в одном из подканалов перемещение штока этого подканала будет отличаться от перемещения других штоков, что позволяет с помощью механогидравлического кворум-элемента определить, а с помощью концевых выключателей отключить неисправный подканал. При этом канал курса остается полностью работоспособным. Если возникает неисправность во втором подканале, то она определяется как расхождение перемещения оставших звеньев подканалов относительно выходного звена.

В этом случае канал курса считается отказавшим и отключается.

Функциональная схема канала крена системы САУ-4 в режиме штурвального управления представлена на рис. 16.15. Канал

крена состоит из демпфера и устройств, обеспечивающих совместно с демпфером колебаний требуемые характеристики устойчивости и управляемости самолета по крену. На входе каждого усилителя сервопривода СП-1Г алгебраически суммируются сигнал демпфера, сигнал управляемости и сигнал отрицательной жесткой обратной связи.

Сигнал управляемости $\Delta X_э$ пропорционален отклонению штурвала и формируется по трем независимым, параллельным,

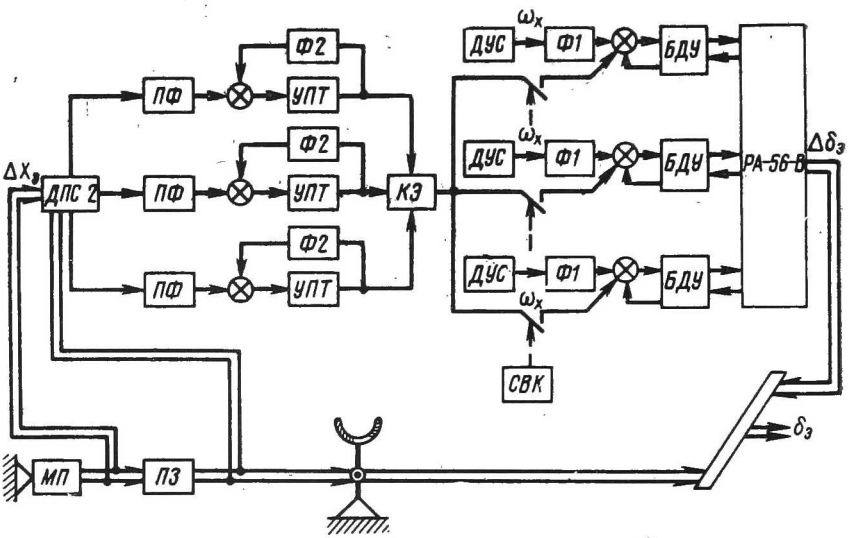


Рис. 16.15. Функциональная схема канала крена САУ-4 в режиме штурвального управления

одновременно работающим подканалам. Каждый подканал состоит из УПТ, на вход которого подается сигнал перемещения тяги от штурвала со строенного датчика положения ДСП-2 через преобразователь фазы ПФ. Суммированный таким образом по трем подканалам сигнал управляемости поступает в цепь обратной связи через фильтр Ф2 и на вход кворум-элемента (КЭ), который формирует достоверный выходной сигнал, представляющий собой среднее арифметическое значение большинства входных сигналов, мало отличающихся по величине. Если один из входных сигналов отличается от среднего арифметического более чем на заранее выбранную величину, то кворум-элемент локализует эту величину и выдает сигнал отказа, который после логической отработки в системе встроенного контроля используется для выдачи сигнала «Резерва нет» и для отключения отказавших устройств. Таким образом, кворум-элемент позволяет исключить прохождение ложных сигналов на сервопривод, что повышает надежность канала.

Элероны и элероны-интерцепторы отклоняются при повороте штурвала под действием суммы двух движений: перемещения от механической проводки управления и перемещения от рулевых агрегатов. Движение выходного звена рулевого агрегата определяется законом управления канала крена в соответствии с уравнением (16.7). При этом датчик ДПС-2 измеряет величину поворота штурвала и штоки рулевых агрегатов перемещаются на величину, пропорциональную этому повороту.

Сигнал демпфера, формируемый фильтром Ф1, представляет собой сигнал, пропорциональный угловому ускорению самолета вокруг продольной оси. Этот сигнал повышает степень затухания колебаний по крену. Так как фильтр Ф1 является дифференцирующим звеном, то сигнал с ДУС при установившейся скорости крена не проходит на сервопривод.

В противоположном случае отклонение рулевых поверхностей от рулевого агрегата было бы меньше на величину, пропорциональную угловой скорости и потребовало бы больших углов поворота штурвала для создания необходимой угловой скорости самолета по крену. Сигнал демпфера устраняет зависание самолета по крену, заключающееся в том, что угловая скорость ввода самолета в крен при ступенчатом отклонении элеронов и элеронов-интерцепторов вначале увеличивается, а затем уменьшается, после чего достигает величины, соответствующей углу отклонения рулевых поверхностей.

Снижение угловой скорости ввода самолета в крен при ступенчатом отклонении элеронов вызывается большой поперечной устойчивостью самолета и скольжением при вводе в крен, вследствие чего появляется момент сил относительно продольной оси самолета, уравновешивающий действие момента от рулевых поверхностей. Демпфер крена увеличивает демпфирование самолета в движении по крену и уменьшает зависание.

Функциональная схема канала тангажа системы САУ-4 в режиме штурвального управления приведена на рис. 16.16. Сигнал управляемости по тангажу $\Delta X_в$ формируется строенными датчиками положения ДПС-1 и ДПС-2. ДПС-1 измеряет положение колонки штурвала, соответствующее балансировочному положению руля высоты, а датчик ДПС-2 измеряет отклонение колонки штурвала в процессе управления самолетом. Это отклонение отсчитывается от балансировочного положения колонки. Умножение сигналов, снимаемых с датчиков ДПС-1 и ДПС-2, происходит в схеме датчика ДПС-2. Умноженный сигнал преобразуется в ПФ, усиливается в УПТ и осредняется на КЭ.

Сигнал управляемости обеспечивает необходимый расход перемещения колонки штурвала на единицу перегрузки. Для этого перемещение траверсы рулевого агрегата в зависимости от знака сигнала управляемости, поступающего на сервопривод, складывается с перемещением руля высоты от механической

проводки или вычитается при отклонении колонки штурвала. В зависимости от балансировочного положения руля высоты изменяется коэффициент передачи от колонки штурвала к рулю высоты.

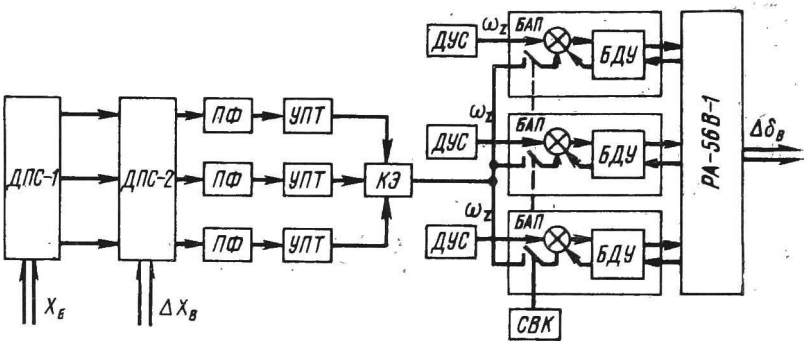


Рис. 16.16. Функциональная схема канала тангажа САУ-4 в режиме штурвального управления

Режим автономного автоматического управления

В режиме автономного автоматического управления система САУ-4 обеспечивает:

стабилизацию углового положения самолета относительно трех осей;

стабилизацию барометрической высоты полета;

стабилизацию приборной скорости и числа М;

выполнение координированных разворотов с углами крена до 30°;

выполнение координированных разворотов на заданный курс;

набор высоты с углами тангажа до +20° и снижение с углами тангажа до —10°.

Канал курса системы САУ-4 в автономном автоматическом режиме работает так же, как и в режиме штурвального управления и реализует уравнение (16.6). Функциональная схема канала крена в автономном автоматическом режиме представлена на рис. 16.17.

В канале крена при стабилизации заданного курса траверса сервопривода СП-1Г перемещается в соответствии с уравнением

$$\Delta\delta_э = K_\gamma\gamma + K_{\omega x}\frac{T_1P}{T_1P+1}\omega_x - K_\psi\Delta\psi, \qquad (16.9)$$

где K_γ — передаточный коэффициент канала формирования управляющего сигнала по крену;

T_1 — постоянная времени фильтра;

K_ψ — коэффициент передачи канала по курсу;

$\Delta\psi$ — сигнал отклонения от стабилизируемого курса.

Функциональный канал крена состоит из датчиков крена гировертикалей МГВ-1СК, демпфера колебаний, вычислителя и блока связи (БС) с курсовой системой ТКС-П2. Работа демпфера в режиме стабилизации не отличается от его работы в режиме штурвального управления. Вычислитель предназначен для формирования управляющих сигналов при автоматическом пилотировании и состоит из трех параллельных и одновременно работающих усилителей постоянного тока (УПТ), в цепи обратной связи которых включены нелинейные звенья. На вход УПТ непрерывно поступают сигналы текущего крена и в зависимости от режима работы канала один из трех сигналов:

сигнал заданного крена $\gamma_з$;

сигнал отклонения от стабилизируемого курса $\Delta\psi$;

сигнал заданного курса $\psi_з$.

Сигнал текущего крена формируется кворум-элементом трех гировертикалей МГВ-1СК. Кворум-элемент позволяет

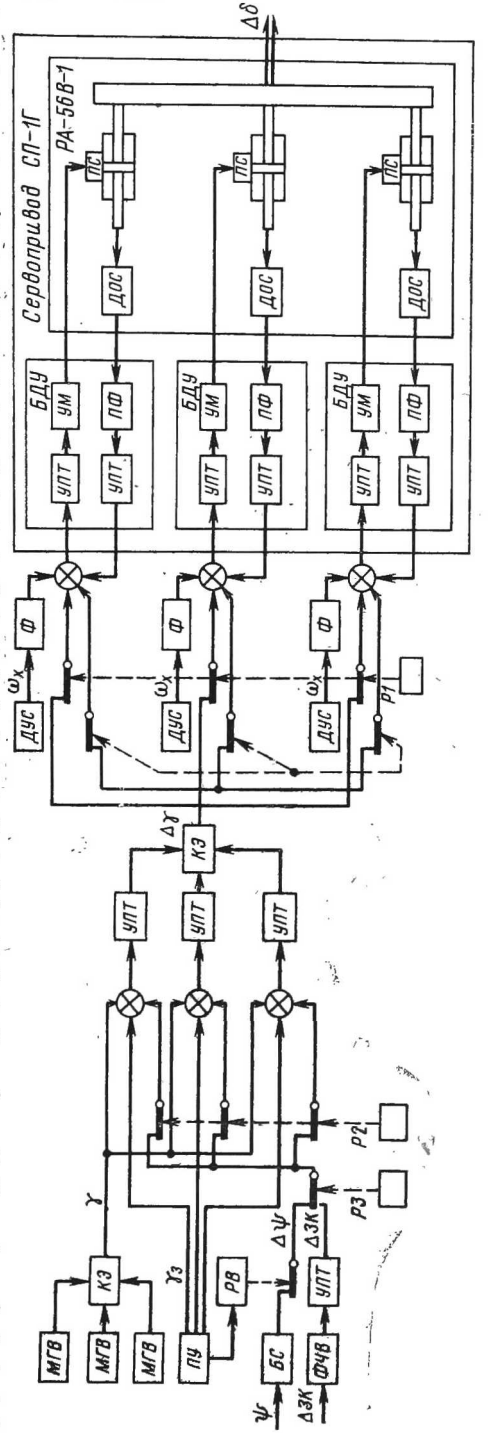


Рис. 16.17. Функциональная схема канала крена САУ-4 в автономном автоматическом режиме

получить достоверный сигнал текущего крена при отказе одной гировертикали. Сигнал заданного крена поступает на вход каждого УПТ с задатчика разворота, который помещен на пульте управления ПУ-33 и представляет собой строенный потенциометр, с которого снимаются три независимых идентичных сигнала.

Сигнал отклонения самолета от стабилизируемого курса формируется блоком связи (БС) из сигнала текущего курса.

Сигнал отклонения от заданного курса формируется в приборе ПНП-1 системы СТУ-154. В системе САУ-4 сигнал этот по-

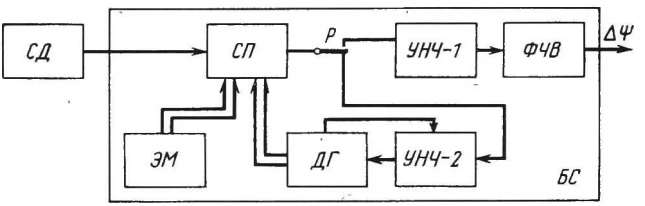


Рис. 16.18. Функциональная схема связи систем ТКС-П2 и САУ-4

ступает на фазочувствительный выпрямитель (ФЧВ), который преобразует его в напряжение постоянного тока. Усиленный в УПТ он поступает на вход УПТ вычислителя, где суммируется с сигналом текущего крена.

САУ-4 переводится в режим стабилизации с пульта управления ПУ-33. При этом срабатывает реле Р1 и Р2. Контакты реле Р1 подключают на входы усилителей сервопривода СП-1Г управляющий сигнал $\Delta\gamma$ с выхода кворум-элемента вычислителя канала. Контакты реле Р2 подключают цепь сигнала $\Delta\psi$. Одновременно подается сигнал на запуск реле времени. Если во время включения стабилизации самолет имел крен, не равный нулю, то САУ-4 выведет самолет в положение нулевого крена и до момента действия реле времени будет стабилизировать самолет в этом положении. До момента срабатывания реле времени блок связи БС работает в режиме синхронизации.

Блок связи БС, функциональная схема которого приведена на рис. 16.18, воспринимает информацию о текущем курсе с сельсина датчика С-Д гироагрегата курсовой системы ТКС-П2. В режиме синхронизации при изменении курса в обмотке ротора сельсина-приемника (СП) наводится сигнал рассогласования, который после усиления в усилителе низкой частоты УНЧ-2 подается на управляющую обмотку двигателя-генератора ДГ. Вращаясь, ДГ устанавливает ротор СП в положение, при котором напряжение на его обмотке равно нулю. При срабатывании реле времени БС переключается в режим стабилизации. При этом подвижный контакт Р займет верхнее положение. Одновременно включается электромагнитная муфта (ЭМ), которая

застопорит ротор СП и при отклонении самолета от стабилизируемого курса с СП будет сниматься сигнал, амплитуда которого пропорциональна синусу углу рыскания самолета, а фаза определяет направление отклонения самолета от курса. Этот сигнал усиливается усилителем УНЧ-1 и преобразуется фазочувствительным выпрямителем ФСВ в сигнал постоянного тока, пропорциональный по величине и соответствующей по знаку фазе сигнала, снимаемого ротора сельсина-приемника.

Сигнал рыскания поступает на входы УПТ вычислителя (см. рис. 16.17), где суммируется с сигналом текущего крена. Суммарный сигнал через сервопривод вызывает отклонение элеронов. Самолет войдет в крен и будет разворачиваться в сторону уменьшения отклонения от курса.

Управлять боковым движением самолета в автономном автоматическом режиме можно с помощью задатчика разворота или кремальеры заданного курса прибора ПНП-1.

При развороте самолета с заданным (с помощью задатчика разворота) креном вычислитель канала решает уравнение

$$\Delta\delta_э = K_\gamma(\gamma - \gamma_з) + K_{\omega x}\frac{T_1 P}{T_1 P + 1}\omega_x. \qquad (16.10)$$

При отклонении рукоятки задатчика разворота блок связи переводится в режим синхронизации и сигнал заданного крена поступает на входы усилителей вычислителя и далее на сервопривод. Элероны отклонятся и самолет войдет в крен. Нарастание крена прекратится, когда сигнал заданного крена уравновесится сигналом текущего крена. После окончания переходного процесса крен самолета будет пропорционален величине отклонения рукоятки задатчика разворота от нейтрального положения. Режим разворота прекратится при установке задатчика разворота в нейтральное положение. Этим с вычислителя снимается сигнал $\gamma_з$ и под действием сигнала текущего крена самолет войдет в горизонтальное положение и будет стабилизирован на новом курсе.

Самолет разворачивается на заданный курс установкой его значения на приборе ПНП-1 и включения реле Р3 в положение «ДЗК». При этом с прибора ПНП-1 в систему САУ-4 будет поступать сигнал, пропорциональный синусу разности заданного и текущего курса. При развороте на заданный курс в вычислителе канала крена схема решает уравнение вида

$$\Delta\delta_э = K_\gamma\gamma + K_{\omega x}\frac{T_1 P}{T_1 P + 1}\omega_x - K_\psi(\psi - \psi_з). \qquad (16.11)$$

Схема формирования сигнала разности заданного и текущего курса показана на рис. 16.19.

Сигнал текущего курса с гироагрегата ГА-3 курсовой системы ТКС-П2 подается на бесконтактный сельсин-приемник

(БСКТ-П) прибора ПНП-1 через переходной сельсин-трансформатор ПСТ-265-Ш30.

Заданный курс вводится поворотом статора сельсина БСКТ-Д с помощью кремальеры на приборе ПНП-1 через дифференциальный редуктор.

Сигнал отклонения от заданного курса с ротора сельсина БСКТ-Д поступает на входы усилителей вычислителя (см. рис. 16.17), где он складывается с сигналом текущего крена.

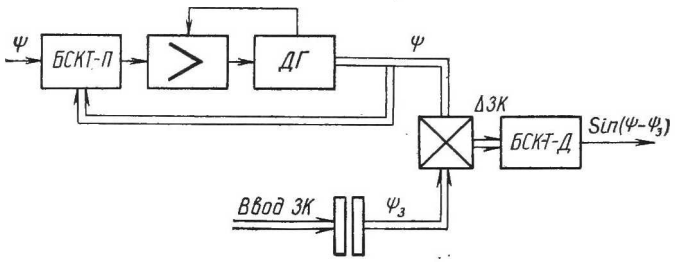


Рис. 16.19. Функциональная схема формирования сигнала отклонения от заданного курса в приборе ПНП-1

Под действием этих сигналов самолет будет разворачиваться до тех пор, пока сигнал ЗК заданного курса не станет равен нулю. Самолет выйдет из крена и будет продолжать полет с заданным курсом.

В режиме автономного автоматического управления в канале тангажа (рис. 16.20) работают демпферы колебаний, датчики, устройства согласования, вычислитель стабилизации высоты, приборной скорости и числа M, а также механизм эффекта триммирования (МЭТ), по сигналу которых перемещаются тяги золотников рулевого привода РП-56 руля высоты в соответствии с формулой

$$\delta_в = \sigma + X, \qquad (16.12)$$

где X — перемещение колонки штурвала механизмом эффекта триммирования по сигналу отклонения от заданного угла тангажа;

$$\sigma = K_\vartheta(\vartheta - \vartheta_з) + K_{\omega Z}\omega_Z - K_\gamma|\gamma| \qquad (16.13)$$

при стабилизации заданного угла тангажа или управления по тангажу;

$$\sigma = K_\vartheta\vartheta + K_{\omega Z}\omega_Z + K_H\Delta H + K_\int\int \Delta H dH - K_\gamma|\gamma| \qquad (16.14)$$

при стабилизации барометрической высоты;

$$\sigma = K_\vartheta\vartheta + K_{\omega Z}\omega_Z + K_V\Delta V - K_\gamma|\gamma| \qquad (16.15)$$

при стабилизации приборной скорости;

$$\sigma = K_\vartheta \vartheta + K_{\omega z} + K_M \Delta M - K_\gamma |\gamma| \qquad (16.16)$$

при стабилизации числа М;

K_ϑ — передаточный коэффициент канала по тангажу;

$\vartheta_з$ — заданный угол тангажа;

ϑ — текущий угол тангажа;

K_H — передаточный коэффициент канала по высоте;

$K_\int$ — передаточный коэффициент канала по интегралу от высоты;

ΔH, ΔV, ΔM — отклонения от заданной высоты, скорости и числа М полета;

K_V — передаточный коэффициент канала по приборной скорости;

K_M — передаточный коэффициент канала по числу М.

Демпфер колебаний канала тангажа состоит из сервопривода СП-1Г, датчиков угловой скорости ДУС и работает так же, как в режиме штурвального управления. Устройство согласования обеспечивает плавное включение системы САУ-4 в режим стабилизации и состоит из магнитного усилителя (МУ) и исполнительного механизма (МИ).

Барометрическая высота стабилизируется вычислителем стабилизации высоты, в который входят два УПТ, усилитель мощности (УМ) и блок интеграла (БИ).

Одновременно этот вычислитель формирует сигналы для стабилизации приборной скорости и числа М.

К устройству триммерного эффекта относятся усилители автомата триммирования (УАТ) и механизм эффекта триммирования МЭТ. Механизм эффекта триммирования устанавливает штурвал в балансировочное положение.

Если в режиме штурвального управления механизм эффекта триммирования включается вручную от нажимных переключателей, установленных на штурвалах, то в режиме автоматического управления он устанавливает колонку штурвала в балансировочное положение по сигналу отклонения от стабилизируемого угла тангажа $\Delta\vartheta$.

В режиме подготовки (штурвальном) появление сигнала отклонения от заданного угла тангажа на выходе усилителя мощности вызывает вращение якоря двигателя МЭТ. Вращение якоря двигателя МЭТ прекратится, если сигнал отклонения от заданного угла тангажа будет равен нулю.

В режим стабилизации угла тангажа канал переводится с пульта управления. При этом срабатывает реле Р1, контакты которого подключают на вход усилителя сервопривода СП-1Г и на один из усилителей автомата триммирования УАТ управляющий сигнал с выхода кворум-элемента вычислителя. Исполнительные механизмы МИ при включении режима стабилизации

стопорятся и система САУ-4 начнет стабилизировать угловое положение самолета по тангажу. В связи с тем, что вследствие изменения режима полета, выработки топлива, уборки или выпуска механизации крыла и шасси, изменяется балансировка самолета и система САУ-4 автоматически перебалансирует руль высоты, который устанавливается в новое балансировочное положение рулевым агрегатом. Однако при изменении балансировки самолета на выходе кворум-элемента появляется сигнал статической ошибки отклонения от заданного угла тангажа. Если эта ошибка превышает порог срабатывания усилителей автомата триммирования УАТ, то включается двигатель-генератор (ДГ) и электромагнитная муфта (ЭМ) механизма эффекта триммирования, который перемещает проводку управления самолетом, а следовательно, и руль высоты. Статическая ошибка отклонения от заданного угла тангажа начнет уменьшаться.

По окончании переходного процесса колонка штурвала и руль высоты займут новое балансировочное положение, а канал САУ-4 продолжит стабилизацию углового положения самолета по тангажу.

В автономном автоматическом режиме работы САУ-4 самолет управляется рукояткой задатчика тангажа с пульта управления.

При перемещении рукоятки задатчика тангажа на вход УПТ вычислителя поступает сигнал заданного угла тангажа. Это вызовет перемещение руля высоты и как следствие изменение углового положения самолета в продольной плоскости. Изменение угла тангажа будет происходить до тех пор, пока сигнал этот не скомпенсируется сигналом текущего тангажа, поступающего с кворум-элемента гировертикалей МГВ-1СК.

Таким образом, приращение угла тангажа пропорционально перемещению рукоятки задатчика тангажа.

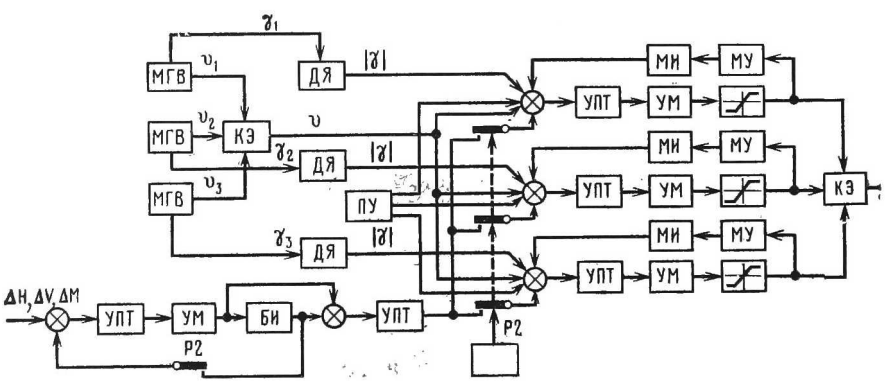


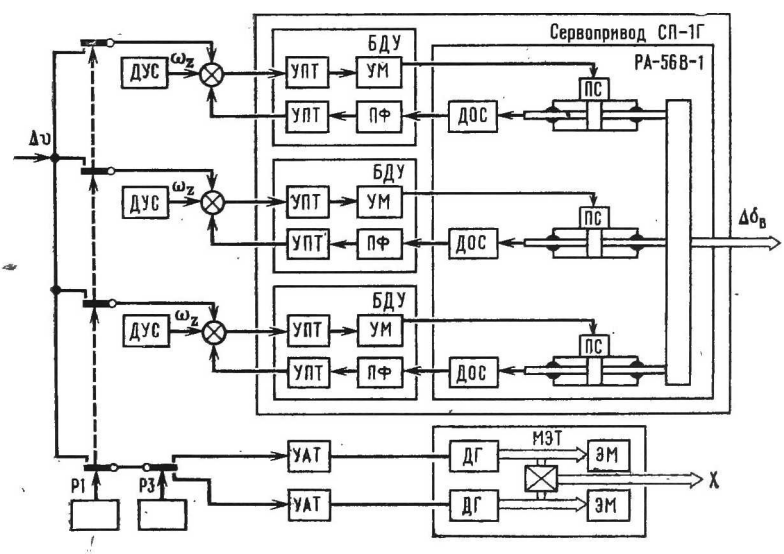
Рис. 16.20. Функциональная схема канала тангажа

На входы усилителей вычислителя канала также непрерывно поступают сигналы текущего и заданного углов тангажа, пропорциональные модулю угла крена $|\gamma|$, и сигналы с исполнительных механизмов устройств согласования. Сигнал, пропорциональный модулю крена, предназначен для компенсации потери высоты при развороте. Он формируется из сигналов крена и преобразуется с помощью диодной ячейки (ДЯ) в однополярный сигнал $|\gamma|$. На входах УПТ эти сигналы суммируются и усиленный сигнал с выхода УМ поступает на управляющую обмотку магнитного усилителя (МУ), и далее на исполнительный механизм МИ. С выхода потенциометра МИ снимается сигнал обратной полярности и подается на вход УПТ вычислителя канала тангажа.

Показанные на функциональной схеме канала тангажа ограничители, установленные после усилителей мощности вычислителя САУ-4, предотвращают прохождение больших сигналов на сервопривод канала. Величина ограничения выбрана из условия ограничения перегрузки, допустимой при автоматическом управлении самолетом.

Для стабилизации барометрической высоты полета сигнал с датчика-корректора высоты преобразуется в вычислителе корректора высоты. Перед включением режима стабилизации высоты устройства работают в режиме подготовки. Интегрирующий контур, состоящий из УПТ, УМ и БИ, замыкается жесткой обратной связью через нормально-замкнутые контакты реле Р2.

При включении режима стабилизации высоты срабатывает реле Р2 и подключает выходной сигнал с вычислителя коррек-



САУ-4 в автономном автоматическом режиме

тора высоты на вход вычислителя САУ-4, а нормально-замкнутые контакты этого реле размыкаются, переводя блок интеграла в режим интегрирования.

Режим автоматического управления по сигналам навигационного комплекса

В этом режиме система САУ-4 обеспечивает:

управление самолетом в боковой плоскости по сигналам НВУ-Б3;

управление самолетом в боковой плоскости по сигналам отклонения от заданного азимута ΔA (режим ВОР).

управление самолетом в боковой и продольной плоскостях при автоматическом заходе на посадку и уходе на второй круг по сигналам системы траекторного управления СТУ-154.

Функциональная схема канала крена системы САУ-4 в режиме НВУ (рис. 16.21) реализует уравнение вида

$$\Delta\delta_э = K_т(\gamma - \gamma_з) + K_{\omega_x}\frac{T_1 P}{T_1 P + 1}, \qquad (16.17)$$

где

$$\gamma_з = F_Z(K_Z Z) + F_{\dot{Z}}(K_{\dot{Z}}\dot{Z}); \qquad (16.18)$$

Z, $\dot{Z}$ — боковое уклонение самолета от линии заданного пути и его производная;

F_Z, $F_{\dot{Z}}$ — функции ограничения сигналов бокового уклонения и скорости бокового уклонения от линии заданного пути.

Канал крена системы САУ-4 с вычислителями блока навигационных сигналов БНС-1М состоит из демпфера крена, датчиков крена гировертикалей МГВ-1СК и вычислителя режима НВУ. Демпфер крена в этом режиме работает так же, как и в режиме штурвального управления. Сигнал управления в виде $\Delta\gamma = \gamma - \gamma_з$ формируется вычислителем блока навигационных сигналов БНС-1М.

Из вычислителя НВУ-Б3 в вычислитель блока навигационных сигналов поступают сигналы, пропорциональные линейному боковому отклонению от заданной траектории и скорости линейного бокового отклонения. Эти сигналы суммируются на УПТ. С выхода УПТ сигнал поступает на следящую систему, образованную магнитным усилителем МУ и исполнительным механизмом МИ. Сигнал $\gamma_з$ с выхода исполнительного механизма пропорционален сумме сигналов Z и $\dot{Z}$. Сигналы текущего и заданного крена суммируются на сумматоре. Их сумма через три согласующих усилителя постоянного тока УПТ поступает на входы усилителей сервопривода. Включается режим при замыкании контактов реле Р1 и Р2. При отклонении самолета от заданной траектории под действием управляющего сигнала самолет начнет разворачиваться в сторону уменьшения этого отклонения.

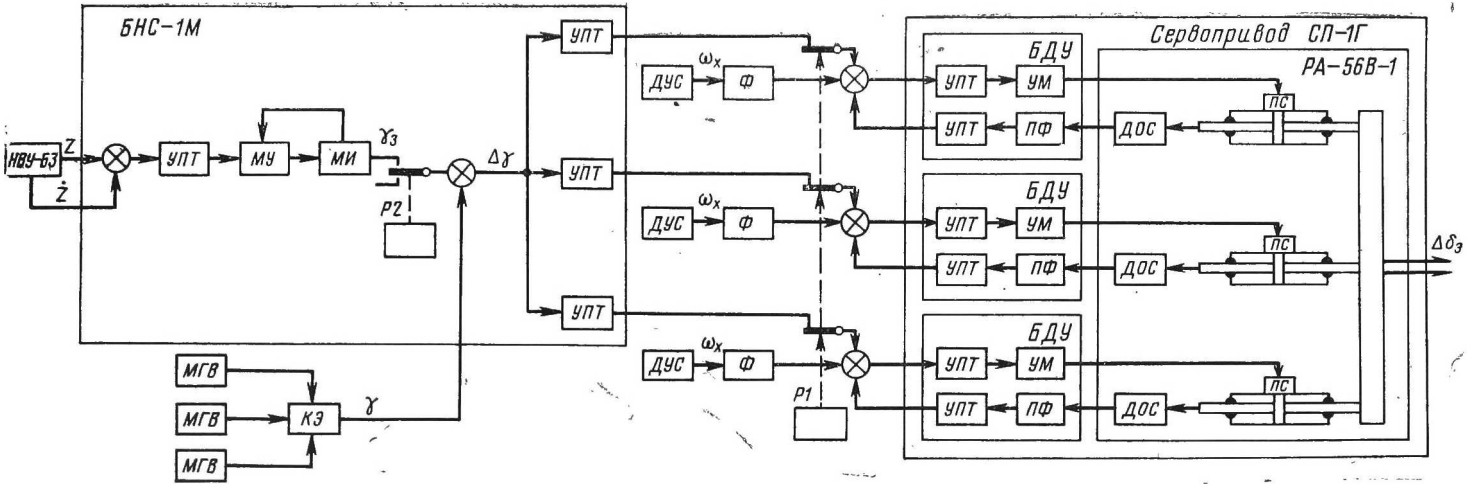


Рис. 16.21. Функциональная схема канала крена САУ-4 в режиме НВУ

По мере приближения самолета к линии заданного пути самолет будет сначала выходить из крена, затем войдет в противоположный крен. По окончании переходного процесса самолет будет находиться на заданной траектории с курсом, обеспечивающим движение центра масс самолета по линии заданного пути.

Функциональная схема канала крена системы САУ-4 в режиме ВОР (рис. 16.22) реализует уравнение вида

$$\Delta\delta_э = K_\gamma(\gamma - \gamma_з) + K_{\omega X}\frac{T_1 P}{T_1 P + 1}, \qquad (16.19)$$

где

$$\gamma_з = F_1\left(F_2\frac{K_A \Delta A}{T_A P + 1} + K_\psi \Delta\psi - K_{УС}\frac{УС}{T_{УС}P + 1}\right); \qquad (16.20)$$

ΔA — сигнал отклонения от заданного азимута;
УС — угол сноса;
$K_{УС}$ — коэффициент передачи угла сноса;
$T_{УС}$ — постоянная времени передачи угла сноса.

В режиме ВОР сигналы управления также формируются в блоке БНС-1М. Аппаратура КУРС-МП2 в режиме ВОР выдает сигналы, пропорциональные отклонению от заданного азимута ΔA, которые усиливаются малогабаритным демодуляционным усилителем МДУ и через фильтр Ф1 поступают на вход суммирующего усилителя УПТ. На этот же усилитель поступают сигналы угла сноса УС и скорости W от ДИСС-3П и отклонение от

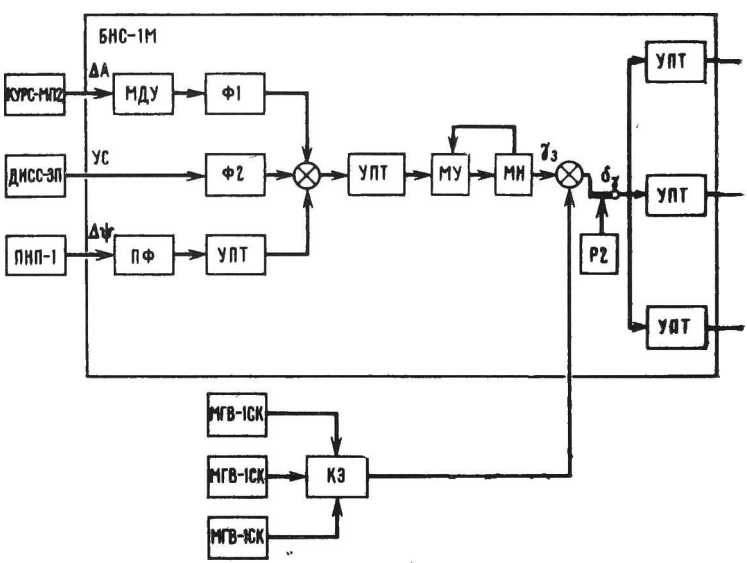


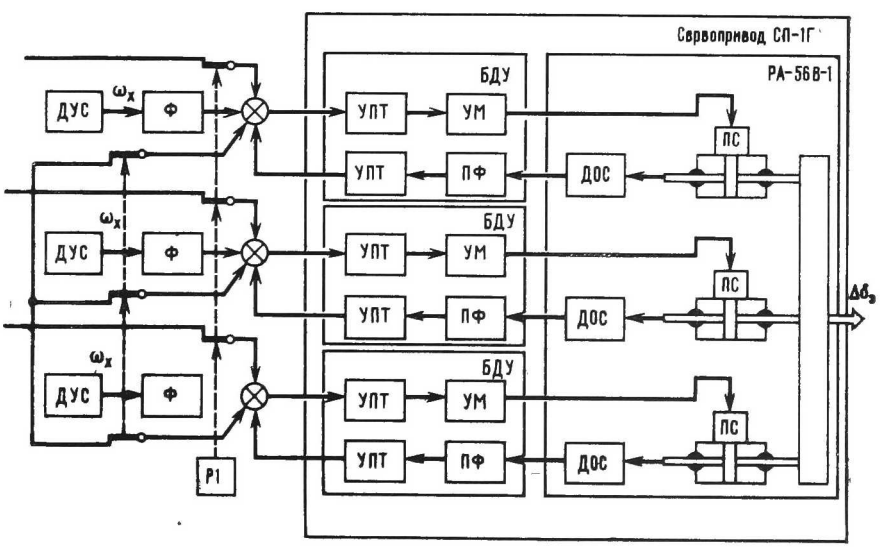
Рис. 16.22. Функциональная схема канала

курса $\Delta\psi$ с прибора ПНП-1. Далее сигнал управления формируется аналогично тому, как это было описано для режима НВУ. По мере приближения к заданному азимуту самолет сначала выходит из крена, а затем входит в противоположный крен. По окончании переходного процесса самолет будет находиться на траектории с курсом, обеспечивающим движение самолета по линии заданного пути.

Функциональная схема системы САУ-4 в режимах захода на посадку и ухода на второй круг приведена на рис. 16.23. Законы управления в этом режиме формируются системой траекторного управления СТУ-154. Сигнал заданного крена поступает в вычислитель блока навигационных сигналов БНС-1М, где суммируется с сигналом текущего крена, поступающим с гировертикалей МГВ-1СК.

Сигнал разности заданного и текущего крена через согласующие усилители постоянного тока УПТ блока навигационных сигналов подается на сумматоры вычислителя бокового канала системы САУ-4, где складывается с сигналами угловых скоростей и поступает на входы усилителей сервопривода.

Сигнал управления продольным движением формируется в вычислителе продольного канала системы СТУ-154 и поступает на вход сервопривода СП-1Г, где складывается с сигналами угловых скоростей относительно поперечной оси самолета и через рулевые агрегаты передается на руль высоты.



крена САУ-4 в режиме ВОР

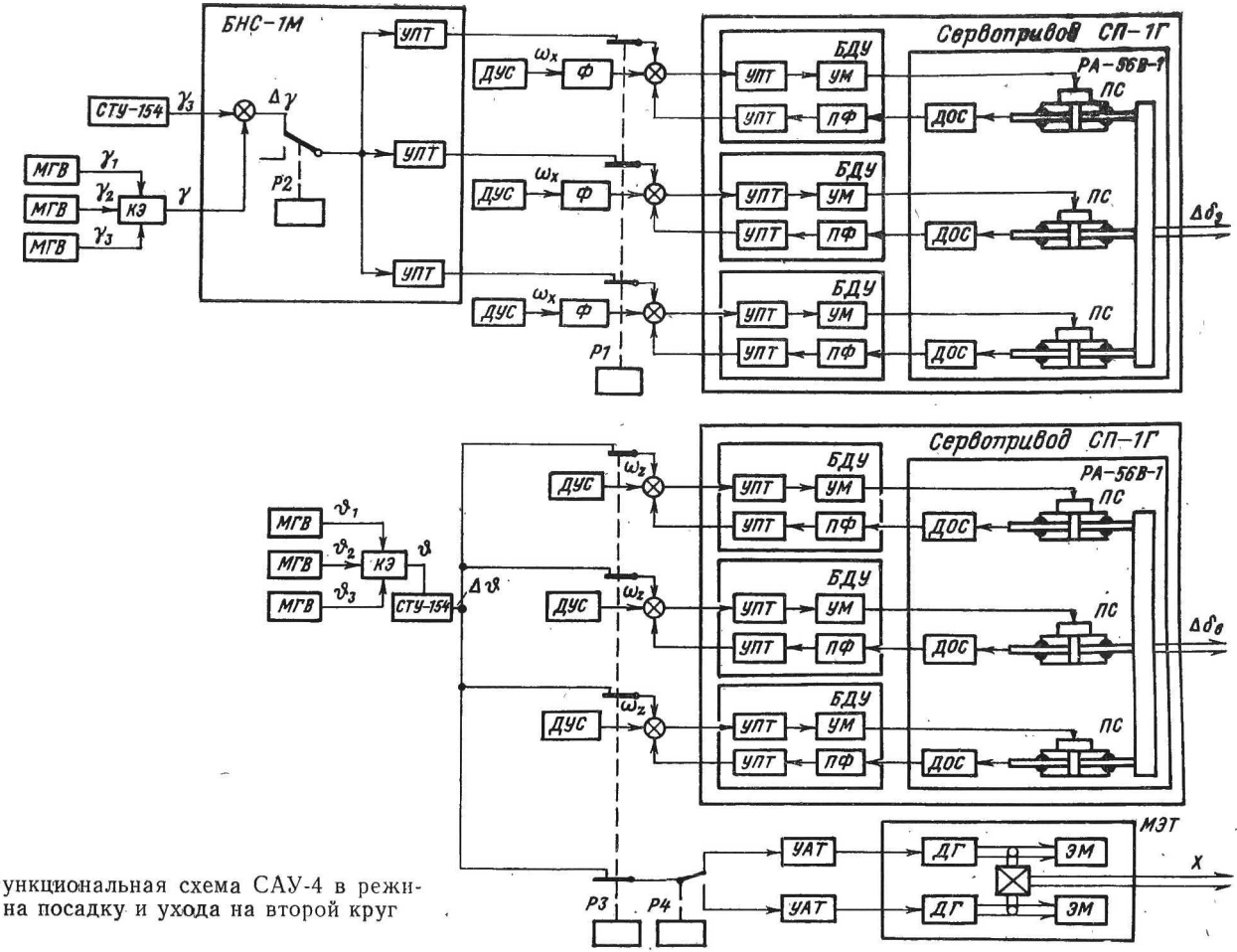


Рис. 16.23. Функциональная схема САУ-4 в режиме захода на посадку и ухода на второй круг

Сигнал отклонения от заданного угла тангажа также поступает на усилитель автомата триммирования. При уходе на второй круг система СТУ-154 выдает сигнал опорного тангажа 1,5°, который и выдерживается системой управления САУ-4.

16.5. ДАТЧИКИ УГЛОВ КРЕНА И ТАНГАЖА

Основными датчиками углов крена и тангажа являются три малогабаритные гировертикали МГВ-1СК, представляющие собой двухгироскопные устройства о силовой стабилизацией, в которых вертикаль корректируется с помощью одноосных жидкостных маятниковых датчиков, установленных по осям крена и тангажа гироузлов.

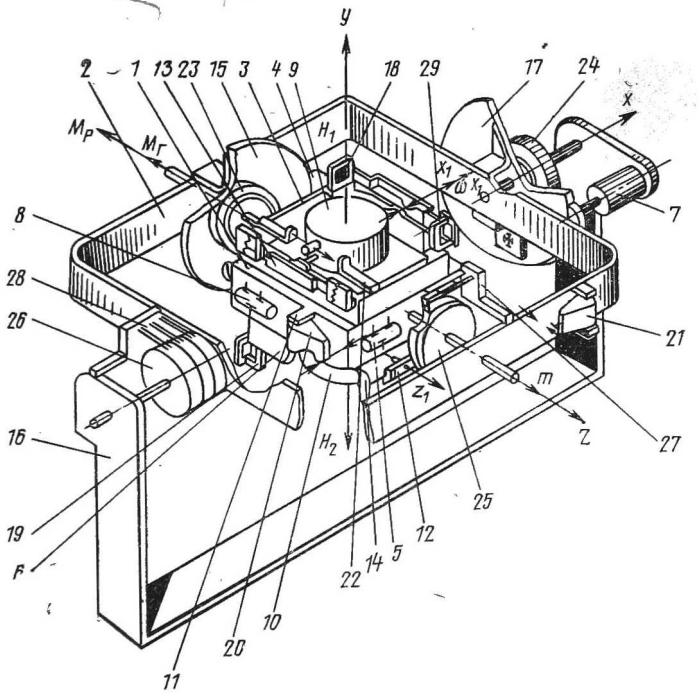


Рис. 16.24. Структурно-кинематическая схема МГВ-1СК

Структурно-кинематическая МГВ-1СК приведена на рис. 16.24.

Система силовой стабилизации (разгрузки) компенсирует возмущающие моменты, действующие по измерительным осям гировертикали X и Z.

Рамы *1* и *2* образуют координатный подвес с углом поворота $\pm 60°$ вокруг оси Z и $\pm 180°$ вокруг оси X.

В канал стабилизации относительно измерительной оси Z, направленной вдоль поперечной оси самолета, входят гироскоп *3* и разгрузочный двигатель *4*. В ней участвуют гироскоп *6* с ро-

тором *10* и потенциометры *14*, сигнал с которых через щетки *12* поступает на двигатель *7*, расположенный на корпусе прибора *16*.

Двигатель *7* кинематически связан с наружной рамой *2* через шестерню *17*.

Таким образом, внутренняя рама, являющаяся стабилизированной платформой гировертикали, при работе системы разгрузки сохраняет свое положение в абсолютном пространстве, независимо от воздействия возмущающих моментов на измерительные оси.

Во время разгона гиромоторов для предотвращения возникновения автоколебаний из-за недостаточного кинетического момента система силовой стабилизации автоматически отключается.

Действие системы стабилизации возобновляется одновременно с включением системы быстрого восстановления. Для совмещения оси стабилизированной платформы с истинной вертикалью в приборе предусмотрена система маятниковой коррекции, работающая раздельно по осям крена и тангажа.

Действие системы коррекции состоит в том, что при отклонениях платформы создаются моменты, возвращающие ее в горизонтальное положение.

В систему коррекции по тангажу входит жидкостной маятниковый датчик *5*, представляющий собой стеклянную трубку со впаянными в нее контактами, которая заполнена токопроводящей жидкостью так, что остается воздушный пузырь, примерно наполовину перекрывающий контакты в горизонтальном положении.

Рассмотрим действие системы маятниковой коррекции по каналу тангажа, помня, что момент, направленный вдоль одной из осей гироскопа, вызывает процессию (вращение) вокруг другой оси.

Гироскоп тангажа *3* имеет одну степень свободы вокруг оси прецессии X_1, а другую — вокруг измерительной оси Z.

При наклоне гироузла вокруг оси Z с внутренней рамой датчик *5* перераспределяет токи, протекающие через его контакты. Результирующий сигнал с контактов датчика *5* поступает в моментный датчик *13*, представляющий собой рамку в магнитном поле.

Возникает момент на оси X_1 гироскопа *3*, создающий прецессионное движение вокруг рамы оси Z, в сторону уменьшения угла наклона.

Коррекция относительно оси X осуществляется аналогично маятниковым датчиком *8*, направленным перпендикулярно оси X, а стабилизация при помощи гироскопа *6* и разгрузочного двигателя *7*.

Гироскопы *3* и *6* содержат роторы в кожухах *9* и *10*, которые могут отклоняться вокруг осей прецессии X_1, Z_1. Кинетические моменты H_1 и H_2 роторов равны между собой и направлены противоположно.

Углы поворота гироскопов вокруг осей X_1, Z_1 ограничены для того, чтобы щетки *11* и *12* всегда находились в контакте с потенциометрами разгрузки *13* и *14*.

Двигатель *4* расположен на внутренней раме и через шестерню *15* кинематически связан с наружной рамой *2*.

При возникновении возмущающего момента m на оси Z начинается прецессия гироскопа *3* вокруг оси X_1 со скоростью ω_{x1} и возникает гироскопический момент.

На щетках *11* появляется управляющий сигнал, подаваемый на двигатель *4*, который развивает момент разгрузки $M_р$, обратный возмущающему моменту m. При наступлении равенства этих двух моментов гироскоп устанавливается с отклонением на небольшой угол и дальше не прецессирует, а гироскопический момент становится равным нулю.

При этом внутренняя рама *1* от возникающего момента вокруг оси Z не поворачивается. Когда снимается момент m, гироскоп под действием разгрузочного двигателя *4* возвращается в первоначальное положение. Аналогично происходит разгрузка от возмущающих моментов, возникающих по оси X. Сигналы поступают в моментный датчик *19* на оси Z_1 гироскопа *6*, чем вызывается прецессия к вертикали вокруг измерительной оси крена.

Так как возмущающие моменты на измерительных осях компенсируются разгрузкой, они не влияют на прецессию под действием коррекции.

Коррекция по каждому каналу может быть раздельно выключена, что необходимо для уменьшения погрешностей прибора при воздействии ускорения.

В процессе запуска МГВ-1СК платформа арретируется в горизонтальное положение с помощью механических маятников *20* и *21*, установленных соответственно на внутренней и наружных рамах. Оси маятников для повышения их чувствительности расположены вертикально. Если, например, внутренняя рама *1* в момент запуска имеет завал относительно оси Z, один из контактов, расположенных по обе стороны маятника *20*, замыкается.

Сигнал с маятника, поступающий на управляющую обмотку двигателя разгрузки *4*, выбран так, чтобы он был противоположен по знаку и превышал максимальный сигнал, который можно снять с потенциометра разгрузки *13*.

Поэтому двигатель развивает момент, заставляющий гироскоп *3* прецессировать вокруг оси X_1 до тех пор, пока его движение не будет ограничено одним из упоров *22*.

Одной из особенностей гировертикали является применение на осях прецессии гироскопов упоров с электрическими контактами. Когда гироскоп в процессе запуска и арретирования касается упора, включается цепь сигнализации, предупреждающей о выходе гировертикали из работоспособного состояния. Для контроля работоспособности в гировертикали имеется система дистанционного завала платформы. Для получения нужного завала по тангажу служит моментный датчик *29*.

На датчики завала подаются сигналы из контрольно-проверочной аппаратуры, которые в несколько раз превышают максимальный сигнал от жидкостного маятникового переключателя; коррекционный момент пересиливается и соответствующая рама прецессирует до горизонтального положения в необходимую сторону. Дистанционная передача сигналов прибора осуществляется при помощи синусно-косинусных трансформаторов *23* по тангажу и *24* по крену.

Кроме того, на измерительных осях имеются наборы потенциометрических датчиков *25* и *26*, сигналы с которых снимаются через щеточные группы *27* и *28*.

Резервным средством определения пространственного положения самолета по крену и тангажу, скольжения и наличия разворота является авиагоризонт АГР-144, расположенный на левой приборной доске.

Авиагоризонт обладает свойством невыбиваемости по крену и тангажу, питается от аккумуляторной шины через резервный преобразователь ПТ-200Ц (рис. 16.25). При выходе из строя преобразователя ПТ-200Ц авиагоризонт переключается на питание от самолетной сети трехфазного тока 36 В, включается он с помощью выключателя «АГР-144», расположенного на верхнем электрощитке кабины.

Три выключателя коррекции ВК-90, установленные в техническом отсеке по левому борту, между шпангоутами № 13 и 14, отключают поперечную и азимутальную коррекцию при выполнении разворотов самолетом с угловой скоростью до 0,2°/с следующих устройств:

гировертикалей МГВ-1СК;

аварийного авиагоризонта АГР-144;

гироагрегатов ГА-3 курсовой системы ТКС-П2.

Выключатели коррекции ВК-90 включаются одновременно с включением системы САУ-4.

При работе авиагоризонта АГР-144 включенный в его цепь выключатель коррекции ВК-90 питается от аварийной шины и одновременно отключает цепи коррекции одной гировертикали МГВ-1СК.

Питается система САУ-4 от бортовых сетей постоянного тока напряжением 27 В, трехфазного переменного тока напряжением 36 В и 200 В.

Система САУ-4 включается с помощью контакторов и реле, установленных в РК БСУ. Контакторами и реле управляют с верхнего электрощитка выключателями ЗВГ-15К «САУ».

В целях повышения живучести АБСУ-154 запитана через свои элементы защиты сети по подканалам.

Напряжение питания системы САУ-4 +27 В подается с левой панели автоматов защиты.

Напряжение питания 36 В поступает из РК БСУ через предохранители типа СП. Напряжение 115 В поступает с левой панели автоматов защиты через автоматы АЗС1К-2.

16.6. АВТОМАТ ТЯГИ АТ-4-2М

Автомат тяги АТ-4-2М предназначен для управления скоростью полета и представляет собой регулятор, который выводит самолет на заданную скорость полета и поддерживает эту скорость постоянной, воздействуя на секторы газа маршевых двигателей.

С помощью автомата тяги также обеспечивается управление тягой двигателей по командам «Уход» и «Выравнивание».

Автоматическое управление скоростью полета существенно облегчает работу экипажа, освобождая его внимание для выполнения других операций, что особенно важно при посадке.

Автомат тяги является автономным устройством, включающим все необходимые датчики, за исключением датчиков угла тангажа, датчиков выпуска закрылков и шасси.

Автомат тяги измеряет разность между текущей и заданной приборной скоростью полета. Сигнал, пропорциональный этой разности, вместе со вспомогательными сигналами (угла тангажа, выпуска закрылков и шасси) поступает в вычислитель, который преобразует их в соответствии с принятым законом управления. Выходной сигнал вычислителя управляет интегрирующим приводом, перемещающим секторы газа двигателей.

Изменение тяги двигателей приводит к изменению скорости полета в направлении уменьшения разности заданной и текущей приборной скорости и тем самым стабилизации скорости полета.

Закон управления секторами газа имеет следующий вид:

$$(T_{\text{п}}P+1)P\delta_{\text{с.г}} = -K_{\text{АТ}}\Delta V_{\text{пр}}\frac{T_{dV}P+1}{T_{\text{ф}}P+1} + K_{\dot{\vartheta}}\dot{\vartheta}\frac{(T_{d\dot{\vartheta}}P+1)P}{(T_{\text{ф1}}P+1)(T_{\text{ф2}}P+1)} + A_{\text{закр}}, \qquad (16.21)$$

где $T_{\text{п}}$ — постоянная времени привода (0,05—0,1 с);

P — оператор дифференцирования в 1/с;

$\delta_{\text{с,г}}$ — угол отклонения сектора газа в град;

$K_{\text{АТ}}$ — коэффициент передачи автомата по отклонению скорости от заданной $\left(0{,}35\frac{\text{град}\cdot\text{с}\cdot\text{г/с}}{\text{м/с}}\right)$;

$\Delta V_{пр}$ — величина отклонения приборной скорости полета от заданной в м/с;

ϑ — угол тангажа в град;

T_{dV} — постоянная времени дифференцирования скорости (10 с);

$T_{ф}$ — постоянная времени фильтра автомата (3 с);

$K_{\dot{\vartheta}}$ — коэффициент передачи по первой производной от угла тангажа $\left(1{,}25\ \frac{\text{град}\cdot\text{с}\cdot\text{г/с}}{\text{град}\vartheta/\text{с}}\right)$;

$T_{d\vartheta}$ — постоянная времени дифференцирования по тангажу (5,5 с);

$T_{ф1}$ — постоянная времени фильтра тангажа по $\dot{\vartheta}$ (1 с);

$T_{ф2}$ — постоянная времени фильтра тангажа по ϑ (3 с.).

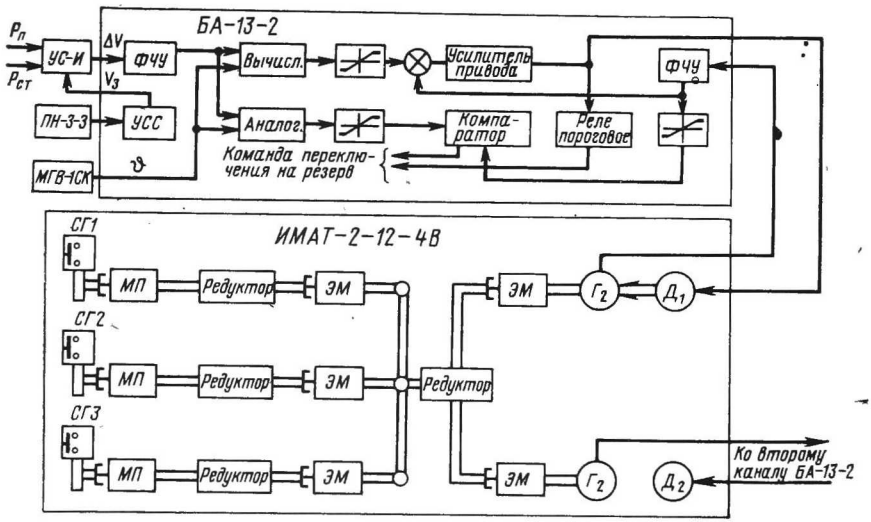


Рис. 16.26. Функциональная схема АТ-42М

Функционально автомат тяги включает приставку ПН-3-3 с расположенными на ней органами управления, указатели текущей приборной скорости с индексами заданной скорости и датчиками сигнала рассогласования текущей и заданной приборных скоростей УС-И, вычислитель, привод и систему встроенного контроля (СВК).

Вычислитель, привод, элементы коммутации и СВК задублированы и образуют основной и резервный каналы. Скорость можно задавать только по одному указателю УС-И. На вход вычислителя поступают сигнал отклонения от заданной скорости с указателя скорости и сигнал угла тангажа с гировертикалей МГВ-1СК (рис. 16.26). С выхода вычислителя сигнал поступает

на усилитель привода. Одновременно на усилитель подается сигнал скоростной обратной связи с исполнительного механизма ИМАТ-2-12-4В. Система встроенного контроля в канале автомата тяги включает аналог, имитирующий работу вычислителя и привода, компаратор, пороговое реле, а также элементы логики и коммутации.

Вычислитель, усилитель привода, элементы коммутации и логики каждого канала расположены в блоках автоматики БА-13-2. Кроме того, в каждом блоке БА-13-2 установлены усилитель следящих систем (УСС) и фазочувствительное устройство (ФЧУ). Оба канала исполнительного механизма автомата тяги ИМАТ-2-12-4В имеют общий выход на секторы газа. Каждый канал механизма ИМАТ-2-12-4В состоит из управляемого двигателя-генератора (ДГ) и электромагнитной порошковой муфты (ЭМ), выключающей каналы.

Общая часть автомата тяги состоит из редуктора, блока электромагнитных порошковых муфт ЭМ для подключения секторов газа СГ1, СГ2, СГ3 и пересиливания работающего исполнительного механизма, аварийных фрикционных муфт пересиливания (МП), служащих для пересиливания неисправного исполнительного механизма.

Автомат тяги работает в следующих режимах: «Подготовка», «Управление», «Уход» и «Выравнивание». Режим «Подготовка» необходим для безрывкового включения автомата в режим «Управление».

В режим «Подготовка» автомат тяги вводится включением выключателя «Питание АТ» на приставке ПН-3-3. При этом индекс заданной скорости согласуется со стрелкой текущей скорости УС-И. Через 10—26 с после включения питания включается система встроенного контроля автомата тяги. Таким образом, переводить автомат тяги из режима «Подготовка» в режим «Управление» надо после согласования стрелки и индекса УС-И, но не ранее чем через 26 с после включения питания. Согласовывать стрелку и индекс УС-И необходимо с погрешностью не более 3 км/ч.

В режиме «Подготовка» на вычислитель поступает сигнал угла тангажа ϑ из системы САУ-4 и до момента согласования стрелки и индекса сигнал отклонения от заданной приборной скорости $\Delta V_{\text{пр}}$.

В вычислителе эти сигналы преобразуются в соответствии с законом управления, и суммарный управляющий сигнал, определяемый правой частью уравнения закона управления, поступает на ограничитель, стоящий перед усилителем привода. Усилители привода управляют двухфазными двигателями-генераторами исполнительного механизма.

Вал двигателя автомата тяги вращается со скоростью, пропорциональной величине управляющего сигнала. С тахогенера-

тора на вход усилителя привода через фазочувствительный усилитель поступает сигнал скоростной обратной связи.

В режиме «Подготовка» электромагнитные порошковые муфты включенных каналов обесточены и автомат не управляет секторами газа, а в этот режим автомат переводится из режима «Управление» нажатием кнопок на крайних секторах газа «СГ1» и «СГ3», при стопорении секторов газа, при снятии сигнала исправности тангажа и по окончании режимов «Уход» и «Выравнивание».

В режим «Управление» входят два подрежима: «Стабилизация» и «Задание скорости».

В режиме «Управление» автомат тяги вводится после окончания режима «Подготовка» нажатием кнопки-табло «Скорость» на приставке ПН-3-3. При этом кнопка-табло «Скорость» должна загореться.

В приборе УС-И при фиксированном положении индекса и при изменении текущей скорости сигнал поступает на вычислитель, преобразуется в соответствии с законом управления и суммируется с сигналом угла тангажа. Дальше сигнал проходит так же, как и в режиме «Подготовка». Напряжение подается на электромагнитные муфты включения каналов и муфты подключения секторов газа, которые замыкают кинематическую цепь от двигателей до выходных рычагов, соединенных с секторами газа.

Вращение вала двигателя передается на секторы газа и приводит к изменению скорости полета. В режим «Задание скорости» автомат вводится поворотом рукоятки «Скорость» на приставке ПН-3-3. При этом индекс заданной скорости на одном приборе УС-И начинает перемещаться в сторону больших скоростей при повороте рукоятки в направлении «+» и в сторону меньших скоростей при повороте рукоятки в направлении «—».

Индекс имеет две скорости перемещения 5 ± 3 и 15 ± 4 км/ч в зависимости от угла поворота рукоятки «Скорость». При отпускании рукоятки «Скорость» она возвращается в исходное положение и прекращается перемещение индекса заданной скорости, самолет выходит на установленную по индексу скорость, а последняя стабилизируется.

Режим «Уход» применяется при уходе самолета на второй круг. В этот режим автомат тяги вводится при подаче +27 В от кнопки «Уход». При этом вычислитель отключается от усилителя привода и в усилитель привода подается сигнал, по которому двигатель исполнительного механизма с максимальной скоростью перемещает секторы газа в положение максимального газа, после чего автомат переходит в режим «Подготовка». В режиме «Выравнивание» перед посадкой самолета подается сигнал +27 В, отключается вычислитель от усилителя привода и двигатель исполнительного механизма с постоянной скоро-

стью перемещает секторы газа в положение «малый газ», после чего автомат переходит в режим «Подготовка».

При выпуске закрылков в автомат тяги поступает сигнал, по которому секторы газа перемещаются в сторону увеличения тяги со скоростью 0,68 град/с до момента окончания выпуска закрылков. Указатели УС-И совместно работают следующим образом. Скорость задается по одному из приборов УС-И в зависимости от положения переключателя «УС-И лев. — УС-И прав.» на приставке ПН-3-3.

Сигнал с этого прибора УС-И подается в оба канала автомата тяги. Второй прибор УС-И находится в это время в режиме согласования индекса со стрелкой. Совместная работа каналов автомата тяги состоит в следующем. При включении выключателя «Питание АТ» на приставке ПН-3-3 оба канала начинают работать в режиме «Подготовка». При нажатии кнопки-табло «Скорость» оба канала переводятся в режим «Управление». В этом режиме с основного канала автомата тяги напряжение подается на электромагнитную муфту включения основного канала исполнительного механизма и секторы газа перемещаются от двигателя Д1, который вращается под действием управляющего сигнала основного канала.

На электромагнитную муфту включения второго канала напряжение со второго канала автомата тяги не поступает и второй двигатель вращается вхолостую. Таким образом, второй канал находится в горячем резерве.

При отказе основного канала происходит автоматическое переключение на резервный. С основного канала снимается питание. Муфта включения канала обесточивается, а на муфту включения второго канала подается напряжение от резервного канала и секторы газа перемещаются от второго двигателя. При этом автомат тяги выдает информацию «Резерва нет». При отказе резервного канала, который произошел после отказа основного канала, с него снимается питание, муфта включения обесточивается и автомат тяги дает сигнал «Отключи АТ».

При этом на приставке ПН-3-3 необходимо установить выключатель питания автомата тяги в положение «Выключено» и управлять секторами газа вручную. С помощью переключателя на приставке ПН-3-3 «I откл. — II откл.» можно вручную отключить соответствующий канал. При отключении любого канала на табло выдается команда «Резерва нет», а при последующем отказе в работе канала — информация «Отключи АТ».

При нейтральном положении переключателя «I откл. — II откл.» управляющим является основной канал.

В автомате тяги предусмотрен пассивный контроль исправности вычислителя, ограничителя и привода, контроль активного отказа и контроль питания.

Для обнаружения отказов в указанных элементах автомата тяги служит аналог, имитирующий работу вычислителя и привода, и компаратор. Контроль основан на сравнении двух сигналов: выходного сигнала канала управления, снимаемого с тахогенератора исполнительного механизма, и выходного сигнала аналога. Эти сигналы поступают на два входа сравнивающего устройства-компаратора. Если разность сигнала превышает пороговое значение и длится более времени задержки, то компаратор выдает сигнал отказа, который отключает питание неисправного канала, производит переключение на резервный канал и выдает информацию «Резерва нет».

При отказе обоих каналов они обесточиваются и отключаются от секторов газа с выдачей информации «Отключи АТ».

Контроль активного отказа применяется для обеспечения безопасного полета при отказе привода, сопровождающемся резким перемещением секторов газа. Активный отказ должен быть обнаружен до того, как он существенно повлияет на скорость полета самолета. На входе усилителя привода стоит ограничитель, не пропускающий сигнал, превышающий необходимый для нормального выполнения автоматом своих функций по управлению скоростью полета. Скорость перемещения рычагов исполнительного механизма ограничена величиной 8 град/с по секторам газа.

Активный отказ привода автомата приводит к появлению максимального сигнала на выходе усилителя, что неизбежно сопровождается максимальной скоростью на выходе привода.

Максимальные сигналы на выходе усилителя определяются пороговым реле, которое без задержки на срабатывание выдает сигнал отказа канала.

При отказе питания элементов автомата тяги отключается неисправный канал и выдается об этом информация на табло. Отключается он с помощью реле, на нормально-замкнутые контакты которого подается 27 В с другого канала. Напряжение питания 36 В отключается пороговым реле активного отказа при снятии напряжения питания 36 В на выходе малогабаритного универсального блока питания (МУБП). Отказ питания 208 В контролируется сравнением напряжений аналога и тахогенератора. При отказе 208 В двигатель не вращается и сигнал с тахогенератора равен нулю.

Исправность системы встроенного контроля проверяется при замкнутой цепи кнопки «Контроль АТ» на приставке ПН-3-3. При этом одновременно имитируются отказы обоих каналов, вызывающие последовательное срабатывание порогового устройства, компаратора и переключающего реле. Если система встроенного контроля автомата тяги исправна, то после нажатия кнопки «Контроль АТ» загораются сигнальные лампы «Контроль АТ» первого и второго каналов на приставке ПН-3-3.

16.7. СИСТЕМА ВСТРОЕННОГО КОНТРОЛЯ АБСУ-154

Система встроенного контроля (СВК) служит для постоянного контроля за работоспособностью АБСУ-154 в полете и на земле.

СВК выполняет в полете следующие функции:

постоянный контроль работоспособности блоков;

отключает отказавшие устройства и включает в контур управления резервные устройства;

переключает с отказавшего режима работы на исправный резервный режим;

отрабатывает информацию о работоспособности отдельных устройств и выдает сигналы интегральной исправности АБСУ-154;

выдает экипажу интегральную обработанную информацию о работоспособности АБСУ-154, а при отказах выдает командные сигналы на световое табло;

позволяет осуществлять полуавтоматический поиск отказавшего устройства.

На земле СВК позволяет провести автоматизированный самоконтроль.

В состав СВК входят следующие блоки и функциональные устройства:

блок встроенного контроля БВК-5-2;

пульт поиска неисправностей ППН-3-2;

устройство контроля вычислителя корректора высоты (УК-ВКВ);

устройство контроля триммерного эффекта (УК-УТЭ);

устройство контроля автомата тяги (УК-АТ);

устройство контроля системы СТУ-154.

СВК является системой, воспринимающий информацию от собственных датчиков (детекторов отказа) и от функционально связанных систем, обрабатывающей эту информацию в соответствии с определенным алгоритмом и выдающей преобразованную информацию в виде команд на сигнальное табло.

Типовой тракт обработки информации в СВК можно представить в следующем виде: детектор отказов→логическое устройство→формирующее устройство→устройство отображения информации.

Логическое и формирующие устройства обрабатывают информацию о работоспособности устройства АБСУ-154 и смежных систем с учетом следующих факторов:

1) приводят ли отказы или имеющиеся сочетания отказов к отказам заданного режима или подсистемы;

2) нужно ли переключать на резервные устройства или режим работы;

3) есть ли для отказавшего устройства или режима резервное устройство или режим.

Обработанная таким образом информация поступает на формирующие устройства, которые выдают на сигнальные табло сигналы следующих видов:

1) интегральные сигналы исправности отдельных режимов в продольном и боковом каналах управления самолетом;

2) сигналы в виде импульсов на переключение с одного режима на другой;

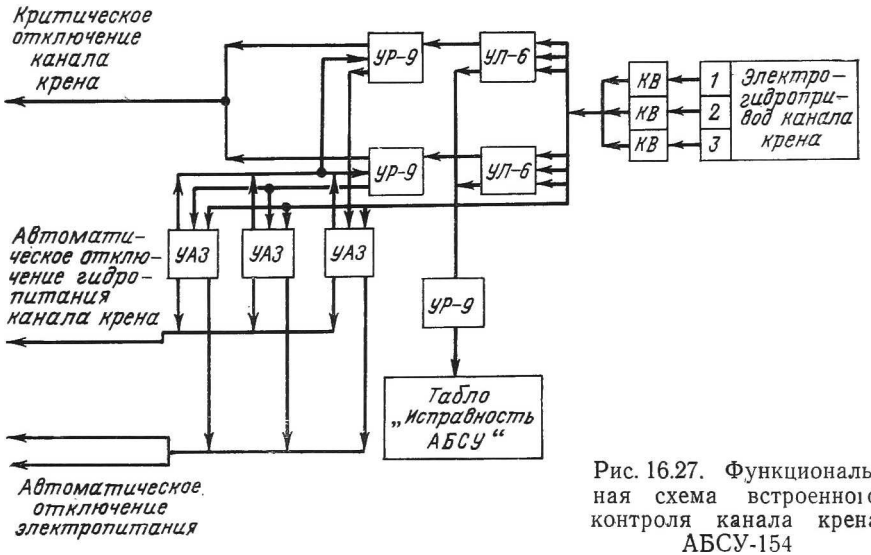


Рис. 16.27. Функциональная схема встроенного контроля канала крена АБСУ-154

3) команды на световое табло;

4) сигналы на отключение каналов электрогидравлического привода.

В качестве типовых трактов контроля рассмотрим тракты контроля демпферной части канала крена.

Подканалы демпфера (ДУС и электропривод в каждом канале) контролируются с помощью электромеханических кворум-элементов. На функциональной схеме контроля канала крена (рис. 16.27) детекторы отказов привода изображены в виде концевых выключателей подканалов (КВ) и узлов автоматической закольцовки (УАЗ).

Сигналы с КВ поступают на логические устройства УЛ-6 и УАЗ для отключения (закольцовки) отказавшего подканала. Сигналы с выхода УЛ-6 поступают на вход релейных усилителей УР-9. Последние при отказе любых двух из трех подканалов демпфера выдают сигналы на отключение демпфера и на световое табло. Для повышения надежности логические устройства зарезервированы.

Функциональная схема контроля режима стабилизации текущего угла тангажа приведена на рис. 16.28.

Так как в формировании закона управления в режиме стабилизации участвуют устройства согласования, вычислитель канала, устройства триммерного эффекта и гировертикали МГВ-1СК, то для формирования сигнала интегральной исправности или сигнала перехода с этого режима на режим штурвального управления СВК в каждый момент времени оценивает работо-

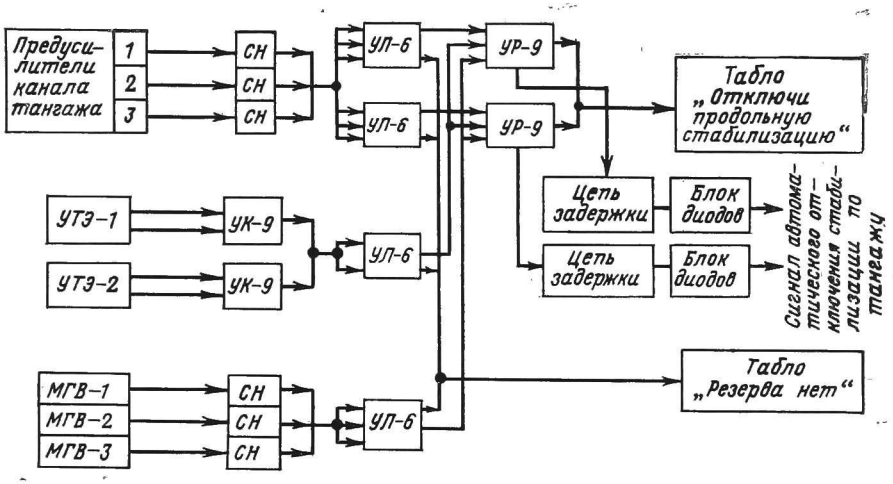


Рис. 16.28. Функциональная схема контроля режима стабилизации текущего угла тангажа

способность всех этих устройств. Детекторами отказов вычислителя каналов и гировертикалей являются электрические кворум-элементы. Каждое из устройств триммерного эффекта контролируется с помощью устройств контроля УК-9.

Сигналы с детекторов отказа этих устройств поступают на логические устройства УЛ-6, а с них на входы релейных усилителей УР-9. Релейные усилители при отказах устройств, приводящих к невозможности дальнейшего формирования закона управления, снимают сигнал интегральной исправности режима стабилизации текущего угла тангажа.

Если режим стабилизации был включен, что сигнализируется через цепи задержки и блок диодов, то с выходного каскада релейного усилителя выдается сигнал в виде импульса на переключение с режима стабилизации угла на режим штурвального управления. Кроме того, с релейных усилителей выдается сигнал на табло «Отключи продольную стабилизацию». Это табло будет гореть до тех пор, пока вручную не будет продублировано переключение, произведенное СВК.

Применяемые в СВК электрические кворум-элементы состоят из ограничителей тока (ОТ) и сигнализаторов напряжения (СН). При отказе одного из подканалов сигнал в цепи ограничителя этого подканала отличается от сигналов в двух других цепях. Ограничитель тока запирается и срабатывает сигнализатор напряжения отказавшего подканала.

Однотипно построены схемы формирования сигналов интегральной исправности каналов стабилизации высоты, приборной скорости и числа М. В формировании сигнала интегральной исправности режима стабилизации высоты используются сигналы интегральной исправности режима стабилизации текущего угла тангажа, вычислителя корректора высоты (ВКВ) и корректора-задатчика высоты (КЗВ). Работоспособность КЗВ контролируется с помощью порогового устройства типа сигнализатора напряжения сравнением между собой выходных сигналов двух датчиков КЗВ.

При отказах, приводящих к невозможности дальнейшего формирования закона управления, СВК выдает импульсный сигнал для переключения АБСУ-154 на режим штурвального управления и команду на световое табло.

Для поиска неисправного блока необходимо на пульте ППН-3-2 нажать кнопку «Поиск». При этом подается напряжение питания на генератор, формирующий импульсы частотой 3—4 Гц, которые поступают для управления сдвигающим регистратором.

Регистр выполняет функции программного устройства, управляющего коммутирующими реле.

Подача тест-сигналов на детекторы отказов и сигнала на снятие памяти при автоматизированном самоконтроле осуществляется с помощью кнопок «Тест I», «Тест II», «Тест III» «Полярность», «Снятие памяти» на пульте ППН-3-2.

Информация о работоспособности СВК высвечивается с помощью табло на пульте ППН-3-2.

Цикл автоматического предполетного контроля с помощью СВК строится следующим образом.

При включении на пульте ППН-3-2 выключателя «Тест АБСУ» подается напряжение на устройства автоматического поиска неисправностей и устройство тест-контроля. Регистр в этом режиме управляет уплотнительными реле и выдает сигналы для управления устройством тест-контроля. При этом включаются уплотнительные реле, подключающие выходы групп детекторов отказов к световым табло ППН-3-2. Устройства СВК в режиме поиска неисправностей связаны следующим образом: генератор импульсов→ключевое устройство→регистр→уплотнительное реле→выходы детекторов отказа→ячейка «ИЛИ»→ключевое устройство.

Как только при опросе детекторов регистр дойдет до детектора, выдающего сигнал отказа, ключевое устройство запира-

ется и импульсы на вход регистра не проходят. Дальнейший поиск прекращается, и на световых табло высвечивается отказавший канал.

Устройство тест-контроля состоит из устройства формирования тест-сигналов и эталонных сигналов, диодной матрицы, порогового устройства, коммутирующих реле и нормализующих сопротивлений.

Устройство тест-контроля коммутирует соответствующие контрольные входы и выходы элементов АБСУ-154, сравнивает сигналы реакции, получаемые с контролируемых устройств, с эталонными сигналами и выдает сигнал в ключевое устройство для продолжения цикла автоматического контроля (сигнал исправности) или для остановки цикла (сигнал неисправности).

Для сигнализации отключения режимов АБСУ-154 на самолете установлено устройство звуковой сигнализации, состоящее из блока звуковой сигнализации БЗС-2, датчика импульсов ДИ-1, динамика ГД-18 (см. рис. 16.6).

Устройство звуковой сигнализации выполняет следующие функции:

выдает непрерывную звуковую сигнализацию при отказах в работе раздельно в боковом и продольном каналах систем штурвального управления, стабилизации углового положения, стабилизации барометрической высоты, директорного режима в боковом и продольном каналах и автомата тяги;

выдает кратковременную звуковую сигнализацию (2—3 с) при отключении режимов;

снимает непрерывную звуковую сигнализацию при нажатии кнопок отключения на штурвалах или кнопки «Сброс звукового сигнала» на левой приборной доске.

Блок звуковой сигнализации воспринимает сигналы отказов, распознает их и запускает датчик импульсов, который через релейную схему выдает на динамик импульсные сигналы звуковой частоты.

16.8. ЭКСПЛУАТАЦИЯ АБСУ-154

Включение. 1. На левой и правой панели автоматов защиты включить все АЗС устройств АБСУ-154 и функционально связанных систем.

2. Убедиться, что на пульте бортинженера приборы «Гидросистема 1, 2, 3» показывают давление 210 кгс/см², а приборы электропитания показывают напряжения 200 В, 36 В и 27 В.

3. На пульте бортинженера переключатель «Кольцевание» установить в положение «Автомат».

4. На верхнем электрощитке кабины выключатели «САУ», «СТУ» и «АГР» установить в положение «Вкл.» и убедиться, что бленкеры «АГ» на приборах ПКП-1 и бленкеры «КС» на прибо-

рах ПНП-1 закрыты, а катушка тангажа отклоняется при вращении кремальеры «Тангаж» на приборах ПКП-1.

Совместить риски силуэта самолета с линиями искусственного горизонта на приборах ПКП-1 и АГР-144.

5. Согласовать систему ТКС-П2.

6. На левом и правом приборах ПНП-1 кремальерой «ЗПУ» установить взлетный курс.

7. На блоке управления аппаратурой КУРС-МП2 установить рабочую частоту и включить радиовысотомеры РВ-5.

8. На пульте управления ПУ-33 рукоятку «Разворот—спуск—подъем» установить в нейтральное положение.

9. На пульте поиска неисправностей ППН-3-2 открыть крышку, установить выключатель «Тест СВК» в положение «Вкл.» и нажать кнопку «Поиск». После высвечивания одного из табло с наименованием блока и табло «1», «2» или «3», указывающего номер отказавшего подканала, нажать и отпустить кнопку «СНП». При этом табло «1», «2», «3» должны погаснуть. Повторять описанные операции с кнопками «Поиск» и «СНП» до момента погасания табло «1», «2», «3» и загорания табло «Исправность АБСУ».

При высвечивании табло «РАϑ», «РАγ» и «РАψ» на пульте ППН-3-2 и табло «1», «2», «3» или их сочетаний выключатель «Кольцевание» необходимо установить в положение «Ручное». При этом табло «1», «2», «3» или их сочетания должны погаснуть. Выключатель «Кольцевание» установить в положение «Автомат».

10. На средней приборной доске нажать кнопку «Испр. ламп» и проверить исправность табло отказов и командной сигнализации на приборных досках.

11. Сравнить показания авиагоризонтов ПКП-1 и АГР-144 после арретирования последнего.

Проверка АБСУ-154 в режиме штурвального управления

1. Убедиться, что на пульте бортинженера выключатель «Продольная управляемость» включен.

2. Переключатель режимов загружателей руля высоты и руля направления установить в положение «Взлет—посадка», при этом на средней приборной доске должно загореться табло «Взлет—посадка—РВ» и «Взлет—посадка РН».

3. Проверить взлетно-посадочную загрузку на штурвале, для чего приложить усилия к колонке штурвала, отклонить ее назад и вперед на полные углы и убедиться в том, что при отклонении усилия возрастают. Отклоняя левую и правую педали на полный ход, убедиться в возрастании усилий на педалях (до 45 кг).

4. Проверить подключение полетных загружателей:

— переключатель режимов руля высоты и руля направления установить в положение «Полет», при этом через 15—20 с должны погаснуть табло «Взлет—посадка РВ» и «Взлет—посадка РН»;

— отклонить колонку штурвала на 80—90 мм и педали на 50—60 мм и убедиться по возросшим скачкам на штурвале, что полетные загружатели подключились.

5. Проверить отключение полетных загружателей:

— переключатель режимов загружателей руля высоты и руля направления установить в положение «Взлет—посадка» и убедиться в загорании табло «Взлет—посадка РВ» и «Взлет—посадка РН»;

— выждать не менее 20 с, что необходимо для отключения полетных загружателей, отклонить колонку штурвала и педали на полный ход и убедиться по уменьшению усилий на штурвале, что полетные загружатели отключились;

— при убранных закрылках переключатель «Полетный загружатель» установить в положение «Автомат» и закрыть колпачком, при этом через 20 с должен подключиться полетный загружатель руля высоты;

— отключить колонку штурвала на 80—90 мм в обе стороны и по дополнительной загрузке убедиться в подключении полетного загружателя руля высоты.

6. Проверить прохождение сигнала управляемости в канале руля высоты:

гашеткой «Загружатель РВ» установить колонку штурвала в нейтральное положение, при этом на средней приборной доске должна загореться сигнальная лампа «Тангаж нейтр.»;

гашеткой «Загружатель РВ» отклонить штурвал от себя на 50—80 мм от нейтрального положения;

отклонить штурвал на себя, при этом планка «Т» индикатора ИН-3-2 должна отклониться вниз.

7. Проверить прохождение сигнала управляемости в канале крена:

— повернуть штурвал влево, при этом планка «КР» индикатора ИН-3-2 должна отклониться против часовой стрелки;

— повернуть штурвал вправо, при этом планка «КР» индикатора ИН-3-2 должна отклониться по часовой стрелке.

8. Проверить срабатывание устройств торможения колонки:

— гашеткой «Загружатель РВ» установить колонку штурвала в нейтральное положение и убедиться в загорании лампы «Тангаж нейтр.»;

— на верхнем электрощитке выключатель «Контроль—сброс» автомата АУАСП-12КР установить в положение «Контроль», при этом на приборе УАП должна мигать красная лампа,

а на правой приборной доске должно загореться табло «α критич.», «n_y допуст.» и мигать табло «Внимание»;

— отклонить колонку штурвала на себя и убедиться в подключении дополнительной загрузки;

— вернуть колонку в нейтральное положение, выключатель «Контроль—сброс» установить в положение «Сброс», при этом упомянутые табло и сигнальная лампа должны погаснуть.

Проверка АБСУ-154 в режиме автономного автоматического управления

1. Проверить включение САУ-4, для чего на пульте управления ПУ-33:

— выключатели «Крен», «Общ.» и «Тангаж» установить в положение «Стабилизация»;

— переключатель «ΔV—ΔM—ΔH» установить в положение ΔH;

— нажать кнопку «Стаб.», при этом бленкеры крена и тангажа должны показать «Стаб.»;

— нажать кнопку-табло «Δ», при этом она должна загореться.

2. Проверить работу рукоятки управления «Разворот—спуск—подъем» по крену и тангажу, контролируя правильность перемещения колонки штурвала по тангажу и планок «Кр» и «Т» на индикаторе ИН-3-2. При нажатии на рукоятку кнопка-табло «Δ» должна погаснуть. При отклонении рукоятки по крену штурвал не должен перемещаться.

3. Проверить управление САУ-4:

— на штурвале нажать кнопку отключения, при этом кратковременно должна сработать звуковая сигнализация (2 с) и бленкеры на ПУ-33 должны показать «⊤»;

— включить САУ-4 и отклонить колонку штурвала в обе стороны на 50—70 мм, при этом должна сработать звуковая сигнализация, а бленкеры тангажа на ПУ-33 должны показать «⊥»;

— отклонить штурвал по крену на 30—40°, при этом должна сработать звуковая сигнализация, а бленкер крена на ПУ-33 должен показать «⊤».

4. Установить выключатели «Крен», «Общ.» и «Тангаж» на пульте ПУ-33 в положение «Откл.», при этом должна кратковременно сработать звуковая сигнализация.

Проверка АБСУ-154 в режиме траекторного управления

1. На приставке ПН-4 включить выключатели «Стрелки командн.» и «Подг. посадки», при этом на приставке ПН-3-3 должны загореться сигнальные лампы «СТУ прод.» и «СТУ бок.»

2. На приставке ПН-3-3 нажать кнопку «Контроль СТУ», при этом сигнальные лампы «СТУ бок.» и «СТУ прод.» должны погаснуть, что сигнализирует об исправности системы контроля СТУ-154.

Выпадение бленкеров «К» и «Г» и развод командных стрелок на лицевой панели приборов ПКП-1 свидетельствует об отсутствии сигналов с выхода аппаратуры КУРС-МП2.

3. На приставке ПН-4 выключатель «Подг. посадки» установить в положение «Откл.»

Использование АБСУ-154 в полете

Взлет и набор высоты производится в режиме штурвального управления. Через 15—20 с после уборки закрылков на средней приборной доске должны погаснуть табло «Взлет—посадка РН» и «Взлет—посадка РВ» и подключиться дополнительная загрузка колонки штурвала и педалей. Выключатель «Подготовка посадки» устанавливается в положение «Откл.».

При наборе высоты могут использоваться следующие режимы работы АБСУ-154:

автоматическая стабилизация углов крена, курса и тангажа;

управление самолетом от рукоятки «Разворот—спуск—подъем»;

автоматическое выдерживание приборной скорости с помощью руля высоты;

автоматическое управление по сигналам НВУ-Б3 и КУРС-МП2 в режиме ВОР;

автоматическое выдерживание числа М с помощью руля высоты.

Перед включением системы САУ-4 необходимо убедиться, что рукоятка управления на пульте управления ПУ-33 находится в нейтральном положении, а переключатель «ΔV—ΔM—ΔH» — в положении «ΔH», выключатели «Крен» и «Тангаж» установлены в положение «Стабилизация».

Для включения режима автоматической стабилизации необходимо на ПУ-33 включить выключатель «Общ.» и нажать кнопку «Стаб.».

Бленкеры крена и тангажа на ПУ-33 должны давать информацию «Стаб.» и самолет будет продолжать режим полета, который был в момент нажатия кнопки «Стаб.». При нажатии кнопки в момент разворота самолет автоматически выходит из крена, а затем стабилизирует заданный курс.

Для включения режима автоматического выдерживания приборной скорости переключатель статоскопических режимов необходимо установить в положение «ΔV» и нажать кнопку-табло «Δ», которое должно загореться.

Переход на режим стабилизации угла тангажа производится нажатием на ПУ-33 кнопки «Стаб.».

В полете по маршруту могут использоваться следующие режимы:

автоматическая стабилизация углов курса, крена и тангажа;

автоматическая стабилизация барометрической высоты;

управление самолетом от рукоятки «Разворот—спуск—подъем»;

автоматическое управление по сигналам вычислителя НВУ-Б3;

автоматическое управление по сигналам аппаратуры КУРС-МП2 в режиме ВОР;

автоматическая стабилизация заданного курса.

Для включения режима автоматической стабилизации барометрической высоты на пульте ПУ-33 рукояткой «Спуск—подъем» самолет переводится в режим горизонтального полета, переключатель статоскопических режимов устанавливается в положение «ΔH» и нажимается кнопка-табло «Δ», которая должна загореться.

Для включения автоматического режима по сигналам вычислителя НВУ-Б3 на приставке ПН-3-3 переключатель ПНП (прав.)» установить в положение «НВУ». На приставке ПН-4 включить выключатель «Подг. навигац.».

После этого проверяется, чтобы на пульте управления ПУ-33 был включен режим стабилизации курса в боковом канале и бленкер крена показывал «Стаб.» На приставке ПН-4 переключатель ЗПУ устанавливается в положение «Автомат» и нажимается кнопка-табло «НВУ», которая должна загореться.

Стрелка «ЗПУ» левого прибора ПНП-1 должна отработать значение ЗПУ, выставленное на задатчике путевых углов вычислителя НВУ-Б3, а командные планки приборов ПКП-1 и планки положения приборов ПНП-1 должны показывать команду и сторону, куда нужно довернуть самолет для выхода на линию заданного пути.

Режим отключается нажатием на приставке ПН-4 кнопки-табло «Сброс-прогр.».

Для включения режима автоматического управления по сигналам маяков ВОР необходимо:

переключить аппаратуру КУРС-МП2 в режим ВОР;

на приставке ПН-3-3 переключатель «Индикация ПНП прав.» установить в положение «АЗ-1»;

на селекторе азимута аппаратуры КУРС-МП2 установить магнитный курс линии заданного пути на радиомаяк;

на приставке ПН-4 включить выключатель «Подг. навигац.»;

на правом ПНП-1 кремальерой установить ЗПУ, равный магнитному курсу линии заданного пути;

на приставке ПН-4 переключатель «ЗПУ» установить в положение «Прав.»;

убедиться, что на пульте управления ПУ-33 включен режим стабилизации и бленкер крена показывает положение «Стаб.»;

на приставке ПН-4 нажать кнопку-табло АЗ-1, которая должна загореться.

При этом на левый прибор ПНП-1 подлючатся сигналы индикации и отработается стрелкой ЗПУ значение, выставленное на правом ПНП-1.

Для изменения направления полета на другой радиомаяк необходимо на приставке ПН-3-3 переключатель «Индикация ПНП (прав)» установить в положение «АЗ-II», подготовить новые данные азимута и ЗПУ и нажать кнопку-табло «АЗ-II», которая загорится, при этом кнопка-табло «АЗ-I» погаснет. Отключают режим кнопкой-табло «Сброс прогр.»

Для включения режима выхода на заданный курс и его выдерживания необходимо:

на левой приборной доске переключатель «Ввод ЗК» установить в положение «Лев ПНП»;

на левом приборе ПНП-1 кремальерой «ЗК» выставить значение заданного курса;

на приставке ПН-4 нажать кнопку-табло «ЗК», при этом она загорится, самолет выйдет на заданный курс и будет его выдерживать.

Для ввода значений заданного курса с правого прибора ПНП-1 необходимо переключатель «Ввод ЗК» установить в положение «Прав. ПНП».

Перед выполнением посадки необходимо:

включить и проверить радиовысотомер РВ-5;

на указателе радиовысотомера выставить высоту принятия решения;

включить аппаратуру КУРС-МП2;

включить автомат тяги АТ-4-2М;

на приставке ПН-3-3 переключатель «индикация ПНП» установить в положение «Посадка»;

на обоих приборах ПНП-1 кремальерой «ЗПУ» выставить курс посадки.

После выпуска шасси по отсутствию бленкера «К» и положению курсовой стрелки прибора ПНП-1 необходимо убедиться, что самолет находится в зоне действия курсового маяка и на приставке ПН-4 включить выключатель «Подг. посадки». При этом на приставке ПН-3-3 должны загореться сигнальные лампы «СТУ бок.» и «СТУ прод.». Командные стрелки приборов ПКП-1 должны установиться в нулевое положение, а бленкеры «К» и «Г» должны быть убраны, что определяет готовность систем-датчиков, с которыми работает система СТУ-154 при заходе на посадку.

Исправность системы контроля СТУ-154 проверяется нажатием кнопки «Контроль СТУ» на приставке ПН-3-3. При этом

должны кратковременно погаснуть зеленые лампы «СТУ бок.» и «СТУ прод.», а на приборах ПКП-1 должны кратковременно выпасть и убраться бленкеры «К» и «Г».

Проверить электрический баланс аппаратуры КУРС-МП2 при убранном бленкере «К» на правом приборе ПНП-1.

Для выполнения захода на посадку в автоматическом режиме необходимо на приставке ПН-4 нажать кнопку-табло «Заход» после выхода из третьего разворота при КУР 285°(75°) или по команде диспетчера.

Исправность включенного автоматического режима определяется отсутствием сигнализации на табло отказов, убранным положением бленкера «К» на приборе ПКП-1 и загоранием кнопки-табло «Заход».

Включение автоматического режима захода на посадку в продольном канале производится во время пересечения равносигнальной зоны глиссады или нажатием на приставке ПН-4 кнопки-табло «Глиссада». Исправность продольного канала контролируется аналогично контролю бокового канала.

При заходе на посадку в автоматическом режиме, начиная с высоты 100 м, необходимо следить за сигнализацией предельных отклонений от равносигнальных зон «Предел. курс» и «Предел. глиссада». При загорании указанных табло, когда не видны наземные ориентиры, необходимо уйти на второй круг.

Достижение высоты принятия решения сигнализирует табло «*H* решения».

Автоматический режим «Уход на второй круг» включается вручную при включенном автоматическом режиме захода на посадку кнопкой «Уход». При этом:

продольный канал управления самолетом переключается в режим набора высоты;

боковой канал управления самолетом переключается в режим стабилизации текущего курса;

рычаги управления маршевыми двигателями автоматически перемещаются во взлетное положение.

Режим автоматического захода на посадку и ухода на второй круг отключается кнопкой «Сброс прогр.».

Для отключения автоматических режимов необходимо нажать одну из кнопок отключения на штурвалах. Автоматический режим поканально отключается с пульта ПУ-33 установкой выключателя «Крен» или «Тангаж» в положение «Откл.». Для захода на посадку в директорном режиме необходимо перед началом четвертого разворота включить боковой канал системы СТУ-154 нажатием на приставке ПН-4 кнопки-табло «Заход». Командная стрелка курса прибора ПКП-1 должна занять положение, указывающие, куда и насколько необходимо довернуть самолет для правильного выполнения четвертого разворота, на-

чало которого определяется по показаниям радиокомпаса АРК-15.

После выполнения четвертого разворота на удалении 2—3 км от точки входа в глиссаду закрылки довыпускаются на 45°.

При подходе самолета к равносигнальной зоне глиссады, что определяется подходом горизонтальной стрелки к кружку на приборе ПНП-1, самолет плавным перемещением колонки штурвала переводится в режим снижения до установки горизонтальной командной стрелки на приборе ПКП-1 в нулевое положение. Чтобы удержать самолет на заданной траектории органы управления самолета отклоняются на небольшие углы в соответствии с отклонением командных стрелок.

Для улучшения качества стабилизации самолета на глиссаде режим работы двигателей выдерживается постоянным или изменяется в небольших пределах. Скорость полета по глиссаде до высоты принятия решения должна быть постоянной.

При пролете дальнего приводного радиомаяка (ДПРМ) экипаж должен определить возможность продолжения директорного захода на посадку, для чего необходимо убедиться в том, что:

отклонение самолета от заданной траектории по курсу не превышает две точки шкалы прибора ПНП-1, а по глиссаде находится в пределах силуэта самолета на шкале прибора ПНП-1;

высота пролета ДПРМ не менее установленной для данного аэродрома;

крены самолета, необходимые для удержания командной стрелки после входа самолета в глиссаду, не превышают 10° и периодические колебания отсутствуют.

Заход на посадку по командным стрелкам продолжается до высоты 60 м, после чего самолет пилотируется визуально.

При полете самолета в любом из режимов, срабатывании сигнализации и автоматическом отключении отказавшего режима или канала необходимо нажать кнопку отключения на штурвале для выключения сигнализации и, перейдя на штурвальное ручное управление, по информации об отказе принять решение о возможности использования исправного режима АБСУ-154.

Загорание на панели табло «Отказы АБСУ», табло «Демпф. курс», «Демпф. крен» или «Демпф. тангаж» и срабатывание сигнализации свидетельствует об отказе и автоматическом отключении соответствующего канала АБСУ-154.

При загорании указанных табло необходимо:

выключатели «Гидропитание подканалов», «РА-56 курс», «РА-56 крен» или «РА-56 тангаж» установить в положение «Выключено»;

выдерживать число М не более 0,85;

избегать резких и больших перемещений штурвала и педалей, так как при этом ухудшается затухание боковых колебаний самолета. При появлении периодических колебаний самолета в боковой плоскости и отсутствии световой и звуковой сигнализации об отказе, на приборной доске бортинженера необходимо выключить гидропитание подканалов рулевых агрегатов.

Поочередно включая в работу каналы, определить исправный канал и оставить его включенным.

Самопроизвольное перемещение колонки штурвала «На себя» или «От себя» свидетельствует от отказе механизма триммирования МЭТ-4Б.

В этом случае необходимо:

на левой панели автоматов защиты отключить АЗС питания МЭТ-4Б;

переключатель режимов загружателей установить в положение «Взлет—посадка»;

на пульте бортинженера переключатель «Продольная управляемость» установить в положение «Откл.».

Затем, удерживая колонку, включить один АЗС «МЭТ», попробовать стриммировать усилие с помощью переключателя аварийного триммирования.

Если усилия со штурвала не снимаются, то выключить первый АЗС питания и включить второй. Снова попытаться стриммировать усилия. Если усилия со штурвала не снимаются, то выключить и этот АЗС.

Загорание табло «Стаб. прод.» или Стаб. бок.» на панели табло «Отказы АБСУ» с одновременным загоранием табло командной сигнализации «Штурвал прод.» или «Штурвал бок.» и с выдачей длительной звуковой сигнализации свидетельствует об автоматическом отключении и отказе соответствующего канала САУ-4.

В этом случае необходимо на штурвале нажать кнопку отключения для выключения сигнализации и перейти на режим штурвального управления, убедившись в появлении бленкеров «У» на пульте управления ПУ-33.

Выключается АБСУ-154 при нормальной работе только на земле в следующей последовательности:

на верхнем электрощитке выключатели «САУ» и «СТУ» установить в положение «Откл.», при этом табло «Исправность АБСУ» на пульте ППН-3-2 погаснет, бленкеры «Крен» и «Тангаж» на пульте управления ПУ-33 выдадут информацию «Откл.», а лампы «Контроль», «СТУ бок.» и «СТУ прод.» на приставке ПН-3-3 погаснут;

на приставке ПН-3-3 выключатель «Питание АТ» установить в положение «Откл.»;

на пульте бортинженера выключатель «Кольцевание» установить в положение «Ручное».

Определение отказов и проверка АБСУ-154

При отказе АБСУ-154 (на приборной доске бортинженера не горит лампа и табло «Испр. АБСУ») необходимо на земле определить неисправные блоки в системе, для этого:

на пульте поиска неисправностей ППН-3-2 нажать кнопку «Поиск» и по загоранию одного из табло определить неисправный блок;

на этом же пульте нажать и отпустить кнопку «Пуск», при этом горящее ранее с индексом отказавшего блока табло должно погаснуть;

нажать кнопку «Поиск», установить исправность остальных блоков и, дойдя до отказавшего блока, отпустить кнопку «Поиск», при этом табло отказавшего блока должно загореться.

Для проверки связей АБСУ-154 с системами навигационно-пилотажного комплекса необходимо:

включить устройства САУ-4, КУРС-МП2, НВУ-Б3, ТКС-П2, ДИСС-3П, РВ-5;

согласовать показания обоих гироагрегатов ТКС-П2 по магнитному курсу;

установить значение ЗПУ на обоих приборах ПНП-1, равное значению стояночного курса самолета, для чего на приставке ПН-4 переключатель «ЗПУ» установить в положение «Лев.» и, вращая кремальерой ЗПУ на левом приборе ПНП-1, установить стрелку ЗПУ против индекса отсчета курса;

на левой панели автоматов защиты включить АЗС «Сигнализация КУРС-МП»;

на приставке ПН-4 нажать кнопку-табло «Сброс прогр.», которое при этом должно загореться;

на приставке ПН-4 переключатель ЗПУ установить в положение «Автомат».

1. Проверка связи АБСУ-154 с НВУ-Б3 по каналу ЗПУ необходимо:

на приставке ПН-4 нажать кнопку-табло «НВУ», которая должна загореться, а на приборах ПНП-1 должны убраться бленкеры К и загореться табло «НВ»;

на пульте управления В-51 переключатель ЛУР установить в положение «ЗПУ-I»;

на задатчике путевых углов В-140 установить поочередно значение ЗПУ-1, равное 0, 90, 180, 270°, при этом стрелки ЗПУ приборов ПНП-1 должны указывать эти значения ЗПУ с погрешностью не более ±3°.

Аналогичную проверку провести при установке переключателя «ЛУР» в положение «ЗПУ-II».

Для проверки связи АБСУ-154 с НВУ-Б3 по линейному боковому уклонению необходимо:

на пульте В-51 переключатель ЛУР установить в положение «ЗПУ-I»;

на пульте В-51 переключатель установки координат установить в положение «Z»;

кнопкой «Установка координат» на блоке В-52 установить на счетчике 5 км, при этом стрелки приборов ПНП-1 должны отклониться вправо на 8±3 мм;

проделать то же при установке переключателя ЛУР в положение ЗПУ-II»;

на приставке ПН-4 нажать кнопку-табло «Сброс прогр.», которое при этом загорится, а кнопка-табло НВУ погаснет и проявятся бленкеры К на приборах ПНП-1.

При погрешностях отработки линейных боковых уклонений, превышающих ±1,6 мм на приборах ПНП-1 и ±2 мм на приборах ПКП-1, провести регулировку потенциометром «Масштаб» на лицевой панели блока В-39.

2. Проверка связи АБСУ-154 с КУРС-МП2.

Для проверки прохождения сигналов азимута от первого полукомплекта необходимо:

настроить полукомплект на частоту маяка или имитатора;

на селекторе магнитного курса установить значение азимута, равное значению показываемого стрелкой «ВОР-1» прибора ИКУ-1А;

на селекторе магнитного курса первого полукомплекта переключатель «НА-ОТ» установить в положение «НА»;

на приставке ПН-4 нажать кнопку-табло «АЗ-1», табло загорится, а табло «Сброс прогр.» погаснет и на левом приборе ПНП-1 должен убраться бленкер «К» и должно загореться табло «ВОР»;

рукояткой задатчика азимута на селекторе магнитного курса увеличить значение азимута, при этом стрелка на приборе ПНП-1 должна отклониться влево;

уменьшить значение азимута, при этом стрелка прибора ПНП-1 должна отклониться вправо;

на селекторе магнитного курса установить значение азимута, показываемого стрелкой «ВОР-1» прибора ИКУ-1А, при этом стрелки приборов ПНП-1 должны установиться в нулевое положение;

повторить проверку, установив переключатель «НА-ОТ» в положение «ОТ», при этом стрелки приборов ПНП будут перемещаться в обратную сторону;

повторить данную проверку для второго полукомплекта КУРС-МП2, отключив АЗС питания первого полукомплекта.

Для проверки прохождения сигналов посадки необходимо:

на блоке управления КУРС-МП2 установить рабочую частоту системы посадки СП-50;

на приставке ПН-3-3 переключатель «Индикация ПНП» установить в положение «Посадка», при готовности сигналов с

КУРС-МП2 бленкеры «К» и «Г» на приборах ПНП-1 уберутся и загорится табло «СП»;

на приставке ПН-4 нажать кнопку-табло «Заход», которое должно загореться при наличии сигнала готовности на левом приборе ПНП-1 уберется бленкер «К»;

на приставке ПН-4 нажать кнопку-табло «Глиссада», которая загорится, а на левом приборе ПНП-1 уберется бленкер «Г»;

с имитатора курсового радиомаяка КИРМ задать сигнал правого излучения, стрелки приборов ПНП-1 должны отклониться вправо, при левом излучении — влево;

с имитатора глиссадного радиомаяка ГИРМ подать сигнал верхнего излучения, при этом стрелки ПНП-1 должны отклониться вверх, при нижнем излучении — вниз.

3. Проверка связи АБСУ-154 с ТКС-П2.

Для проверки прохождения сигналов крена с МГВ-1СК в ТКС-П2 необходимо:

завалить МГВ-1СК влево на 10—20°, при этом внешняя рама гироагрегата ГА-3 должна отклониться вправо;

Для проверки связи в режиме ГПК необходимо:

на пульте управления ПУ-11 переключатели «Потребители» и «Коррекция» установить в положение «Осн.»;

переключатель «МК-ГПК-АК» в положение «ГПК»;

на пульте управления ПУ-11 нажать задатчик курса влево, при этом на приборах ПНП-1 текущий курс должен уменьшиться, а при нажатии вправо — увеличиться;

повторить проверку для контрольного гироагрегата.

Для проверки связи в режиме «МК» необходимо:

на пульте ПУ-11 переключатель «МК-ГПК-АК» установить в положение «МК»;

на коррекционном механизме КМ-5 установить склонение, равное нулю;

на пульте ПУ-11 нажать кнопку «Согласование», при этом курс на приставках ПНП-1 должен быть равен курсу на КМ-5 с точностью $\pm 3°$.

Для проверки связи с БГМК-2 необходимо:

на верхнем электрощитке включить выключатель БГМК и «Коррекция БГМК»;

на приставке ПН-4 нажать кнопку-табло «заход», либо «АЗ-I» или «АЗ-II», при этом бленкер «К» должен убраться;

на пульте ПУ-11 установить режим «ГПК» и нажать кнопку «Согласование»;

согласовать курс на коррекционном механизме КМ-5 с курсом на приборах ПНП-1 и установить склонение $20 \div 30°$;

на пульте ПУ-11 нажать кнопку «Согласование», при этом курс должен увеличиться на 20—30°.

Для проверки связи АБСУ-154 с контрольным гироагрегатом на пульте ПУ-11 переключатель «Потребители» необходимо ус-

тановить в положение «Контрольный» и проверить, как указано ранее.

Котроль соответствия нормам технических параметров, отыскание и устранение дефектов в блоках, регулировка и настройка блоков и систем, входящих в АБСУ-154, осуществляется в оборудованных для этих целей лабораториях при помощи контрольно-проверочной аппаратуры.

Для инструментальной проверки системы СТУ-154 на самолете и в лаборатории используется полевая контрольно-проверочная аппаратура типа КПАП-СТУ-1.

Систему САУ-4 проверять с помощью пульта регламентного контроля ПРК-3. Для проверки автомата тяги АТ-4-2М служит пульт автономных проверок ПАП-16.

На самолете эта аппаратура подключается к контрольным разъемам систем и проверяется по действующим технологиям обслуживания систем.

Методика проверки комплекта АБСУ-154 на соответствие нормам технических параметров также изложена в заводских инструкциях по эксплуатации изделий. После замены отказавших блоков контролируется работоспособность систем.

ГЛАВА 17

СРЕДСТВА ЗАПИСИ ПОЛЕТНОЙ ИНФОРМАЦИИ

17.1. САМОПИСЕЦ МСРП-12

Малогабаритный самописец режимов полета МСРП-12 предназначен для регистрации на магнитной ленте основных параметров полета самолета и сохранения записанной информации для следующей расшифровки и анализа качества выполнения полета с целью разработки мероприятий по повышению безопасности полетов.

Самописец регистрирует:

высоту и скорость полета, вертикальные перегрузки, обороты двигателей и положения рычагов управления тягой двигателей, руля высоты, элеронов, руля направления.

Кроме того, самописец записывает следующие разовые команды:

срабатывание сигнализации автомата АУАСП-12КР;

«Скорость предельная»;

отклонение рулевых агрегатов по тангажу, крену и курсу, пожар в гондолах двигателей, падение давления в первой, второй и третьей гидросистемах и падение давления топлива на входе в двигатели.

Комплект самописца МСРП-12 (рис. 17.1) размещен на самолете следующим образом.

Датчики ДВбП-13 и ДАС установлены в первом техническом отсеке, на этажерке оборудования, у шпангоута № 14. Датчик перегрузок МП-95 укреплен на третьем лонжероне кессона центроплана, внутри фюзеляжа по оси самолета.

Кодирующее устройство, распределительная коробка, соединительный блок, фильтр радиопомех, блок питания и преобразователи оборотов размещены в заднем техническом отсеке, над багажником.

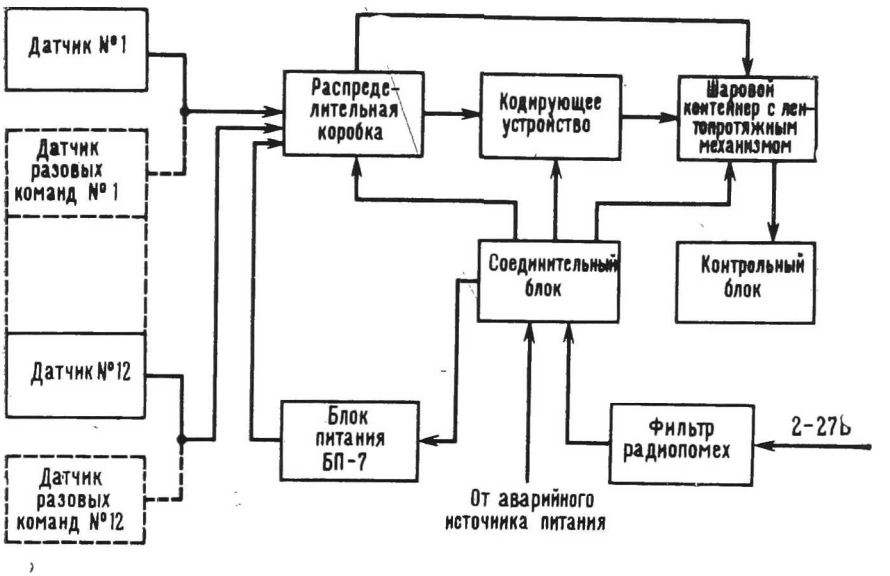


Рис. 17.1. Структурная схема самописца МСРП-12

Лентопротяжный механизм установлен на переднем лонжероне киля в месте его стыковки с фюзеляжем.

Датчики МУ-615А находятся на органах управления самолетом.

Самописец МСРП-12 последовательно кодирует напряжения датчиков и отметок времени с последующей записью импульсных сигналов на магнитную ленту с помощью магнитных головок лентопротяжного механизма.

Работа самописца МСРП-12 поясняется функциональной схемой (рис. 17.2).

Напряжения от датчиков и согласующих устройств через контакты реле, управляемые калибровочным устройством, подаются на соответствующие двенадцать ячеек кодирующего устройства.

Каждая кодирующая ячейка представляет собой ждущий мультивибратор, длительность импульса которого линейно зави-

сит от величины напряжения, поданного на сетку левой половины лампы мультивибратора.

Первая кодирующая ячейка запускается отрицательным импульсом, полученным после дифференцирования положительного импульса с кадрового мультивибратора.

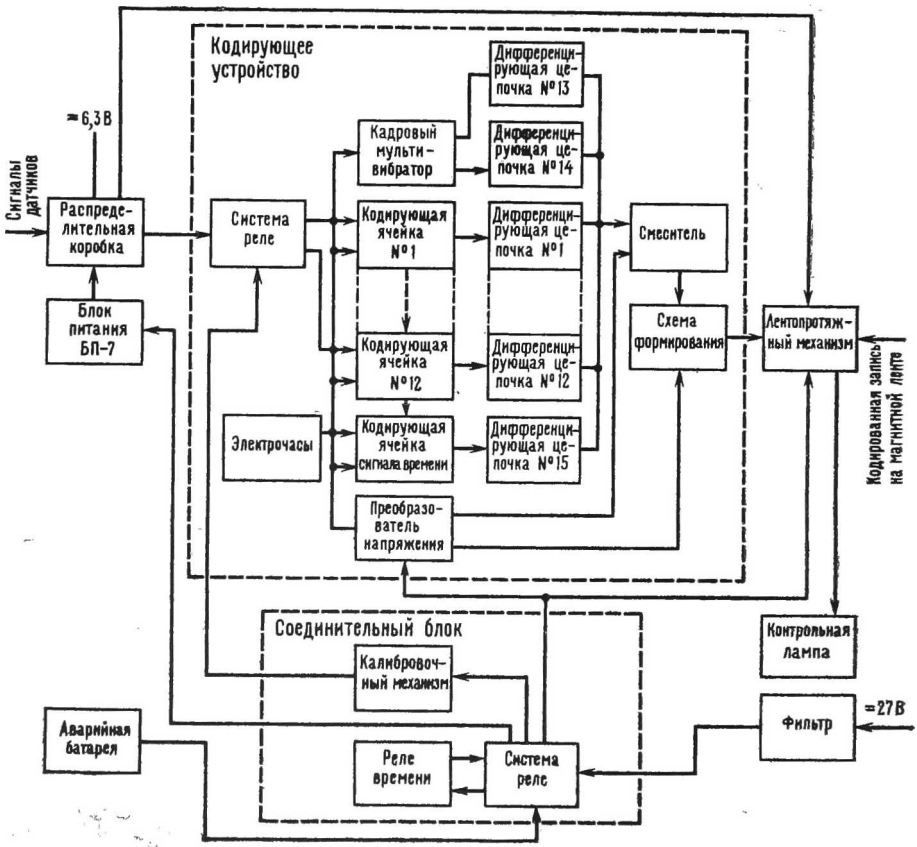


Рис. 17.2. Функциональная схема самописца МСРП-12

Последующие кодирующие ячейки запускаются соответственно отрицательными импульсами, полученными при дифференцировании импульса предыдущей кодирующей ячейки.

Последняя, тринадцатая, кодирующая ячейка служит для кодирования отметок времени.

Импульсы, полученные после дифференцирования импульсов всех кодирующих ячеек, поступают на усилитель-смеситель и через схему формирования подаются на записывающее устройство.

Таким образом, формируется система импульсов, расстояния между которыми линейно зависят от напряжений соответствующих датчиков и согласующих устройств.

Для расшифровки записи параметров калибровочное устройство не реже одного раза в 35 с отключает датчики от коди-

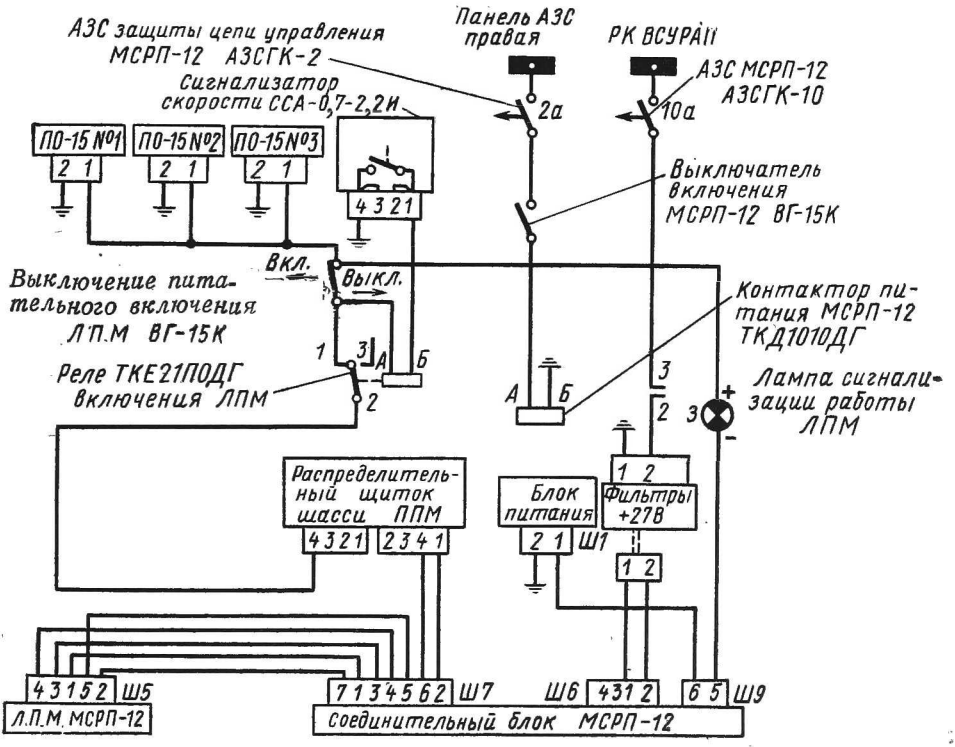


Рис. 17.3. Схема электропитания самописца МСРП-12

рующих ячеек, и на вход ячеек подаются калибровочные напряжения (нуль и максимальное напряжение питания датчиков).

Самописец МСРП-12 питается от аккумуляторной шины РК ВСУ-РАП, расположенной по правому борту возле шпангоута № 69 (рис. 17.3).

Через фильтр напряжение питания поступает на разъем соединительного блока и далее на все блоки самописца.

Питаются датчики от блока питания БП-7, подключаемого к штепсельному разъему распределительного щитка.

Сигналы с датчиков и согласующих устройств поступают через разъемы на контакты реле и двенадцать ячеек кодирующего устройства.

Управление реле кодирующего устройства происходит с помощью калибровочного устройства, расположенного в соединительном блоке. Сформулированная серия импульсов, временные интервалы между которыми пропорциональны напряжениям датчиков, подается для записи на магнитную ленту.

При отключении питания от бортовой сети срабатывает реле и самописец переключается на аварийное питание. Включается самописец выключателем ВГ-15К «МСРП», расположенным на откидывающейся панели пульта бортового инженера. Лентопротяжный механизм (ЛПМ) включается при разбеге автоматически сигнализатором скорости ССА0,7-2,2И при достижении самолетом скорости около 70 км/ч, а выключается при посадке, когда скорость пробега упадет ниже 70 км/ч.

Для записи параметров при разбеге самолета от начала старта необходимо включить лентопротяжный механизм с помощью выключателя «Принудительное включение ЛПМ», расположенного на панели пульта бортинженера, а после отрыва самолета выключить его, так как в противном случае после посадки запись может стереться.

Работоспособность ЛПМ на земле проверяется либо нажатием кнопки на РК проверки МСРП, расположенной у шпангоута № 71 рядом с ЛПМ, либо включением выключателя «Принудительное включение ЛПМ».

Мигание сигнальной лампы на РК проверки ЛПМ свидетельствует о его работоспособности.

17.2. САМОПИСЕЦ К3-63

Самописец К3-63 предназначен для регистрации в полете высоты, индикаторной скорости и вертикальной перегрузки.

В комплект самописца входят трехкомпонентный самописец высоты, скорости и перегрузки и фильтр радиопомех. Самописец, фильтр и переключатель ПНГ-15 установлены на переднем лонжероне крыла, по оси самолета, под полом.

В основу регистрации высоты и скорости положен аэрометрический принцип, при котором анероидная и манометрическая коробки вследствие изменения действующего на них давления, перемещают свои жесткие центры и связанные с ними устройства записи.

В основу регистрации перегрузки положен принцип пружинных весов, при котором инерционная сила груза уравновешивается упругостью пружин, а их деформацией эта сила измеряется.

Перегрузка, скорость и высота записываются царапанием по эмульсионному слою кинопленки, зафиксированной без проявления. Ленту перемещает лентопротяжный механизм при помощи электродвигателя. Самописец подключен к электросети самолета через фильтр, подавляющий радиопомехи.

Лентопротяжный механизм самописца может работать на трех режимах: на малой скорости (от 4,2 до 5,2 мм/мин), на большой скорости (от 4,2 до 5,2 мм/с) и в автоматическом (основном рабочем) режиме.

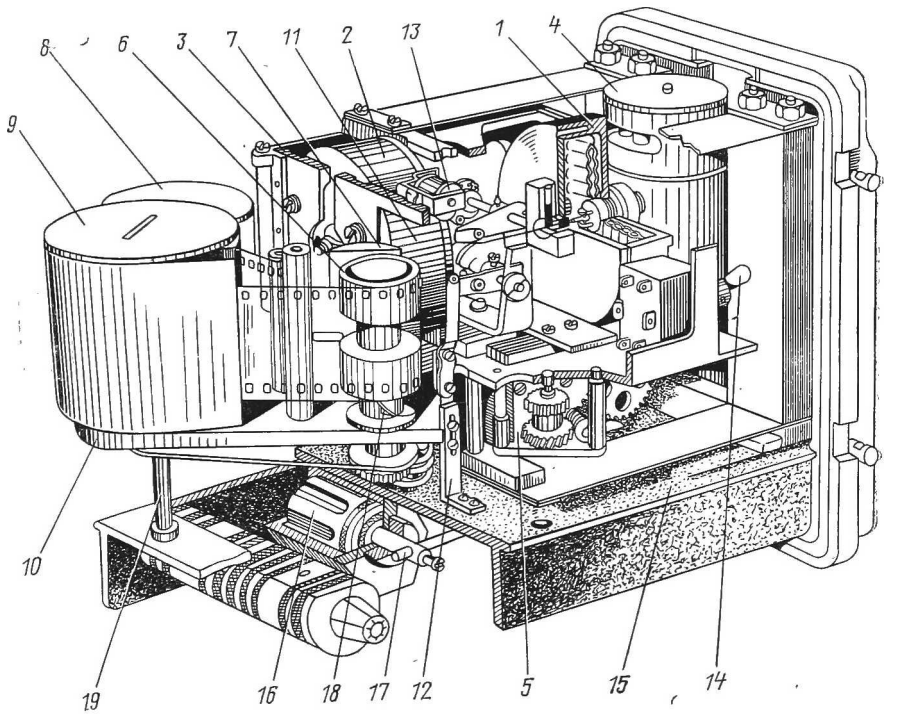


Рис. 17.4. Механизм самописца КЗ-63:

1—герметизированная камера системы высоты; *2*—герметизированная камера системы скорости; *3*—коробка; *4*—электродвигатель ДСР-22; *5*—муфта; *6*—ведущий барабан; *7*—столик; *8*—ведомая катушка; *9*—бронекассета; *10*—откидная панель; *11*—стрелка; *12*—стойка; *13*—отметчик времени; *14*—переключатель; *15*—основание; *16*—демпфер; *17*—коромысло; *18*—собачка; *19*—упор

При работе в автоматическом режиме и перегрузках, отличающихся от плюс единицы на величину больше допуска, лента протягивается на большой скорости, а при перегрузках, отличающихся от плюс единицы на величину менее допуска, — на малой скорости. Благодаря этому запас ленты (10 м) достаточен для записи нескольких полетов.

Величина допуска составляет от 0,2 до 0,3 единиц перегрузки.

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

Механизм прибора и расположение его узлов представлены на рис. 17.4.

Чувствительным элементом системы регистрации высоты является анероидная коробка, помещенная в герметизированную камеру *1*. На крышке камеры укреплены уплотнительный сальник, через который проходит соединительная тяга, и штуцер для подключения внутренней полости камеры к статической магистрали приемника воздушного давления. Передаточный механизм системы состоит из ведущего рычага, выполненного в виде сектора, укрепленного на оси, вращающейся на центровых винтах, и стрелки, жестко связанной этой же осью.

Диапазоны регистрируемой величины регулируются изменением длины плеча ведущего рычага с одновременным перемещением герметизированной камеры в вертикальной плоскости.

Запись производится по эмульсии пленки, зафиксированной без проявления, корундовым резцом, укрепленным на конце стрелки и прижатым к планке регулировочным винтом. Соединительная тяга натягивается цилиндрической пружиной.

Уплотнительный сальник, через который проходит соединительная тяга, изготовлен из двух деталей, соединенных на резьбе так, что внутри образуется свободное пространство, которое через специальное отверстие заполняется жидкостью большой вязкости (ПМС), обеспечивающей надлежащую герметичность.

При изменении атмосферного давления жесткий центр анероидной коробки совершает ход, освобождая тем самым соединительную тягу. Цилиндрическая пружина соответственно этому ходу поворачивает ось с укрепленной на ней стрелкой. Ход конца стрелки записывается по определенной «дорожке», отведенной на планке для каждого параметра. Ширина «дорожек» для записи высоты и скорости примерно 7 мм.

Система регистрации скорости выполнена аналогично системе регистрации высоты с той лишь разницей, что в герметизированной камере *2* вместо анероидной установлена манометрическая коробка.

Чувствительным элементом системы регистрации перегрузки является подвешенная на пружинах инерционная масса, представляющая собой металлическую коробку *3* с укрепленными в ней системами регистрации высоты и скорости и лентопротяжным механизмом.

Лентопротяжный механизм состоит из электродвигателя *4*, муфты автоматического переключения скоростей *5*, предназначенной для увеличения скорости продвижения ленты при увеличении перегрузки, ведущего барабана *6*, столика *7*, ведомой катушки *8* и приемной катушки, установленной в бронекассету *9*. Ведущий барабан соединяется с приемной катушкой гибкой связью, обеспечивающей нормальную намотку пленки при постоянной скорости ее перемещения.

Ведущий барабан, столик, приемная и ведомая катушки укреплены на откидной панели *10*. Панель жестко прикреплена к

коробке специальным винтом. Раскручивание приемной катушки под действием упругих сил пленки предотвращает собачка *18*. К нижней стороне панели *10* прикреплена пружинящая защелка, которая фиксирует на упоре *19* панель с катушками в открытом состоянии.

Перегрузки записывает стрелка *11*, укрепленная на стойке *12*, жестко связанной с основанием. Регистрация происходит при перемещении чувствительного элемента (с установленной на нем пленкой) относительно неподвижной стрелки. На приборе установлен отметчик времени *13*, представляющий собой электромагнит, на якоре которого укреплена стрелка.

Для синхронизации записи прибора с комплектом аппаратуры отметчик времени может работать от импульсных электромагнитных часов МЧ-62 и для контроля режима работы прибора — от внутреннего импульсного устройства.

Внутренний контакт механизма отметчика времени состоит из электродвигателя с центробежным регулятором, являющимся двигателем лентопротяжного механизма, редуктора и кулачкового прерывателя.

Успокоителем чувствительного элемента является установленный на основании *15* жидкостный демпфер *16*, соединенный с инерционной массой через коромысло *17*.

Муфту автоматического переключения скоростей при переходе определенного порога перегрузки включает специальный переключатель.

В электроцепи муфты установлено реле со схемой задержки на отпускание. Реле предназначено для замедления срабатывания муфты при ее выключении, а тем самым обеспечивается надежное и устойчивое включение ее при работе прибора в вибрационном режиме.

Постоянные скорости перемещения ленты от 4,2 до 5,2 мм/мин или от 4,2 до 5,2 мм/с устанавливает переключатель *14*.

Для предохранения резца записи перегрузок от износа инерционную массу арретирует электромагнит; разарретирование происходит в момент включения лентопротяжного механизма.

Прибор имеет электрообогрев, который включается при $15 \pm 5°$ С с помощью термореле.

Базовая линия на верхнем крае внутренней стороны пленки прочерчивается специальным резцом, запрессованным в стрелку, укрепленную на столике.

Крепится самописец в корпусе замками, приводимыми в действие с помощью ручки. На стенке прибора, кроме ручки с замками, установлены штепсельный разъем и два штуцера, необходимые для подключения прибора к приемнику воздушного давления. В цепи питания установлен плавкий предохранитель на 5 А.

Питается самописец КЗ-63 от РК кухни, расположенной в районе шпангоутов № 33—36 через АЗСГК-5 (рис. 17.5), а включается он автоматически при разгрузке правой стойки шасси.

Включает самописец для проверки работоспособности на земле переключатель ПНГ-15, расположенный на первом лонжероне центроплана.

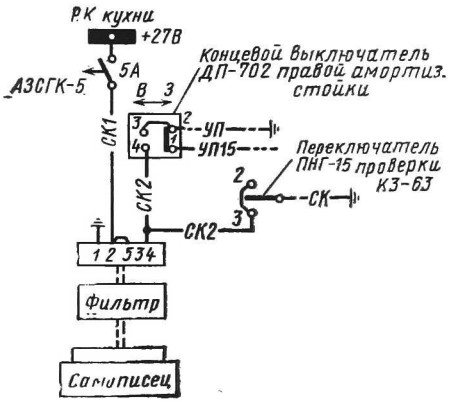


Рис. 17.5. Схема электропитания самописца КЗ-63

Для проверки работы лентопротяжного механизма необходимо:

а) нажать на защелку ручки прибора, осторожно вынуть его из корпуса и убедиться в правильности зарядки лентой;

б) включить питание и проверить работу лентопротяжного механизма при установке переключателя на малую скорость (5 мм/мин) и на большую скорость (5 мм/с);

в) установить переключатель на автоматическую работу и нажатием на бронестакан убедиться в переключении скорости протяжки с малой на большую, а также в качестве записи.

Для зарядки прибора пленкой необходимо:

1. Отвернуть крышку бронестакана и снять обе катушки.

2. Намотать ленту на ведомую катушку, для чего:

— обрезать свободный конец рулона пленки под углом 60°;

— взять в левую руку катушку защелкой к себе, а в правую руку пленку слоем эмульсии вверх и завести катушку в прорезь;

— вращая катушку по часовой стрелке, намотать 10 м пленки эмульсией внутрь, подтягивая ее через каждые 500—600 мм, чтобы намотанный на катушку рулон был тугим.

3. Заправить пленку в прорезь приемной катушки, вращая ее по часовой стрелке, намотать несколько витков пленки эмульсией наружу.

4. Заправить самописец пленкой, для чего:

придерживая пальцами ленту в катушках, отвести ведомую катушку от приемной на 20—25 см и завести ленту за резиновый валик, расположенный между столиком и бронестаканом;

установить катушку на оси и закрыть защелки, придерживая другой рукой плату с катушками внизу;

вращая приемную катушку по часовой стрелке, выбрать слабину, следя за тем, чтобы перфорация ленты попала на зубцы ведущего барабана.

5. Завернуть крышку бронестакана, закрыть откидную панель, укрепить ее винтом и вставить самописец в корпус.

17.3. МАГНИТОФОН МС-61Б

Для записи всей информации, принимаемой и передаваемой командиром корабля по внутренней и внешней связи, служит магнитофон МС-61Б (рис. 17.6), установленный в бронированном кожухе в гардеробе экипажа, между шпангоутами № 11—12. Пульт управления магнитофоном расположен на левом бор-

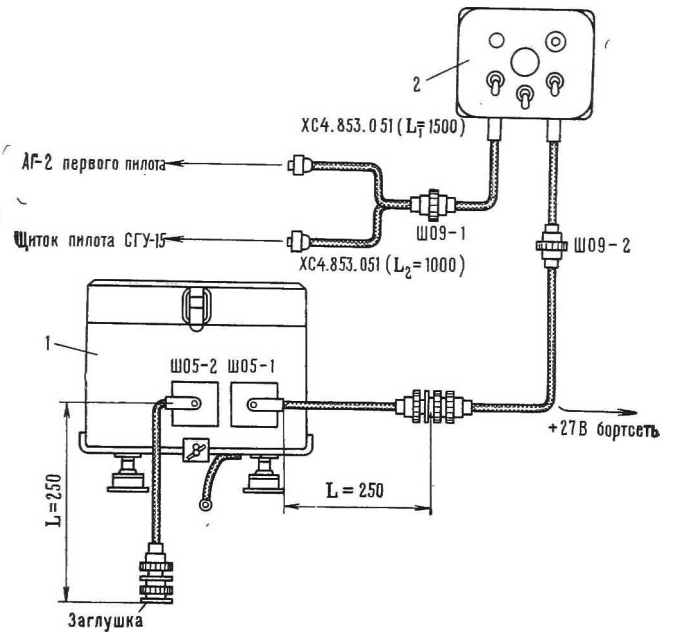


Рис. 17.6. Схема внешних соединений магнитофона МС-61Б:

1—аппарат записи; *2*—пульт управления

товом пульте кабины экипажа и включен в телефонную и микрофонную цепи между авиагарнитурой АГ-2 и щитком СГУ пилота, которые соединены с левым абонентским аппаратом СПУ-7.

Магнитофон может работать в двух режимах: автоспуска или неисправной записи, что обеспечивается установкой в соответствующее положение переключателя на пульте управления (рис. 17.7).

С помощью переключателя СПУ-ЛАР записывается вся информация, передаваемая и принимаемая по сетям внутренней и внешней связи или только сообщений командира корабля.

В магнитофоне используется принцип звукозаписи на проволочной звукосниматель. Сигнал, подлежащий записи, от мик-

ротелефонной гарнитуры через пульт управления (рис. 17.8) и схему автоматической регулировки усиления (АРУ) подается на усилитель записи.

Усиленный звуковой сигнал создает переменный магнитный поток перед зазором записывающей головки и намагничивает до различного уровня звуконоситель, который равномерно движется перед зазором записывающей головки. Таким образом,

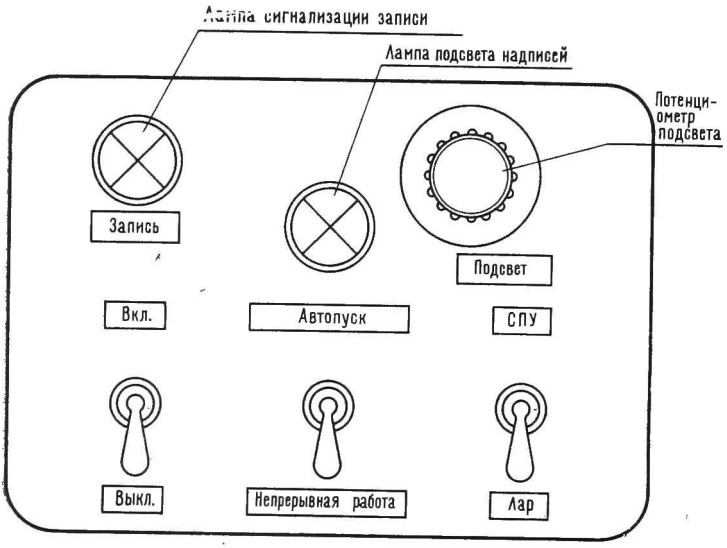


Рис. 17.7. Пульт управления магнитофона МС-61Б

звуковой сигнал фиксируется на звуконосителе в виде остаточной индукции, изменяющейся по длине звукоснимателя в соответствии со звуковым сигналом. В магнитофоне применяется запись звука с высокочастотным подмагничиванием звуконосителя. По обмотке головки звукозаписи одновременно с током записи проходит ток подмагничивания, благодаря чему рабочие точки записи смещаются на линейные участки кривой намагничивания и тем самым уменьшаются нелинейные искажения записываемых сигналов.

Стирание магнитной записи включает два этапа: намагничивание звуконосителя до полного насыщения и полное размагничивание. Оба этапа реализуются с помощью переменного магнитного поля сверхзвуковой частоты, которое создается в рабочем зазоре стирающей головки аппарата. Записываемая информация прослушивается с помощью усилителя самопрослушивания.

При воспроизведении записи на магнитофоне намагниченный звуконоситель перемещается с прежней скоростью перед зазором воспроизводящей головки и наводит в обмотке напря-

жение, амплитуда которого меняется в соответствии со звуковым сигналом. Это напряжение после усиления и коррекции поступает на телефоны или громкоговоритель.

Питается магнитофон от левой панели автоматов защиты через АЗСГК-2 (см. рис. 12.6), а включается питание выключателем «Вкл.—выкл.» на пульте управления. При установке на

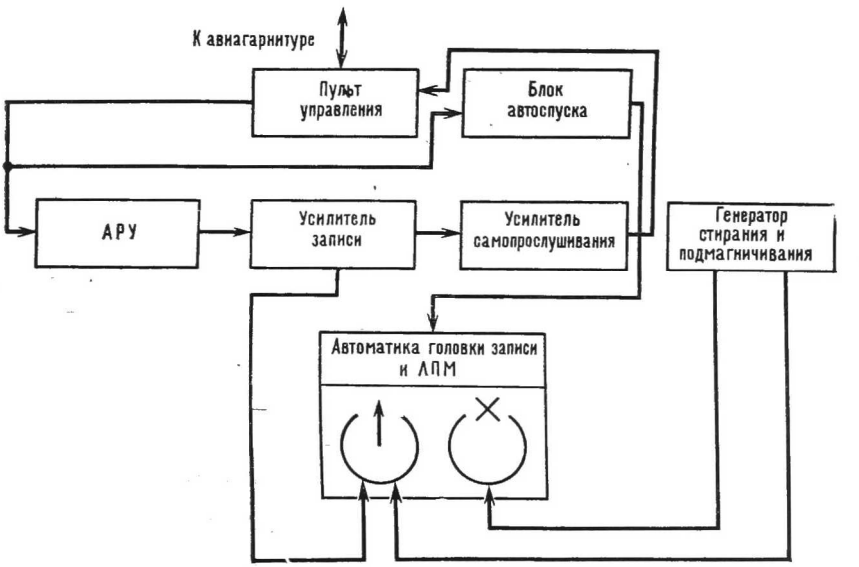


Рис. 17.8. Функциональная схема магнитофона МС-61Б

этом пульте переключателя «СПУ-ЛАР» в положение «СПУ» левому пилоту обеспечивается одновременно запись информации и нормальный выход с авиагарнитуры на внутреннюю или внешнюю связь в зависимости от положения органов управления на абонентском аппарате СПУ-7. В положении «ЛАР» переключателя СПУ-ЛАР для записи собственной речи нажимать кнопку СПУ или «Радио» на штурвале управления самолетом не требуется, так как при этом отключается микрофон авиагарнитуры в левом абонентском аппарате от сетей внутренней и внешней связей.

При этом происходит самопрослушивание записываемой речи и одновременно прослушивание с пониженной громкостью информации, проходящей по сетям внутренней и внешней связи.

Работа магнитофона контролируется по загоранию сигнальной лампы «Запись» на пульте управления.

Для использования магнитофона необходимо:

включить питание;

переключатель СПУ-ЛАР установить в положение «СПУ»;

переключатель «Непрерывная работа—Автоспуск» установить в положение «Непрерывная работа» (при взлете и посадке) или «Автоспуск» (на маршруте).

Погасание лампы «Запись» в положении переключателя «Непрерывная работа» свидетельствует о неисправности магнитофона.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Стр.

Предисловие 3

Глава 1. **Общие сведения о самолете и его навигационно-пилотажном комплексе** 5

1.1. Основные характеристики самолета 5
1.2. Основные сведения о конструкции планера 6
1.3. Общие сведения о навигационно-пилотажном комплексе . 11
1.4. Размещение оборудования навигационно-пилотажного комплекса 17
1.5. Общие сведения по эксплуатации навигационно-пилотажного комплекса 22

Глава 2. **Точная курсовая система ТКС-П2** 24

2.1. Эксплуатационные характеристики 24
2.2. Особенности конструкции и размещение 25
2.3. Функционирование 27
2.4. Эксплуатация 40

Глава 3. **Доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса ДИСС-3П** 46

3.1. Эксплуатационные характеристики 46
3.2. Особенности конструкции и размещение 46
3.3. Функционирование 47
3.4. Эксплуатация 53

Глава 4. **Система измерения аэродинамических навигационно-пилотажных параметров** 54

4.1. Система полного и статического давления 54
4.2. Система воздушных сигналов СВС-ПН-15-4 59

Глава 5. **Навигационное вычислительное устройство НВУ-Б3** 65

5.1. Эксплуатационные характеристики 65
5.2. Особенности конструкции и размещение 66
5.3. Функционирование 71
5.4. Эксплуатация 87

Глава 6. **Угломерно-дальномерная система ближней навигации РСБН-2СА** 93

6.1. Эксплуатационные характеристики 93
6.2. Особенности, конструкция и размещение 94
6.3. Функционирование 97
6.4. Эксплуатация 106

Глава 7. **Навигационно-посадочная аппаратура КУРС-МП2** 109

7.1. Эксплуатационные характеристики 109
7.2. Особенности конструкции и размещение 110
7.3. Функционирование 114
7.4. Эксплуатация 122

Глава 8. **Самолетный дальномер СД-67** 123

8.1. Эксплуатационные характеристики 123
8.2. Особенности конструкции и размещение 124
8.3. Функционирование 125
8.4. Эксплуатация 126

Стр.

Глава 9. **Автоматический радиокомпас АРК-15** 127
9.1. Эксплуатационные характеристики . . . 127
9.2. Особенности конструкции и размещение . . 129
9.3. Функционирование . . . 129
9.4. Эксплуатация 134

Глава 10. **Радиолокатор «ГРОЗА»** 135
10.1. Эксплуатационные характеристики 135
10.2. Особенности конструкции и размещение . . . 136
10.3. Функционирование 139
10.4. Эксплуатация 144

Глава 11. **Радиовысотомер РВ-5** 146
11.1. Эксплуатационные характеристики . . . 146
11.2. Особенности конструкции и размещение . . . 147
11.3. Функционирование 147
11.4. Эксплуатация 152

Глава 12. **Оборудование внутренней связи** 153
12.1. Самолетное переговорное устройство СПУ-7 . . . 153
12.2. Самолетная громкоговорящая система СГС-25 . . 162

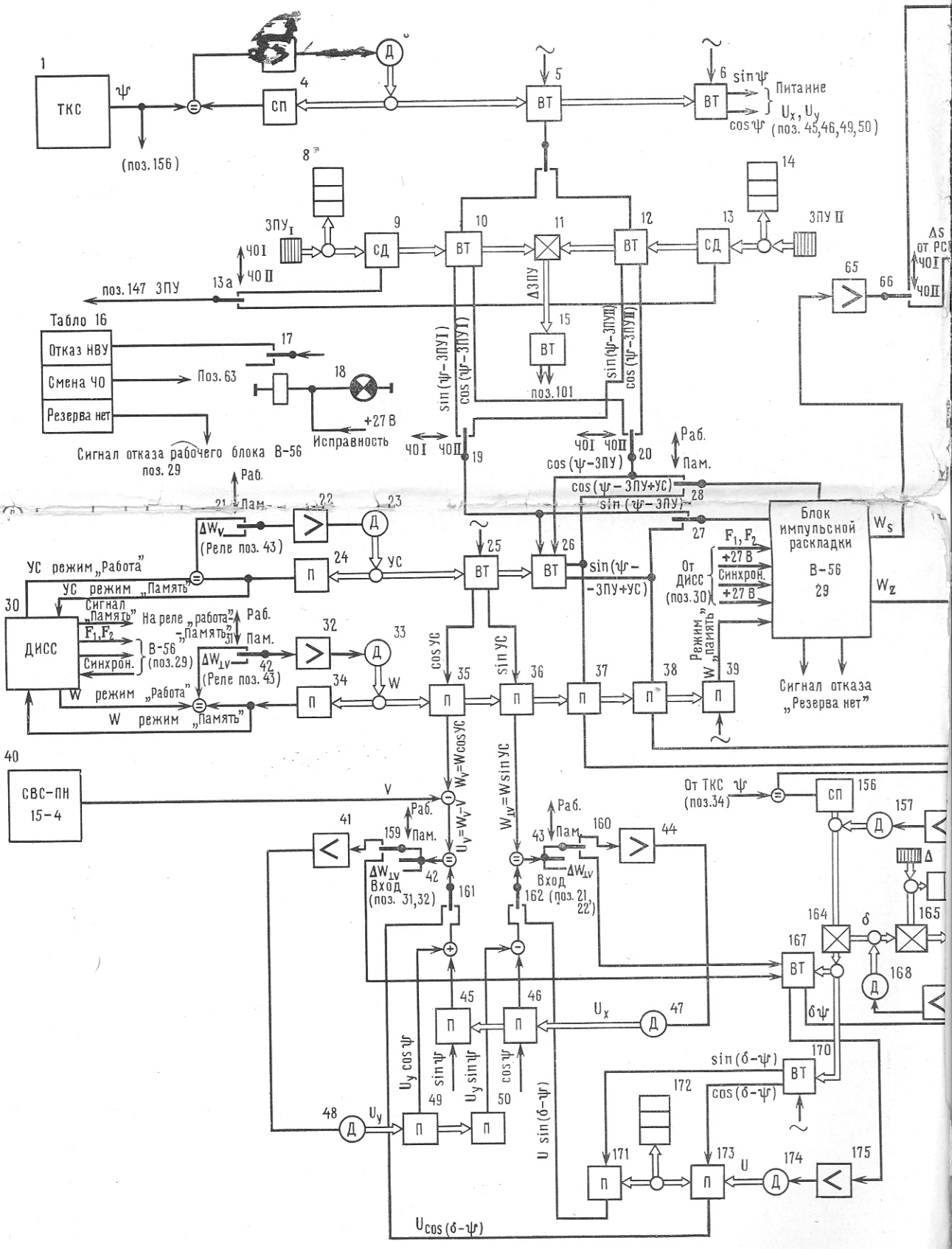
Глава 13. **Оборудование внешней связи** . . 170
13.1. Радиостанция ближней связи «Ландыш-20» . . 170
13.2. Радиостанция дальней связи «Микрон» . . 181

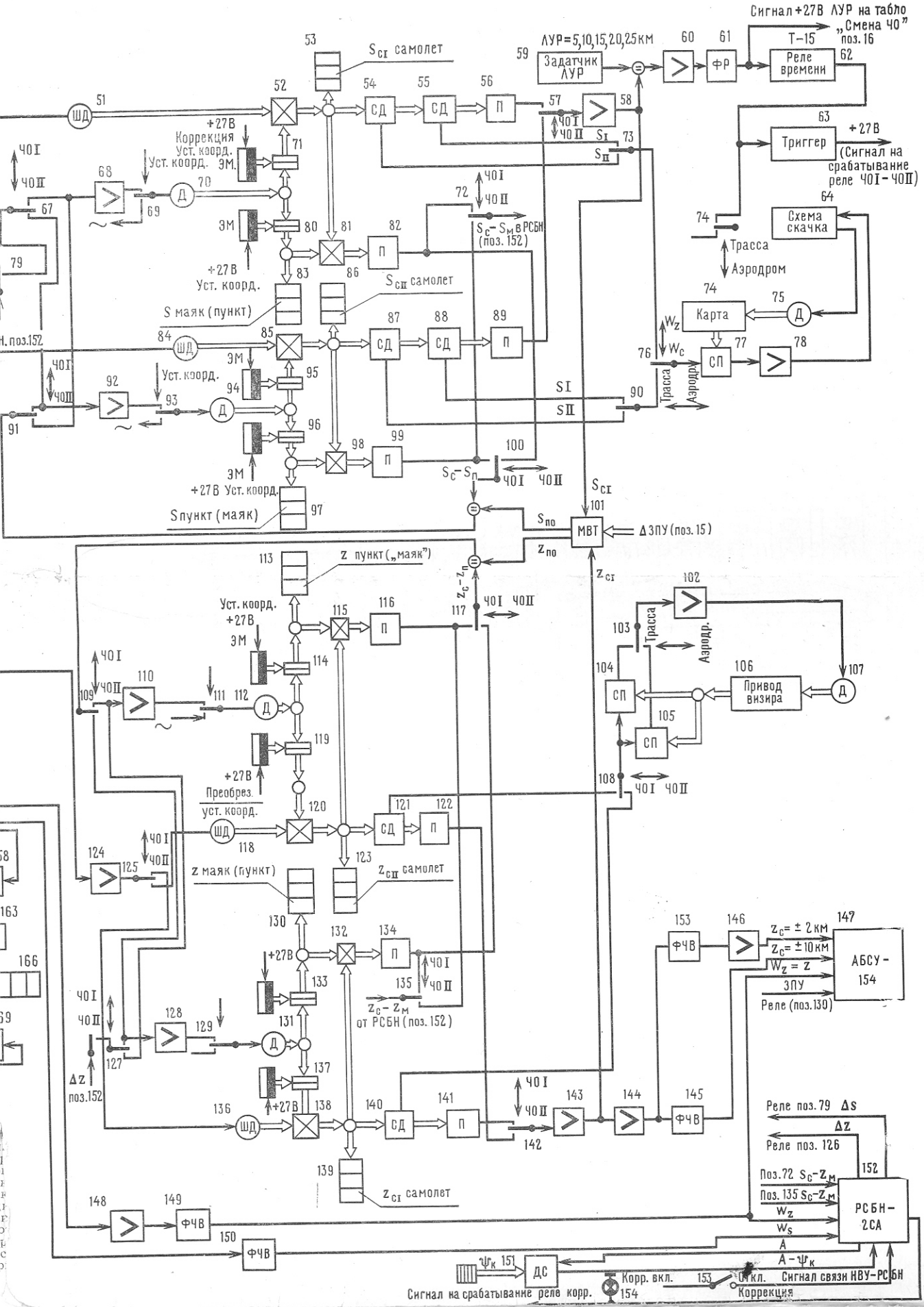
Глава 14. **Самолетные радиоответчики** . . . 190
14.1. Самолетный ответчик СОМ-64 190
14.2. Самолетный ответчик СО-70 197

Глава 15. **Система управления самолетом** 199
15.1. Эксплуатационные характеристики 199
15.2. Электрогидравлическое питание системы управления самолетом 201
15.3. Управление тормозами 209
15.4. Управление уборкой и выпуском шасси . . . 211
15.5. Управление внутренними интерцепторами . . . 212
15.6. Управление средними интерцепторами . . . 213
15.7. Управление рулем высоты 216
15.8. Управление рулем направления 223
15.9. Управление элеронами и элеронами-интерцепторами . . 225
15.10. Управление стабилизатором 229
15.11. Управление закрылками 235
15.12. Управление предкрылками 246
15.13. Автомат углов атаки и сигнализации перегрузок АУАСП-12КР 253

Глава 16. **Автоматическая бортовая система управления АБСУ-154** . 256
16.1. Эксплуатационные характеристики 256
16.2. Состав, особенности конструкции и размещение . . . 257
16.3. Система траекторного управления СТУ-154 . . . 266
16.4. Система автоматического управления САУ-4 . . . 276
16.5. Датчики углов крена и тангажа 295
16.6. Автомат тяги АТ-4-2М 299
16.7. Система встроенного контроля АБСУ-154 . . . 305
16.8. Эксплуатация АБСУ-154 309

Глава 17. **Средства записи полетной информации** . . . 322
17.1. Самописец МСРП-12 322
17.2. Самописец К3-63 326
17.3. Магнитофон МС-61Б 331


ТКС
(поз. 156)
СП
ВТ
Питание
Ux, Uy
(поз. 45,46,49,50)
ЗПУ I
ЧО I
ЧО II
СД
ЗПУ II
поз. 147 ЗПУ
Табло 16
Отказ НВУ
Смена ЧО
Резерва нет
Поз. 63
+27 В
Исправность
Сигнал отказа рабочего блока В-56
поз. 29
Раб.
Пам.
(Реле поз. 43)
УС режим „Работа"
УС режим „Память"
ДИСС
Сигнал „Память"
На реле „работа"
„Память"
Синхрон.
В-56 (поз.29)
W режим „Работа"
W режим „Память"
Блок импульсной раскладки В-56 29
От Дисс (поз.30)
Режим „память"
Сигнал отказа „Резерва нет"
СВС-ПН 15-4
От ТКС (поз.34)
Вход (поз. 31,32)
Вход (поз. 21, 22')
П
Д


Сигнал +27В ЛУР на табло „Смена ЧО" поз. 16
ЛУР=5,10,15,20,25км
Задатчик ЛУР
Т-15
Реле времени
ФР
Триггер
+27В (Сигнал на срабатывание реле ЧОI – ЧОII)
Схема скачка
Трасса
Аэродром
Карта
СП
Привод визира
Коррекция
Уст. коорд.
ЭМ
Sпункт (маяк)
Sс – Sм в РСБН (поз. 152)
Sс – Sп
МВТ
ΔЗПУ (поз. 15)
zпункт („маяк")
zс – zп
zмаяк (пункт)
zс – zм от РСБН (поз. 152)
Преобраз. уст. коорд.
ФЧВ
АБСУ-154
zс = ± 2км
zс = ± 10км
Wz = z
ЗПУ
Реле (поз. 130)
Реле поз. 79 Δs
Δz
Реле поз. 126
Поз. 72 Sс – zм
Поз. 135 Sс – zм
Wz
Ws
А
А – Ψк
РСБН-2СА
Ψк 151
ДС
Сигнал на срабатывание реле корр.
Корр. вкл.
154
Откл.
Сигнал связи НВУ–РСБН
Коррекция
Трасса
Аэродр.
ЧОI
ЧОII
ШД
СД
П
Д
СП
ЗМ
+27В

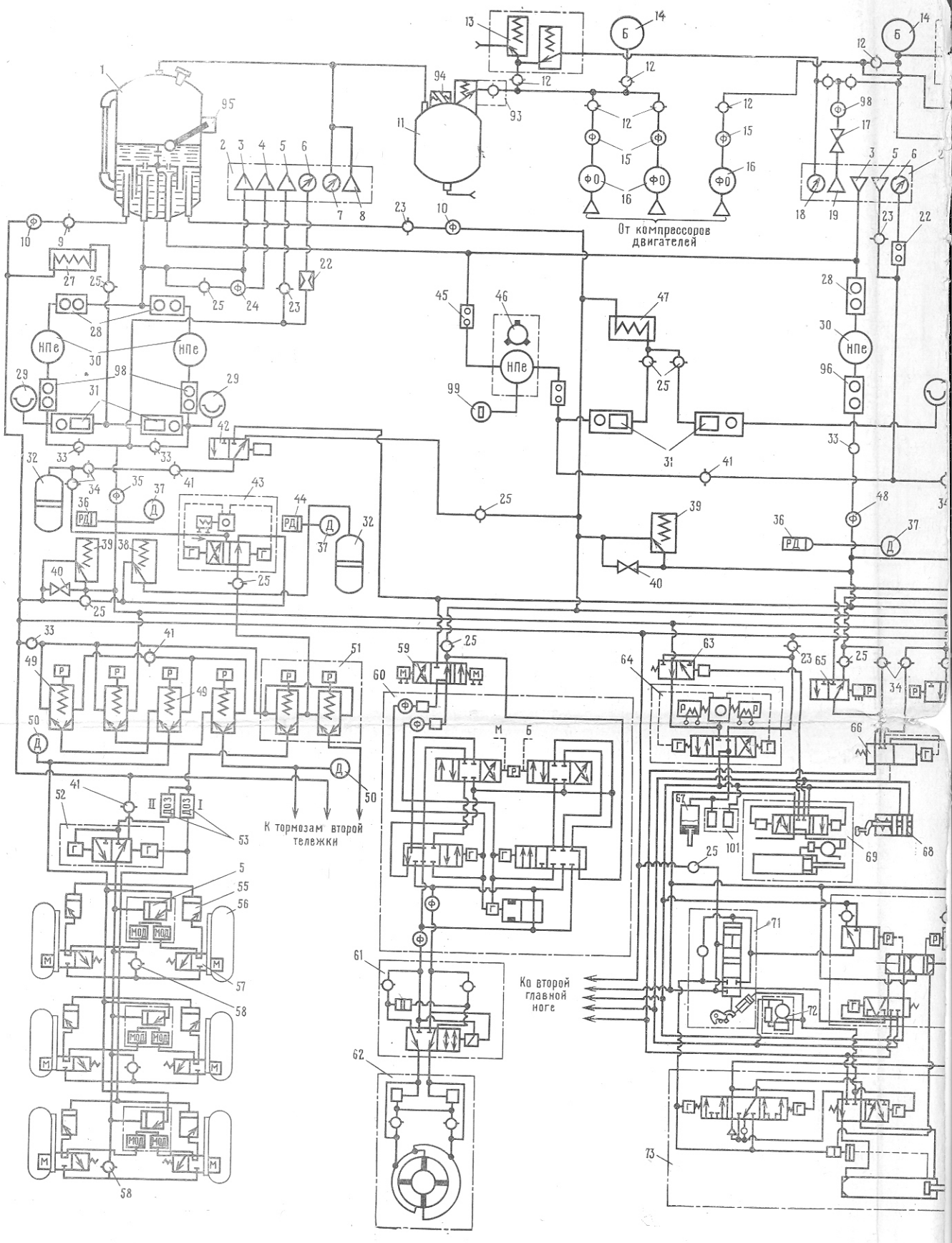
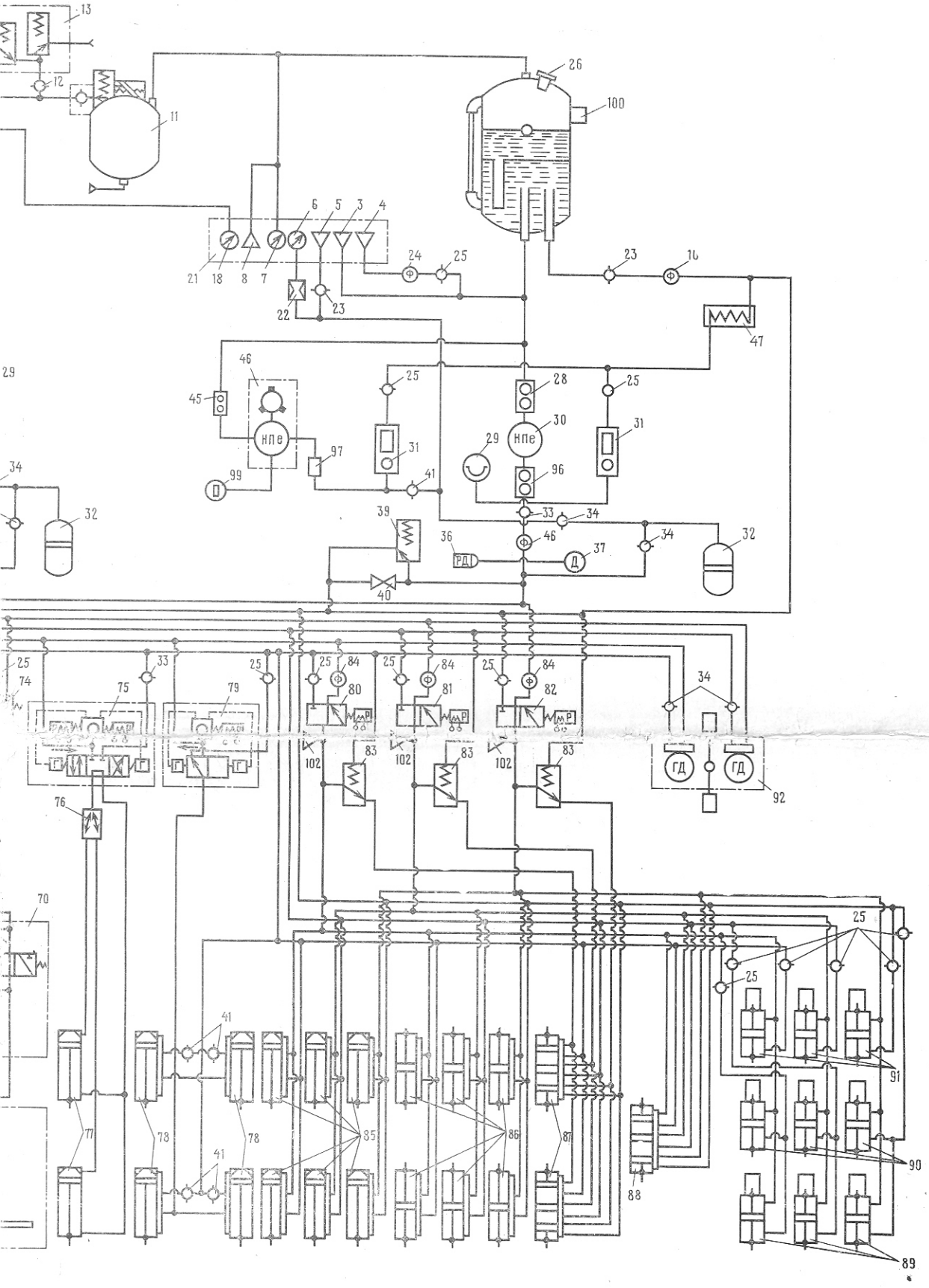


Рис. 15.2. Схема гидропитания сист

1—гидробак I и II систем; *2*—панель I гидросистемы; *3*—бортовой клапан 1890А-5-Т; *4*—штуцер заправки бака; *5*—бортовой клапан 1882А-2-Т; *6*—манометр НТМ-400; *7*—воздушный манометр МВ-10М; *8*—клапан сброса давления наддува 35001051; *9*—обратный клапан ОК-16А; *10*—сливной фильтр; *11*—дренажный бак; *12*—обратный воздушный клапан; *13*—воздушный регулятор; *14*—воздушный баллон; *15*—воздушный фильтр; *16*—отстойник; *17*—запорный кран 219К; *18*—воздушный манометр МВ-30; *19*—воздушный штуцер; *20*—панель второй гидросистемы; *21*—панель III гидросистемы; *22*—дроссель; *23*—обратный клапан ОК-14А; *24*—заправочный фильтр; *25*—обратный клапан ОК-6А; *26*—гидробак III системы; *27*—холодильник; *28*—клапан разъема; *29*—гаситель пульсаций; *30*—насос переменной производительности НП-89; *31*—дроссель постоянного расхода; *32*—гидроаккумулятор; *33*—обратный клапан ОК-12А; *34*—обратный клапан ОК-10А; *35*—линейный фильтр; *36*—стабилизатор падения давления МСТ-100; *37*—датчик дистанционного манометра ИД2-240; *38, 39*—предохранительный клапан; *40*—запорный кран; *41*—обратный клапан ОК-8А; *42*—кран включения насосной станции на первую гидросистему ГА-165; *43*—кран зарядки аккумулятора аварийного торможения; *44*—сигнализатор падения давления ЭС-200; *45*—клапан разъема; *46*—насосная станция НС-46; *47*—холодильник; *48*—линейный фильтр; *49*—редукционный клапан УГ-92/2; *50*—датчик манометра ИД-150; *51*—редукционный клапан УГ-122; *52*—переключатель УГ-114; *53*—дозатор ГА/172; *54*—блок защиты УГ-121; *55*—челночный клапан; *56*—колесо КТ-141; *57*—антиюзовый автомат УА-51А; *58*—обратный клапан; *59*—кран ГА-163 включения золотникового пульта; *60*—золотниковый пульт; *61*—кран переключения колес передние ноги;

62—эле
дуб
рас
зам
ней
зам
73—
ша
цеп
лив
ния
инт



емы управления самолетом:

рулежно-демпфирующий цилиндр; *63*—клапан отключения; *64*—
стромагнитный кран основного управления шасси КЭ-47; *65*—кран
лирующего выпуска шасси от III гидросистемы; *66*—золотниковый
ределитель; *67*—цилиндр механизма распора передней ноги; *68*—
ок подвески передней ноги; *69*—цилиндр выпуска и уборки перед-
ноги; *70*—цилиндр управления створками главной ноги шасси; *71*—
ок подвески главной ноги шасси; *72*—гидравлическое реле времени;
цилиндр-подкос главной ноги шасси; *74*—кран аварийного выпуска
си от II гидросистемы; *75*—кран управления внутренними интер-
орами ГА-142/1; *76*—гидравлический порционер ГА-57/2У; *77*—ци-
др управления внутренними интерцепторами; *78*—привод управле-
средними интерцепторами РП-59; *79*—кран гидроприводов средних
рцепторов ГА-158; *80*—кран включения гидроусилителей от I сис-
темы ГА-165; *81*—кран включения гидроусилителей от II системы; *82*—
кран включения гидроусилителей от III гидросистемы; *83*—редуктор
ГА-213; *84*—фильтр; *85*—рулевые приводы элерон-интерцепторов РП-57,
РП-58; *86*—рулевые приводы элеронов РП-56; *87*—приводы руля высо-
ты РП-56; *88*—привод руля направления РП-56; *89*—рулевой агрегат
руля направления РА-56В-1; *90*—рулевой агрегат руля высоты РА-
56В-1; *91*—рулевой агрегат элеронов РА-56В-1; *92*—привод управления
закрылками РП-60; *93*—воздушный регулятор; *94*—предохранительный
клапан; *95*—датчик уровнемера ДУ1-2БТ; *96*—клапан разъема; *97*—кла-
пан разъема; *98*—воздушный фильтр; *99*—маслоотстойник; *100*—датчик
уровнемера ДУ1-2БТ; *101*—гаситель пульсаций; *102*—клапан для отбора
проб масла

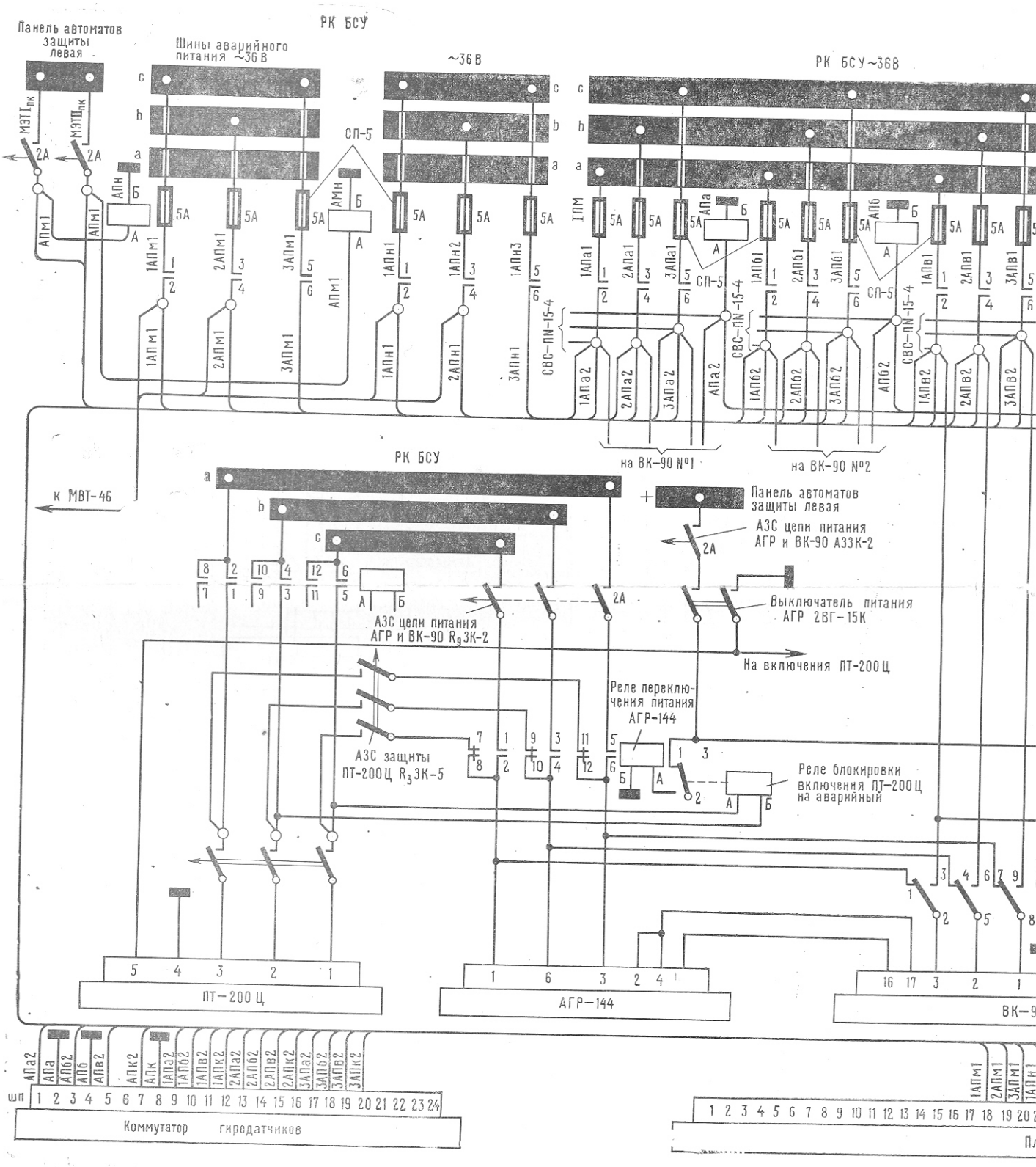


Рис. 16.25. Схема электропитания САУ-4

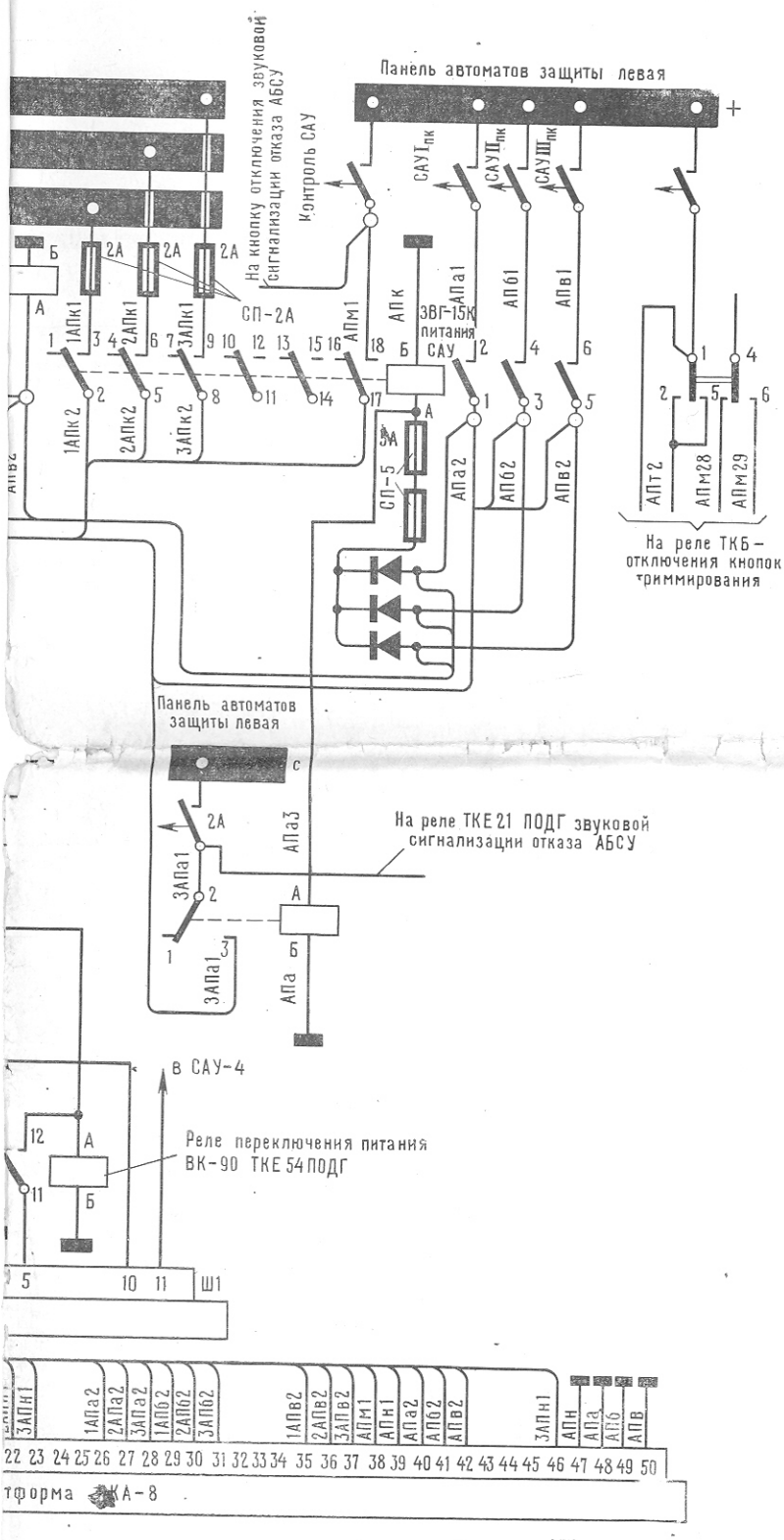

Панель автоматов защиты левая
На кнопку отключения звуковой сигнализации отказа АБСУ
Контроль САУ
САУТпк
САУIIпк
САУIIIпк
СП-2А
АПк
АПм1
ЗВТ-15К питания САУ
АПб1
АПв1
1АПк1
2АПк1
3АПк1
1АПк2
2АПк2
3АПк2
СП-5
АПа2
АПб2
АПв2
АПт2
АПм28
АПм29
На реле ТКБ – отключения кнопок триммирования
Панель автоматов защиты левая
На реле ТКЕ21 ПОДГ звуковой сигнализации отказа АБСУ
ЗАПа1
АПаЗ
АПа
в САУ-4
Реле переключения питания ВК-90 ТКЕ54ПОДГ
Ш1
ЗАПн1
1АПа2
2АПа2
ЗАПа2
1АПб2
2АПб2
ЗАПб2
1АПв2
2АПв2
ЗАПв2
АПм1
АПн1
АПа2
АПб2
АПв2
ЗАПн1
АПн
АПа
АПб
АПв
тформа А-8

Рис. 5.11. Функцион

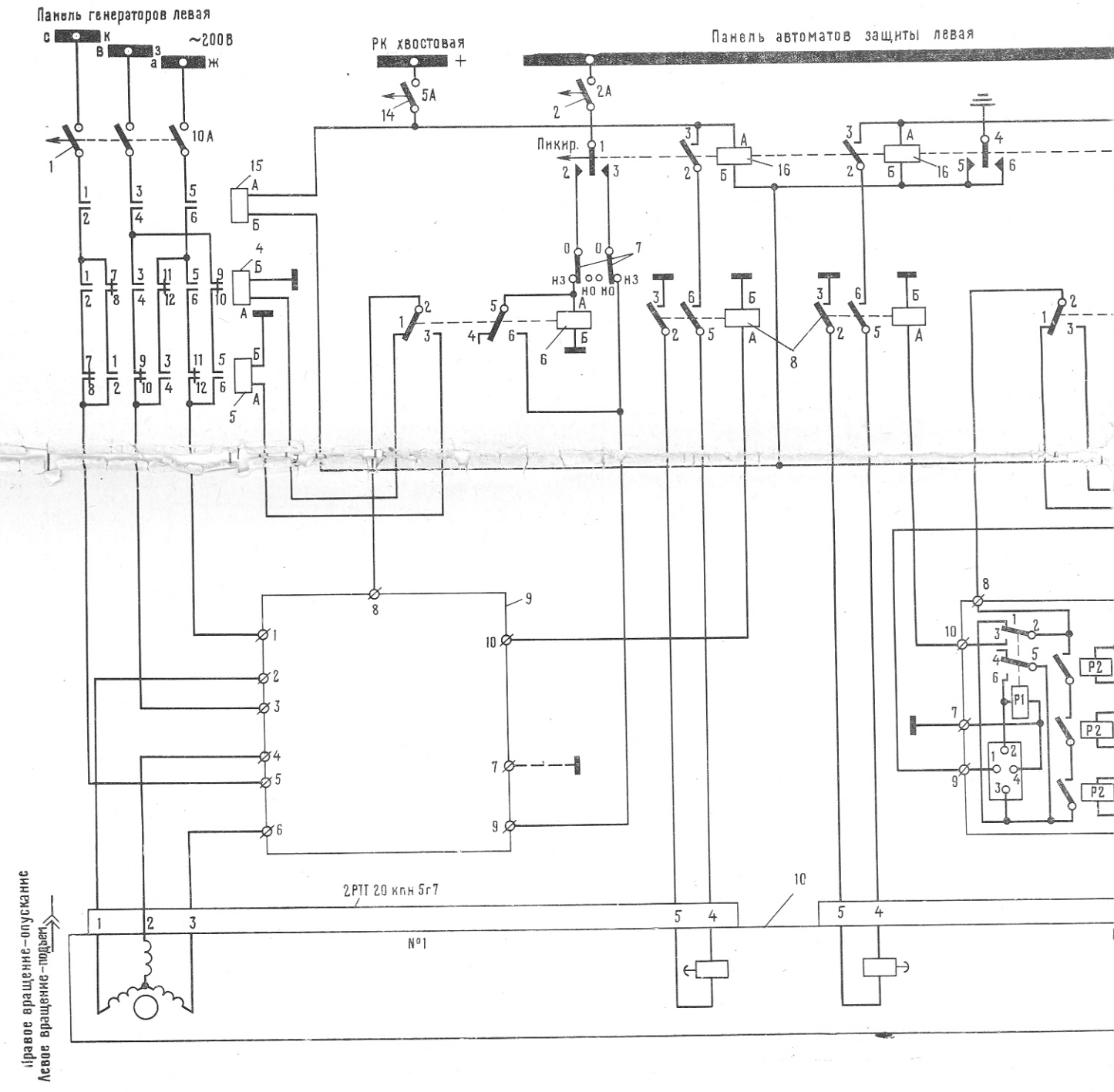
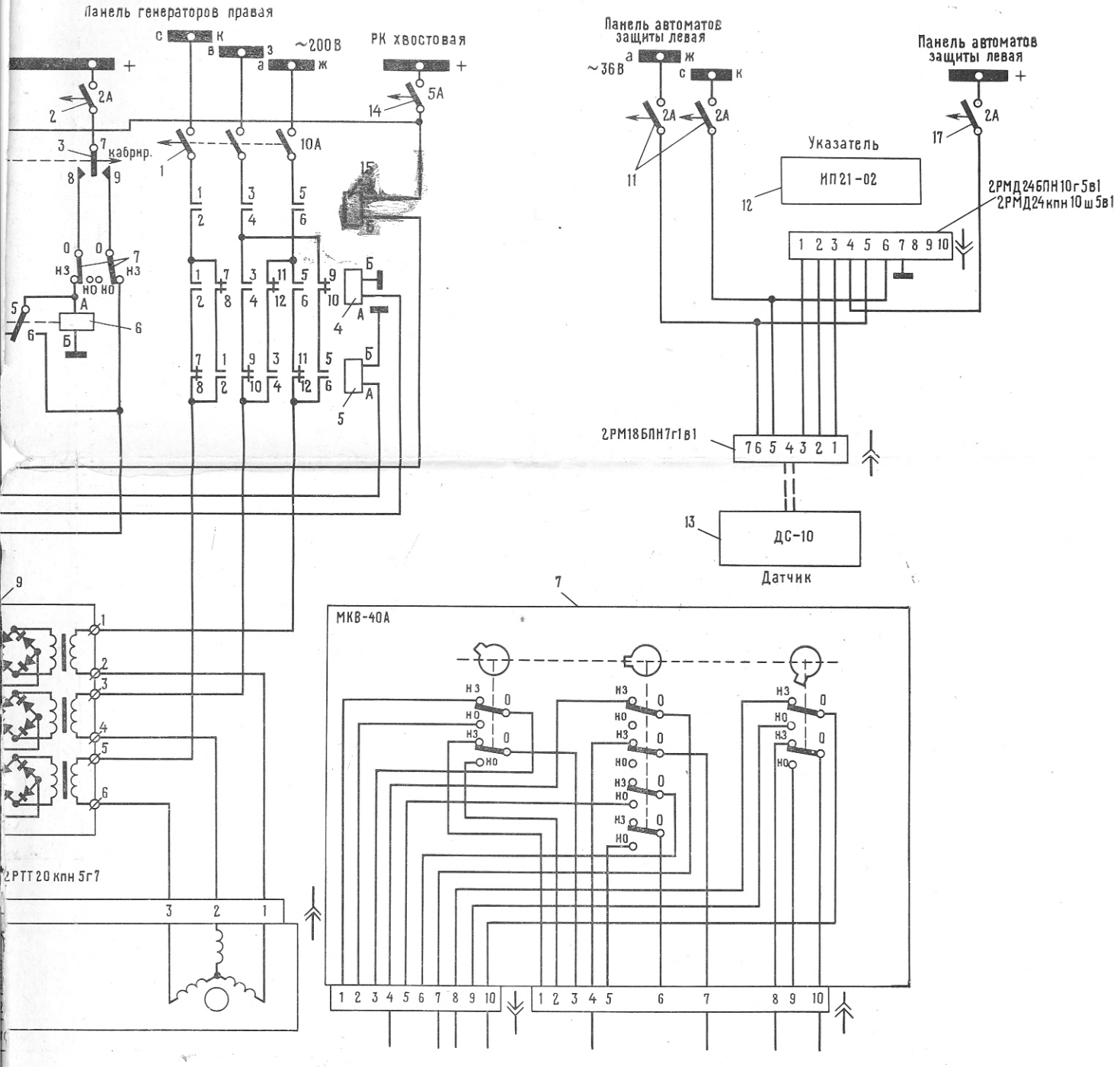


Рис. 15.22. Схема упра

1—автомат АЗЗК-10 защиты двигателя электромеханизма стабилизатора; *2*—автомат АЗСГК-2 защиты цепи управления стабилизатором; *3*—переключатель ЗППНТК управления стабилизатором; *4*—контактор отклонения стабилизатора вниз; *5*—контактор отклонения стабилизатора вверх; *6*—реле управления стабилизатором; *7*—механизм концевых выключателей МКВ-40А; *8*—реле включения электромагнитной муфты сцепления; *9*—коробка защиты цепи электродвигателя при обрывах фаз;

альная схема вычислителя НВУ-Б3



ения стабилизатором:

0—электромеханизм управления стабилизатором МУС-3ПТВ; *11*—автомат А31К-2 защиты цепи указателя положения стабилизатора; *12*—указатель положения стабилизатора ИП21-02; *13*—датчик положения ДС-10; *14*—автомат АЗСГК-5 защиты цепей муфт; *15*—реле питания стабилизатора; *16*—реле питания муфт; *17*—автомат АЗСГК-2 цепи питания указателя положения стабилизатора