

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ
БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С. П. КОРОЛЁВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

А.Н. КОПТЕВ

**АВИАЦИОННОЕ И РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ
ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

Книга 3

*Утверждено Редакционно-издательским советом университета
в качестве учебного пособия*

САМАРА
Издательство СГАУ
2011

УДК СГАУ: 656(075)
ББК 39.5
К658

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. В. И. Г р е ч и ш н и к о в;
каф. «Техническая эксплуатация авиационных электросистем
и пилотажно-навигационных комплексов» МПТУ ГА, г. Москва.

Коптев А.Н.
К658 **Авиационное и радиоэлектронное оборудование воздушных судов
гражданской авиации. В 3 кн. Кн. 3:** учеб. пособие / *А.Н. Коптев.* –
Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2011. – 352 с.: ил.

ISBN 978-5-7883-0820-3

Рассмотрены принципы построения, состав пилотажно-навигационных комплексов воздушных судов ГА, функциональные и структурные схемы, включая самолеты нового поколения на примере ТУ-204. На базе самолета А-380 показаны пути развития бортовых комплексов оборудования для автоматизации управления полетом в XXI веке.

Учебное пособие предназначено для студентов старших курсов соответствующих специальностей и специалистов инженерных авиационных служб авиакомпаний.

УДК СГАУ: 656(075)
ББК 39.5

ISBN 978-5-7883-0820-3

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2011

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие.....	6
ЧАСТЬ I. АНАЛОГОВЫЕ ПИЛОТАЖНО- НАВИГАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ.....	8
1. ОСНОВЫ ПОСТРОЕНИЯ ПИЛОТАЖНО- НАВИГАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ.....	8
1.1. Состояние и перспективы развития пилотажно-навигационных комплексов.....	8
1.2. Система самолетовождения самолета Ту -154.....	18
2. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ.....	23
2.1. Классификация систем управления.....	23
2.2. Электрогидромеханические системы управления самолета Ту-154.....	25
2.2.1. Общая техническая характеристика.....	25
2.2.2. Основные агрегаты и их питание.....	36
3. СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ.....	49
3.1. Корректируемые воздушно-доплеровские системы счисления пути.....	49
3.2. Инерциальные системы счисления пути.....	63
3.2.1. Физические основы инерциального счисления пути.....	63
3.2.2. Инерциальные системы управления.....	64
4. СИСТЕМЫ НАВИГАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ.....	69
4.1. Гироскопическая вертикаль.....	69
4.2. Курсовые системы самолета.....	76
4.3. Радиотехнические системы измерения азимута самолета.....	83
4.3.1. Фазовый угломерный канал.....	83
4.3.2. Амплитудно-фазовый угломерный канал.....	86
4.4. Временной угломерный канал.....	88
4.4.1. Частотный дальномерный канал.....	93
4.5. Радиотехнические датчики инструмента дальней посадки.....	95
4.6. Комплексные радиотехнические датчики.....	108
4.6.1. Навигационно-посадочная система "Курс-П2".....	108
4.6.2. Самолетный дальномер.....	111
4.6.3. Радиовысотомер.....	112
4.6.4. Угломерно-дальномерная система ближней навигации.....	114
4.6.5. Автоматический радиокompас.....	116
4.7. Датчики скорости полета.....	117
4.7.1. Измерение воздушной скорости.....	117
4.7.2. Изменение путевой скорости.....	121

5. АВТОМАТИЧЕСКАЯ БОРТОВАЯ СИСТЕМА	
УПРАВЛЕНИЯ АБСУ-154.....	128
5.1. Автоматическая бортовая система управления АБСУ-154.....	129
5.1.1. Система тракторного управления СТУ-154.....	132
5.1.2. Система автоматического управления САУ-154.....	135
5.1.3. Автомат тяги АТ-6.....	192
ЧАСТЬ II. ЦИФРОАНАЛОГОВОЕ ПИЛОТАЖНО –	
НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТОВ	
РОССИЙСКОГО ПРОИЗВОДСТВА.....	195
1. ЦИФРОАНАЛОГОВОЕ ПИЛОТАЖНО-	
НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	
САМОЛЕТА ТУ-204.....	195
2. ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ,	
УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ И ТЯГОЙ.....	197
2.1. Вычислитель системы самолетовождения ВСС-95-1В.....	197
2.2. Вычислительная система управления полетом	
ВСУП-85-3.....	202
2.3. Вычислительная система управления тягой ВСУТ-85-3.....	211
3. СИСТЕМЫ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ КРИТИЧЕСКИХ	
СИТУАЦИЙ.....	222
3.1. Система предупреждения критических режимов	
полета СПКР-85.....	222
3.2. Система предупреждения приближения земли EGPWS.....	228
3.3. Система предупреждения столкновений TCAS-II.....	232
4. СИСТЕМА ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ СВС-96.....	234
5. БЕСПЛАТФОРМЕННАЯ ИНЕРЦИАЛЬНАЯ	
НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА ADIRS HG2030 AE21	
ФИРМЫ HONEYWELL.....	237
6. БОРТОВАЯ АППАРАТУРА РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ	
И ПОСАДОЧНЫХ СИСТЕМ.....	240
6.1. Система навигационная спутниковая СНС-2.....	240
6.2. Аппаратура радиотехнической системы посадки ILS-85.....	244
6.3. Аппаратура радиотехнической системы ближней	
навигации VOR-85.....	247
6.4. Радиодальномер DME/P-85.....	250
6.5. Радиовысотомер малых высот РВ-85.....	251
7. СРЕДСТВА ОТОБРАЖЕНИЯ ИНДИКАЦИИ,	
СИГНАЛИЗАЦИИ И СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ.....	253
7.1. Система электронной индикации СЭИ-85-2.....	253
7.2. Резервные приборы.....	260
7.3. Система сбора и локализации отказов ССЛО-95.....	260

8. ЦИФРОАНАЛОГОВАЯ АВТОМАТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ШТУРВАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ.....	264
ЧАСТЬ III. ЦИФРОВЫЕ СИСТЕМЫ	
ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ	
САМОЛЕТА А-380.....	277
1. ЭЛЕКТРОДИСТАНЦИОННАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ (Flight Control).....	277
1.1. Общее.....	277
1.2. Описание системы.....	278
1.3. Функции органов управления.....	284
1.4. Правила управления.....	284
1.4.1. Общее.....	284
1.4.2. Нормальное правило.....	286
1.4.3. Резервное правило.....	291
1.4.4. Непосредственное правило.....	292
1.5. Резервирование.....	293
1.6. Элементы управления и контроля	294
2. АВТОМАТИЧЕСКАЯ ПОЛЕТНАЯ СИСТЕМА	
AFS (Auto Flight System).....	298
2.1. Описание системы.....	298
2.2. Система ведения полета FG (Flight Guidance).....	300
2.2.1. Общее.....	300
2.2.2. Построение системы.....	302
2.2.3. Режимы ведения полета.....	303
2.2.4. Элементы управления и индикации.....	310
2.3. Система управления полетом FMS.....	313
2.3.1. Общее.....	313
2.3.2. Построение системы	313
2.3.3. Навигация.....	317
2.3.4. Планирование полета.....	337
2.3.5. Эффективные вычисления и оптимизация.....	343
2.3.6. Долгосрочное ведение ВС.....	346
2.3.7. Элементы управления и индикаторы.....	344
2.4. Сети авионики и интегрированной модульной авионики.....	348
2.4.1. Общее описание системы.....	348
2.4.2. Интегрированная модульная авионика (ИМА).....	348
2.4.3. Сети авионики.....	349
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	351
ПРИЛОЖЕНИЕ.....	352

ПРЕДИСЛОВИЕ

Решение одной из задач самолетовождения – вывод самолета в заданную точку по оптимальной траектории с установленной точностью и в определенное время – требует надежной и достоверной информации, позволяющей определить координаты самолета и параметры движения его центра масс. Эту информацию получают от навигационных комплексов самолетовождения.

Информация от навигационных комплексов самолетовождения отображается на индикаторах, оценивается экипажем, который, используя систему ручного или автоматического управления, выводит самолет в заданную точку. При автоматическом управлении самолетом информация системой связи с системой автоматического управления преобразуется в сигналы, воздействующие на органы управления.

Стремление расширить возможности самолетов ведет к увеличению числа функций, выполняемых системами автоматического управления. Автоматизация систем самолетовождения является одним из важнейших вопросов развития современной авиационной техники. Она позволяет облегчить пилотирование, улучшить характеристики устойчивости и управляемости и повысить эффективность применения самолетов.

Важнейшие вопросы создания и применения отдельных систем бортового радиоэлектронного оборудования самолетов достаточно полно освещены в известных трудах отечественных и зарубежных ученых.

Для системного подхода к формированию бортового пилотажно-навигационного оборудования требуется подготовка специалистов, которые смогут участвовать в эксплуатации. Эксплуатация требует высокой квалификации специалистов по техническому обслуживанию и ремонту, умение правильно оценивать состояние как отдельных систем, так и пилотажно-навигационных комплексов в целом.

Автор ставил перед собой задачу так изложить вопросы построения и применения различных пилотажно-навигационных комплексов, чтобы у студента сложилось понимание особенностей функцио-

нирования существующих и перспективных бортовых пилотажно-навигационных комплексов в их взаимосвязи с летательным аппаратом.

В книге подробно рассмотрены общие принципы построения аналоговых и цифроаналоговых пилотажно-навигационных комплексов, их состав и общие и частные законы, реализуемые в различных режимах работы.

Большое внимание уделено вопросам автоматизации процессов управления полетом воздушных судов. Отдельно рассмотрены функциональные и структурные схемы аналогового самолета ТУ-154 и цифроаналогового самолета ТУ-204.

В заключение рассмотрены вопросы построения систем управления полетом самолета XXI века А-380.

Таким образом, книга позволяет получить всю необходимую информацию о пилотажно-навигационных комплексах в их историческом развитии в рамках учебной программы подготовки специалистов по технической эксплуатации авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов.

ЧАСТЬ I. АНАЛОГОВЫЕ ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ

1. ОСНОВЫ ПОСТРОЕНИЯ ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ

1.1. Состояние и перспективы развития пилотажно-навигационных комплексов

В последние годы все большее внимание уделяется проблемам навигации и управления полетом. Повышение интенсивности полетов, скорости и увеличение числа управляемых параметров сделали неизбежным коренное изменение пилотажно-навигационных комплексов (ПНК). Отсутствие времени для периодической проверки координат и курса вызвало необходимость пересмотреть обязанности членов экипажа и принять новые принципы построения ПНК.

Изменились и требования к ПНК, которые при сохранении всех обычных показателей (точность, быстродействие и др.) должны обеспечить оптимизацию траекторий полета в трехмерном, а не в двухмерном пространстве.

Трудность решения задач вождения сверхзвуковых самолетов осложняется тем, что значительная часть траектории их полета находится в зонах аэропортов, где соблюдаются единые правила управления движением и безопасности полетов сверхзвуковых и дозвуковых самолетов и применяются одни и те же средства ближней навигации и управления заходом на посадку.

При формировании систем для пассажирских самолетов необходимо учитывать, что на современных авиалиниях с высокой интенсивностью движения полеты должны совершаться с интервалами порядка 10 мин в воздушных коридорах, отстоящих друг от друга на расстояниях 300 м по высоте и 92 км по горизонтали, а точность определения места должна быть не ниже $\pm 3,7$ км в зонах аэропортов и $\pm 18,5$ км при полете на маршруте. Определение положения истинной местной вертикали необходимо с точностью не ниже $0,1^\circ$ для установившегося полета и $0,25^\circ$ для длительных периодов ускорения. Эти требования реализованы в ПНК двух типов: аналоговых и цифровых.

Наиболее перспективными в настоящее время являются цифровые методы обработки и передачи информации, так как они дают возможность: получать высокую скорость передачи и обработки сигналов; преобразовывать комплексы бортового радиоэлектронного оборудования для выполнения новых требований (путем изменения программ, а не замены оборудования); подключать дополнительные датчики и увеличивать число функций, выполняемых системой, без изменения схемы соединения благодаря наличию средств уплотнения каналов; применить оборудование одного типа на самолетах различных типов; увеличивать среднее время между отказами, запланированными резервированием подсистем, отдельных устройств и их элементов.

При таком пути совершенствования систем ПНК предполагается синтез различных требований, а также объединение близких целей и технических перспектив. Такой подход к созданию современных систем принято называть системным.

Системы ПНК состоят из датчиков (автономных, неавтономных, смешанных), подсистем траекторного, автоматического, полуавтоматического, штурвального управления и т. д.

Существенным при выборе системы ПНК является ее окружение, т. е. множество предметов и явлений вне этой системы, изменение свойств которых влияет на систему и свойства которых изменяются при изменении параметров системы. Проблема выделения окружения системы очень сложна.

Всякую систему можно разбить на подсистемы. Работа подсистемы определяется множеством связей и отличается от работы всей системы в целом. Фон Берталанфи в "Общей теории систем" [5] отмечает свойство иерархической упорядоченности систем, которое часто используется.

В работе "Опыт методологии для системотехники" предлагается следующая укрупненная структура модели решения задачи выбора системы:

- уяснение задачи;
- выбор цели;
- синтез системы;
- анализ системы;
- выбор наилучшего варианта;
- планирование действия.

Эта структура вполне удовлетворяет процессу создания системы самолетовождения. Более детальная структура характерна для разработки конкретных подсистем данной системы. Остановимся более подробно на каждой операции из данного перечня.

Уяснение задачи включает обзор существующих систем, исследование их характеристик, окружения и постановку задачи. Правильной постановке задачи способствует изучение двух главных факторов: физико-технического и экономического. К физико-техническому окружению относятся: существующие системы; методы их создания, эксплуатации и ремонта; принятые технические стандарты; состояние технологии; перспективные разработки; природное окружение и т. д. Этот перечень показывает, что при проектировании системы необходимо принимать во внимание множество факторов. Значение факторов зависит в основном от значения данной системы.

Существующие системы изучают потому, что новая система будет работать вместе с какими-то старыми. Знание методов создания, эксплуатации и монтажа существующих систем позволяет планировать работы по созданию новой системы, унифицировать и стандартизировать ее узлы, сокращать затраты на монтаж и ремонт, а также на обслуживание в процессе эксплуатации.

Методы выбора технических стандартов тесно связаны с методами выбора цели. Состояние технологии определяет выбор системы.

Внедрение новой системы в современное окружение требует тщательного планирования.

При разработке новой системы планируются работы по ее модернизации и совершенствованию с учетом изменений в технологии производства, в окружении и т. п.

Учет природных факторов, т. е. влияния, например, температуры, давления, влажности, солнечной радиации, ветра и т. д., необходим для введения ограничений в системе, которые определены требованиями НЛГС-2.

Выбор целей включает разработку технических условий на создание системы и критериев оценки ее работы. Цели нельзя выбирать независимо от средств для их осуществления — физических систем. Ценность средства зависит от его причинной связи с целью.

Рассмотрим наиболее общие виды целей в системе ценностей вновь разрабатываемых объектов, хотя каждая физическая система характеризуется своей уникальной системой ценностей. Основной характеристикой систем является их надежность.

Совместимость с уже существующими системами — чрезвычайно важное качество, особенно для бортовых комплексов самолетов. Когда система не стыкуется со старыми, то необходимо сформулировать дополнительные условия, касающиеся переходного периода поэтапного ввода этой системы.

Приспособляемость и гибкость означает легкость преобразования системы при новых ее применениях.

Качественные показатели могут быть объективными и субъективными. На начальной стадии планирования они почти всегда субъективны. Стоимость в денежных единицах важна как критерий экономической осуществимости.

Цели во времени охватывают календарные планы, включая планируемые сроки для моделей, испытаний, изготовления и службы. Время — одна из главных величин в системе ценностей, особенно при выборе различных вариантов физических систем.

Перечислением целей не заканчивается работа по выбору системы. Цели необходимо обработать для выбора наилучшей системы. Эта обработка идет одновременно с проектированием самой системы, что позволяет, изменяя ее переменные, достичь наилучшего варианта.

Исследование окружения, выбор и оптимизация целей, постановка задачи предшествуют синтезу альтернативных систем. Эта начальная стадия проектирования является весьма ответственной частью всего процесса создания новой системы.

Перечень всех известных систем составляет базу разработок. Если такой базы не существует, то специалист разрабатывает план системы или обращается за помощью к экспертам — системотехникам в соответствующей области. Системотехник предлагает несколько вариантов решения задачи. Необходимо, чтобы в методе выбора системы содержался контроль против преувеличения возможности какого-либо варианта. Для исключения такой возможности используются отзывы о выполненных изысканиях группы соответствующих специалистов.

Проектирование систем самолетовождения начинается с определения граничных условий и перечисления желательных входных и выходных параметров, а также с составления подробного перечня функций или операций, которые должны выполняться ею. Затем путем синтеза этих функций разрабатывается модель системы, в которой учитываются основные логические и временные связи. Как правило, возможны различные перестановки функций, которыми создаются возможные комбинации для достижения целей. Планирование последовательного выполнения функций дает более значительный эффект при проектировании, направленном на увеличение числа функций и обновление их, чем при проектировании, направленном на снижение стоимости или улучшение технических характеристик.

При исследовании всех входных и выходных параметров необходимо:

- перечислить все входы и выходы в отдельных списках;
- описать полностью каждый перечисленный вход и выход;
- связать множества входов со множествами выходов, при этом определяются известные преобразующие элементы или передаточные функции.

На первом этапе входы и выходы могут быть сгруппированы по тому, несут ли они информацию, энергию или воспринимают перемещение органов управления. Такая группировка полезна тем, что проектирование частей системы, работающей с тремя типами входов, допускает известное разделение.

На следующем этапе, если входом является поток информации, то необходимо описать его источник, характеристики, информационное содержание, скорость, избыточность. Эти входы анализируются для определения числа их видов и интенсивности. При наличии одного вида входов сложность системы будет зависеть от ее интенсивности, т. е. должен решаться вопрос своевременной обработки поступающей информации.

Если вид не один, система довольно сложна из-за необходимости различать каждый вид. При этом широко применяются методы уплотнения во времени (учет последовательности событий), в пространстве. Весьма распространено частотное уплотнение. Наравне с перечисленными методами уплотнения существует чрезвычайно много других.

Синтез системы иногда осуществляют для каждого вида входов, а затем анализируют усложнения, возникающие при одновременном действии многих входов.

Синтез значительно облегчается, если входы и выходы системы описаны с достаточной полнотой и точностью.

Если систему представить как многофункциональный преобразователь, а синтез ее — как процесс согласования множества входов с множеством выходов, то станет понятна необходимость точного описания входов и выходов. В этом случае полнота и точность перечня входов и выходов предопределяет разбиение системы на подсистемы таким образом, что данное подмножество входов преобразуется желательным способом при помощи уже известного функционального устройства. Этот процесс применим не только к синтезу системы, но и подсистемы и состоит в выделении и проектировании однофункциональных преобразователей и в проектировании путей связи между ними.

Проблему совместимости систем можно сформулировать следующим образом. Пусть имеются две системы: система траекторного управления (СТУ) и система автоматического управления (САУ). Требуется, чтобы некоторая информация переходила от СТУ к САУ, т. е. требуется построить большую систему (АБСУ). СТУ передает сообщение САУ сигналами постоянного тока. Эти сигналы обладают определенным набором свойств. Для того чтобы СТУ и САУ были совместимы, значение каждого параметра сигналов, передаваемых СТУ, должно совпадать со значением параметра, которое САУ может воспринимать. Если это условие не выполнено, то системы называются несовместимыми и между СТУ и САУ необходимо поместить преобразователь, согласующий несовместимые параметры. Техническое описание несогласованных параметров включает в себя требования к преобразователям между входами и выходами. При этом необходимо описать два множества параметров на входе и два на выходе:

- параметры входных и выходных сигналов;
- параметры, которые способна воспринимать входная сторона преобразователя, и параметры, которые приобретает сигнал на выходе.

Чтобы задать входы и выходы любой информационной системы, достаточно подробно описать ее параметры. Теория информации,

применяемая для исследования внутренних связей системы ПНК, позволяет сформулировать метод для ее эффективного анализа.

Выбранные функции определяют большинство подсистем всей системы, например радиотехнический комплекс навигационного оборудования, аэрометрический комплекс, и с ними большинство заданий для отдельных разработчиков. Подсистемы, определенные по виду выполняемых функций, часто бывают еще слишком велики и разбиваются опять по этому же или по другим принципам. Например, радиотехнический комплекс навигационного оборудования системы ПНК разбивается на подсистемы ближней навигации, посадки, командной связи и т. д.

Трудности, возникающие при комплексировании всего оборудования систем ПНК, могут быть уменьшены, если минимизировать число и виды их входов и выходов.

Другой принцип членения системы - минимизация взаимодействия между подсистемами. Оба принципа находят широкое применение при построении бортовых систем ПНК. Иногда на членение системы на подсистемы влияет способность данной организации вести проектную работу.

Рост числа и взаимосвязи задач проектирования и возможностей для решения этих задач увеличивает сложность определения направлений и этапов совершенствования системы ПНК.

Быстрое усложнение бортовых комплексов оборудования самолетов и, в частности, систем самолетовождения требует значительного увеличения затрат времени и труда для их реализации. Это порождает необходимость прогнозирования состояния систем самолетовождения на отдаленное время. Поэтому появляется острая необходимость проведения математического анализа проблем качества систем ПНК.

Важнейшая функция анализа состоит в определении структуры связей между задачами и возможностями их решения.

Анализ многокомпонентных систем, какими являются системы самолетовождения, связан с необходимостью учитывать и оценивать большое количество разнообразных по своей природе факторов и принимать решения в условиях неопределенности и недостаточной информированности. Риск оценки, основанной на опыте и интуиции, в такой ситуации весьма велик, и последствия неудачного решения могут быть тяжелыми.

Поэтому возникла необходимость в создании математического аппарата исследования сложных систем — системного анализа.

Рассмотрим кратко схему системного анализа комплекса оборудования. Система определяется системными объектами, их свойствами и связями между ними. Системный объект — это вход, процесс, выход, а также обратная связь и ограничение. Входом системы ПНК является информация, обрабатываемая в ней. Вход состоит из отдельных элементов. Процесс переводит вход в выход. Выходом называется результат или конечное состояние процесса. Связь определяет следование процессов, т. е. переход одного процесса в другой. Всякий вход системы является выходом другой системы, а всякий выход — входом. Выделить систему — значит указать ее вход, процесс, который в ней протекает, и ее выход.

Система состоит из подсистем, каждая система является подсистемой некоторой системы. При этом любой реальный объект может быть описан терминами системных объектов, их свойствами и связями между ними.

В системах ПНК можно выделить три различных по своей роли процесса: основной процесс, преобразующий вход в выход; обратную связь, обеспечивающую соответствие между фактическим и желаемым выходом путем изменения входа; процесс ограничения, обеспечивающий соответствие между выходом системы и требованиями к нему как к входу в последующую систему, являющуюся потребителем описываемой системы.

Итак, система самолетовождения при анализе может рассматриваться как большая система, подлежащая декомпозиции.

Рассмотрим более конкретную задачу, в которой задано k вариантов систем, описанных проектными параметрами. Так как заданные варианты систем ПНК представляют собой некоторое подмножество семейства этих систем и между проектными параметрами (затратами на производство $З_n$ и эксплуатацию $З_э$, а также эффектом внедрения $Э$) существует, по крайней мере, корреляционная зависимость, то необходимо произвести выбор такого варианта системы ПНК, который бы удовлетворял критерию анализа потребительских эффектов

$$K_э = Э / (З_n + З_э) = \max. \quad (1.1)$$

Общее решение этой задачи сводится к определению зависимостей типа:

$$\begin{aligned} Z_{\Pi} &= f(x), Z_3 = g(x), \\ \Theta &= h(x), \end{aligned}$$

где $x = x_1, x_2, \dots, x_m$ – проектные параметры.

Частное решение задачи должно включать:

- определение параметров x для всего семейства решений, в которое входят рассматриваемые k вариантов системы;
- расчет ожидаемых Z_{Π} и Z_3 на основе выявленных зависимостей;
- расчет эффекта по каждому из k вариантов;
- расчет эффективности внедрения для каждого из вариантов и сопоставление этих эффективностей между собой.

Рассмотрим более подробно этапы частного решения. Система может быть описана качественно и количественно. Качественное описание системы представляет собой словесную, дополненную рисунками или чертежами характеристику свойств данной системы. Количественное описание – это упорядоченное множество величин, характеризующих свойства системы. Свойства обобщенной системы ПГК отражают проектные параметры.

Таким образом, каждую систему, принадлежащую к семейству систем ПНК, можно представить в виде матрицы проектных параметров $x_1, x_2, \dots, x_m$:

$$x = (x_1, x_2, \dots, x_m).$$

Отдельные системы самолетовождения представим как множество значений проектных параметров, присваивая им порядковый номер системы. Для j -й системы

$$x_j = (x_{1j}, x_{2j}, \dots, x_{ij}, \dots, x_{mj}).$$

где x_{ij} — значение 1-го проектного параметра j -й системы.

Выбор конструктивного решения осуществляется из вполне определенного числа различных вариантов. Отдельные варианты мы можем представить следующим образом:

вариант 1

$$x_1 = (x_{11}, x_{21}, \dots, x_{m1});$$

вариант 2

$$x_2 = (x_{12}, x_{22}, \dots, x_{m2});$$

вариант k

$$X_k = (x_{1k}, x_{2k}, \dots, x_{mk}).$$

Метод анализа системы пользователь – система ПНК и метод потребительских эффектов, используемые при проектировании, изготовлении и эксплуатации системы ПНК, основываются на выборе из всего множества такого варианта, который максимизирует критериальную функцию.

При использовании этих методов необходимо рассчитать K_s по формуле (1.1) в каждом из k вариантов, для чего нужно определить Z_{π} , Z_{ϑ} для каждого варианта конструкторского решения.

Определять производственные затраты будем, учитывая связи потребляемых ресурсов с проектными параметрами системы ПНК. Тогда, если через Z_{π} обозначить затраты ресурсов 1-го вида на j -й элемент системы самолетовождения, через v_i – затраты ресурсов 1-го вида на сборку, то производственные затраты

$$Z_{\pi} = \begin{vmatrix} z_{11} & z_{12} & \dots & z_{1j} & v_1 \\ z_{21} & z_{22} & \dots & z_{2j} & v_2 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ z_{k1} & z_{k2} & \dots & z_{kj} & v_k \end{vmatrix}$$

причем для оценки затрат на ресурсы можно использовать проектные параметры:

$$Z_{ij} = \|f(x)\|_{ij}. \quad (1.2)$$

Элементы матрицы (1.2) характеризуют системы ПНК.

Примеры использования эмпирических формул для расчета производственных затрат даны в работе М.И. Ипатова.

Эксплуатационные затраты определим матрицей, обозначив через $Z_{\vartheta ir}$ затраты ресурсов i -го вида ($i=k$). При r -м условии ($r=t$) получим

$$Z_{\vartheta ir} = \|g(x)\|_{ir};$$

$$Z_{\vartheta} = \begin{vmatrix} z_{\vartheta 11} & z_{\vartheta 12} & \dots & z_{\vartheta 1t} \\ z_{\vartheta 21} & z_{\vartheta 22} & \dots & z_{\vartheta 2t} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ z_{\vartheta k1} & z_{\vartheta k2} & \dots & z_{\vartheta kt} \end{vmatrix} \quad (1.3)$$

Элементы матрицы (1.3) характеризуют элементарные затраты, ее i -я строка – затраты i -го вида ресурсов при наличии всех t условий и ее r -й столбец – затраты всех видов ресурсов при r -м условии.

Потребительский эффект $\mathfrak{E}$ при выборе конструкторского решения из возможных вариантов будем определять, используя зависимость

$$\mathfrak{E} = \mathfrak{E}_0 - \mathfrak{E}_c, \quad (1.4)$$

где $\mathfrak{E}_0$ и $\mathfrak{E}_c$ — потребительские эффекты по различным способам действия.

В зависимости (1.4) лишь $\mathfrak{E}_c$ зависит от проектных параметров, т. е. $\mathfrak{E}_c = h(x)$, поэтому

$$\mathfrak{E} = \mathfrak{E}_0 - h(x).$$

Натуральный потребительский эффект описывает матричная зависимость

$$\mathfrak{E} = \left\| \begin{array}{c} \mathfrak{E}_{01} - \mathfrak{E}_{c1} \\ \mathfrak{E}_{02} - \mathfrak{E}_{c2} \\ \dots\dots\dots \\ \mathfrak{E}_{0k} - \mathfrak{E}_{ck} \end{array} \right\|$$

Натуральный эффект учитывает затраты по различным вариантам, потребительский эффект — экономию ресурсов при реализации каждого из вариантов.

Значения $\mathfrak{Z}_n$, $\mathfrak{Z}_\mathfrak{E}$, $\mathfrak{E}$ зависят от конструкторского решения, от условий, в которых протекает производственный процесс и эксплуатируются системы ПНК, а также от времени эксплуатации.

1.2. Система самолетовождения самолета Ту-154

Пилотажно-навигационный комплекс самолета Ту-154, приведен на рис 1.1 [8], обеспечивает решение задач навигации и пилотирования в условиях, соответствующих требованиям второй категории ИКАО.

Общая навигационная задача заключается в безопасном выводе самолета и заданную точку пространства с заданной скоростью по установленной или оперативно выбранной траектории. Общую навигационную задачу можно представить совокупностью главной и ряда частных навигационных задач.

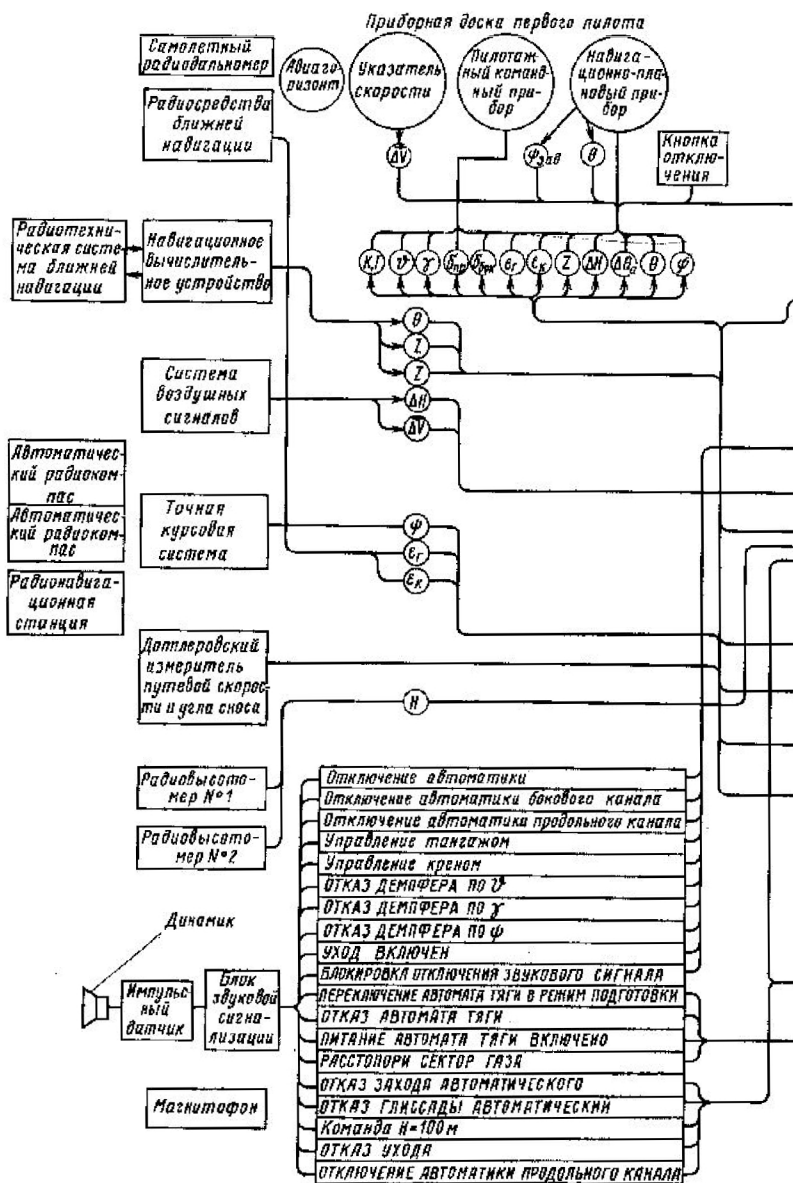


Рис. 1.1. Пилотажно-навигационный комплекс самолета

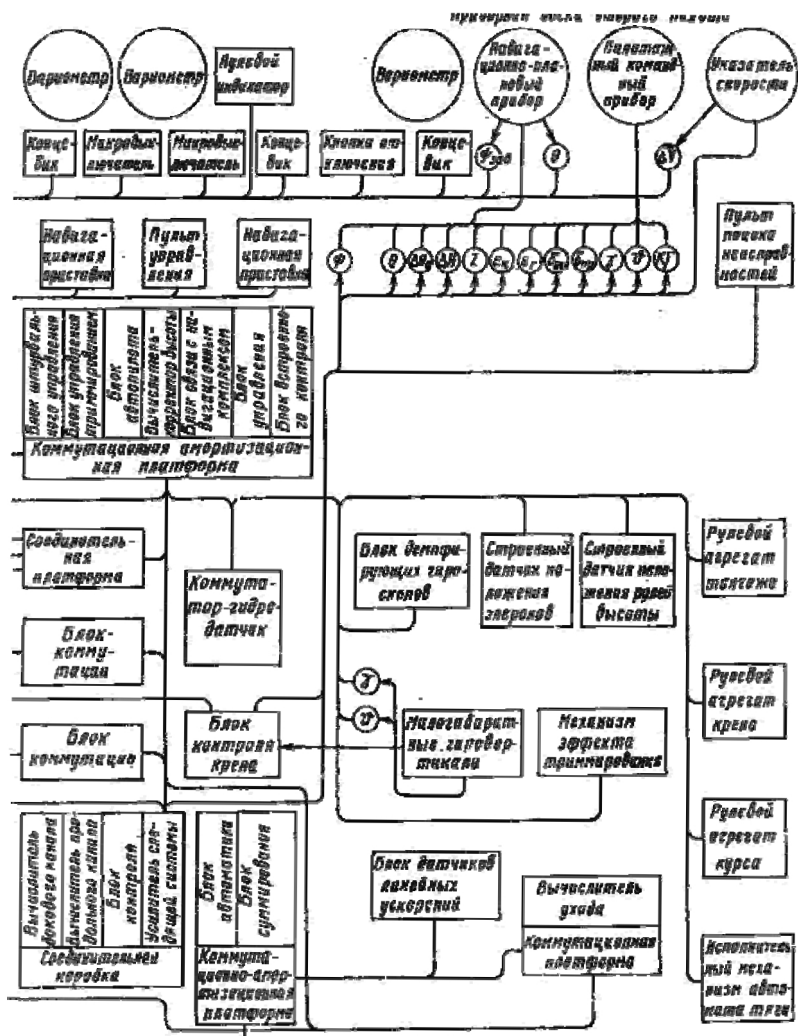


Рис. 1.1. Пилотажно-навигационный комплекс самолета (продолжение):

Рис. 1.6. Схема системы самолетовождения самолета Ту-154:

ΔV – отклонение от заданной скорости полета самолета; H – высота полета; ΔH – отклонение от заданной высоты полета; $\Delta \alpha$ – отклонение от азимута радиомаяка; Ψ – курсовой угол; δ – угол тангажа; γ – угол крена; θ – заданный поворотный угол; $\Psi_{зад}$ – заданный курсовой угол; Z – боковое отклонение; $\delta_{бок}$ – боковая команда; $\delta_{пр}$ – продольная команда; K – сигнал бегунка курса; G – сигнал бегунка глиссады; E_k – отклонение по курсу; E_γ – отклонение от глиссады

Главная навигационная задача включает в себя:

- определение текущих координат самолета;
- сравнение текущих координат самолета с заданными координатами в рассматриваемый момент;
- вычисление параметров требуемого навигационного режима;
- формирование и выдачу команд в пилотажный комплекс для реализации требуемого навигационного режима полета.

В дополнение к главной навигационной задаче система ПНК решает ряд частных навигационных задач, постановка которых обусловлена стремлением увеличить безопасность полета в условиях интенсивного воздушного движения. Все частные навигационные задачи можно разделить на детерминированные и случайные. Частные детерминированные задачи могут быть разделены на два класса. К первому классу относятся задачи, требующие непрерывного решения, ко второму — дискретного.

Задачи первого класса - это наблюдение за воздушной обстановкой по маршруту всего полета для своевременного обнаружения грозовых фронтов, зон опасной турбулентности воздуха и наземных препятствий, а также логический выбор путей их обхода.

Ко второму классу частных навигационных детерминированных задач относятся:

- передача информации о времени пролета промежуточных пунктов маршрута, границ служб управления воздушным движением, об изменении навигационного режима полета и метеообстановки, а также других данных;
- прогнозирование на предстоящий период полета навигационных параметров. Эта задача включает следующие подзадачи:
 - определение времени полета соответствующих пунктов маршрута;
 - определение максимально возможных дальности и времени полета по запасу топлива на борту;
 - определение оптимальных рубежей возврата и выхода на запасные аэродромы в случае необходимости;
 - определение места встречи с темнотой или рассветом;
 - запоминание реализуемой навигационной программы (запись навигационных параметров в штурманском бортжурнале);

- оперативная настройка, контроль работоспособности и регулировка систем ПНК.

- Вероятностный характер частных навигационных задач определяется случайными событиями, исход которых заранее неизвестен. К этим событиям относятся:

- прием (прослушивание) и выбор необходимой информации от служб управления воздушными движениями и от экипажей других самолетов;

- оперативное изменение навигационной программы при усложнившихся условиях полета, например при обходе зон опасных метеорологических условий;

- оперативное восстановление систем комплекса при их отказах для безопасного выполнения полета.

По уровню автоматизации навигационный комплекс самолета Ту-154 относится к комплексам автоматизированного ПНК по маршруту. Главная навигационная задача решается навигационным вычислителем, а пилоты контролируют правильность ее решения, вводят в навигационный вычислитель программу полета по следующему участку маршрута, управляют работой систем измерения навигационной информации, решают логические задачи навигации по определению необходимости коррекции вычисленных координат и все частные навигационные задачи.

Общая задача пилотирования может быть разделена на главную - стабилизация пространственного положения самолета на заданной траектории – и ряд частных задач, обусловленных необходимостью контроля устройств и управления ими, а также взаимодействия комплексов самолета.

2. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

2.1. Классификация систем управления

Развитие авиастроения связано с дальнейшим повышением экономичности, надежности и улучшением динамических качеств самолетов, которые на современном этапе определяются сложным комплексом систем управления. Управление самолетом на земле и в полете осуществляется изменением действующих на него сил: аэродинамических трений и тяги двигателей.

Изменение аэродинамических сил обеспечивается отклонением органов управления (элеронов, руля высоты, руля направления, стабилизатора, дополнительных рулевых поверхностей), изменение режимов полета (взлет, полет по маршруту, посадка и т.п.) связано с комплексным изменением аэродинамических сил и тяги двигателей, которое достигается регулированием расхода топлива. Автоматизация управления полетом является одним из важнейших этапов совершенствования систем управления. Увеличение тактических возможностей современных самолетов связано с расширением объема функций, выполняемых системами автоматического управления (САУ).

В основу классификации систем управления положим их схемы. По схемам различают:

1. Системы прямого управления. Рычаги управления (штурвал, колонка, педали) в кабине имеют жесткую кинематическую связь с управляющими поверхностями. Давление встречного потока воздуха на отклоненную поверхность управления дает усилие, противодействующее отклонению рычага управления. Усилие отклонения рычага управления – основной параметр, информирующий пилота о процессе управления. Ощущение перегрузки позволяет пилоту быстро, без размышлений, выполнять необходимое маневрирование или компенсацию возмущений любого происхождения, выводящих самолет из состояния установившегося полета.

2. Электромеханические системы управления. Рычаги управления в кабине имеют жесткую кинематическую связь с распределительными устройствами гидропривода, управляя которыми изменяют положение управляющих поверхностей. В качестве гидропривода применяют гидромеханические следящие системы с отрицательной механической обратной связью.

Управляя распределительными устройствами гидроприводов, пилот чувствует только силы трения в них и проводке. Эти силы малы, нестабильны и намного меньше усилий, которые необходимо приложить к системам прямого управления. Поэтому для создания у летчика ощущения привычного управления к механической проводке подключается загрузочное устройство, пружинный механизм с электроприводом или без него. Для исключения недопустимых механических перегрузок, действующих на конструкцию самолета при отклонении гидроприводом управляющих поверхностей на опасный угол, в механической проводке устанавливаются устройства ограничения отклонений рулей. Автоматы штурвального управления, подключенные к механической проводке, обеспечивают заданные параметры управляемости самолета. Система изменения передаточного числа от рычага управления к распределительным устройствам гидроприводов служит для сохранения чувствительности управления в заданных пределах независимо от скорости полета и при обеспечении постоянства отношения усилия на рычаге к перегрузке.

3. Электродистанционные системы управления. В электродистанционной системе отсутствует механическая проводка, что исключает сервоприводы автоматов управления, делает систему гибкой в смысле модификаций и доработок.

Электродистанционные системы имеют некоторые преимущества перед электрогидромеханическими:

- в электродистанционной системе управления нет температурного смещения командных рычагов управления, так как механическая проводка отсутствует;

- точность передачи управляющих сигналов не зависит от размеров самолета;

- при правильной установке датчиков, сигналы которых управляют работой электронavigационной системы, изгибные колебания упругой конструкции не оказывают влияния на работу гидропривода и движение управляющих поверхностей;

- демпфирование колебаний руля (независимо от причин их возникновения) осуществляется простыми средствами;

- электродистанционная система управления не нуждается в сервоприводах автоматов управления, их функции выполняет сама система при подаче выходных сигналов автоматов на вход сумматоров сигналов;

– электрическая развязка параллельно работающих каналов и одновременно работающих автоматов достигается элементарными средствами, не связанными с увеличением габаритных размеров, массы и с уменьшением надежности;

– в электродистанционной системе управления, в отличие от электрогидромеханической, легко проводить различные модификации, необходимость в которых может возникнуть в процессе летных испытаний или эксплуатации самолета;

– путем увеличения числа не связанных между собой одновременно работающих каналов до четырех-пяти надежность электродистанционной системы управления может быть повышена на один-два порядка, по сравнению с надежностью электрогидромеханической системы, без значительного увеличения габаритных размеров и массы;

– благодаря простому согласованию с диагностическим бортовым комплексом затраты времени на обслуживание электродистанционной системы управления, на обнаружение неисправностей и отказов, на замену отказавших устройств во много раз меньше, чем те же затраты для электрогидромеханической системы;

– в электродистанционной системе управления легко достигнуть частичного дублирования руля высоты элеронами, отклоняя их в одну сторону, и дублирования элеронов отклонением половин руля высоты в разные стороны.

Эксплуатация первых электродистанционных систем управления на таком самолете как "Конкорд" и на некоторых других самолетах показала, что применение этих систем является заметным этапом в развитии самолетостроения. Соответствующим резервированием можно достигнуть обеспечения устойчивости самолета, что даст снижение его массы на 20...30 % по сравнению с массой самолета такой же грузоподъемности, устойчивость которого обеспечивается средствами аэродинамической компоновки.

2.2. Электрогидромеханические системы управления самолета Ту-154

2.2.1. Общая техническая характеристика

Размер самолета, диапазон скоростей, а также невозможность обеспечения заданных характеристик устойчивости и управляемости

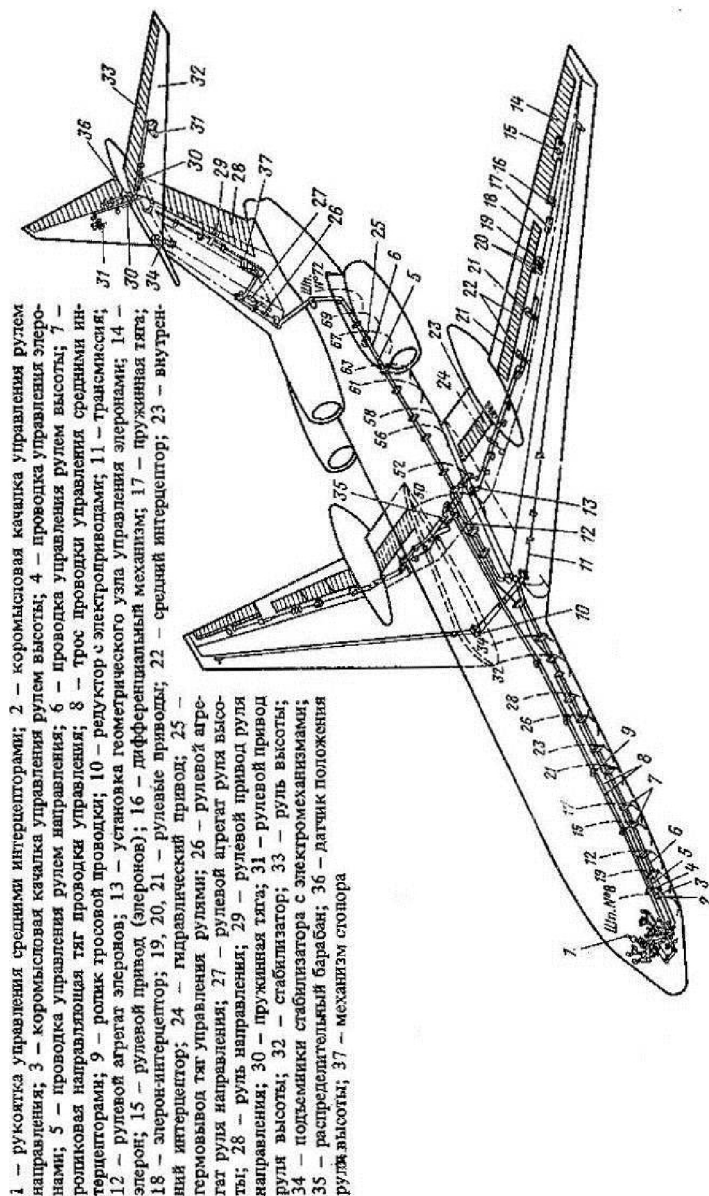
методами аэродинамических компоновок привели к появлению электрогидромеханической системы управления, к необходимости широкой автоматизации системы штурвального управления и к использованию сложной системы автоматического управления.

На самолете Ту-154 установлен комплекс электрогидромеханических систем управления, включающий в себя: систему продольного управления; систему управления рулем направления; систему поперечного управления; автоматическую бортовую систему управления (АБСУ); систему управления воздушными тормозами (интерцепторами); систему управления закрылками; систему управления предкрылками.

Основными органами управления самолетом Ту-154 относительно его поперечной, вертикальной и продольной осей являются руль высоты 33 (рис. 2.1), руль направления 28 и элероны 14 с элеронами-интерцепторами 18. Кроме этих основных органов управления на самолете имеются средние интерцепторы 22, внутренние интерцепторы 23, закрылки, предкрылки и управляемый в полете стабилизатор 32.

Управление основными органами 14, 18, 28, 33 осуществляется с помощью постоянно включенных бустеров – рулевых приводов, выходные звенья (штоки) которых соединены с соответствующими управляемыми поверхностями и при своем поступательном движении непосредственно отклоняют их в заданное положение. Входные звенья указанных рулевых приводов кинематически связаны одинарной жесткой проводкой с колонками 2 (рис. 2.2), педалями 1 и штурвалами 3, установленными на пультах первого и второго пилотов – перед сиденьем каждого из них. В цепи жестких связей входных звеньев рулевых приводов (основных органов управления) с командными рычагами (колонками, педалями, штурвалами) первого и второго пилотов включены последовательно электрогидравлические рулевые агрегаты 12, 26, 27 (см. рис. 2.1), входящие в состав электрогидравлических сервоприводов – исполнительных механизмов АБСУ, работающих по сигналам последней.

Рис. 2.1. Система управления самолетом Ту-154.



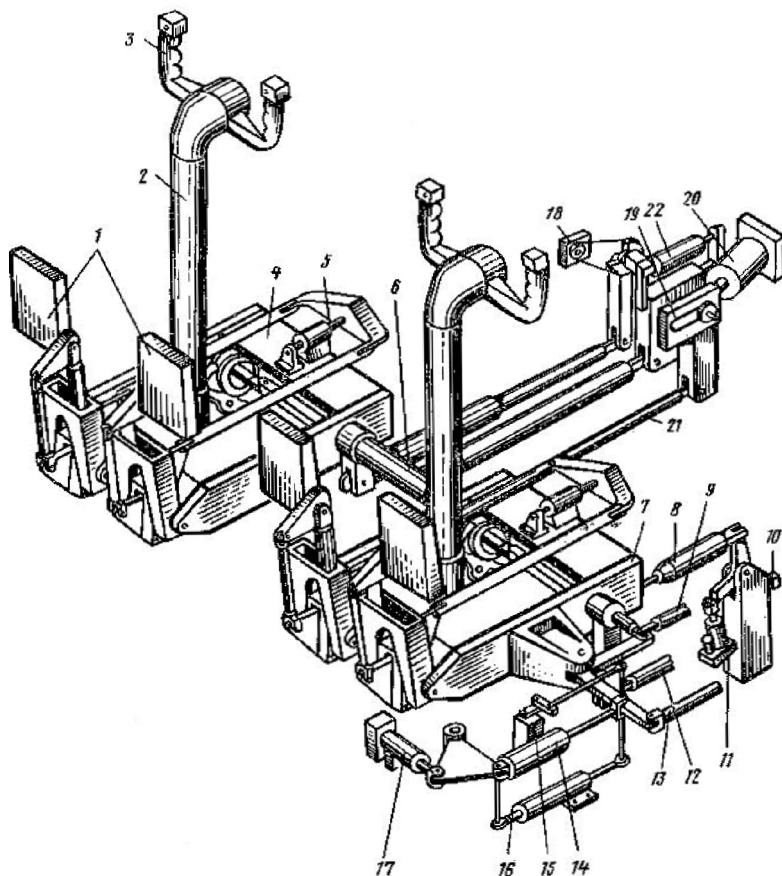


Рис. 2.2. Пост управления самолетом Ту-54:

1 — педали управления рулем направления; 2 — колонка управления рулем высоты; 3 — штурвал управления элеронами; 4 — рама правого пульта управления; 5 — механизм регулировки педалей по рост пилота; 6 — карданный вал; 7 — рама левого пульта управления; 8 — взлетно-посадочный загрузчик руля направления; 9 — проводка управления рулем направления; 10 — кронштейн; 11 — электромеханизм триммерного эффекта загрузчика руля направления; 12 — проводка управления рулем высоты; 13 — проводка управления элеронами; 14 — пружинный загрузчик элерона; 15 — датчик крена; 16 — следящая тяга; 17 — электромеханизм триммерного эффекта загрузчика элеронов; 18 — датчик тангажа; 19 — механизм включения полетного загрузчика; 20 — электромеханизм триммерного эффекта; 21 — полетный загрузчик; 22 — электромеханизм включения полетного загрузчика

При описании систем управления самолетом в данной книге приняты следующие определения:

1. Режим штурвального управления – режим, при котором управление самолетом производится обычным перемещением командных рычагов (колонок, педалей, штурвалов), установленных на рамах 4, 7 (см. рис. 2.2). При этом работает комплекс автоматов АБСУ, обеспечивающих улучшение характеристик устойчивости и управляемости самолета относительно его поперечной, вертикальной и продольной осей.

2. Режим полуавтоматического управления – режим, при котором пилот управляет самолетом (посредством тех же рычагов) по положению командных стрелок пилотажно-командного прибора или по другим навигационно-пилотажным приборам при одновременной работе комплекса автоматов АБСУ.

3. Режим автоматического управления – режим, при котором самолетом управляет АБСУ совместно с пилотажно-навигационным комплексом.

Установленные в системах управления рулевые приводы, отклоняя руль (элерон, элерон-интерцептор), принимают на себя полностью всю нагрузку от аэродинамических шарнирных моментов, возникающих при скоростном напоре на управляемых поверхностях по мере их отклонения от нейтрального положения. Эта нагрузка в необратимых рулевых приводах не передается на входное звено привода и, следовательно, на колонку, педали и штурвалы, кинематически связанные с ним жесткой проводкой. Поэтому нагрузка на колонках, педалях и штурвалах, пропорциональная отклонению руля высоты, руля направления и элеронов соответственно, создается искусственно пружинными загрузчиками.

Для уменьшения при необходимости нагрузки на колонках, педалях и штурвалах, создаваемой пружинными загрузчиками, для каждого из них имеется электромеханизм триммерного эффекта (триммирующий механизм). Для ограничения углов отклонения руля высоты и руля направления в полете на всех режимах, кроме взлета и посадки, в системах управления этими рулями установлены дополнительные (полетные) пружинные загрузчики (по одному в канале тангажа и канале курса).

Приводы рулей и элеронов трехкамерные поступательного действия с плоскими золотниками распределительных устройств. Каме-

ры приводов полностью разделены между собой, и каждая питается от одной из трех независимых гидросистем. Золотники управляются через торсионные валики, обеспечивающие работоспособность привода при заклинивании одного из его золотников.

Управление каждым (левым или правым) элероном-интерцептором осуществляется с помощью трех однокамерных рулевых приводов поступательного движения, каждый из которых питается от отдельной независимой гидросистемы.

На самолете применено совмещенное управление закрылками, предкрылками и стабилизатором от рукоятки управления закрылками и обеспечена возможность перехода на раздельное управление этими органами при открытых колпачках переключателя СТАБИЛИЗАТОР или ПРЕДКРЫЛКИ на козырьке средней приборной доски пилотов и на верхнем электрощитке пилотов.

Система продольного управления предназначена для управления самолетом относительно его поперечной оси – в продольной плоскости (по тангажу) на всех режимах полета.

Продольное управление самолетом осуществляется с помощью руля высоты и управляемого в полете стабилизатора.

Система управления рулем высоты предназначена для ручного и автоматического управления самолетом и обеспечивает:

- отклонение руля высоты первым или вторым пилотом с помощью двух постоянно включенных рулевых приводов 31 (см. рис. 2.1);
- автоматическое отклонение руля высоты с помощью дифференциально включенного в проводку 12 (см. рис. 2.2), 6 (см. рис. 2.1) электрогидравлического рулевого агрегата 27 и двух постоянно включенных рулевых приводов 31;
- создание на колонках управления усилий, пропорциональных угловым отклонениям руля высоты, и снятие (триммирование) указанных усилий;
- изменение градиента усилий на колонках (взлетно-посадочный и полетный режим загрузки).

Система управления рулем высоты состоит из колонок 2 (см. рис. 2.2) управления первого и второго пилотов; жестких одинарных проводок 12 (см. рис. 2.2) и 6 (см. рис. 2.1) управления от рычага карданного вала 6 (см. рис. 2.2) колонок 2 до входных звень-

ев рулевых приводов 31 (см. рис. 2.1); основного пружинного загрузителя для создания на колонках управления усилий, пропорциональных угловым отклонениям руля высоты; полетного пружинного загрузителя для ограничения угла отклонения руля высоты в полете на всех режимах кроме взлета и посадки; механизма включения полетного загрузителя для обеспечения увеличенных усилий на колонках в полете по сравнению с усилиями при взлете и посадке; электромеханизма 20 (см. рис. 2.2) триммерного эффекта для снятия усилий на колонках 2 при ручном управлении и перемещении колонок при автоматическом управлении; электрогидравлического рулевого агрегата 27 (см. рис. 2.1), входящего в АБСУ; пружинных тяг 30 в проводке управления для обеспечения возможности управления одной половиной (левой или правой) руля высоты при отказе другой; двух (по одному на каждую половину руля) рулевых приводов 31 для непосредственного отклонения руля высоты соответственно с перемещением проводки управления; следящей тяги для отключения режимов автоматической стабилизации тангажа при отклонении пилотом колонки управления; датчиков, входящих в АБСУ, для измерения длины основного пружинного загрузителя и хода штока электромеханизма 20 (см. рис. 2.2) триммерного эффекта.

Система управления стабилизатором предназначена для отклонения стабилизатора во взлетно-посадочное положение при взлете и при заходе на посадку и в полетное положение после взлета.

Система управления стабилизатором состоит из электромеханизма для приведения в действие подъемника 34 (см. рис. 2.1) стабилизатора; винтового самотормозящего подъемника для непосредственного отклонения стабилизатора; переключателя, установленного на козырьке средней приборной доски пилотов для включения электромеханизма; указателя положения стабилизатора 32, установленного на средней приборной доске пилотов; светового табло с надписью СТАБИЛИЗАТОР ВКЛЮЧЕН, установленного на средней приборной доске пилотов над указателем положения стабилизатора.

Система управления стабилизатором может работать в режиме совмещенного управления или в режиме ручного управления. Управление стабилизатором при совмещенном режиме осуществляется от рукоятки управления закрылками.

Система управления рулем направления обеспечивает: отклонение руля направления первым и вторым пилотами с помощью рулевого привода 29; отклонение руля направления автоматически с помощью электрогидравлического рулевого агрегата 26 по сигналам АБСУ; создание на педалях усилий, пропорциональных угловым отклонениям руля направления, и снятие указанных усилий; изменение градиента усилий на педалях (взлетно-посадочный и полетный режим).

Система управления рулем направления состоит из педалей 1 (см. рис. 2.2) первого и второго пилотов; одинарных жестких проводов 9 (см. рис. 2.2), 5 (см. рис. 2.1) управления от педалей до входного звена рулевого привода 29; взлетно-посадочного пружинного загрузателя 8 (см. рис. 2.2) для создания на педалях усилий, пропорциональных угловым отклонениям руля направления; электромеханизма 11 триммерного эффекта для снятия усилий на педалях; полетного загрузателя для ограничения угла отклонения руля направления в полете на всех режимах, кроме взлета и посадки; электрогидравлического рулевого агрегата 26 (см. рис. 2.1), входящего в АБСУ; рулевого привода 29 для непосредственного отклонения руля направления.

Система поперечного управления предназначена для управления самолетом по крену и курсу как пилотом, так и по сигналам АБСУ. Поперечное управление самолетом производится с помощью элеронов и элеронов-интерцепторов.

Система управления элеронами предназначена для ручного и автоматического управления самолетом по крену и курсу и обеспечивает: отклонение элеронов первым и вторым пилотами с помощью двух рулевых приводов 15 (см. рис. 2.1); отклонение элеронов-интерцепторов для повышения эффективности поперечного управления при отклонении элеронов на углы более $-1^{\circ}30'$; автоматическое отклонение элеронов с помощью дифференциально включенного в проводку 13 (см. рис. 2.2), 4 (см. рис. 2.1) электрогидравлического рулевого агрегата 12; создание на штурвале усилий, пропорциональных углу отклонения элеронов, и снятие указанных усилий. Система управления элеронами состоит из штурвалов 3 (см. рис. 2.2) первого и второго пилотов; жесткой одинарной проводки 13 (см. рис. 2.2), 4 (см. рис. 2.1) от кабины экипажа до входных звеньев рулевых приводов 15 правого и левого элеронов; пружинного загрузателя 14 (см. рис. 2.2) для создания на штурвалах

усилий, пропорциональных углу отклонения элеронов; электромеханизма 17 триммерного эффекта для снятия при необходимости усилий на штурвалах; электрогидравлического рулевого агрегата 12 (см. рис. 2.1) системы АБСУ; пружинных тяг в проводке управления для обеспечения возможности аварийного управления одним элероном при отказе другого; двух (по одному на каждый элерон) рулевых приводов 15 для непосредственного отклонения элеронов с перемещением проводки управления; дифференциальных механизмов 16 для приведения в действие внешних секций элеронов-интерцепторов при отклонении элеронов на углы более – $1^{\circ}30'$; следящей тяги для отключения режимов автоматической стабилизации крена; датчика 15 (см. рис. 2.2), входящего в состав АБСУ, для измерения длины пружинного загрузителя.

Система управления элеронами-интерцепторами 18 (см. рис. 2.1) предназначена для повышения эффективности поперечного управления при отклонении элеронов на углы более – $1^{\circ}30'$. Эта система состоит из дифференциальных механизмов 16, обеспечивающих перемещение жесткой проводки управления элеронами-интерцепторами при отклонении элерона вверх на угол более $1^{\circ}30'$ и неподвижность элеронов-интерцепторов в убранном положении при движении элеронов в диапазоне изменения углов от – $1^{\circ}30'$ до 20° ; жесткой проводки от дифференциального механизма до входного звена рулевых приводов управления элеронами-интерцепторами; пружинных тяг в проводке управления элеронами-интерцепторами для обеспечения возможности перемещения элерона в случае отставания или отказа элерона-интерцептора; рулевых приводов 19 и 20 для непосредственного отклонения элерона-интерцептора при отклонении элерона вверх и для принудительного приведения элерона-интерцептора в нейтральное положение при движении элерона вниз.

Система управления воздушными тормозами состоит из системы управления средними интерцепторами (воздушные тормоза, работающие в полете и на земле) и системы управления внутренними интерцепторами (воздушные тормоза, работающие только при пробеге на земле).

Система управления средними интерцепторами состоит из рукоятки 1 (см. рис. 2.1), расположенной в кабине экипажа на среднем пульте пилотов; тросовой и жесткой проводки управления от кабины до средних интерцепторов; рулевых приводов 21 со встроенным механическим замком для отклонения интерцептора с перемещением

проводки и для его жесткой фиксации в убранном положении при полете.

Система управления внутренними интерцепторами состоит из кнопки управления внутренними интерцепторами, установленной на рукоятке управления средними интерцепторами; электрогидравлического крана; гидравлических приводов 24 с механическим замком для отклонения интерцептора и жесткой фиксации его в полете.

Система управления закрылками гидроэлектромеханическая дистанционная и предназначена для выпуска и уборки трехщелевых закрылков.

Механическая часть системы – винтовые подъемники, непосредственно перемещающие закрылки, и трансмиссия, соединяющая все подъемники – приводится в действие системой перемещения закрылков, включающей в себя электрогидравлический рулевой привод.

Система перемещения закрылков обеспечивает три режима работы: автоматический, ручного управления и синхронизации. Основным режимом работы системы является автоматический режим, в котором обеспечивается установка закрылков в положение, заданное рукояткой управления. Управление рукояткой совмещено с управлением стабилизатором и предкрылками.

Положение закрылков контролируется по двухстрелочному индикатору, установленному на верхнем электрощитке пилота над рукояткой управления закрылками.

Во избежание взлета самолета с убранными закрылками или выпущенными на угол, не соответствующий взлетному режиму, срабатывает звуковая предупредительная сигнализация (сирена).

Предкрылки управляются электромеханической системой, включающей в себя винтовые подъемники, трансмиссию и реверсивный электромеханизм перемещения.

Управление электромеханизмом перемещения предкрылков производится от рукоятки управления закрылками или вручную переключателем ПРЕДПОСЫЛКИ, установленным на верхнем электрощитке пилотов.

Положение предкрылков контролируется сигнальной лампой, размещенной рядом с переключателем управления электромеханизмом их перемещения. При убранных предкрылках сигнальная лампа не горит, при выпущенных – горит, а при движении предкрылков мигает.

Таблица 2.1

Органы управления	Отклонение		
	Направление	Градусы	мм
Элерон	вверх	20±1	180±9
	вниз	20±1	180±9
Элерон-интерцептор	вверх	45±2	413±20
Руль высоты: при угле стабилизатора –1°30'	вверх	29±1	142±5
	вниз	16±1	79±5
при угле стабилизатора –7°	вверх	29±1	142±5
	вниз	14,5±1	75±5
Руль направления	вправо	25±1	558±22
	влево	25±1	558±22
Внутренний интерцептор	вверх	50±1	721±15
Средний интерцептор	вверх	45±1	435±10

Таблица 2.2

Органы управления	Отклонение		
	Направление	Градусы	Мм
Элероны	вверх	8±1	58 ±7
	вниз	8±1	58 ±7
Руль высоты	вверх	10 ±1	40,5 ±4
	вниз	10 ±1	40,5 ± 4
Руль направления	вправо	10 ±1	226 ± 22
	влево	10 ±1	226 ± 22

Таблица 2.3

Рычаги управления	Отклонения
Штурвал управления элеронами	от 125°до13°30'
Колонка управления руля высоты: на себя, от себя	от 14°41'до15°10' от 8°10'до8°40'
Педали управления рулем направления	от 115 до 125 мм

Регулировочные данные системы управления и отклонения элеронов и рулей в автоматическом режиме представлены соответственно в табл. 2.1 и 2.2. Отклонение рычагов управления дано в табл. 2.3.

2.2.2. Основные агрегаты и их питание

К агрегатам современных систем управления относятся пульты управления, проводка управления, пружинные загрузчики и тяги, рулевые приводы.

Пульты управления (левый и правый) служат для управления рулями, элеронами, элеронами-интерцепторами и тормозами колес шасси. Пульт представляет собой литые рамы 4, 7 (см. рис. 2.2), на которых в особых приливах смонтированы: колонка 2 управления рулем высоты; педали 1, механизм 5 регулировки педалей, механизм управления тормозами шасси.

На левом пульте дополнительно смонтирован механизм стояночного торможения, на правом пульте - полетный загрузчик руля направления и механизм его включения.

Пульты устанавливаются на самолете в собранном виде (с колонками управления, педалями и т. п.). Рамы пультов крепятся на продольных балках пола, каждая на восьми болтах диаметром 8 мм. Болты затягиваются самоконтрящимися гайками.

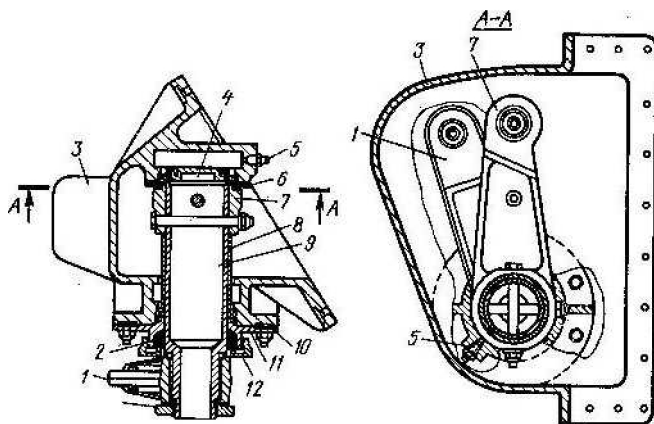


Рис. 2.3. Герметичный узел системы управления:

- 1 – нижний входной рычаг; 2 – сальник; 3 – литой корпус; 4 – заглушка;
5 – масленка; 6 – войлочное кольцо; 7 – верхний рычаг; 8 – распорная втулка;
9 – вал; 10 – резиновое кольцо; 11 – фланец; 12, 13 – гайки.

После установки на самолете пульта соединяются между собой жесткими связями:

– колонки 2 (см. рис. 2.2) управления рулем высоты — карданным валом 6, который через кулисы соединяется с карданными вилками, закрепленными в колонках управления на осях их вращения;

– штурвалы 3 управления элеронами — тягой, проложенной внутри карданного вала 6 и соединяющей рычаги секторных качалок, установленных в основаниях колонок управления;

– педали 1 - дюралевой тягой, соединяющей качалки на левом и правом пультах управления.

Проводка управления служит для передачи движения от командных рычагов к выходным рычагам рулевых приводов.

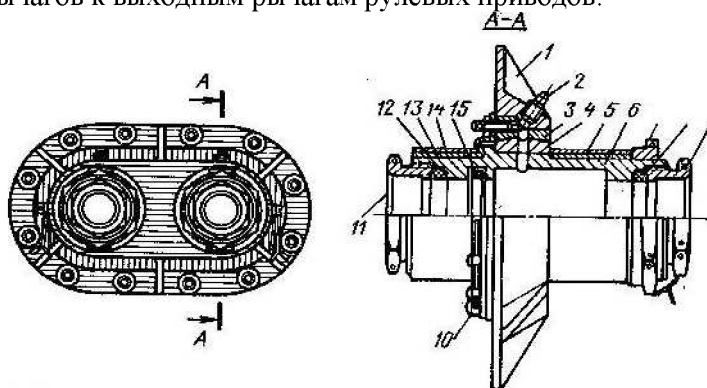


Рис. 2.4. Гермовыводы тяг управления:

- 1 - корпус; 2 - масленка; 3 - обойма; 4 - вкладыш; 5 - распорная втулка;
6 - внутренний корпус; 7 - гайка; 8, 12 - войлочные уплотнения; 9, 11 - латунные гайки; 10 - штифт; 13 - резиновый фланец; 14 - сварной хомут;
15 - резиновое кольцо

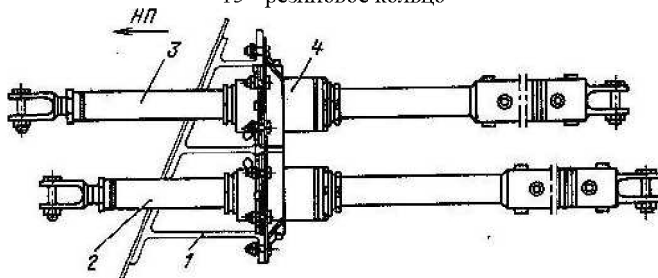


Рис. 2.5. Компонровка гермовыводов:

- 1 - кронштейн; 2 - тяга (руля высоты); 3 - тяга (руля направления); 4 - гермовывод

В основных системах управления используется смешанная проводка, включающая участки с гибкой (тросовые проводка в колонках управления и проводка управления воздушными тормозами) и жесткой проводкой (проводка из дюралевых труб), передающая движение от колонок управления к выходным рычагам рулевых приводов.

Тросы, соединяющие командные рычаги с жесткой проводкой, образуют замкнутую петлю, в которой для компенсации растяжения создается тендерами предварительное натяжение. Усилие натяжения контролируется специальными тензометрами. Жесткая проводка управления состоит из последовательно соединенных между собой шарнирными устройствами регулируемых и нерегулируемых трубчатых тяг, которые устанавливаются в роликовых направляющих или на поддерживающих качалках. Для изменения линейных перемещений или направления движения тяг применяются рычажные качалки. Сечения тяг выбираются из условия их прочности при работе на продольный изгиб. Длина отдельной тяги выбирается исходя из условий компоновки.

Для вывода жесткой проводки управления из герметичного фюзеляжа в крыло или негерметичную часть фюзеляжа устанавливают герметичные узлы и выводы (рис. 2.3, 2.4, 2.5).

Включение гидроусилителя в проводку управления самолетом нарушает взаимосвязь между коэффициентами передачи по силе и по перемещениям, которая была в системах прямого управления.

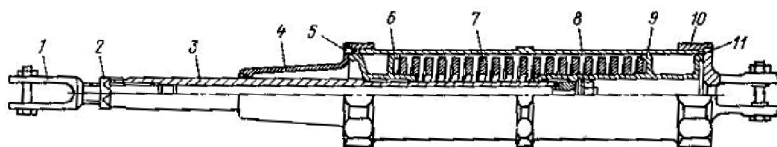


Рис. 2.6. Пружинный загрузчик элеронов:

- 1 – вильчатый наконечник; 2 – контргайка; 3 – шток; 4 – гайка; 5, 11 – штифты; 6, 9 – вкладыши, 7 – пружина, 8 – цилиндр, 10 – крышка с ушками

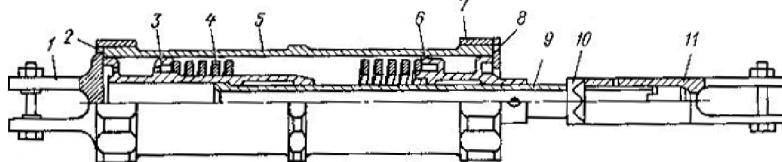


Рис. 2.7. Полетный загрузчик руля направления:

- 1 – крышка с ушками; 2, 8 – штифты; 3, 6 – вкладыши; 4 – пружина; 5 – цилиндр; 7 – гайка; 9 – шток; 10 – контргайка; 11 – вильчатый наконечник

При больших дозвуковых и сверхзвуковых скоростях полета развитие кризисных явлений обтекания сильно изменяет значение, а в ряде случаев и знак шарнирного момента, что исключает возможность подбора такого коэффициента передачи по силе, который обеспечивал бы удовлетворительные характеристики управляемости на всех режимах полета. В этих случаях применяется необратимая схема включения гидроусилителя (рулевого привода), при которой все усилия от шарнирного момента воспринимаются силовым цилиндром усилителя. В необратимых схемах управления устанавливаются пружинные загрузчики.

В системе управления элеронами установлен один, постоянно включенный в систему управления, пружинный загрузчик. В системах управления рулями направления и высоты установлено по два пружинных загрузчика: взлетно-посадочные, включенные в систему постоянно, и полетные, которые включаются в систему управления в полете автоматически при уборке закрылков, а при их выпуске выключаются, так как цепи питания электромеханизмов включения полетных загрузчиков заблокированы с выпуском и уборкой закрылков. Дополнительная блокировка полетного загрузчика руля направления с носовой стойкой шасси при ее обжатии исключает возможность включения полетного загрузчика при уборке закрылков на земле.

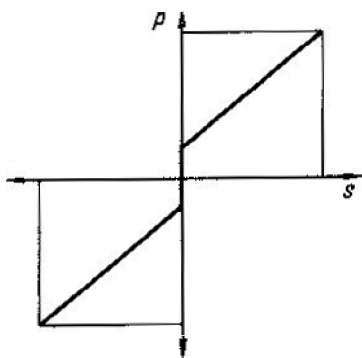


Рис. 2.8. График работы пружинного загрузчика руля направления:

S - перемещение штока; p - давление

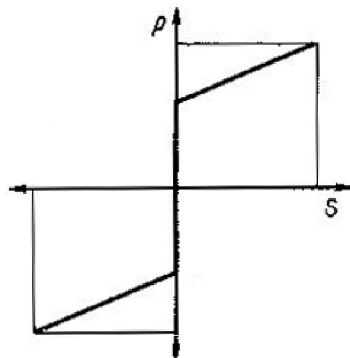


Рис. 2.9. График работы полетного загрузчика элеронов:

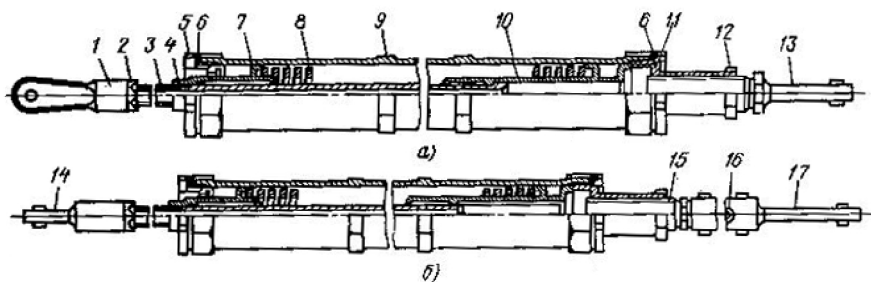


Рис. 2.10. Пружинные тяги:

- а - элеронов; б - руля высоты; 1 - вильчатый наконечник; 2, 12 - контргайки;
 3 - шток; 4, 5 - гайки; 6 - контрольная шайба; 7, 10 - вкладыши; 8 - пружина;
 9 - цилиндр; 11 - стакан; 13, 14, 17 - упковые наконечники;
 15 - резиновый хвостовик; 16 - труба

Конструкции пружинных загрузателей элеронов (рис. 2.6) и полетного загрузателя руля направления (рис. 2.7) однотипны. Загрузатели отличаются друг от друга габаритными размерами входящих в них деталей и ввертываемыми резьбовыми наконечниками. Графики работы пружинных загрузателей представлены на рис. 2.8 и 2.9.

Пружинные тяга (рис. 2.10, 2.11) устанавливаются в системах управления элеронами и рулем высоты. Они служат для обеспечения возможности управления одним элероном или одной половиной (левой или правой) руля при отказе другого (другой) или в случае заклинивания штока одного из рулевых приводов, примененных в этих системах.

Центрирующие пружинные тяги применяются в управлении рулем высоты, рулем направления и элеронами. Центрирующие пружинные тяги служат для возвращения в нейтральное положение выходных рычагов рулевых агрегатов в случае выключения АБСУ.

Центрирующие пружинные тяги руля высоты и руля направления элеронов отличаются от пружинных тяг только материалом, размером деталей и типами ввертываемых наконечников.

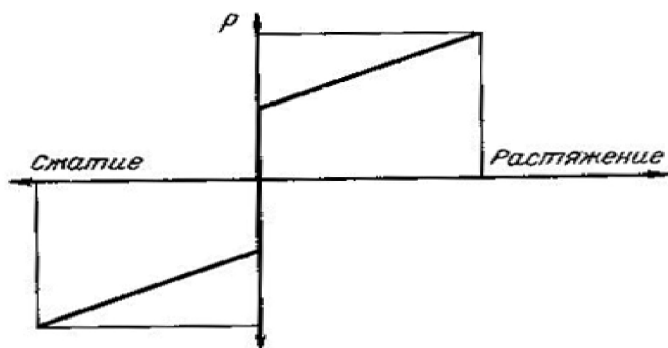


Рис. 2.11. График работы пружинных тяг

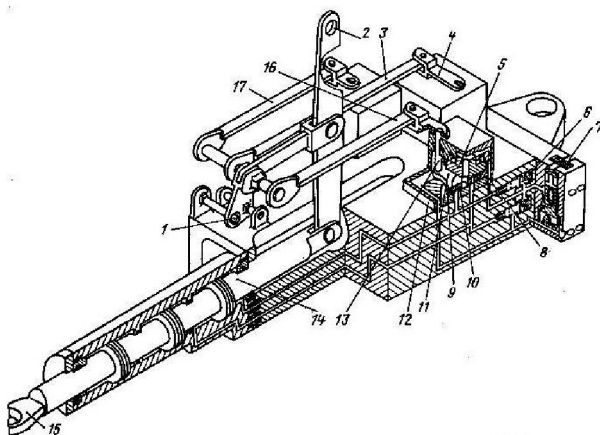


Рис. 2.12. Рулевой привод для управления элеронами:

- 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 - тяга золотника; 12 - распределительное устройство; 13 - вал золотника;
- 14 - золотник; 15 - блок цилиндров

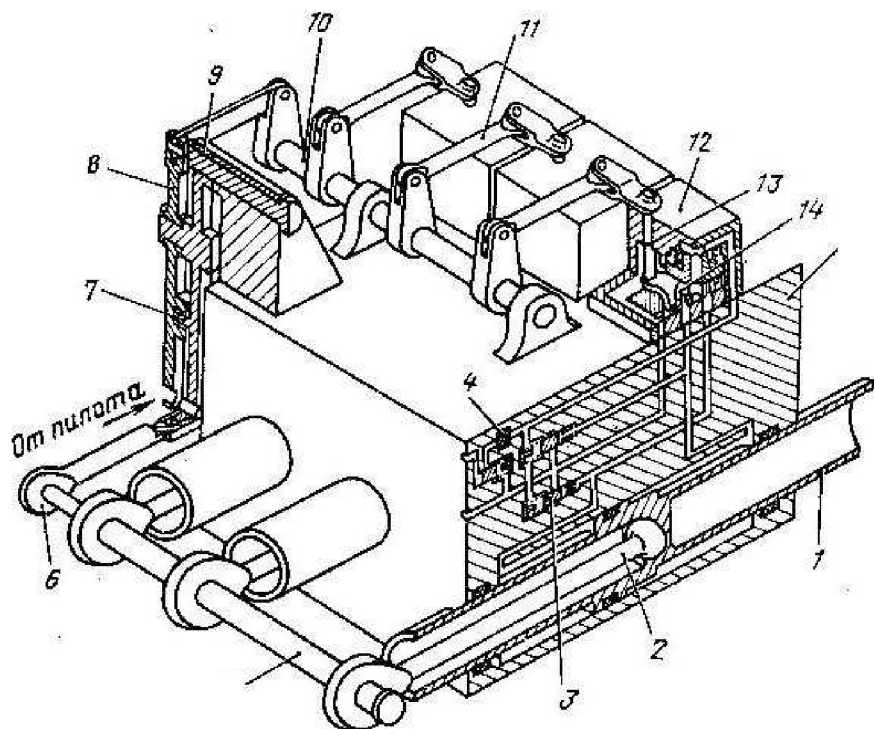


Рис. 2.13 Рулевой привод для управления рулями высоты и направления:
 1 – ограничитель хода золотников; 2 – входная качалка; 3 – тяга золотника; 4 – привод золотников; 5, 9 – верхняя и нижняя пята; 6 – перепускной клапан; 7 – фильтр; 8 – стопорное кольцо; 10 – золотник; 11 – рычаг золотника; 12 – распределительное устройство; 13 – вал золотника; 14 – шток; 15 – выходная серва; 16, 17 – тяги золотников

Конструкция этих тяг рассчитана на длительный срок эксплуатации, соответствующий сроку службы самолета. Рулевой привод предназначен для управления элеронами (рис. 2.12), рулями высоты и направления (рис. 2.13), элеронами-интерцепторами и воздушными тормозами. В системе управления элеронами и рулем высоты установлено по два рулевых привода, а рулем направления – один.

Рулевые приводы для управления элеронами и рулями высоты и направления управляются через механическую проводку управления от штурвала, колонки и от рулевого агрегата, работающего по сигналам САУ. Эти приводы являются трехкамерными необратимыми

следающими гидравлическими усилителями с жесткой отрицательной обратной связью. Усиление мощности создается за счет энергии рабочей жидкости, подводимой к приводу.

Питание к приводу подводится 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 (см. рис. 2.12) заклинившегося золотника закручиваясь, не мешает управлению двумя другими золотниками, а полости камеры гидроусилителя, в которые поступает рабочая жидкость через заклинившийся золотник закольцовываются.

Рулевой привод для управления элеронами состоит из трех однокамерных цилиндров, смонтированных в одном блоке 15, трех распределительных устройств 12, объединенных общим входным звеном — входной качалкой 8, перепускных клапанов 3, предохраняющих от превышений давлений рабочей жидкости в полостях цилиндра, фильтра 4 и ряда других элементов. В каждом цилиндре имеется шток 1 с поршнем и шатун 2. Шатуны связаны одним общим выходным звеном — осью S, к которой подсоединена тяга 6 обратной связи.

Управляющий сигнал поступает на входную качалку 8, которая, поворачиваясь относительно оси, передает перемещение через систему рычагов трем валам золотников распределительного устройства 12. Вал 13, поворачиваясь, перемещает золотник 14, и он открывает доступ рабочей жидкости в одну из полостей рабочей камеры, в результате чего шток 1 и шатун 2 начинают перемещаться.

Рулевой привод для управления рулями высоты и направления состоит из цилиндра, в котором последовательно размещены три камеры, объединенные общим выходным звеном — штоком 14 (см. рис. 2.13); трех распределительных устройств 12, объединенных входным звеном - входной качалкой 2; перепускных клапанов 6, предохраняющих от превышения давления рабочей жидкости в полостях цилиндра; фильтра 7; тяг 3; приводов 4 золотников и ряда других элементов.

Управляющий сигнал поступает на входную качалку 2 рулевого привода для управления рулями высоты и направления. Входная качалка 2, поворачиваясь относительно неподвижного штока 14, перемещает через систему тяг (3,16,17) три вала 13 золотников распределительных устройств 12.

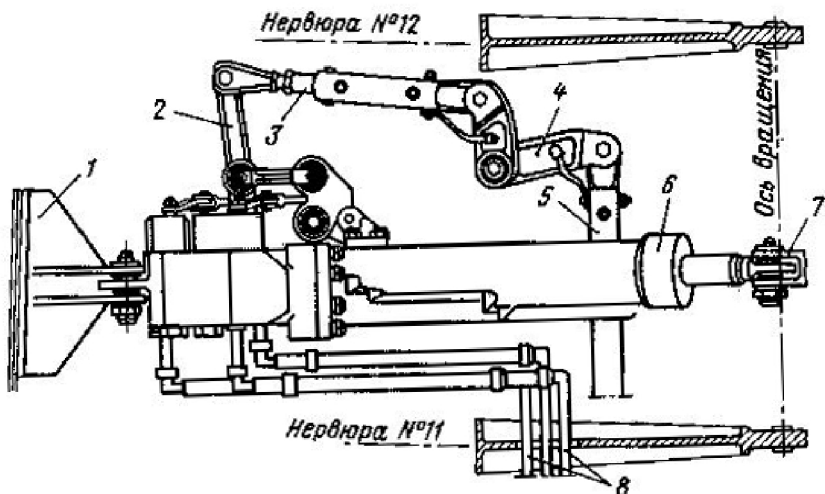


Рис. 2.14. Схема установки рулевого привода для управления рулем высоты и направления:

- 1 - кронштейн; 2 - выходной рычаг привода; 3 - регулируемая тяга;
 4 - двушлечная качалка; 5 - тяга; 6 - рулевой привод; 7 - кабан руля высоты;
 8 - гидропроводка к рулевому приводу

Вал 13, поворачиваясь, перемещает рычаги 11 золотника вместе с золотником 10, который открывает доступ рабочей жидкости в одну из полостей рабочей камеры, в результате чего шток 14 начинает перемещаться, поворачивая входную качалку 2. Качалка 2 передает движение, соответствующее перемещению золотников 10, через систему рычагов на перекрытие окон, подводящих рабочую жидкость. После того как окна перекроются, движение штока 14 прекращается. Схема установки рулевого привода для управления рулем высоты и направления показана на рис. 2.14.

Управление элеронами-интерцепторами осуществляется двумя рулевыми приводами. Первый рулевой привод для управления элеронами-интерцепторами является однокамерным необратимым следящим гидравлическим усилителем с жесткой обратной связью. Усиление мощности создается за счет энергии рабочей жидкости, подводимой к приводу от отдельной независимой гидросистемы. Этот привод обеспечивает подачу сигнала рассогласования на второй рулевой привод.

Второй рулевой привод выполнен по гидравлической схеме, аналогичной схеме первого привода для управления элеронами-интерцепторами, и представляет собой однокамерный гидроусилитель без обратной связи.

Питание ко второму приводу для надежности подводится от двух различных гидросистем.

При стопорении золотника любого из приводов управляемость элероном-интерцептором сохраняется, так как вал 7 (рис. 2.15) или вал 10 (рис. 2.16) заклинившегося золотника закручивается и не мешает управлению двумя другими золотниками, а полости камеры гидроусилителя закольцовываются.

Каждый из рулевых приводов для управления элеронами-интерцепторами состоит из распределительного устройства; штока; перепускных клапанов, предохраняющих от превышений давлений рабочей жидкости в полостях цилиндра; фильтров; распределителя. Распределитель является неподвижным узлом и предназначен для подвода к приводу и отвода на слив рабочей жидкости через жесткие трубопроводы.

Первый привод отличается от второго привода тем, что он имеет кинематическую систему (детали 13,15,16,17 на рис. 2.15) со специальной пружиной 12.

Управляющий сигнал поступает на входную качалку 13 первого привода. Входная качалка 13, поворачиваясь относительно оси OO_1 , передает перемещение через систему рычагов валу 7 золотников и перепускному клапану 10.

Вал 7, поворачиваясь, перемещает золотник 8, который открывает доступ рабочей жидкости в одну из полостей камеры, в результате чего шток 1 начинает перемещаться и через систему рычагов поворачивает входную качалку 13 вокруг оси O_1O_1 . Качалка 13, поворачиваясь, через систему рычагов перекрывает окна, подводящие жидкость. После того как окна перекроются, движение штоков прекратится. Рулевой привод для управления воздушными тормозами (рис. 2.17) является однокамерным необратимым следящим гидравлическим усилителем с единичной обратной связью. Усиление мощности создается за счет энергии жидкости, подводимой к приводу по гибким шлангам.

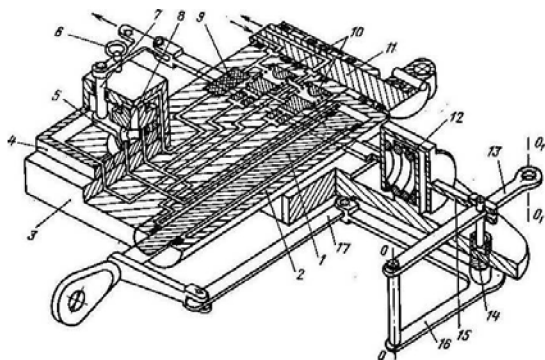


Рис. 2.15. Рулевой привод рассогласования для управления элеронами-интерцепторами:

- 1 - шток; 2 - цилиндр; 3 - корпус; 4 - распределительное устройство;
- 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; 15 - привод золотника;
- 16 - качалка обратной связи; 17 - тяга обратной связи

Когда интерцепторы убраны, силовой шток 1 то же убран и находится в крайнем положении.

Управляющий сигнал на выпуск поступает на входную качалку 11. Входная качалка поворачивает вал 9 золотника, который перемещает золотник 8. Золотник, перемещаясь, открывает доступ рабочей жидкости в одну из полостей цилиндра.

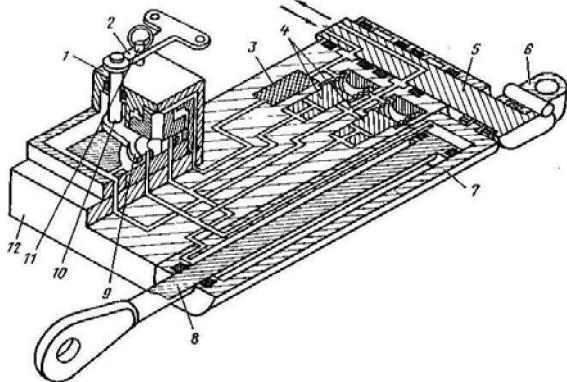


Рис. 2.16. Рулевой привод перемещений для управления элероном-интерцептором:

- 1 - распределительное устройство; 2 - рычаг; 3 -- фильтр; 4 - перепускной клапан;
- 5 - распределитель; 6 - вилка; 7 - цилиндр; 8 - шток; 9 - золотник;
- 10 - вал золотника; 11 - фиксатор нейтрали золотника; 12 - корпус

При подаче рабочей жидкости в левую полость гидроцилиндра барабан 6 перемещается влево и освобождает стопорное кольцо 3, которое, в свою очередь, освобождает шток 1, и цилиндр 2 начинает перемещаться. В то же время барабан 6 нажимает на толкатель блока 5 сигнализатора, который включает концевой выключатель 4, и в кабину пилота поступает сигнал о срабатывании замкового устройства. Цилиндр 2, двигаясь, поворачивает качалку и жестко связанный с ней вал 9 золотника. При этом золотник возвращается в нейтральное положение, перекрывая окна, подводящие жидкость к полостям цилиндра, и цилиндр останавливается. В случае отказа или выключения гидросистемы при выпущенном воздушном тормозе обратный клапан 13 отсекает гидроусилитель от линии подачи. Под действием внешней нагрузки происходит медленная просадка цилиндра из-за внутренних перетечек жидкости по зазорам.

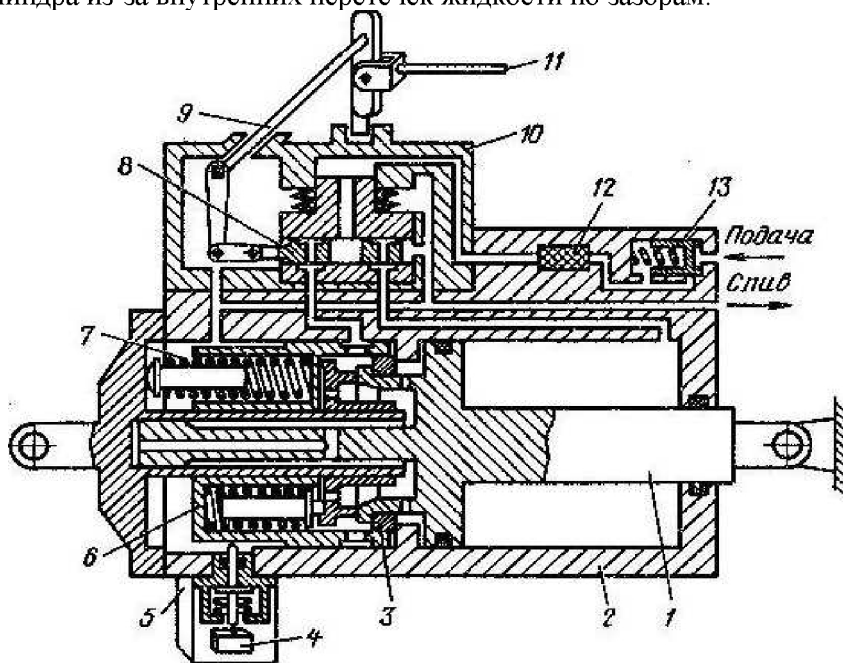


Рис. 2.17. Рулевой привод для управления воздушными тормозами:
 1 - шток; 2 - цилиндр; 3 - стопорное кольцо; 4 - концевой выключатель;
 5 - блок сигнализатора; 6 - барабан; 7 - пружина; 8 - золотник; 9 - вал золотника;
 10 - распределительное устройство; 11 - входная качалка; 12 - фильтр;
 13 - обратный клапан

Питание систем управления самолетов осуществляется от энергетических систем двух видов: систем электроснабжения и систем гидропитания.

Применение на современных самолетах электрогидравлической силовой системы управления со многими электрическими агрегатами определяет состав системы электроснабжения.

Электропитание систем управления осуществляется от бортовой сети: постоянного тока напряжением ± 27 В; трехфазного тока напряжением $36_{-3,6}^{+1,8}$ В частотой 400 ± 8 Гц; однофазного тока напряжением $115 \pm 5,75$ В частотой 400 ± 8 Гц; трехфазного тока напряжением 200 ± 10 В частотой 400 ± 8 Гц.

Применение бустеров потребовало введения в состав энергетических систем системы гидропитания. Гидропитание бустеров, являющихся рулевыми приводами органов управления современных самолетов, осуществляется от трех или четырех независимых гидросистем.

Контроль за работой энергетических систем осуществляется с рабочего места бортинженера. Для обеспечения заданной надежности каждая из энергетических систем имеет аварийные источники энергии — электрические аккумуляторы и преобразователи, аварийные насосные станции и гидроаккумуляторы

3. СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ

3.1. Корректируемые воздушно-доплеровские системы счисления пути

Методы навигации классифицируются в основном по способу определения координат самолета. Наибольшее распространение в современной практике получили:

Позиционные методы навигации, к которым следует отнести существующие методы радионавигации с использованием угломерно-дальномерной системы ближней навигации, VOR, DME, автоматического радиокomплекса, дальномера и бортовой аппаратуры, рассмотренные в разд. 2.

Методы счисления пути с использованием воздушно-доплеровских и инерциальных систем счисления пути.

Рассмотрим принцип действия корректируемой воздушно-доплеровской системы счисления пути (КВД ССП).

В состав КВД ССП входят: датчик курса, доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса (ДИСС), система воздушных сигналов и навигационно-вычислительное устройство (НВУ).

НВУ предназначено для непрерывного автоматического определения текущих координат места самолета в частотноортодромической системе координат с индикацией их на планшете и выдачей данных для автоматического и полуавтоматического полета по маршруту. Кроме того, НВУ: преобразует текущие координаты самолета; автоматически корректирует численные координаты самолета по данным угломерно-дальномерной системы ближней навигации; формирует управляющие сигналы и выдает их в бортовую систему управления (БСУ) для выполнения полета по маршруту.

НВУ работает при изменении навигационных параметров в следующих диапазонах: курса от 0 до 360°; воздушной скорости от 200 до 1200 км/ч; путевой скорости от 200 до 1200 км/ч; угла сноса от -30 до +30°; скорости ветра от 0 до 300 км/ч - и в следующих эксплуатационных условиях: при изменении температуры окружающего воздуха от 233,15 до 313,15 К; при изменении давления до 11 998,98 Па.

НВУ программирует расстояние до пункта поворота в диапазоне ±950 км; боковое отклонение от ЗЛП в диапазоне ±500 км; заданный

путевой угол от 0 до 360°; значение линейного упреждения разворота (ЛУР) от 5 до 25 км.

В НВУ предусмотрена автоматическая коррекция численных координат по данным угломерно-дальномерной системы ближней навигации в радиусе действия маяка 10...350 км. Значения координат маяка S_M , Z_M вводятся оперативно при полете по ЗЛП. НВУ выдает в БСУ сигналы Z линейного бокового отклонения от ЗЛП и $\dot{Z}$ скорости этого отклонения.

НВУ производит непрерывное автоматическое определение текущих координат самолета S , Z в частотноортодромической системе координат. ЗЛП соединяет районы поворотных пунктов маршрута. Начало координат частотноортодромической системы совмещено с конечным пунктом каждого участка маршрута. Ось S ориентирована вдоль ЗЛП, ось Z перпендикулярна ей.

Текущие координаты самолета определяются в НВУ методом счисления пути. Эта задача решается на элементах дискретной и аналоговой техники.

При полете по ЗЛП необходимо обеспечить плавный переход самолета с предыдущего участка пути на следующий. Для этого электромеханическими счетно-решающими устройствами выполняется преобразование координат, т. е. вычисляются координаты самолета относительно следующей ЗЛП по известным текущим координатам самолета и взаимному положению текущей и последующей ЗЛП.

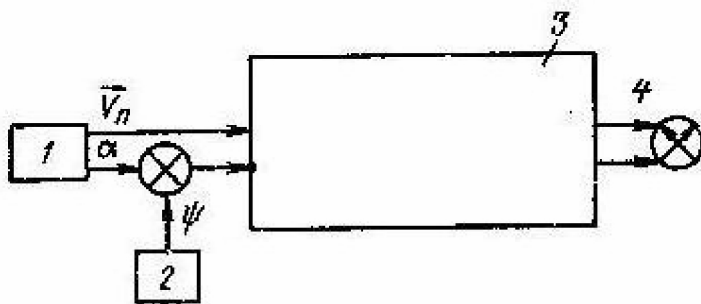


Рис. 3.1. Схема воздушно-доплеровской системы счисления пути:
1 – ДИСС; 2 – Датчик курса; 3 – Навигационно-вычислительное устройство;
4 – автоматический планшет; α – угол сноса; ψ – курсовой угол

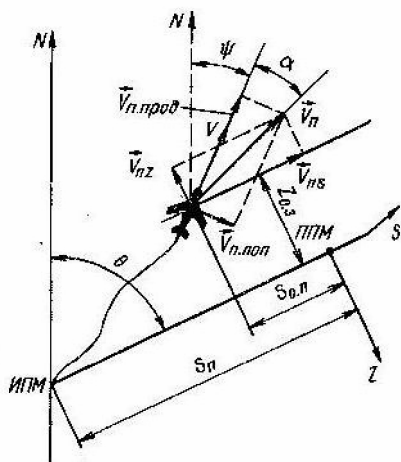


Рис. 3.2. Схема счисления текущих координат самолета:

N – северное направление меридиана;
 θ – заданный путевой угол; ИПМ – исходный пункт маршрута; S_{Π} – программируемое значение длины участка ЗЛП;
 $\vec{V}_{\Pi Z}$ – составляющая вектора путевой скорости в частноортодромической системе координат, перпендикулярная ЗЛП; $\vec{V}_{\Pi S}$ – составляющая вектора путевой скорости в частноортодромической системе координат, параллельная ЗЛП; $\vec{V}_{\Pi \text{ прод}}$ – продольная составляющая вектора путевой скорости; $\vec{V}_{\Pi \text{ поп}}$ – поперечная составляющая вектора путевой скорости; $\vec{V}_{\Pi}$ – вектор путевой скорости; Ψ – курсовой угол; α – угол сноса; V – вектор воздушной скорости; $S_{0. \Pi}$ – остаток пути; S, Z – оси частноортодромической системы координат; $Z_{0.3}$ – отклонение от ЗЛП; ППМ – поворотный пункт маршрута

Рис. 3.2. Схема счисления текущих координат самолета: параметры ЗЛП и значение ЛУР программируются

Для обеспечения высокой точности самолетовождения в КВД ССП предусмотрена периодическая коррекция счисления по данным угломерно-дальномерной системы ближней навигации текущих координат самолета. Для коррекции НВУ формирует текущие координаты самолета относительно координат радиомаяка, а затем сравнивает их с данными угломерно-дальномерной системы ближней навигации. Координаты радиомаяка, по которым производится коррекция, программируются в НВУ.

Для выполнения автоматического или полуавтоматического полета по маршруту НВУ формирует управляющие сигналы и выдает их в бортовую систему управления (БСУ).

Основные режимы работы КВД ССП (рис. 3.1) - счисление координат, преобразование координат, коррекция координат по данным угломерно-дальномерной системы ближней навигации, индикация текущих координат на планшете, выдача параметров в БСУ.

Определение численных текущих координат самолета производится (рис. 3.2) путем решения уравнений

$$Z_{\text{о.з}} = Z_{\text{п}} - \int_{t_1}^{t_2} \vec{V}_{\text{пз}} dt;$$

$$S_{\text{о.п}} = S_{\text{п}} - \int_{t_1}^{t_2} \vec{V}_{\text{пс}} dt,$$
(3.1)

где $Z_{\text{п}}$ – программируемое значение отклонения от ЗЛП. Решение уравнений (3.1) производится в НВУ методом импульсного числения координат.

Импульсное счисление координат производится интегрированием импульсов, частоты которых пропорциональны составляющим путевой скорости.

По характеру информации, поступающей в канал счисления, различают два режима работы:

- по данным ДИССа – режим РАБОТА;
- по данным системы воздушных сигналов и запомненным значениям составляющих скорости ветра — режим ПАМЯТЬ,

При включении ДИССа информация о путевой скорости и угле сноса поступает в НВУ в импульсном и аналоговом виде. Импульсная информация о путевой скорости и угле сноса поступает в виде двух сдвигов доплеровских частот f_1 и f_2 лучей радиолокатора относительно неподвижной антенны (рис. 3.3).

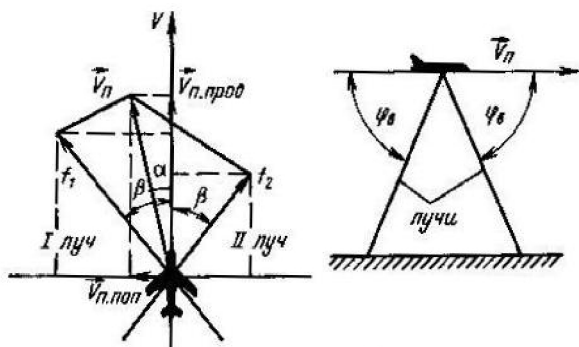


Рис. 3.3. Схема связи доплеровских частот с путевой скоростью:
 f_1 – доплеровская частота I луча; f_2 – доплеровская частота II луча; β – угол излучения ДИССа относительно продольной оси в горизонтальной плоскости; $\varphi_{\text{в}}$ – угол излучения ДИССа относительно продольной оси в вертикальной плоскости

Значения путевой скорости $\vec{V}_n$ и частот f_1 и f_2 связаны соотношениями

$$\begin{aligned} f_1 &= \frac{55,6\vec{V}_n}{\lambda} \cos \varphi_B \cos(\beta - \alpha) = a\vec{V}_n \cos(\beta - \alpha); \\ f_2 &= \frac{55,6\vec{V}_n}{\lambda} \cos \varphi_B \cos(\beta + \alpha) = a\vec{V}_n \cos(\beta + \alpha), \end{aligned} \quad (3.2)$$

где $a = \frac{55,6}{\lambda} \cos \varphi_B$; λ – параметр ДИССа.

Составляющие путевой скорости в неподвижной частотно-ортодромической системе координат зависят от составляющих в подвижной, связанной с самолетом системе координат следующим образом:

$$\begin{aligned} \vec{V}_{ns} &= \vec{V}_n \cdot \cos(\Psi - \theta + \alpha) = \vec{V}_{n.прод} \cdot \cos(\Psi - \theta) \vec{V}_{ns} + \vec{V}_{n.поп} \cdot \sin(\Psi - \theta); \\ \vec{V}_{nz} &= \vec{V}_n \cdot \sin(\Psi - \theta + \alpha) = \vec{V}_{n.прод} \cdot \sin(\Psi - \theta) \vec{V}_{ns} - \vec{V}_{n.поп} \cdot \cos(\Psi - \theta), \end{aligned} \quad (3.3)$$

где $\vec{V}_{n.прод}$, $\vec{V}_{n.поп}$ – продольная и поперечная составляющие путевой скорости в подвижной системе координат.

Выразим значения $\vec{V}_{n.прод}$ и $\vec{V}_{n.поп}$ через значения частот f_1 и f_2 .

Из уравнения (3.2) имеем

$$\begin{aligned} f_1 &= a\vec{V}_n (\cos \beta \cos \alpha + \sin \beta \sin \alpha); \\ f_2 &= a\vec{V}_n (\cos \beta \cos \alpha - \sin \beta \sin \alpha). \end{aligned}$$

Отсюда

$$\begin{aligned} f_1 + f_2 &= 2a\vec{V}_n \cos \beta \cos \alpha; \\ f_1 - f_2 &= 2a\vec{V}_n \sin \beta \sin \alpha. \end{aligned}$$

Подставляя значения $\vec{V}_{n.прод}$ и $\vec{V}_{n.поп}$ в уравнение (3.3), получаем:

$$\begin{aligned} \vec{V}_{ns} &= \frac{f_2 + f_1}{2a \cos \beta} \cdot \cos(\Psi - \theta) + \frac{f_1 - f_2}{2a \sin \beta} \cdot \sin(\Psi - \theta); \\ \vec{V}_{nz} &= \frac{f_2 + f_1}{2a \cos \beta} \cdot \sin(\Psi - \theta) - \frac{f_1 - f_2}{2a \sin \beta} \cdot \cos(\Psi - \theta) \end{aligned}$$

или после подстановки значений α и β и введения коэффициента K , характеризующего подстилающую поверхность,

$$\begin{aligned}
 \vec{V}_{\text{ПС}} &= 0,07924K[f_1 \cos(\Psi - \theta) - f_2 \cdot \cos(\Psi - \theta) + \\
 &+ f_1 \sin(\Psi - \theta) - f_2 \sin(\Psi - \theta)]; \\
 \vec{V}_{\text{ПЗ}} &= 0,07924K[f_1 \sin(\Psi - \theta) + f_2 \cdot \sin(\Psi - \theta) - \\
 &- f_1 \cos(\Psi - \theta) + f_2 \cos(\Psi - \theta)].
 \end{aligned}
 \tag{3.4}$$

Формулы (3.4) реализуются в блоке импульсной раскладки. Наряду с импульсной системой, ДИСС выдает в НВУ и аналоговую информацию, которая используется совместно с информацией от ТКС-П2 и системы воздушных сигналов для формирования и обработки составляющих скорости ветра $\vec{W}_x, \vec{W}_y$ в неподвижной системе координат. При этом решаются уравнения (рис. 3.4)

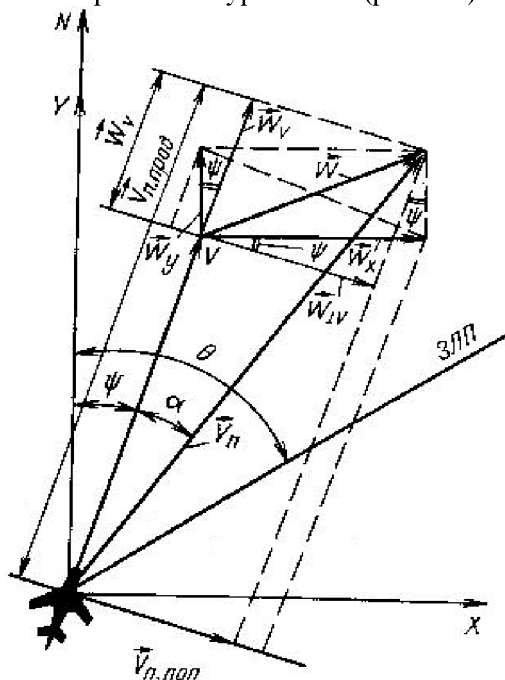


Рис. 3.4. Схема связи составляющих скорости ветра с путевой скоростью:
X, Y – оси координатной системы;

$\vec{W}_x, \vec{W}_y$ – составляющие вектора скорости ветра в системе координат X, Y;
 $\vec{W}_V, \vec{W}_{\perp V}$ – составляющие вектора скорости ветра в подвижной системе координат,
связанной с вектором воздушной скорости

$$\begin{aligned}\vec{V}_{\Pi.ПРОД} - V &= \vec{W}_Y \cos \Psi + \vec{W}_X \sin \Psi; \\ \vec{V}_{\Pi.ПОП} &= \vec{W}_X \cos \Psi - \vec{W}_Y \sin \Psi,\end{aligned}\quad (3.5)$$

где $\vec{V}_{\Pi.ПРОД} = \vec{V}_{\Pi} \cos \alpha$, $\vec{V}_{\Pi.ПОП} = \vec{V}_{\Pi} \sin \alpha$ – составляющие путевой скорости в системе координат, образованной вектором V и направлением, перпендикулярным вектору V (подвижная система координат).

При переходе на работу в режим ПАМЯТЬ по запомненным значениям составляющих скорости ветра, значениям курсового угла и воздушной скорости формируются значения путевой скорости и угла сноса в аналоговом виде согласно уравнениям

$$\begin{aligned}\vec{V}_{\Pi} \cos \alpha \cdot V - \vec{W}_Y \cos \Psi - \vec{W}_X \sin \Psi &= 0; \\ \vec{V}_{\Pi} \sin \alpha - \vec{W}_X \cos \Psi + \vec{W}_Y \sin \Psi &= 0.\end{aligned}\quad (3.6)$$

В НВУ предусмотрен только импульсный канал счисления координат.

Так как в режиме ПАМЯТЬ информация о путевой скорости и углах Ψ , α , β поступает только в аналоговом виде, формирование $\vec{V}_{ПС}$ и $\vec{V}_{ПЗ}$ и преобразование их в импульсы производится в блоке импульсной раскладки согласно уравнениям (3.7)

$$\begin{aligned}\vec{V}_{ПС} &= \vec{V}_{\Pi} \cdot \cos(\Psi - \theta + \alpha); \\ \vec{V}_{ПЗ} &= \vec{V}_{\Pi} \cdot \sin(\Psi - \theta + \alpha).\end{aligned}\quad (3.7)$$

Интегрирование составляющих путевой скорости производится по уравнениям (3.1).

Уравнения (3.1) ... (3.7) реализуются в схеме НВУ следующим образом:

- вводится информация от внешних систем;
- производится раскладка путевой скорости на составляющие;
- интегрируются составляющие путевой скорости по времени.

Угол Φ вводится в НВУ непрерывно от ТКС-П2 через сельсинную передачу, сельсин-датчик которой находится в ТКС-П2, а сельсин-приемник - в I навигационном устройстве.

Датчиком дистанционной передачи угла сноса является потенциометр ДИССа. Значение угла сноса, выдаваемое датчиком, сравнивается со значением, отработанным на потенциометре в НВУ.

Ввод путевой скорости производится через потенциометрическую передачу, датчик которой находится в ДИССе, а приемник – в узле обработки НВУ.

Заданные путевые углы частных ЗЛП устанавливаются на счетчике вручную, причем углы нечетных частных ЗЛП устанавливаются ручкой ЗПУ I, а четных – ручкой ЗПУ II.

Формирование сигналов, пропорциональных $\sin(\psi-\theta)$ и $\cos(\psi-\theta)$, производится вращающимися трансформаторами, установленными на осях датчиков углов ψ и θ .

Доплеровские частоты f_1 и f_2 выдаются последовательно ДИССом в блок импульсной раскладки. Синхронное переключение частот f_1 и f_2 осуществляется НВУ путем выдачи импульсов синхронизации в ДИСС.

Решение уравнений (3.4) и определение составляющих путевой скорости $\vec{V}_{ПС}$ и $\vec{V}_{ПЗ}$ производится в блоке импульсной раскладки, с выхода которого выдаются импульсы с частотой следования, пропорциональной составляющим путевой скорости.

В блоке импульсной раскладки происходит непрерывный контроль за работой основных каналов и в случае неисправности выдается сигнал РЕЗЕРВА НЕТ на табло. Этот же сигнал включает в работу резервный блок, который продолжает решение уравнений (3.4). При отказе резервного блока выдается сигнал отказа на самолетное табло, на котором загорается надпись ОТКАЗ НВУ.

Для автоматического перехода с одного участка пути на другой НВУ при полете определяет методом преобразования координаты самолета относительно частной ЗЛП. Исходными данными для определения координат самолета относительно следующей частной ЗЛП являются численные текущие координаты самолета, координаты очередного поворотного пункта маршрута и взаимное положение текущей и следующей ЗЛП (рис. 3.5). Текущие координаты самолета и преобразованные координаты связаны соотношениями

$$\begin{aligned} S_{O.П2} &= S_{П2} + S_{ПП}; \\ Z_{O.32} &= Z_{O.31} + Z_{ПП}; \\ S_{ПП} &= S_{O.П1} \cdot \cos(\theta_1 - \theta_2) - Z_{O.31} \cdot \sin(\theta_1 - \theta_2); \\ Z_{ПП} &= S_{O.П1} \cdot \sin(\theta_1 - \theta_2) + Z_{O.31} \cdot \cos(\theta_1 - \theta_2). \end{aligned}$$

Вычисленные таким образом координаты $S_{0.П2}$ и $Z_{0.32}$ обеспечивают непрерывность счисления при переходе с одной частной ЗЛП на другую.

В НВУ индикация счисленных и преобразованных координат производится двумя индикаторными блоками. Один из этих блоков обрабатывает счисленные текущие координаты самолета и определяет координаты маяка коррекции. Другим блоком определяются координаты поворотного пункта следующей частной ЗЛП и производится относительно нее отработка преобразованных текущих координат самолета. С переходом на новую частную ЗЛП меняются функции, выполняемые индикаторными блоками. В результате счисление координат производится блоком, на котором были отработаны преобразованные координаты самолета, а преобразование координат – блоком, на котором происходило счисление координат.

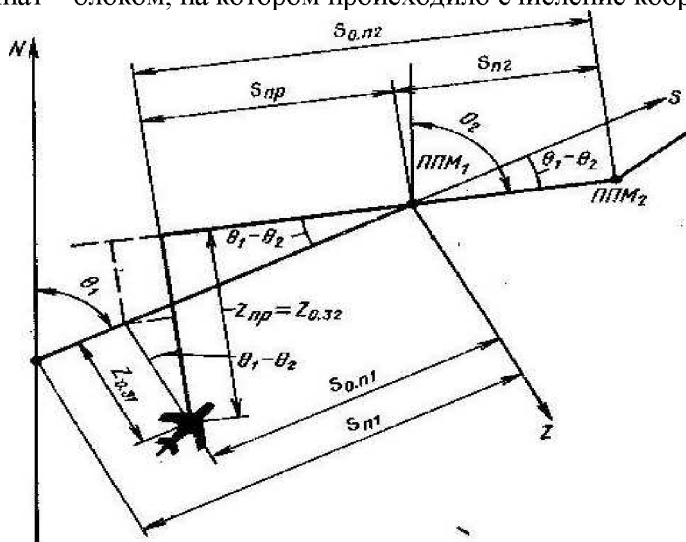


Рис. 3.5. Схема определения положения самолета относительно следующей ЗЛП:

$S_{П1}$, $S_{П2}$ – программные значения протяженности первой и второй ЗЛП; $S_{0.П1}$,

$S_{0.П2}$ – остаток пути до поворотных пунктов маршрута ППМ₁ и ППМ₂;

$Z_{0.31}$, $Z_{0.32}$ – текущие значения отклонений от первой и второй ЗЛП;

$S_{ПР}$ – преобразованное значение протяженности $S_{П2}$; $Z_{ПР}$ – преобразованное линейное отклонение относительно $S_{П2}$; S , Z – оси частотноортодромической системы координат; θ_1 , θ_2 – заданные путевые углы первой и второй ЗЛП

θ_a – азимут самолета относительно радиомаяка; U – расстояние до радиомаяка; PM – радиомаяк; θ – заданный путевой угол; $\vec{V}_{PO}, \vec{V}_{PD}$ – составляющие вектора путевой скорости в полярной системе координат радиомаяка; $\vec{V}_{PS}, \vec{V}_{PZ}$ – составляющие вектора путевой скорости в частотноортодромической системе координат; N_H – направленно отсчета радиомаяка; Ψ – угол карты; ЗЛП₁, ЗЛП₂ – первая и вторая ЗЛП; S, Z – оси частотноортодромической системы координат

58

ближней навигации. Система ближней навигации измеряет полярные координаты D и θ_a самолета (θ_a азимут) относительно наземного маяка, координаты которого заранее известны. Точность определения полярных координат этой системы значительно выше, чем точность определения координат НВУ. Это используется для коррекции текущих координат самолета S и Z . Однако коррекция этих координат,числяемых в НВУ, возможна при непрерывном измерении полярных координат D и θ_a системой ближней навигации. При малейшем нарушении режима измерения D и θ_a коррекция текущих координат S и Z , вычисляемых НВУ, прекращается и восстанавливается только после выяснения достоверности измеряемых D и θ_a блоком оценки системы ближней навигации.

Система ближней навигации подвержена воздействию различного рода помех и не всегда работает устойчиво (например, в непосредственной близости от радиомаяка, на малых высотах и т.д.). В таких случаях полярные координаты D и θ_a вычисляются по данным НВУ. Это обстоятельство обеспечивает значительное повышение помехозащищенности системы ближней навигации.

Так как НВУ ведет счисление в частотноортодромической системе координат, а система ближней навигации – в полярной, в последней производится преобразование составляющих путевой скорости $\vec{V}_{PS}, \vec{V}_{PZ}, \vec{V}_{P\theta}, \vec{V}_{PD}$ (рис. 3.6).

Составляющие путевой скорости $\vec{V}_{PS}$ и $\vec{V}_{PZ}$ интегрируются в блоке коррекции системы ближней навигации, при этом на механизмах блока коррекции отрабатываются дальность D и азимут θ_a . Эти значения дальности D и азимута θ_a сравниваются со значениями дальности и азимута, измеренными системой ближней навигации. Результаты сравнения ΔD и $\Delta \theta_a$ оцениваются на достоверность в блоке оценки системы ближней навигации и поступают на механизмы дальности и азимута блока коррекции для отработки точных значений полярных координат.

Для выдачи автономных данных в систему ближней навигации необходимо:

- построить составляющие путевой скорости $\vec{V}_{PS}, \vec{V}_{PZ}$;
- сформировать разность углов $\theta_a - \Psi$;

–сформировать разность координат самолета и маяка $S_{O.П} - S_M$ и $Z_{O.З} - Z_M$;

Составляющие путевой скорости $\vec{V}_{ПЗ}$, $\vec{V}_{ПЗ}$ определяются по формулам:

$$\vec{V}_{ПЗ} = \vec{V}_{П} \cdot \cos(\Psi - \theta + \alpha);$$

$$\vec{V}_{ПЗ} = \vec{V}_{П} \cdot \sin(\Psi - \theta + \alpha)$$

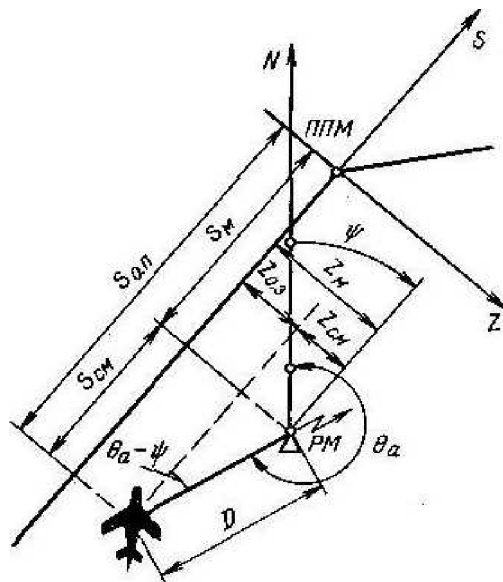


Рис. 3.7. Схема определения положения самолета относительно радиомаяка системы ближней навигации:

$S_{O.П}$ – вычисленное в НВУ значение остатка пути до ППМ; S_M , Z_M – программируемые значения координат радиомаяка в частотноортодромической системе; S_{CM} , Z_{CM} – проекции смещения самолета относительно радиомаяка в частотноортодромической системе координат на оси S и Z; $Z_{O.З}$ – вычисленное в НВУ значение отклонения от ЗПП; Ψ – угол карты; θ_a – азимут относительно радиомаяка; D – расстояние до радиомаяка; N – северное направление меридиана в месте установки радиомаяка выдаются с потенциометров НВУ

Для включения режима коррекции координат необходимо установить выключатель на блоке НВУ в положение **КОРРЕКЦИЯ ВКЛ.** В случае готовности системы ближней навигации к проведению коррекции в НВУ выдается сигнал **КОРРЕКЦИЯ ВКЛ.** По этому

сигналу загорается лампа КОРРЕКЦИЯ ВКЛ. на пульте управления НВУ и срабатывают реле, включающие цепи коррекции.

В системе ближней навигации в режиме коррекции текущих координат по значениям дальности D и азимута θ_a определяются частотноортодромические координаты самолета относительно маяка коррекции по уравнениям (рис. 3.7)

$$S_{CM} = D \cdot \cos(\theta_a - \Psi);$$

$$Z_{CM} = D \cdot \sin(\theta_a - \Psi).$$

В блоке коррекции системы ближней навигации происходит сравнение координат S_{CM} , Z_{CM} с разностями координат $S_{O.П} - S_M$,

$Z_{O.З} - Z_M$ и формируются поправки ΔS , ΔZ :

$$\Delta S = S_{CM} - (S_{O.П} - S_M);$$

$$\Delta Z = Z_{CM} - (Z_{O.З} - Z_M).$$

Поправки ΔS , ΔZ выдаются в НВУ для коррекции текущих координат. Для проведения коррекции необходимо:

- установить на счетчиках индикаторных механизмов координаты маяка;

- сформировать разности координат $S_{O.П} - S_M$, $Z_{O.З} - Z_M$;

- внести поправки ΔS , ΔZ по текущим координатам.

Координаты маяка S_M , Z_M устанавливаются на счетчиках нечетной ЗЛП или на счетчиках четной ЗЛП. Установка координат производится с помощью кнопок, расположенных на блоке НВУ.

Для удобства работы экипажа в полете в НВУ предусмотрена непрерывная индикация положения самолета на картографическом планшете, в который заложена географическая карта.

Карта представляет собой ленту, сделанную из частей, на которой в порядке очередности нанесены все участки маршрута. ЗЛП каждого участка маршрута ориентирована вдоль продольной оси ленты.

Движение карты в окне планшета совпадает с направлением перемещения местности под самолетом. Место самолета на карте указывается визиром.

Перемещение визира в направлении, перпендикулярном ЗЛП, указывает боковое отклонение. Оси S и Z системы координат, принятой при расчетах на НВУ, направлены соответственно вдоль ЗЛП и перпендикулярно ей. Поэтому перемещение карты в планшете производится со скоростью, пропорциональной изменению текущей

координаты самолета по оси S , а перемещение визира – со скоростью, пропорциональной изменению текущей координаты самолета по оси Z .

В планшете используются карты двух масштабов: 1:200000 – для полета по трассе; 1:500 000 – для полета в районе аэродрома.

При переключении счисления координат в систему отсчета следующей частной ЗЛП необходимо вызвать карту со следующим участком маршрута. Вызов карты следующего участка производится сигналом ЛУР, с появлением которого происходит быстрое перемещение карты ("скачок" карты).

Текущие координаты самолета $S_{0.П}$, $Z_{0.З}$ выдаются на планшет через дистанционную сельсинную передачу, работающую в трансформаторном режиме. Сельсины-датчики расположены на осях шаговых двигателей, отсчитывающих текущие координаты $S_{0.П}$, $Z_{0.З}$, а сельсины-приемники – в планшете, в механизмах перемещения карты и визира.

Для повышения наглядности индикации и увеличения точности определения положения самолета по карте при полете в районе аэродрома в планшете применена крупномасштабная карта (1:500000).

Применение крупномасштабной карты требует увеличения ее скорости движения и скорости движения визира. Для этого необходимо следящие системы, связанные с картой и визиром планшета, переключить на другие сельсины-датчики или приемники, имеющие цену оборота, согласованную с масштабом карты 1:500000.

Для перехода на крупномасштабную карту при полете к последнему пункту маршрута переключатель ТРАССА – АЭРОДРОМ устанавливается в положение АЭРОДРОМ.

При полете по маршруту НВУ выдает в автоматическую бортовую систему управления (АБСУ) сигналы Z , $\dot{Z}$, θ . Эти сигналы поступают на навигационно-пилотажный прибор системы АБСУ и используются для формирования команд автоматического и полув автоматического управления.

Рассмотрим процесс выдачи сигналов Z , $\dot{Z}$, θ отдельно по каждому каналу.

Боковое отклонение от ЗЛП Z преобразуется в напряжения, снимаемые с потенциометров четной или нечетной ЗЛП. Эти потенциометры механически связаны с осью шаговых двигателей счисления координат.

Скорость изменения бокового отклонения $\dot{Z}$ преобразуется в напряжение, снимаемое с потенциометра, расположенного в механизме отработки путевой скорости $\vec{V}_H$. При этом

$$\dot{Z} = \vec{V}_{H\dot{Z}} = \sin(\Psi + \theta + \alpha).$$

Скорость изменения бокового отклонения $\dot{Z}$ используется в системе АБСУ для формирования команд управления самолетом.

Заданный угол пути выдается через дистанционную сельсинную передачу, датчик которой установлен на оси задатчика угла пути, а приемник – в системе АБСУ.

3.2. Инерциальные системы счисления пути

3.2.1. Физические основы инерциального счисления пути

Инерциальное счисление пути основано на реализации основных законов механики: закона инерции, основного закона динамики, закона действия и противодействия, закона независимости действия сил.

В инерциальных системах счислений ускорение тел однозначно определяется их взаимодействием.

Учитывая значения ускорений, определяемых уравнениями (2.9) и (2.10), получим на основании равенства (2.11)

$$\begin{aligned} (P - F)/m_0 &= F/m, \text{ откуда} \\ P &= (m_0 + m)/m F, \end{aligned} \quad (3.8)$$

где m_0 – масса самолета;

m – масса присоединенного тела;

F – сила, действующая на присоединенное тело;

P – активная сила.

На основании формулы (3.8) можно сформулировать теорему о динамическом подобии: динамика движения опорного тела под действием сил реакции его связей с самолетом подобна динамике движения самого самолета под действием внешних активных сил. Следовательно, измеряя вектор силы F (возникающей, например, из-за деформации пружины), можно в масштабе $(m_0 + m)/m$ определить вектор активной силы P , действующей на самолет. Это дает возможность с помощью вычислителя инерциальной системы решать диф-

ференциальные уравнения динамики движения самолета, представленные в виде

$$(m_0 + m)R = P + Q, \quad (3.9)$$

где R – ускорение центра масс самолета относительно инерциальной системы отсчета;

P и Q – активная сила и сила тяжести, действующие на самолет.

Поскольку в правой части уравнения (3.9) сила $P = \frac{m_0 - m}{m} \cdot F$ является измеренной величиной, а сила Q должна быть задана, уравнение преобразования скорости интегрируется с учетом заданных начальных условий ($t = 0$, R_0 , $\dot{R}_0$, где R_0 , $\dot{R}_0$ начальные значения R и $\dot{R}$).

У инерциального метода счисления пути система отсчета выступает в неявном виде и ее текущее положение относительно самолета может быть найдено в результате аналитического решения уравнения (3.9).

Достоинством инерциального метода счисления пути является то, что относительные перемещения опорного тела и самолета измеряются с достаточно высокой точностью.

3.2.2. Инерциальные системы управления

Современные инерциальные системы управления включают гироскопы, акселерометры и бортовую ЭВМ.

В настоящее время наибольшее распространение получили так называемые карданные системы. Карданные инерциальные системы управления и навигации (рис. 3.8) измеряют линейные и угловые перемещения самолета в инерциальном пространстве, что позволяет получать автономную информацию об осевом положении, скорости и месте самолета.

Основным элементом клерикальных систем является стабилизированная платформа 3, на которой монтируются акселерометры, измеряющие ускорения, направленные вдоль осей координатной системы. Положение этой платформы измеряется гироскопами. Платформа выполняет две основные функции: формирует координатную систему для акселерометров и препятствует перемещению датчиков при угловых перемещениях самолета.

The diagram shows a control system with three input blocks (1, 2, 3) and two intermediate blocks (4, 5). Block 1 outputs 'Место' (Position) to block 4. Block 2 outputs 'Скорость' (Speed) to block 4. Block 3 outputs 'Вращательные моменты' (Rotational moments) to block 4. Block 4 outputs 'Особое положение, курс' (Special position, heading) to block 5. Block 5 outputs 'Сигнал управления самолетом' (Control signal for the aircraft) to the final output.



1 – акселерометры; 2 – гироскопы;
3 – стабилизированная платформа;
4 – навигационная ЭВМ; 5 – ЭВМ
управления

1 – акселерометры; 2 – преобразующая;
ЭВМ; 3 – навигационная ЭВМ; 4– ЭВМ;
управления; 5 – гироскопы; 6 – ЭВМ
координатной системы

65

В связи с этим в последнее время появился новый тип инерциальных систем – связанные инерциальные системы. В этих системах вместо электромеханической стабилизированной платформы используется вычислительное устройство.

К связанным инерциальным системам управления (рис 3.9) относятся инерциальные системы, связанные с корпусом самолета.

ЭВМ инерциальной системы выполняет две функции: формирует опорную координатную систему по выходной информации гироскопов и проектирует выходные сигналы акселерометров по осям этой системы. Выходная информация бескарданной и карданноаналитической систем одна и та же: место, скорость, положение и курс самолета.

Эта информация рассчитывается на двух ЭВМ (навигационной и управления).

Навигационная ЭВМ рассчитывает вращательные моменты, которые подаются либо на гироскопы (в карданной системе), либо на вход ЭВМ управления (в бескарданной системе). Это необходимо для того, чтобы сохранить заданную ориентацию координатной системы: ориентация является функцией места самолета. В карданных системах заданная ориентация выполняется электромеханически, в связанных – аналитически. Датчики, связанные с корпусом самолета, должны работать с той же точностью, что и датчики, установленные на стабилизированной платформе: они должны обеспечивать выходные данные в форме, пригодной для цифровых вычислений при наличии значительных угловых скоростей.

Угловые скорости для связанных датчиков измеряются в радианах на секунду, а не радианах на час как для датчиков на стабилизированной платформе. В основном это относится к гироскопам, поскольку они измеряют угловые скорости с высокой точностью. Диапазон изменения выходной величины этих гироскопов $0,3 \cdot 10^{-3} \dots 1,7$ рад/с. В современных связанных системах используются обычно применяемые для стабилизации платформ гироскопы.

В качестве акселерометров, работающих в импульсном реба-лансном (восстановительном) режиме, используются двухстепенные поплавковые гироскопы, обеспечивающие и точную входную информацию, и широкий диапазон. Гироскопы с тремя степенями свободы, успешно применявшиеся на бортовых электронных платформах, не получили применения в связанных системах, вероятно, из-за

сложности ввода корректирующих вращательных моментов, связанной с угловыми сдвигами оси вращения гироскопа и осевыми перекрестными связями. Выходная информация обычного гироскопа подвержена существенному влиянию угловых перемещений осей прецессии относительно какой-либо оси, не совпадающей с нормальной входной осью даже в том случае, если ребалансный регулировочный контур срабатывает очень быстро. Однако эти перемещения могут быть скорректированы, поскольку они зависят от угловых скоростей, измеряемых другими гироскопами.

Основные задачи, выполняемые ЭВМ связанной системы, сводятся к формированию неподвижных координатных осей системы по результатам измерений гироскопов и к преобразованию выходных данных акселерометров о приращениях скорости по осям этой системы. Можно записать уравнение преобразования скорости следующим образом:

$$\Delta V_s = C \cdot \Delta V_B,$$

где ΔV_s – приращение скорости по осям неподвижной системы координат;

C – матрица (3×3) преобразования;

ΔV_B – приращение скорости по осям, связанной с самолетом системы координат.

Матрица преобразования является функцией ориентации связанной системы координат относительно неподвижной координатной системы.

Начальная или в полете выставка осей платформы карданной (гиростабилизированной) инерциальной навигационной системы требует либо связи с внешним опорным эталоном, либо вращения платформы до совпадения с этим эталоном. При выставке на земле для отыскания плоскости местного горизонта обычно используются акселерометры. Если гироскопы достаточно точны, то они могут быть применены для отыскания направления на истинный Север, т.е. для выставки в азимуте.

Выставка в связанной системе выполняется по результатам расчета точного начального значения соответствующей матрицы.

Калибровка датчиков может быть затруднена в связанных системах, в то время как в карданной системе легко используются рамки карданова подвеса для установки датчиков в различных направлениях.

Решение проблемы для связанных систем было найдено в обеспечении датчиков такой стабильностью калибровки, которая адекватна продолжительности выполнения задания. Это решение предпочтительнее, чем добавление даже одной степени свободы модулю датчика, которое лишает связанную систему ее преимуществ.

Для увеличения диапазона применения связанных систем в первую очередь необходимо увеличить точность гироскопов, осуществить стабильную калибровку для длительных периодов работы системы и разработать семейство взаимозаменяемых датчиков с электрически нормализованными стыковочными устройствами. Успехи в математическом обеспечении и применение интегральных схем делают все более реальной замену карданного подвеса его вычисляемым аналогом. Эта замена уменьшает массу системы и удешевляет её.

В настоящее время наиболее распространенными являются: гироскоп с электрической подвеской ротора и лазерный гироскоп.

4. СИСТЕМЫ НАВИГАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ

4.1. Гироскопическая вертикаль

Существуют два пути повышения надежного функционирования систем ПНК, которые не исключают друг друга. Первый путь состоит в переходе к такой технологии производства отдельных узлов устройств, при которой само понятие компонентов теряет или во всяком случае существенно изменяет свой смысл. Примером этого является применение микроэлектронных схем большой интеграции. Надежность интегральной схемы, содержащей 10 тысяч активных элементов, приближается к надежности одного транзистора.

Второй путь повышения надежности состоит во введении избыточности (структурной или информационной). Использование избыточности лежит в основе современных систем ПНК. В качестве примера укажем на многообразие датчиков, которые определяют местоположение самолета, на дублирование (трехкратное или четырехкратное) вычислителей, систем автоматического управления и др. Из этого примера следует, что существуют два способа введения избыточности: использования резерва (этот способ применен при построении систем датчиков самолетовождения) и дублирования блоков устройств.

Рассмотрим многообразие датчиков, применяемых в системах ПНК, чтобы перейти к проблеме комплексации их в системах автоматического управления.

Датчиками систем самолетовождения называют устройства, комплексы устройств или системы, предназначенные для получения и преобразования первичной информации о состоянии объекта управления и окружающей среды. Датчики преобразуют измеряемый параметр в некоторую величину, которая подвергается дальнейшей обработке. Обязательным элементом датчика является чувствительный элемент, который определенным образом связан с усилительным, корректирующим, преобразующим и другими элементами, так же входящими в датчик.

Важнейшей из задач, которые решают датчики, можно считать определение текущих координат и составляющих вектора скорости самолета. Все датчики можно разделить на датчики угловых и линейных координат, а также датчики скорости.

Рассмотрим свойства и принципы действия датчиков, которые нашли наибольшее применение в автоматизированных и приближающихся к полностью автоматическим системам управления.

Гироскопической вертикалью называется гироскопический датчик, принцип действия которого основан на использовании трехстепенного астатического гироскопа, устанавливаемого по направлению вертикали места. Для уменьшения погрешностей в датчиках углов тангажа ν и крена γ введена коррекция положения собственной оси гироскопа по сигналам от чувствительного элемента типа маятника в качестве которого, как правило, применяется жидкостной маятниковый переключатель. Переключатель представляет собой герметичный сосуд, частично наполненный токопроводящей жидкостью, а частично инертным газом. Отклонение сосуда от вертикали вызывает смещение пузырька инертного газа, которое приводит к замыканию токосъемных контактов проводящей жидкостью, и сигналы коррекции поступают в коррекционные механизмы гироскопической вертикали.

Ось свободного трехстепенного гироскопа под действием вращения Земли с угловой скоростью ω_3 и движения самолета со скоростью $\vec{V}$ будет иметь уход относительно вертикали места. При этом угловая скорость вращения вокруг оси O_0Y_0 , направленной на север, равна

$$\omega_{X_0} = \omega_3 \cos \varphi + \frac{V}{R} \sin \Psi,$$

а угловая скорость вращения вокруг оси O_0X_0 , направленной на восток, равна

$$\omega_{X_0} = -\frac{V}{R} \cos \Psi,$$

где R — расстояние от центра Земли до гироскопа;

φ — широта;

Ψ — угол между вектором скорости $\vec{V}$ и плоскостью меридиана.

Дополнительно необходимо учитывать прецессию гироскопа от моментов трения, несбалансированности и погрешности датчиков выходных угловых сигналов. Составляющие угловой скорости прецессии на осях O_0X_0

$$\alpha = M_x/H \text{ и } \beta = M_y/H,$$

где M_x, M_y — суммарные возмущающие моменты;

H — кинетический момент.

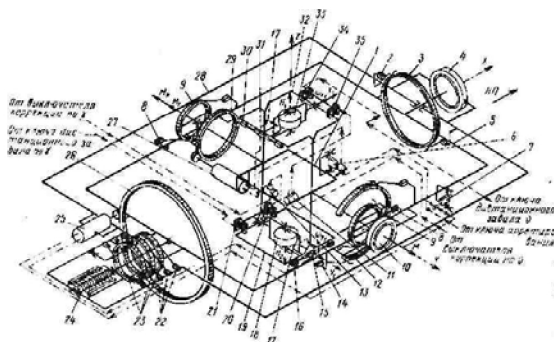


Рис. 4.1. Схема малогабаритной гировертикали:

1 – внутренняя рама; 2, 8, 14, 22 – щеточные группы; 3, 9, 12, 23 – потенциометры; 4, 10 – синусно-косинусные трансформаторы; 5 – наружная рама; 6, 7 – маятники; 11, 13 – жидкостные маятниковые датчики; 15, 31 – щетки; 16, 30 – потенциометры разгрузки; 17 – упор гироскопа; 18, 33 – роторы в кожухе; 19, 32 – гироскопы; 20, 21, 34, 35 – моментный датчик; 24 – коллектор; 25, 27 – разгрузочные двигатели; 26, 29 – шестерни; 28 – корпус

Углы поворота гироскопа относительно вертикали места с учетом и компенсацией систематических уходов гироскопа определяются по формулам

$$\alpha = \alpha_0 + \int_0^t \frac{M_x}{H} dt; \quad \beta = \beta_0 + \int_0^t \frac{M_y}{H} dt,$$

где α – угол поворота гироскопа между продольной осью ОХ и проекцией скорости самолета $\vec{V}$ на плоскость ОХУ связанной системы координат;

α_0 – начальное значение угла между продольной осью ОХ и проекцией скорости самолета $\vec{V}$ на плоскость ОХУ связанной системы координат;

β – угол поворота гироскопа между направлением скорости самолета $\vec{V}$ и плоскостью ОХУ связанной системы координат;

β_0 – начальное значение угла поворота гироскопа между направлением скорости самолета $\vec{V}$ и плоскостью ОХУ связанной системы координат.

Установившиеся значения углов α и β определяют погрешности гироскопической вертикали. Для уменьшения этих погрешностей, возникающих при ускорениях самолета и на виражах, применяются

специальные корректирующие устройства и устройства отключения коррекции на виражах.

В качестве примера рассмотрим малогабаритную гироскопическую вертикаль (рис. 4.1), входящую в состав автоматической бортовой системы управления (АБСУ).

Эта гироскопическая вертикаль предназначена для определения пространственного положения самолета относительно горизонта и является датчиком углов крена и тангажа, значения которых выдаются в виде электрических сигналов.

На самолете Ту-154 установлены три гировертикали, сигналы которых поступают на кворум-элементы и далее на вычислительные устройства системы автоматического управления и системы траекторного управления. Кроме того, сигналы поступают для индикации на авиагоризонты левого и правого пилотов, а также на антенну радиолокационной станции.

Гироскопическая вертикаль является двухгироскопной платформой с силовой стабилизацией и с коррекцией относительно вертикали места, осуществляемой одноосными жидкостными маятниковыми датчиками. В датчиках дистанционной передачи, установленных на измерительных осях, формируются электрические сигналы, пропорциональные углам крена и тангажа самолета.

Система силовой стабилизации разгрузки компенсирует возмущающие моменты, действующие по измерительным осям прибора X и Y .

Внутренняя 1 и наружная 5 рамы образуют карданный подвес с углом поворота 60° вокруг оси Y и 180° вокруг оси X . В канал силовой стабилизации относительно измерительной оси Y входят гироскоп 32 и разгрузочный двигатель 27. Стабилизация относительно оси X осуществляется гироскопом 19 и разгрузочным двигателем 25.

Гироскопы 19 и 32 содержат роторы 18 и 33 в кожухах. Кинетические моменты H_1 и H_2 роторов равны между собой и направлены противоположно. Углы поворота гироскопов вокруг осей X_1 и Y_1 ограничены упорами для того, чтобы щетки 15 и 31 всегда находились в контакте с потенциометрами разгрузки 16 и 30.

При возникновении возмущающих моментов M , направленных по оси Y , начинается прецессия гироскопа 32 вокруг оси X_1 с угловой скоростью ω_{X_1} и появляется гироскопический момент M_{Γ} . На

щетках 31 появляется управляющий сигнал. Он идет на разгрузочный двигатель 27, который через шестерню 29 развивает компенсирующий момент разгрузки M_p , обратный возмущающему моменту M . При наступлении равенства этих двух моментов ротор 33 в кожухе гироскопа 32 останавливается с отклонением на небольшой угол и дальше не прецессирует, а гироскопический момент становится равным нулю. При этом внутренняя рама 1 под действием возмущающего момента вокруг оси Y не поворачивается. Когда снимается момент M , гироскоп 32 под действием разгрузочного двигателя 27 возвращается в первоначальное положение.

Аналогично происходит стабилизация при возникновении возмущающих моментов, направленных по оси X . С потенциометров разгрузки 16 гироскопа 19 сигнал снимается щетками 15 и поступает на разгрузочный двигатель 25, который расположен на корпусе 28 и кинематически связан с наружной рамой 5 через шестерню 26.

Таким образом, внутренняя рама 1, являющаяся стабилизированной платформой гироскопической вертикали, при нормальной работе системы стабилизации сохраняет свое положение в пространстве независимо от воздействия возмущающих моментов, направленных по измерительным осям X и Y .

Во время разгона гиромоторов система силовой стабилизации автоматически компенсирует автоколебания, возникающие из-за недостаточности кинетического момента. Восстановление рабочих параметров системы стабилизации происходит одновременно с включением системы быстрого восстановления.

Система быстрого восстановления (арретирования) в процессе запуска по сигналам, поступающим от механических маятников 6 и 7, приводит платформу гироскопической вертикали в горизонтальное положение. Оси маятников для повышения их чувствительности расположены вертикально. Если внутренняя рама 1 в момент запуска повернута относительно оси Y , то один из контактов расположенных по обе стороны маятника 6, замыкается. Сигнал, поступающий с маятника на управляющую обмотку разгрузочного двигателя 27, выбран так, чтобы он был противоположен по знаку максимальному сигналу, который может поступить на этот же двигатель со щеток 31, и превышал его по значению. Избыточный момент, развиваемый двигателем, вызывает прецессию гироскопа 32, в результате которой он ложится на один из упоров 17. При этом теряется одна степень

свободы и под действием момента разгрузочного двигателя 27 рама, как обычное негироскопическое тело, начинает ускоренно поворачиваться вокруг оси $У$ к горизонтальному положению. Если это положение будет пройдено по инерции, маятник подаст сигнал и процесс начнется в обратном направлении. После нескольких колебаний платформа гироскопической вертикали останавливается в положении, близком к горизонтальному.

Быстрое арретирование по оси $Х$ происходит так же, причем сигнал на разгрузочный двигатель 25 поступает с маятника 7. Включение арретирования производится программным механизмом или вручную от кнопки, расположенной на пульте системы автоматического управления (САУ). Для совмещения оси Z стабилизированной платформы с вертикалью в приборе предусмотрена система маятниковой коррекции, работающая раздельно по измерительным осям крена $Х$ и тангажа $У$. Действие системы коррекции состоит в том, что при отклонениях платформы создаются моменты, возвращающие ее в горизонтальное положение.

В систему коррекции входят жидкостные маятниковые датчики 11 и 13, сигналы с которых поступают соответственно на моментные датчики 35 и 20.

При наклоне внутренней рамы 1 относительно оси $У$ (измерения по тангажу) жидкостной маятниковый датчик 11, закрепленный на этой раме, перераспределяет токи, протекающие через его контакты. Результирующий сигнал с контактов жидкостного маятникового датчика 11 поступает в моментный датчик 35, который представляет собой рамку в магнитном поле. Возникает вращательный момент вокруг оси $Х$, гироскопа 32, который создает прецессию рамы вокруг оси $У$ в сторону уменьшения угла наклона, т. е. к горизонтальному положению.

Коррекция относительно оси $Х$ (по крену) осуществляется жидкостным маятниковым датчиком 13, ось которого направлена перпендикулярно оси $Х$. Его сигнал поступает в моментный датчик 20, вследствие чего появляется момент вокруг оси $У$ гироскопа 19 и возникает прецессия рамы вокруг оси $Х$.

Возмущающие моменты, направленные по измерительным осям, скомпенсированы системой силовой стабилизации, поэтому они не оказывают влияния на прецессию.

Коррекция по каждому каналу для уменьшения погрешности гироскопической вертикали при ускорении в полете может быть выключена. На самолете Ту-154 сигналы, по которым происходит выключение коррекции по крену, поступают в гироскопическую вертикаль из выключателя коррекции, а коррекция по тангажу не отключается.

Система сигнализации о работоспособности контролирует состояние гироскопической вертикали и выдает сигнал отказа, если вследствие возникшей неисправности, а также в процессе запуска и арретирования гироскоп ложится на упоры 17.

Система дистанционного поворота используется для контрольных и наладочных работ. На специальные моментные датчики 21 и 34, расположенные на каждом из гироскопов, подаются из поверочной аппаратуры сигналы, которые в несколько раз превышают сигналы маятниковой коррекции. Результирующий вращательный момент, например, вокруг оси гироскопа 32, заставляет внутреннюю раму 1 прецессировать от горизонтального положения в сторону требуемого поворота.

Дистанционная передача сигналов гироскопической вертикали осуществляется синусно-косинусными трансформаторами 4 (по крену) и 10 (по тангажу). Кроме того, на измерительных осях имеются потенциометры 3, 23 (по крену) и 9, 12 (по тангажу), с которых снимаются сигналы через щеточные группы соответственно 2, 22 и 8, 14.

Электрические цепи с корпуса на наружную раму 5 переходят через коллектор 24, далее на внутреннюю раму 1 — по гибким монтажным проводам и на подвижные узлы гироскопа — по волосковым токоподводам.

Краткие технические данные гироскопической вертикали.

Электропитание напряжением:

трехфазного переменного тока (от коммутатора гиродатчиков КГ-5)
 $36^{+1,8}_{-3,6}$ В частотой 400 ± 8 Гц;
 постоянного тока $\pm 12,6$; $27 \pm 2,7$ В.

Точность выдерживания вертикали на качающемся основании с включенной коррекцией $\pm 15''$.

Скорость прецессии от маятниковой коррекции... $0,6 \dots 3,3^\circ/\text{мин}$.

Диапазон измерения рабочих углов:

по крену $\pm 180^\circ$;

по тангажу	$\pm 60^\circ$.
Масса	4,5 кг.

4.2. Курсовые системы самолета

Курсовые системы самолета предназначены для измерения ортодромического, истинного и магнитного курсов. Они обрабатывают информацию от скомпенсированных датчиков, определяющих курс.

В качестве примера рассмотрим курсовую систему ТКС-П2 [9], которая представляет собой централизованное устройство, объединяющее гироскопические и магнитные средства для определения курса самолета и средства выдачи сигналов курса потребителям.

Курсовая система ТКС-П2 состоит из индукционного датчика, коррекционного механизма, двух гироагрегатов, пульта управления, распределительного блока, блока гироманитного курса.

На самолете Ту-154 система ТКС-П2 работает совместно с блоком дистанционной коррекции и указателем штурмана. Система ТКС-П2 работает в режиме гирополукомпаса (ГПК) с выдачей ортодромического курса или в режиме гироманитного курса (ГМК) и астрокоррекции (АК). На самолетах Ту-134, Ту-154 режим АК не задействован. Система ТКС-П2. непрерывно определяет и выдает потребителям гироманитный курс самолета.

Погрешности ТКС-П2 не превышают: в режиме ГПК за 1 ч работы $\pm 0,5^\circ$. Система ТКС-П2 нормально функционирует на высотах до 30000 м и при температуре окружающей среды от $+50$ до -60°C . Время готовности системы к работе не превышает 10 мин.

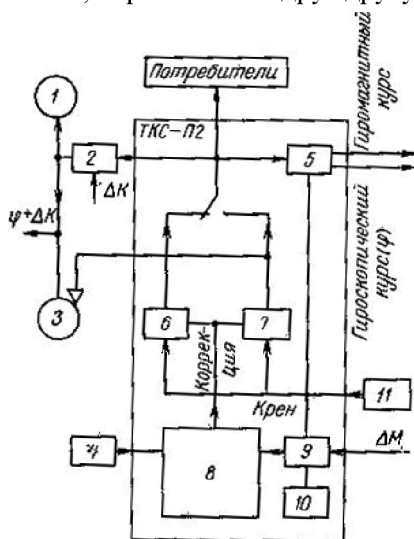
Система ТКС-П2 (рис. 4.2) по своей структуре является комплексом взаимосвязанных с гироскопическими устройствами датчиков курса и обладает высокой точностью коррекции гироскопов. Система основана на автономной независимой работе двух одинаковых гироагрегатов, работающих в режиме ГПК.

Перед взлетом оба гироагрегата устанавливаются на один и тот же курс. Установка может быть проведена в режиме ГМК с использованием магнитного канала коррекции или в режиме ГПК с использованием переключателя ЗАДАТЧИК КУРСА на пульте управления.

В полете основным режимом работы системы является режим ГПК. Контроль курса и при необходимости периодическая кратковременная коррекция осуществляются по сигналам магнитных, астрономических или радиотехнических датчиков, выбираемых в за-

При работе ТКС-П2 в режиме ГМК датчиком магнитного курса является чувствительный в горизонтальной составляющей магнитного поля Земли индукционный датчик.

Направление магнитного поля Земли может быть измерено индукционными датчиками. В состав каждого датчика входят два пермалловых сердечника 3, параллельных друг другу (рис. 4.3, а).



1 – планово-навигационный прибор; 2 – блок дистанционной коррекции; 3 – указатель штурмана; 4 – астродинамический компас; 5 – блок гиромагнитного курса; 6 – основной гироагрегат; 7 – контрольный гироагрегат; 8 – пульт управления; 9 – коррекционный механизм; 10 – индукционный датчик; 11 – центральная гироскопическая вертикаль; ДК – отклонение от заданного курса; ДМ – магнитное отклонение

На стержнях имеется первичная обмотка 1, которая питается переменным током частотой f . Электрические токи первичной обмотки создают в сердечниках магнитные потоки Φ_1 и Φ_2 , равные по величине, но противоположные по направлению. Оба сердечника охвачены вторичной обмоткой 2. Во вторичной обмотке не наводится ЭДС частотой f , так как суммарный поток от первичных обмоток всегда равен нулю.

Напряжение на вторичной обмотке с числом витков w_2 определяется соотношением

$$U_2 = -w_2 \frac{\partial \Phi_3}{\partial t}.$$

Продольная составляющая магнитного поля Земли в датчике определяется соотношением

$$\Phi_3 = E \mu S,$$

где E – напряженность магнитного поля в сердечнике индукционного датчика, которая зависит от угла между направлением магнитного меридиана и продольной осью сердечника, угла наклона полного вектора напряженности магнитного поля и угла между горизонтальной плоскостью и продольной осью сердечника;

μ – магнитная проницаемость;

S – площадь сечения сердечника.

Из графиков, приведенных на рис. 4.3, б, видно, что частота изменения U_2 равна $2f$. Рассмотренный датчик может измерять только составляющую магнитного поля E , совпадающую с осью чувствительности.

Для определения направления вектора горизонтальной составляющей поля E применяют измерители, состоящие из трех одинаковых индуктивных чувствительных элементов, аналогичных рассмотренному. Чувствительные элементы, установленные на общей платформе (картушке), соединены вторичными обмотками 1 в треугольник (рис. 4.4). Картушка (на рис. 4.4 не показана) помещается в двухстепенном кардановом подвесе и благодаря нижней маятниковой оси удерживается в горизонтальной плоскости.

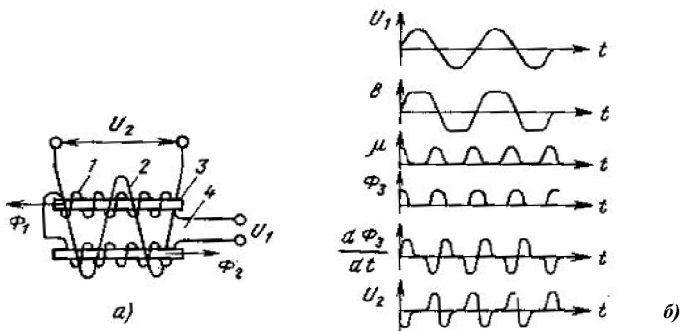


Рис. 4.3. Чувствительный элемент индукционного датчика:

а – схема; б – график формирования электрических и магнитных величин: 1, 2 – первичная и вторичная электрические обмотки возбуждения; 3 – сердечник чувствительного элемента; 4 – ось чувствительности; B – магнитная индукция

Первичные обмотки всех чувствительных элементов соединяются последовательно и питаются от источника переменного тока частотой (обычно 400...500 Гц). Концы вторичных обмоток соединены с тремя фазами обмоток статора вращающегося трансформатора 2. Обмотки статора создают магнитный поток частотой $2f$, направление которого совпадает с направлением составляющей поля Земли, лежащей в плоскости катушки. Если ось ротора 3 вращающегося трансформатора не перпендикулярна потоку статора, то возникающая в обмотке ротора ЭДС подается в усилитель 4, а после усиления – на двигатель 5, связанный с ротором. В процессе отработки ротор устанавливается перпендикулярно магнитному потоку статора, обозначая тем самым направление горизонтальной составляющей поля Земли. Рассмотренные индукционные чувствительные элементы применяются в индукционных дистанционных компасах и курсовых системах. Подобные датчики более точны и надежны, чем датчики с вращающимися магнитными системами.

Таким образом, повороту индукционного чувствительного элемента датчика относительно магнитного меридиана Земли соответствует поворот ротора трансформатора, расположенного в коррекционном механизме.

Коррекционный механизм предназначен для связи индукционного датчика с гироскопом или блоком гиромагнитного курса, для устранения девиации и инструментальных погрешностей специальным лекалом, для введения магнитного склонения с помощью кре-

мальеры и для приведения в полете магнитного курса к ортодромическому с помощью той же кремальеры.

В коррекционном механизме установлены два сельсина, один из которых служит для согласования ротора этого сельсина с индукционным датчиком, а второй - для передачи сигнала курса, откорректированного лекалом и кремальерой, на гироагрегат и блок гироманитного курса.

Если переключатель режимов работ на пульте управления установлен в положение ГПК, статор сельсина приемника коррекционного механизма через распределительный блок подсоединяется к сельсину-датчику гироманитного курса, который в этом случае выдает сигнал гироманитного курса.

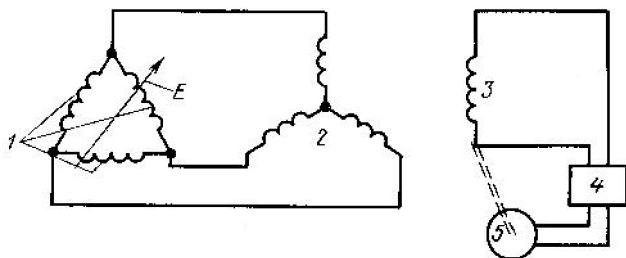


Рис. 4.4. Схема индукционного датчика:

1 – вторичная обмотка индукционного датчика; 2 – статор вращающегося трансформатора; 3 – ротор вращающегося трансформатора; 4 – усилитель;
5 – электрический двигатель

Если переключатель режимов работ на пульте управления установлен в положение ГМК, то образуется система сельсина-приемника коррекционного механизма с курсовым сельсином-датчиком гироагрегата, обеспечивающая его коррекцию по сигналам магнитного курса.

Сигнал гироманитного курса выдается в этом случае блоком гироманитного курса с сельсина-датчика.

Основным режимом работы ТКС-П2 является режим ГПК, позволяющий осуществить полет с большой точностью по наикротчайшему расстоянию – ортодромии. Датчиками ортодромического курса системы ТКС-П2 служат два идентичных гироагрегата.

Принцип действия гироскопа основан на использовании свойства трехстепенного астатического гироскопа, ось ротора которого удерживается горизонтально системой коррекции. Горизонтальная коррекция осуществляется с помощью маятниковой вертикали или путем обеспечения взаимной перпендикулярности рамок подвеса гироскопа.

В ТКС-П2 применены гироскопы с коррекцией по азимуту. Если гироскоп корректируется по азимуту (обычно разомкнутая система коррекции), то при движении самолета по локсодромии к горизонтальной оси внутренней рамки подвеса гироскопа должен быть приложен момент коррекции

$$M_{X_{\text{кор}}} = E(\omega_3 \sin \varphi + \frac{W_E}{R} \operatorname{tg} \varphi),$$

а при движении по ортодромии

$$M_{X_{\text{кор}}} = E\omega_3 \sin \varphi,$$

где E – кинематический момент гироскопа;

ω_3 – угловая скорость вращения Земли;

φ – широта места;

W_E – восточная составляющая путевой скорости самолета.

В режиме ГПК точность выдачи курса гироскопом зависит от ухода оси гироскопа в азимуте, которая весьма мала. Нормальная работа гироскопа обеспечивается при строго горизонтальном положении гироскопического узла, удержание главной оси которого в этом положении осуществляется устройством горизонтальной коррекции.

Основным элементом устройства горизонтальной коррекции гироскопа (рис. 4.5) является емкостной датчик 1 угла поворота оси прецессии, ротор которого расположен на оси прецессии гироскопа, а статор — на карданной раме. Питание на датчик подается от трансформатора 5 гироскопа. Сигнал рассогласования с датчика поступает на вход усилителя горизонтальной коррекции 2, а затем на двигатель-корректор 3 гироскопа, который прикладывает к внешней раме гироскопа момент, приводящий гироскоп в горизонтальное положение.

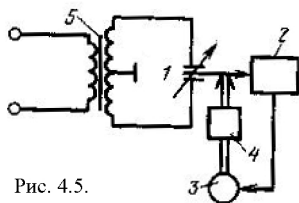


Рис. 4.5.

Рис. 2.5. Схема устройства горизонтальной коррекции:
1 – емкостной датчик; 2 – усилитель; 3 – двигатель-корректор; 4 – редуктор; 5 – трансформатор питания

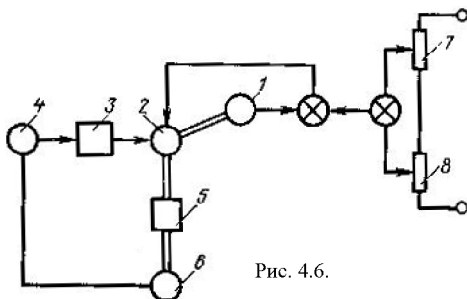


Рис. 4.6.

Рис. 2.6. Схема устройства широтной и азимутальной коррекции:
1 – тахогенератор; 2 – двигатель; 3 – усилитель широтной коррекции; 4 – сельсин коррекционного механизма; 5 – редуктор; 6 – сельсин-датчик; 7, 8 – потенциометры

Минимальные уходы оси гироскопа объясняются незначительным моментом трения на горизонтальной оси и специальной технологией выполнения гиросузда и карданной рамы. Малый момент трения на горизонтальной оси обеспечивается применением специальных подшипников. Такие подшипники имеют уменьшенный момент трения из-за принудительного вращения средних колец, противоположных направлений их вращения на разных полуосях и периодического реверса. Уходы оси гироскопа при этом вызываются разностью моментов трения, которая весьма незначительна.

Полеты самолета совершаются по траектории, представляющей собой ортодромию (дугу большого круга). Для осуществления полета по ортодромии необходимо обеспечить устойчивую работу гиросистемы ТКС-П2 в режиме ГПК, высокую точность формирования и ввода в гироскоп поправки на вращение Земли. Курсовому гироскопу, установленному на поверхности Земли и свободному от действия возмущающих моментов, свойствен "кажущийся" уход сил, вызываемый вращением Земли. Такой гироскоп регистрирует вертикальную составляющую угловой скорости вращения Земли

$$\omega_{3. \text{вер}} = \omega_3 \sin \varphi.$$

Для компенсации постоянной составляющей уходов гиросистемы введен балансировочный потенциометр 8, который совместно с потенциометром 7 формирует управляющий ши-

ротный сигнал (рис. 4.6). Сформированный сигнал подается на гиросагрегат, где он суммируется с сигналом тахогенератора 1. Разность этих сигналов подается на вход усилителя широтной коррекции 3.

После усиления сигнал подается на управляющую обмотку двигателя 2, с осью которого соединен тахогенератор 1. Двигатель 2 развивает скорость, необходимую для того, чтобы сигнал на входе усилителя 3 стремился к нулю, и пропорциональную $\omega_{з.вер.}$.

Двигатель 2 с тахогенератором 1 в режиме азимутальной коррекции гиросагрегата используется для ограничения скорости вращения оси гироскопа. Управляющий сигнал в этом режиме формируется так же, как сигнал рассогласования сельсина 4 коррекционного механизма, который усиливается усилителем гиросагрегата.

С усилителя 3 сигнал подается на управляющую обмотку двигателя 2, который через редуктор поворачивает корпус статора сельсина-датчика 6 гиросагрегата до положения, соответствующего азимуту.

4. 3. Радиотехнические системы измерения азимута самолета

4.3.1. Фазовый угломерный канал

Радиотехнические методы измерения азимута самолета основаны на том, что радиоволны распространяются по кратчайшему пути. Эти методы реализуются радионавигационными устройствами (РНУ), среди которых следует выделить фазовые, временные и амплитудно-фазовые РНУ, выдающие информацию об измеряемой угловой координате в виде фазы, в виде временного сдвига либо в виде амплитуды и фазы принимаемых сигналов. РНУ определения угловых координат разделяются на радиомаяки и радиопеленгаторы. Радиомаяк представляет собой передающее устройство, характеристики излучаемого сигнала которого зависят от направления излучения. Радиопеленгатор представляет собой приемное устройство с элементами, позволяющими определять направление прихода радиоволн.

Обобщенная структурная схема угломерного канала РНУ приведена на рис. 2.7. Он включает наземный радиомаяк и бортовой приемник с устройствами обработки принятых сигналов. Радиомаяк состоит из передатчиков и антенной системы. Вращение антенны и соответственно ее диаграммы направленности антенны (ДНА) приводит к тому, что параметры сигнала, принимаемого в любой точке в пределах зоны действия радиомаяка, зависят от углового положения

ДНА в данный момент. Измерения параметров сигнала, связанного с положением ДНА, дают азимут самолета. Для выделения информации об азимуте из сигналов, посылаемых радиомаяком, на борту самолета устанавливается приемник 5 с антенной 6 и устройствами обработки (7, 8, 9, 10).

Рис. 4.7.

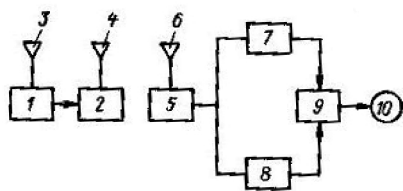


рис. 4.7. Схема угломерного канала:

1 – передатчик азимутального сигнала; 2 – передатчик опорного сигнала; 3 – вращающаяся антенна; 4 – неподвижная антенна; 5 – приемник азимутального сигнала; 6 – приемная антенна; 7 – блок выделения азимутального сигнала; 8 – блок выделения опорного сигнала; 9 – измеритель азимута; 10 – указатель азимута

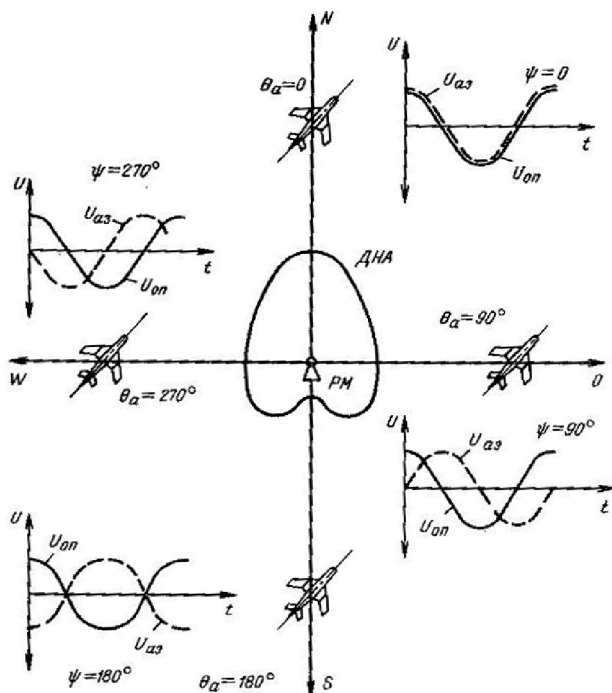


Рис. 4.8.

Графики, характеризующие принцип формирования непрерывного азимутального сигнала:

РМ – радиомаяк; ДНА – диаграмма направленности антенны; $U_{\alpha з}$ – напряжение азимутального сигнала; $U_{оп}$ – напряжение опорного сигнала; ψ – сдвиг фаз напряжений опорного и азимутального сигнала; θ_{α} – азимут; N – север; O – восток; W – запад; S – юг

Для передачи на самолет информации об угловом положении ДНА радиомаяка служит радиопередатчик опорного сигнала и бортовые устройства, выделяющие эту информацию. Задачи измерения азимута сводятся к сравнению параметров принятого и опорного сигналов. В качестве опорного передают сигнал, отмечающий момент, когда максимум или минимум ДНА совпадает с северным направлением магнитного меридиана, проходящего через место, где расположен радиомаяк.

Опорный сигнал имеет ту же несущую частоту, что используется для передачи информации об азимуте. Для выделения опорного сигнала при приеме его дополнительно кодируют. Опорный сигнал не должен зависеть от углового положения точки приема, в связи с этим этот сигнал излучается ненаправленными антеннами.

По характеру сигнала, несущего информацию об азимуте, РНУ можно подразделить на устройства с непрерывным и импульсным сигналами.

В РНУ с непрерывным сигналом радиомаяк имеет слабонаправленную ДНА. В горизонтальной плоскости ДНА имеет форму кардиоиды и вращается с постоянной частотой $\omega_{вр}$. Принцип формирования непрерывного азимутального сигнала показан на рис. 4.8.

Вращение ДНА приводит к непрерывному изменению напряженности поля в точке приема, т. е. к амплитудной модуляции принимаемого сигнала, при этом частота модуляции равна частоте вращения $\omega_{вр}$.

Изменение углового положения точки приема относительно радиомаяка приводит к изменению фазы огибающей модулированного сигнала.

Таким образом, если за опорную фазу сигнала принять фазу в точке, расположенной на северном направлении меридиана, проходящего через радиомаяк (т.е. $\Theta_a=0$), то фаза сигнала при произвольном азимуте Θ_a точки приема будет

$$\psi = \omega t_{\Theta_a} = \Theta_a,$$

так как эта фаза запаздывает относительно соответствующей фазы при азимуте

$$\begin{aligned} \Theta_a &= 0 \text{ на время} \\ t_{\Theta_a} &= \Theta_a / \omega_{вр} \end{aligned} \quad (4.1)$$

Следовательно, при непрерывном азимутальном сигнале информация заложена в фазе огибающей принимаемого амплитудно-

модулированного сигнала, а РНУ с непрерывным азимутальным сигналом относятся к классу фазовых.

4.3.2. Амплитудно-фазовый угломерный канал

Обобщенная структурная схема амплитудно-фазового радиопеленгатора приведена на рис. 4.9.

Информация о курсовом угле радиомаяка заключена в амплитуде принимаемого сигнала, а информация о знаке курсового угла – в его фазе.

Для амплитудно-фазовых радиопеленгаторов используются сигналы приводных и широковещательных радиостанций. Эти радиопеленгаторы предназначены для определения курсовых углов радиомаяков, т. е. углов между продольной осью самолета и направлением рамочной антенны, установленной на самолете.

В радиопеленгаторе используется рамочная антенна 13, диаграмма 3 направленности боковых проводников которой имеет форму восьмерки (рис. 4.10).

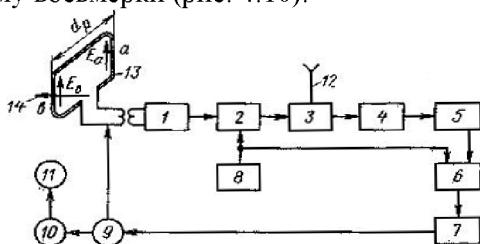


Рис. 4.9.

Схема амплитудно-фазового радиопеленгатора:
1 – усилитель высокой частоты; 2 – балансный модулятор; 3 – контур сложения; 4 – приемник; 5 – фильтр; 6 – фазовый детектор; 7 – усилитель-преобразователь; 8 – генератор опорного напряжения; 9 – электрический двитатель; 10 – сельсин-датчик; 11 – указатель курса; 12 – ненаправленная антенна; 13 – рамочная антенна; 14 – ось рамочной антенны

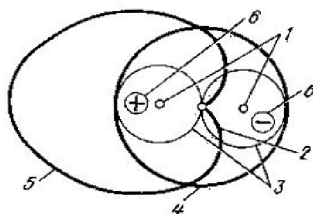


Рис. 4.10.

Диаграмма направленности радиопеленгатора:
1 – рамочная антенна; 2 – шлейфовая антенна; 3 – диаграмма направленности боковых проводников рамочной антенны; 4 – диаграмма направленности шлейфовой антенны; 5 – суммарная диаграмма направленности; 6 – заряд поля проводников рамочной антенны

Под действием электромагнитного поля, излучаемого радиомаяком, в сторонах рамки а и б (см. рис. 4.9), наводятся равные по амплитуде, но сдвинутые по фазе на угол

$$\varphi_p = \omega_n \frac{d_p}{c} = 2\pi \frac{d_p}{\lambda},$$

где ω_n – круговая частота несущего сигнала;

c – скорость распространения радиоволн, ЭДС E_a и E_b .

Результирующая ЭДС рамки $E_p = E_a - E_b$ (рис. 4.11).

Расстояние d_p (см. рис. 4.9) между сторонами а и b рамки обычно не превышает нескольких сантиметров и много меньше длины волны λ . Кроме рамочной антенны 13 в состав амплитудно-фазового радиопеленгатора входит ненаправленная антенна 12. Так как расстояние между антеннами 1 и 2 (см. рис. 4.10) много меньше длины волны принимаемых колебаний, то считают, что их поля совпадают по фазе. Диаграмма направленности шлейфовой антенны 2 имеет форму окружности.

Благодаря различиям диаграмм направленности антенн 12 и 13 (см. рис. 4.9) в результате взаимодействия принимаемых сигналов с помощью контура сложения получается суммарная диаграмма направленности 5 (см. рис. 4.10) в виде кардиоиды с явно выраженным минимумом.

Усиленный сигнал антенны 13 (см. рис. 4.9) моделируется в балансном модуляторе 2 и его напряжение определяется формулой

$$U_{б.м} = U_{м.б.м} \sin 2\pi f_{ГОН} t \sin \omega t,$$

где $U_{м.б.м}$ – амплитудное значение напряженности;

$f_{ГОН}$ – частота генератора опорного напряжения (ГОН);

ω – несущая частота сигнала радиомаяка.

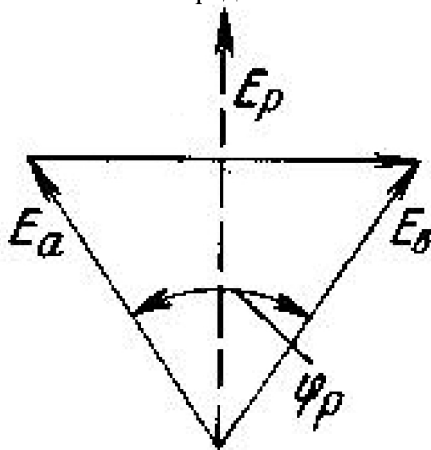


Рис. 4.11. Векторная диаграмма ЭДС рамочной антенны:
 E_a – ЭДС в стороне а; E_b – ЭДС в стороне b; E_p – результирующая ЭДС;
 ϕ_p – разность фаз между ЭДС в сторонах а и b

На приемник 4 и контур сложения 3 поступают напряжения с балансного модулятора $U_{б.м}$ с ненаправленной антенны $U_{н.а}$. Напряжение на выходе контура сложения

$$U_{к.с} = U_{н.а} + U_{б.м} = U_{н.а} (1 + m \sin 2\pi f_{ГОН} t) \sin \omega t,$$

где m – коэффициент модуляции по амплитуде.

Частота модуляции определяется ГОНом, а глубина зависит от амплитуды напряжения сигнала рассогласования антенн $U_{р.а}$, т. е. от угла рассогласования Θ_p . С уменьшением угла рассогласования глубина модуляции уменьшается, так как уменьшается напряжение $U_{р.а}$ (при $U_{р.а} = 0$ нулевой прием). При $\Theta_p = 0$ глубина модуляции равна нулю. Фаза огибающей может принимать два значения 0 и 180° в зависимости от знака угла рассогласования, так как фаза высокочастотного сигнала $U_{р.а}$ изменяется на 180° при смене знака рассогласования. Поэтому в контуре сложения в те полупериоды модулирующего напряжения, когда складываются колебания $U_{б.м}$ и $U_{н.а}$ будет происходить вычитание или сложение. Следовательно, на входе приемника 4 имеется информация об угле рассогласования Θ_p , т. е. и о курсовом угле радиомаяка, так как угол поворота рамочной антенны относительно продольной оси самолета можно легко измерить.

4.4. Временной угломерный канал

Радиотехническая система ближней навигации с временным угломерным каналом включает радиомаяк, антенная система которого имеет узкую диаграмму направленности в горизонтальной плоскости (рис. 4.12). Сигнал на входе приемника представляет собой импульс, который действует в течение времени τ , когда вращающаяся ДНА проходит через точку приема. Длительность этого импульса зависит от ширины ДНА в горизонтальной плоскости и частоты ее вращения. Изменение углового положения точки приема (антенны самолета) относительно радиомаяка приводит к смещению принимаемого импульса во времени.

Во временном угломерном канале для выделения информации об азимуте за начало отсчета t_0 берут момент, когда максимум ДНА пересекает северное направление меридиана, тогда при $\Theta_a = 0$ опорный сигнал совпадает с азимутальным импульсом, при произвольном азимуте смещение этих импульсов будет равно времени t_{Θ_a} , которое определяется выражением (4.1).

При импульсном азимутальном сигнале для определения азимута применяются измерители времени. РНУ с использованием этого метода измерения относятся к классу временных или импульсных.

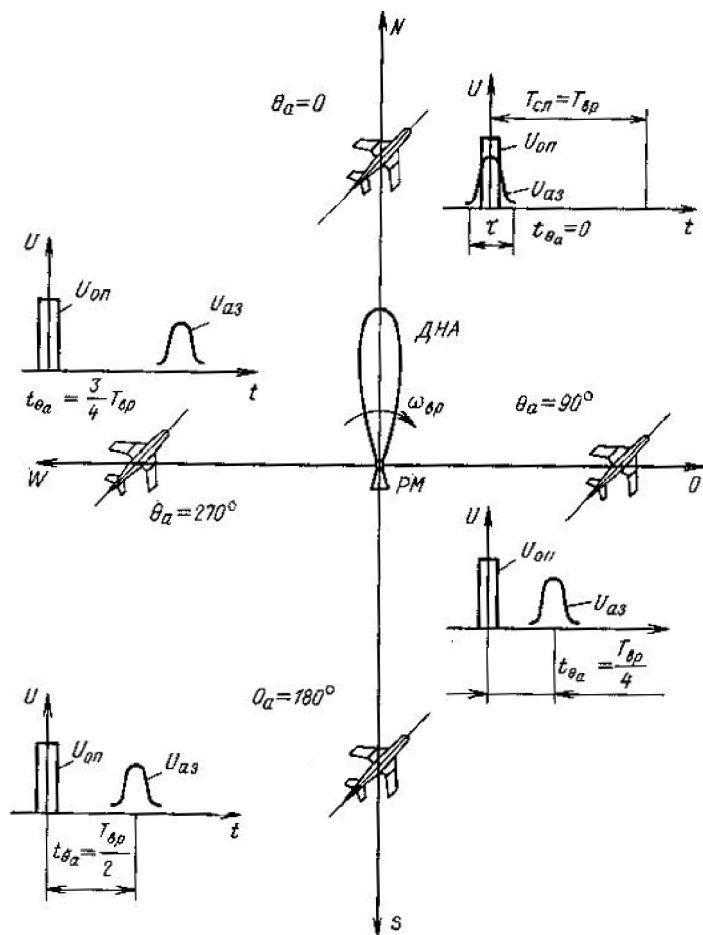


Рис. 4.12. График, характеризующий принцип формирования импульсного азимутального сигнала:

$t_{\theta a}$ — время задержки опорного сигнала; $T_{вp}$ — период вращения антенны; $T_{сн}$ — период следования опорных импульсов

Импульсный дальномерный канал

Радионавигационные устройства (РНУ), предназначенные для измерения наклонной дальности и угла места относительно опорной радионавигационной точки, положение которой точно известно, называются радиотехническими датчиками линейных координат или радиодальномерами. Для измерения расстояния применяются фазовые, частотные и импульсные радиодальномеры.

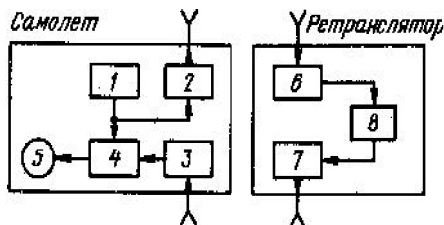


Рис. 4.13. Схема импульсного дальномерного канала: 1 – генератор запросных импульсов; 2 – бортовой передатчик; 3 – бортовой приемник; 4 – измеритель времени; 5 – указатель дальности; 6 – приемник ретранслятора; 7 – передатчик ретранслятора; 8 – формирователь ответного сигнала

Вся радионавигационная аппаратура в зависимости от количества определяемых линий положения делится на радионавигационные устройства (определяющие одну линию положения) и системы (одновременно определяющие две линии положения). Линией положения называется геометрическое место точек с постоянной линейной или угловой координатой.

Обобщенная структурная схема импульсного дальномерного канала показана на рис. 4.13.

Определение дальности D радионавигационной точки (РНТ) ретранслятора производится на борту самолета измерением интервала времени, необходимого для прохождения сигналом расстояния от самолета до наземного ответчика и обратно

$$t_0 = 2D/c, \quad (4.2)$$

где c – скорость распространения радиоволн.

Генератор запросных импульсов на самолете запускает передатчик и одновременно включает измеритель времени. Сигнал передатчика самолета переизлучается ретранслятором, включающим приемник, формирователь ответного сигнала и передатчик, установленный в РНТ. Принятый на борту самолета ответный сигнал ретранс-

латора поступает на измеритель времени, при этом начальной точкой отсчета времени является момент излучения запросного импульса.

Измерители времени (рис. 4.14) строятся по компенсационной схеме, в которой временной модулятор, задерживая опорный сигнал на время $t_{в.м}$ компенсирует задержку ответного сигнала.

Сигнал ошибки $\Delta U_{в.д.}$, полученный во временном дискриминаторе 2, интегрируется и используется для управления задержкой во временном модуляторе 1.

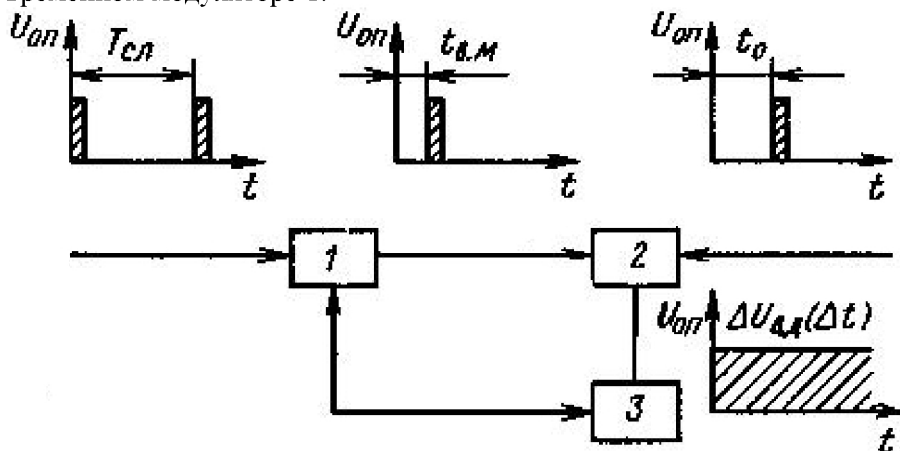


Рис. 4.14. Схема измерителя времени:

1 – временной модулятор; 2 – временной дискриминатор; 3 – интегратор;
 t_0 – время запаздывания ответного сигнала

В результате интегрирования будем иметь

$$U_{упр} = K_{и} \int_0^{t_{и}} \Delta U_{в.д.}(t) dt,$$

где $K_{и}$ – постоянная интегрирования;

$t_{и}$ – время интегрирования.

Замкнутая система измерителя времени приходит в состояние равновесия при $\Delta U_{в.д.} = 0$, которому соответствует:

$$t_{в.м} = U_{упр} / K_{в.м} = 2D/c,$$

где $K_{в.м}$ – коэффициент передачи временного модулятора.

Фазовый дальномерный канал

Рассмотрим принцип работы фазового дальномерного канала (рис 4.15). Генератор 1 вырабатывает напряжение

$$U_1 = U_{m1} \sin \varphi_1 = U_{m1} \sin(\Omega_M t + \varphi_0), \quad (4.3)$$

где U_{m1} – амплитуда;

φ_0 – начальная фаза;

φ_1 – фаза напряжения моделирующего генератора;

Ω_M – масштабная частота.

Напряжение U_1 поступает на амплитудный модулятор 2, куда подается также напряжение от генератора 4 несущей частоты, одновременно U_1 поступает на измеритель фазы 7. Непрерывно излучаемые антенной 8 колебания достигают ретранслятора, переизлучаются и принимаются антенной 9.

На выходе приемника выделяется напряжение

$$U_2 = U_{m2} \sin \varphi_2 = U_{m2} \sin(\Omega_M t + \varphi_0 - \varphi_{\text{пр}} - \varphi_{\text{рет}}),$$

где U_{m2} – амплитуда принятого сигнала;

$\varphi_{\text{пр}}$ – фазовый сдвиг сигнала в цепях приемника;

$\varphi_{\text{рет}}$ – фазовый сдвиг сигнала в цепях ретранслятора;

φ_2 – фаза принятого сигнала.

Напряжение U_2 поступает на измеритель фазы 7.

Фаза напряжения U_1 за время прохождения сигнала от самолета до ретранслятора и обратно t_D изменяется на $\Omega_M t_D$ и выражение (4.3) принимает вид

$$U_1 = U_{m1} \sin[\Omega_M(t + t_D) + \varphi_0],$$

В измерителе фазы изменяется сдвиг по фазе U_2 относительно U_1 . Разность фаз

$$\varphi_p = \varphi_1 - \varphi_2 = \Omega_M t_D + \varphi_{\text{пр}} + \varphi_{\text{рет}},$$

где $\varphi_{\text{пр}}, \varphi_{\text{рет}} = \text{const}$.

Значения $\varphi_{\text{пр}}$ и $\varphi_{\text{рет}}$ учитываются при градуировке шкалы D. Шкала D градуируется в значениях измеряемого расстояния, тогда

$$D = \frac{c}{2\Omega_M}(\varphi_p - \varphi_{\text{пр}} - \varphi_{\text{рет}}),$$

или с учетом постоянных значений $\varphi_{\text{пр}}$ и $\varphi_{\text{рет}}$, тогда

$$D = \frac{c}{2\Omega_M} \varphi_p' = M \varphi_p,$$

где M – масштабный коэффициент.

Масштабный коэффициент зависит от частоты Ω_m и поэтому Ω_m называют масштабной частотой.

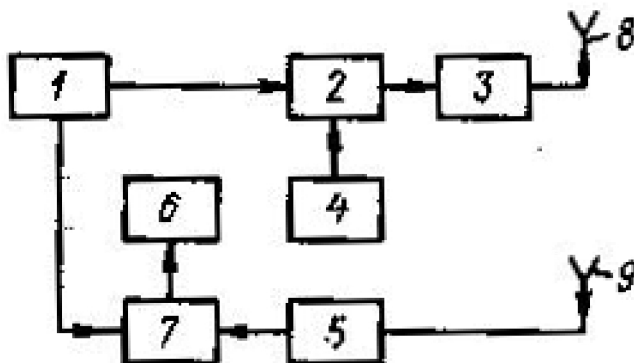


Рис. 4.15. Схема фазового дальномерного канала;

1 – генератор частоты моделирующего напряжения; 2 – модулятор; 3 – усилитель мощности; 4 – генератор несущей частоты; 5 – приемник; 6 – указатель дальности; 7 – измеритель фазы; 8 – передающая антенна; 9 – приемная антенна

4.4.1. Частотный дальномерный канал

Принцип действия частотного дальномерного канала (рис. 4.16) заключается в следующем. Передатчик частотного дальномера, установленный на самолете, излучает через передающую антенну модулированные колебания несущей частоты, которые, распространяясь в пространстве, достигают земной поверхности, отражаются от нее и частично возвращаются к приемной антенне дальномера, установленной на самолете.

Для преодоления расстояния от самолета до земли и обратно понадобится время, определяемое выражением (4.2). Для определения дальности достаточно измерить время между моментом посылки сигнала к земной поверхности и моментом приема отраженного сигнала. Это может быть достигнуто различными способами.

Излучаемые через передающую антенну сигналы представляют собой высокочастотные колебания, периодически модулированные по частоте специальным модулятором. Закон частотной модуляции может быть любой периодической функцией времени: синусоидальной, треугольной, пилообразной (рис. 4.17, а) и т. п.

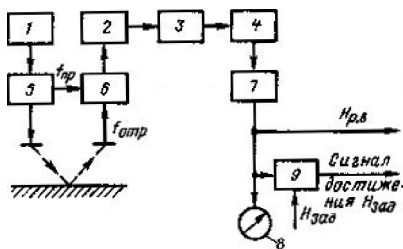


Рис. 4.16. Схема частотного дальнометра:
1 – частотный модулятор; 2 – усилитель низкой частоты; 3 – ограничитель; 4 – счетчик; 5 – генератор высокой частоты; 6 – балансный детектор; 7 – усилитель постоянного тока; 8 – указатель высоты; 9 – схема сравнения; $f_{пр}$ – частота прямого сигнала; $f_{отр}$ – частота отраженного сигнала; $H_{р.в}$ – высота, измеренная радиовысотометром; $H_{зад}$ – заданная высота

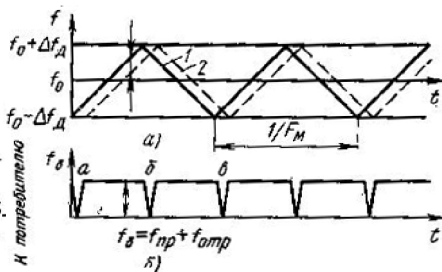


Рис. 4.17. Временные диаграммы частотного измерителя:
а – модулирующее напряжение;
1 – прямой сигнал; 2 – отраженный сигнал; F_M – частота моделирующего сигнала; б – частота биений

Частота излучаемого сигнала плавно изменяется в диапазоне:

$$f_0 + \Delta f_d,$$

где f_0 – среднее значение несущей частоты;

Δf_d – девиация частоты ($2 \Delta f_d$ – полоса качания частоты).

За время t_D частота излучаемого передатчиком сигнала изменяется

$$\Delta f = 4 \Delta f_d F_M t_D = 8 \Delta f_d F_M D/c,$$

где F_M – частота моделирующего напряжения.

Следовательно, в пределах полупериода модуляции изменение частоты Δf_d прямо пропорционально времени t_D (или дальности D).

Для измерения Δf к приемнику непосредственно от передатчика подводятся высокочастотные колебания. Этот сигнал принято называть прямым, в отличие от сигнала, возвращающегося от земли и называемого отраженным. Таким образом, на балансный детектор 6 (см. рис. 4.16) одновременно поступают два сигнала: прямой с частотой $f_{пр}$ и отраженный с частотой $f_{отр}$. Здесь происходит сложение обоих сигналов, в результате чего на выходе балансного детектора выделяются низкочастотные биения с частотой

$$f_b = \Delta f = \Delta f_{пр} - f_{отр}.$$

За исключением небольших промежутков времени на участках а, б, в (см. рис. 4.17, б) частота биений f_6 постоянна.

Низкочастотные биения усиливаются в усилителе низкой частоты 2 (см. рис. 4.16), а затем передаются в ограничитель 3, где они преобразуются в импульсы строго определенной (независимо от дальности) амплитуды. Частота следования импульсов определяется частотой биений, а значит, и дальностью. С выхода ограничителя импульсы подаются на счетчик 4, выходное постоянное напряжение которого пропорционально частоте следования импульсов. Это напряжение поступает на усилитель постоянного тока, нагрузкой которого является стрелочный указатель дальности.

Измеряемая дальность равна

$$D = \frac{c}{8\Delta f_M} f_6 = M f_6.$$

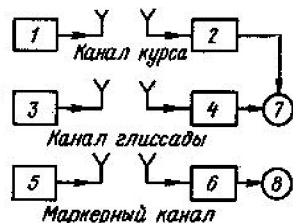
4.5. Радиотехнические датчики инструмента дальней посадки

Система посадки (рис. 4.18) включает каналы курса, глиссады и маркерный канал.

Система посадки обеспечивает получение следующей информации: в канале курса – об отклонении от курсовой равносигнальной зоны; в канале глиссады – об отклонении от расположения глиссады; в маркерном канале – о проходе фиксированных точек.

Рис. 4.18. Схема системы посадки:

1 – курсовой радиомаяк; 2 – курсовой радиоприемник; 3 – глиссадный радиомаяк; 4 – глиссадный радиоприемник; 5 – маркерный радиомаяк; 6 – маркерный радиоприемник; 7 – командно-пилотажный прибор; 8 – индикатор кода маркерных радиомаяков



Каждый канал состоит из наземных радиомаяков (курсового 1, глиссадного 3, маркерного 5), излучающих сигналы, содержащие информацию для ориентировки экипажа самолета; бортовых радиоприемников (курсового 2, глиссадного 4, маркерного 6), производящих прием и обработку информации; а также индикаторных устройств (командно-пилотажного прибора 7, индикатора кода маркерных радиомаяков 8).

Движение центра масс самолета при заходе на посадку и посадку можно рассматривать состоящим из двух изолированных движений: бокового и продольного. Боковое движение, происходящее в горизонтальной плоскости, должно обеспечить вывод самолета в плоскость посадочного курса – в вертикальную плоскость, проходящую через заданную траекторию. Проекция этой плоскости на горизонтальную плоскость, являющаяся также проекцией заданной траектории, называется курсовой линией (рис. 4.19). Диаграммы, формирующие курсовые линии, показаны далее (см. рис. 4.22, 4.24 и др.).

Продольное движение, осуществляемое в вертикальной плоскости, должно обеспечить вывод самолета в плоскость глиссады снижения (планирования) — в плоскость, проходящую через заданную траекторию и перпендикулярную плоскости посадочного курса. Плоскость глиссады снижения наклонена к горизонту, обычно на угол $\Theta = 2,5 \dots 3^\circ$. Этот угол является углом наклона глиссады снижения самолета.

Таким образом, траекторию захода на посадку можно представить как линию пересечения плоскостей посадочного курса и глиссады снижения, задаваемых курсовым и глиссадным радиомаяками.

Эти плоскости представляют собой равносигнальные зоны или зоны минимума излучения частот модуляции. Они совпадают с заданными плоскостями захода на посадку.

Отклонения самолета от равносигнальной зоны курсового радиомаяка (курсовой линии) определяются курсовым радиоприемником, а отклонения от радиосигнальной зоны глиссадного радиомаяка (глиссады снижения) – глиссадным радиоприемником.

Информация об этих отклонениях выдается на нуль-индикатор, являющийся визуальным указателем, и в систему управления - в виде тока, пропорционального этим отклонениям.

Кроме того, для обозначения (маркирования) нескольких, обычно двух-трех, контрольных точек на земле устанавливают маркерные радиомаяки, момент пролета над которыми определяется маркерным радиоприемником. Информация о пролете над маркерным маяком выдается в виде светового и звукового сигналов.

В настоящее время в мировой практике гражданской авиации используются две радиомаячные посадочные системы: международ-

ная система ИЛС и отечественная система СП-50, отличающиеся друг от друга составом аппаратуры и характером излучения радиомаяков (рис. 4.20).



I Рис. 4.19. Схема формирования траекторий посадки

Важные параметры курсового и глиссадного радиомаяков дают в привязке к нескольким базовым точкам (рис. 4.21):

- точка А на линии глиссады, расположенная над продолжением оси ВПП (со стороны захода на посадку) на расстоянии 7,4 км от порога ВПП. Она находится на высоте около 400 м. Обычно последняя часть предпосадочного маневра выполняется на этой высоте. При этом в точке А осуществляется переход из режима горизонтального полета в режим снижения по глиссаде:

- точка В на линии глиссады, расположенная на расстоянии 1050 м от порога ВПП на высоте 60 м;

- точка С, через которую проходит продолженная прямая часть глиссады. Она расположена на высоте 30 м;

- точка Д, расположенная на высоте 6 м над осью ВПП и на расстоянии 600 м от порога ВПП.

В соответствии с действующими международными правилами посадочные курсовые радиомаяки и радиоприемники работают в диапазоне 108 ... 111 МГц. По принципу действия курсовые радиомаяки и радиоприемники системы ИЛС и отечественной системы различны. Сначала подробно рассмотрим курсовые радиоприемники и радиомаяки системы ИЛС, принцип действия которых несколько проще.

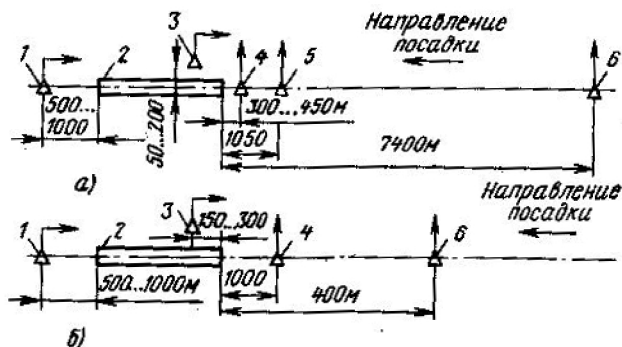


Рис. 4.20. Схема расположения оборудования посадки:
 а – система ИЛС; б – отечественная система: 1 – курсовой радиомаяк; 2 – взлетно-посадочная полоса (ВПП); 3 – глиссадный радиомаяк; 4 – ближний маркерный радиомаяк; 5 – средний маркерный радиомаяк; 6 – дальний маркерный радиомаяк.

Курсовой радиомаяк системы ИЛС излучает сигнал несущей частоты, про модулированной по амплитуде двумя различными частотами $f_1=90$ Гц и $f_2=150$ Гц. Поэтому поле, созданное этим маяком, можно представить состоящим из двух пересекающихся полей: поля, созданного сигналом с несущей частотой, модулированным по амплитуде частотой $\Omega_1 = 2\pi f_1$, и поля, созданного сигналом с несущей частотой, модулированным по амплитуде частотой $\Omega_2=2\pi f_2$ (рис. 4.22). При этом коэффициенты глубины модуляции m_{Ω_1} и m_{Ω_2} меняются в зависимости от угловой координаты ε , отсчитываемой от оси ВПП.

Курсовой радиоприемник, установленный на борту самолета, измеряет разность коэффициентов глубин модуляций несущей частоты обоих полей. На выходе курсового радиоприемника включен нуль-индикатор.

На оси ВПП коэффициенты глубины модуляций несущей частоты обоих полей одинаковы и, следовательно, разность коэффициентов глубин модуляции равна нулю. Поэтому ток на выходе курсового радиоприемника равен нулю и стрелка нуль-индикатора находится в среднем положении.

При отклонении от оси ВПП разность коэффициентов глубин модуляции вначале меняется по линейному закону, а затем остается выше определенного значения в пределах некоторого рабочего диапазона. Вследствие этого каждому угловому отклонению самолета от оси ВПП в пределах линейного участка изменения разности ко-

эффицентов глубины модуляции соответствует определенное отклонение стрелки нуль-индикатора. Очевидно, если самолет пересечет ось ВПП, то соответственно стрелка нуль-индикатора, пройдя нулевое положение, отклонится в противоположную сторону.

Рассмотрим принцип формирования равносигнальной зоны курсовым радиомаяком. Колебания несущей частоты с УВЧ-генератора 3 (рис. 4.23) поступают на электро-механические модуляторы 2 и 5.

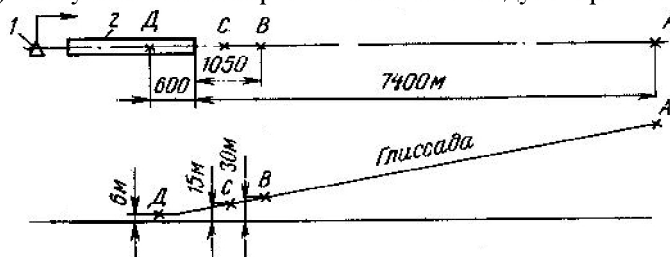


Рис. 4.21.

Расположение базовых точек системы посадки:

1 — курсовой радиомаяк; 2 — ВПП; А, Д, С, В — базовые точки системы ИЛС

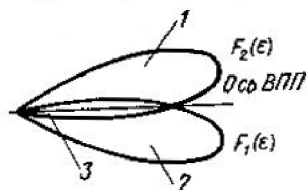


Рис. 4.22.

Диаграммы, объясняющие принцип формирования поля курсового радиомаяка ИЛС:

1 — поле сигнала, промодулированного частотой Ω_2 ; 2 — поле сигнала, промодулированного частотой Ω_1 ; 3 — равносигнальная зона; $F_1(\epsilon)$, $F_2(\epsilon)$ — характеристики направленности излучения

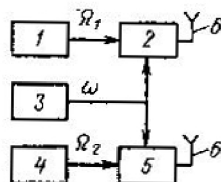


Рис. 4.23.

Схема курсового радиомаяка: 1 — генератор моделирующей частоты Ω_1 ; 2 — модулятор частоты Ω_1 ; 3 — генератор несущей частоты; 4 — генератор моделирующей частоты Ω_2 ; 5 — модулятор частоты Ω_2 ; 6 — антенно-фидерная система

На одном из них осуществляется амплитудная модуляция несущей частотой $\Omega_1=2\pi f_1$ а на другом — несущей частотой $\Omega_2=2\pi f_2$. Коэффициенты глубины модуляции в обоих каналах одинаковы.

Полученные колебания излучают через две антенны. Характеристики направленности излучения $F_1(\epsilon)$ и $F_2(\epsilon)$ (см. рис. 4.22) таковы, что они являются функцией угловой координаты, отсчитываемой от оси ВПП.

Коэффициент глубины модуляции для частот Ω_1 определяется формулой

$$m_{\Omega_1} = \frac{2mE_{\max}F_1(\varepsilon)}{2E_{\max}[F_1(\varepsilon) + F_2(\varepsilon)]} = \frac{mF_1(\varepsilon)}{F_1(\varepsilon) + F_2(\varepsilon)},$$

а для частот Ω_2 - формулой

$$m_{\Omega_2} = \frac{2mE_{\max}F_2(\varepsilon)}{2E_{\max}[F_1(\varepsilon) + F_2(\varepsilon)]} = \frac{mF_2(\varepsilon)}{F_1(\varepsilon) + F_2(\varepsilon)},$$

где m – коэффициент глубины модуляции в равносигнальной зоне.

Следовательно, коэффициенты глубины модуляции m_{Ω_1} и m_{Ω_2} являются функциями угловой координаты ε . Нетрудно заметить, что и разность коэффициентов глубин модуляции, которую обозначим Δm , является функцией угловой координаты ε :

$$\Delta m = m_{\Omega_1} - m_{\Omega_2} = m \frac{F_1(\varepsilon) - F_2(\varepsilon)}{F_1(\varepsilon) + F_2(\varepsilon)}. \quad (4.4)$$

Равносигнальная зона представляет собой геометрическое место точек, в которых $\Delta m = 0$, а это возможно при условии, что числитель зависимости (4.4) тождественно равен нулю, т. е. при $F_1(\varepsilon) = F_2(\varepsilon)$. Равносигнальная зона должна быть расположена в вертикальной плоскости, проходящей через ось ВПП. Курсовая линия, заданная курсовым радиомаяком, представляет собой геометрическое место точек, в которых разность коэффициентов глубин модуляции равна нулю. Эти точки близко расположены к оси ВПП в горизонтальной плоскости.

Курсовые радиомаяки, рассмотренные нами выше, иногда называют маяками равносигнального типа. В последние годы в системах ИЛС начали получать распространение курсовые радиомаяки другого типа, работающие с так называемым опорным нулем (рис.4.24).

В радиомаяках этого типа по симметричной относительно курсовой линии, совпадающей с осью ВПП, по характеристике $F_1(\varepsilon)$ излучается сигнал, промодулированный частотами 90 и 150 Гц. Одновременно этот радиомаяк излучает сигнал с боковыми частотами, образуя поле в виде двух лепестков с характеристикой $F_2(\varepsilon)$. Фазы напряжений боковых частот в этих лепестках противоположны. При этом в одном лепестке фаза напряжения боковой частоты совпадает с фазой напряжения сигнала, излучаемого первой антенной, а в другом – находится в противофазе.

Результирующее поле курсового радиомаяка, работающего с опорным нулем, аналогично полю курсового радиомаяка равносигнального типа.

Вместе с тем курсовые радиомаяки, работающие с опорным нулем, обладают большими регулировочными возможностями по формированию поля, что позволяет получить более высокую точность и стабильность характеристик.

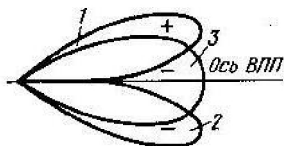


Рис. 4.24.

рис. 4.24. Диаграммы, объясняющие принцип формирования поля курсового радиомаяка с опорным нулем: 1, 2 – поля сигналов с $F_2(\epsilon)$; 3 – поле сигнала с $F_1(\epsilon)$

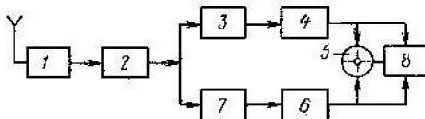


Рис. 4.25.

рис. 4.25. Схема курсового радиоприемника системы ИЛС:

1 – высокочастотный тракт; 2 – амплитудный детектор; 3 – фильтр частоты 90 Гц; 4 – выпрямитель; 5 – нуль-индикатор; 6 – выпрямитель; 7 – фильтр частоты 150 Гц; 8 – потребители

Теперь перейдем к рассмотрению принципа действия курсового радиоприемника, функциональная схема которого представлена на рис. 4.25. Сигналы курсового радиомаяка воспринимаются антенной, обычно представляющей собой горизонтальный вибратор. Принятый сигнал после прохождения высокочастотных каскадов, в которых происходит усиление по высокой, а после преобразования - по промежуточной частоте, поступает на амплитудный детектор 2. Выделенные на нагрузке детектора напряжения частот Ω_1 и Ω_2 подаются на разделительные фильтры 3 и 7, настроенные на частоты 90 и 150 Гц. Напряжения с фильтров подаются на мостовые выпрямители 4 и 6, с которых встречно-направленные токи поступают на нуль-индикатор и потребители 8.

Курсовой радиомаяк СП-50 излучает сигналы двух видов. Один из них представляет собой сигнал несущей частоты, промодулированный по амплитуде низкой частотой $f=60$ Гц. Характеристика направленности $F_2(\epsilon)$ этого излучения такова, что образуются два лепестка, разделенных плоскостью посадочного курса (рис. 4.26). При этом модулирующие напряжения в обоих лепестках находятся в противофазе, а коэффициент глубины модуляции является функцией угловой координаты ϵ , отсчитываемой от оси ВПП (плоскости посадочного курса). На оси ВПП $\Delta m = 0$. Поскольку фаза модулирующе-

го напряжения этого излучения при переходе через плоскость посадочного курса меняется на 180° , то его называют излучением "переменной фазы".

Второй вид излучения также имеет напряжение частотой $f=60$ Гц. Это излучение слабонаправленное, имеет характеристику направленности $F_1(\varepsilon)$, фаза напряжения частотой $f=60$ Гц постоянна в любой точке поля, вследствие чего такое излучение называют излучением "постоянной фазы".

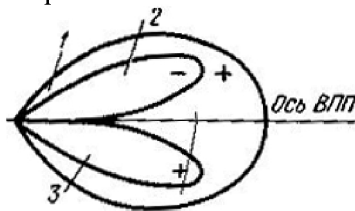


Рис. 4.26. Диаграммы, объясняющие принцип формирования поля курсового радиомаяка системы СП-50:

- 1 – поле сигнала постоянной фазы с $F_1(\varepsilon)$;
- 2,3 – поля сигналов переменной фазы $F_2(\varepsilon)$

Напряжение сигнала постоянной фазы синфазно с модулирующим напряжением сигнала переменной фазы в одном из лепестков (см. рис. 4.24).

Курсовой радиоприемник, установленный на борту самолета, используя напряжение частотой $f=60$ Гц постоянной фазы в качестве опорного сигнала, определяет фазу моделирующего напряжения переменной фазы и коэффициент глубины модуляции его несущей частоты.

На выходе курсового радиомаяка включен нуль-индикатор. В плоскости посадочного курса сигнал переменной фазы равен нулю. Поэтому ток на выходе курсового радиомаяка равен нулю и стрелка нуль-индикатора занимает нулевое положение.

При отклонении от оси ВПП появляется сигнал переменной фазы, причем коэффициент глубины модуляции в определенном диапазоне изменения угловой координаты ε нарастает по линейному закону. Благодаря этому в пределах линейной части зависимости коэффициента глубины модуляции сигнала переменной фазы от ε каждому ε соответствует вполне определенное отклонение стрелки нуль-индикатора.

Временные диаграммы сигналов, излучаемых курсовым радиомаяком, приведены на рис. 4.27.

Сигнал постоянной фазы промодулирован по амплитуде напряжением поднесущей частоты $f_n=10000$ Гц, которое, в свою очередь, промодулировано по частоте напряжением низкой частоты $f=60$ Гц. Девияция поднесущей частоты $\Delta f_n=1100$ Гц. Поднесущая частота использована для того, чтобы напряжение частотой $f=60$ Гц сигнала постоянной фазы можно было отделить в курсовом радиоприемнике от такого же напряжения сигнала переменной фазы.

Сигнал постоянной фазы излучается по ненаправленной или слабонаправленной ДНА с характеристикой $F_1(\varepsilon)$. Сигнал переменной фазы, который представляет собой амплитудно-модулированное напряжение несущей частоты, излучается по ДНА с характеристикой $F_2(\varepsilon)$.

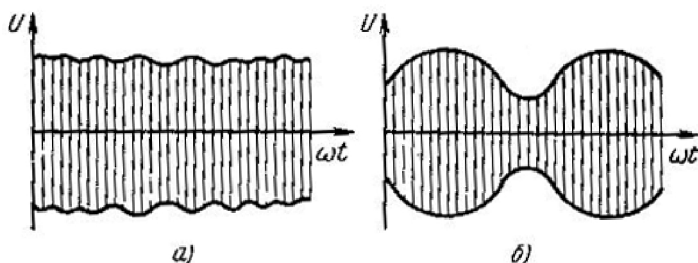


Рис. 4.27. Временные диаграммы сигналов курсового радиомаяка:
а – постоянной фазы; б – переменной фазы

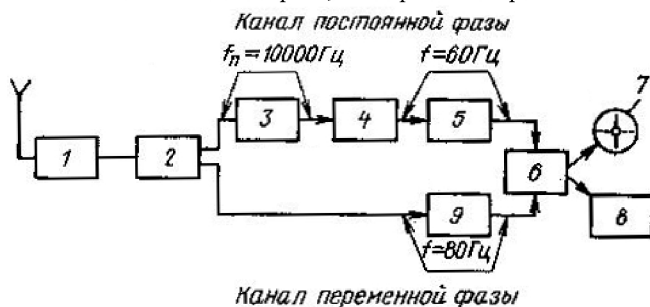


Рис. 4.28. Схема курсового радиоприемника системы СР-50:
1 – высокочастотный тракт; 2 – амплитудный детектор; 3 – усилитель-ограничитель;
4 – частотный детектор; 5 – усилитель низкой частоты канала постоянной фазы;
6 – фазовый детектор; 7 – нуль-индикатор; 8 – потребители; 9 – усилитель низкой частоты канала переменной фазы

Для сигнала переменной фазы

$$\Delta m = E_{2\max} F_2(\epsilon) / [E_{1\max} \dots F_1(\epsilon)],$$

где $E_{1\max}$, $E_{2\max}$ – амплитудные значения напряженности поля переменной фазы.

При обеспечении $E_{2\max} / E_{1\min} = \text{const}$ значение Δm является функцией угловой координаты ϵ .

Зависимость m от ϵ , так же как характеристика направленности излучения сигнала переменной фазы, для малых значений ϵ линейна.

Курсовая линия, заданная курсовым радиомаяком, представляет собой геометрические места точек, в которых для переменной фазы $\Delta m(\epsilon) = 0$ и которые имеют наибольшее приближение к оси ВПП в любой горизонтальной плоскости.

На самолете принятые антенной сигналы курсового радиомаяка поступают в высокочастотные каскады курсового радиоприемника (рис. 4.28). Здесь они усиливаются по высокой частоте, преобразуются, а затем после усиления по промежуточной частоте поступают в амплитудный детектор 2. На нагрузке детектора выделяются напряжения с $f_n = 10\,000$ Гц, модулированные по частоте $f = 60$ Гц сигнала постоянной фазы, и напряжение с $f = 60$ Гц сигнала переменной фазы. Эти напряжения разделяются фильтрующими цепочками.

Частотно-модулированное напряжение с $f_n = 10\,000$ Гц после усиления и ограничения поступает на частотный детектор 4, на нагрузке которого выделяется напряжение с $f = 60$ Гц сигнала постоянной фазы. После усиления это напряжение поступает на фазовый детектор. На него же подается напряжение с $f = 60$ Гц сигнала переменной фазы, так же предварительно усиленное.

В фазовом детекторе происходит сравнение фаз этих двух напряжений и преобразование напряжения с $f = 60$ Гц сигнала переменной фазы в постоянный ток, знак которого зависит от соотношения фаз сравниваемых напряжений. Ток с фазового детектора поступает на нуль-индикатор 7 потребителя.

Характеристики курсовых радиомаяков и радиоприемников систем СП-50 и ИЛС аналогичны. Отметим, что курсовым сектором курсового радиомаяка СП-50 называется сектор, охватывающий курсовую линию и ограниченный геометрическими местами точек, наиболее близко расположенных к курсовой линии, в которых коэффициент глубины модуляции сигнала переменной фазы $m = 0,175$.

По своему принципу действия глиссадные, курсовые радиомаяки и радиоприемники системы ИЛС очень похожи, так как в них используется двойная амплитудная модуляция. Глиссадные радиомаяки и радиоприемники работают в диапазоне частот 328,6...335,4 мГц; частоты модуляции $f_1=90$ Гц и $f_2=150$ Гц.

Излучение глиссадного радиомаяка образует в пространстве два пересекающихся поля (рис. 4.29). Равносигнальная зона лежит в заданной плоскости снижения, образуя с горизонтальной плоскостью угол $\theta \sim 2,5 \dots 3^\circ$. При этом в системе ИЛС над равносигнальной зоной преобладает сигнал частотой модуляции 90 Гц, а в СП-50 с частотой 150 Гц.

Коэффициенты глубины модуляции m_{Ω_1} и m_{Ω_2} меняются в зависимости от угловой координаты ξ , отсчитываемой от глиссады снижения - линии пересечения равносигнальной зоны глиссадного радиомаяка с плоскостью посадочного курса. Оптимально глиссада снижения должна точно совпадать с заданной траекторией захода на посадку.

На борту самолета глиссадный радиоприемник, на выходе которого установлен нуль-индикатор с горизонтальной глиссадной стрелкой, измеряет разность коэффициентов глубин модуляции обоих полей, вырабатывая ток пропорциональный этой разности.

Когда самолет (точнее - антенна глиссадного радиоприемника) находится на глиссаде (в плоскости снижения), являющейся геометрическим местом точек, в которых разность коэффициентов глубин модуляции равна нулю, ток на выходе глиссадного радиоприемника равен нулю и стрелка нуль-индикатора находится в нулевом положении.

При отклонении от глиссады снижения в пределах некоторого сектора разность коэффициентов глубин модуляции меняется по линейному закону, благодаря чему каждому угловому отклонению самолета от глиссады снижения соответствует определенное положение стрелки нуль-индикатора.

За пределами этого сектора разность коэффициентов глубин модуляции продолжает нарастать и, достигнув некоторого экстремального значения, уменьшается, находясь выше определенного значения в пределах некоторого рабочего сектора.

Сигналы с несущей частотой, модулированные сигналами с частотами $\Omega_1-2\pi f_1$ и $\Omega_2-2\pi f_2$ (рис. 4.30), излучаются антенной системой,

состоящей в простейшем случае из двух элементарных антенн, расположенных одна над другой на высотах H_B и H_H .



Рис. 4.29.

рис. 4.29. Диаграммы, объясняющие принцип формирования равносигнальной зоны глиссадного радиомаяка: 1 – верхняя диаграмма направленности с $F_1(\xi)$; 2 – нижняя диаграмма направленности с $F_2(\xi)$; 3 – равносигнальная зона; θ – угол наклона равносигнальной зоны

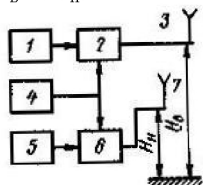


Рис. 4.30.

рис. 4.30. Схема глиссадного радиомаяка:

1 – генератор моделирующей частоты Ω_1 ; 2 – модулятор частоты Ω_1 ; 3 – верхняя антенна; 4 – генератор несущей частоты; 5 – генератор моделирующей частоты Ω_2 ; 6 – модулятор частоты Ω_2 ; 7 – нижняя антенна

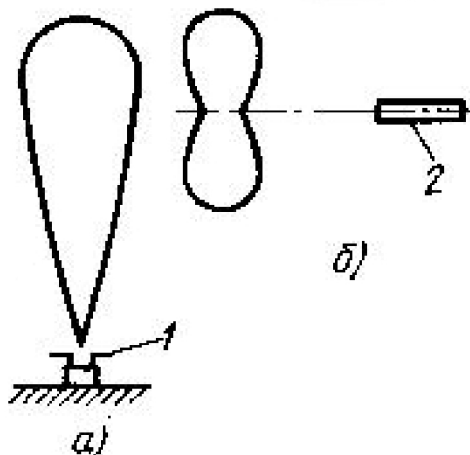


Рис. 4.31. Диаграмма направленности излучения маркерного радиомаяка:

а – в вертикальной плоскости; б – в горизонтальной плоскости;

1 – маркерный радиомаяк; 2 – взлетно-посадочная полоса

На формирование характеристик направленности поля глиссадного радиомаяка очень большое влияние оказывает земная поверхность, что выражается, в частности, в многолепестковости характеристик антенн и искривлении равносигнальных зон. Многолепестковость характеристик приводит к появлению ложных равносигнальных зон, имеющих значительно больший угол наклона к земной поверхности, чем у плоскости снижения. Формированием характери-

стик излучения антенн добиваются того, чтобы ближайшая ложная равносигнальная зона отстояла от глissады снижения на угол не менее 12° .

Для уменьшения искривлений равносигнальных зон используют глissадные радиомаяки, работающие с опорным нулем, и двухчастотные глissадные радиомаяки, аналогичные по принципу действия соответствующие курсовым радиомаякам, подробно рассмотренным ранее.

Антенна глissадного радиомаяка имеет высоту около 15 м и поэтому ее нельзя расположить вблизи ВПП.

Глissадный радиоприемник не имеет каких-либо принципиальных отличий от курсового радиоприемника с двойной амплитудной модуляцией (см. рис. 4.25).

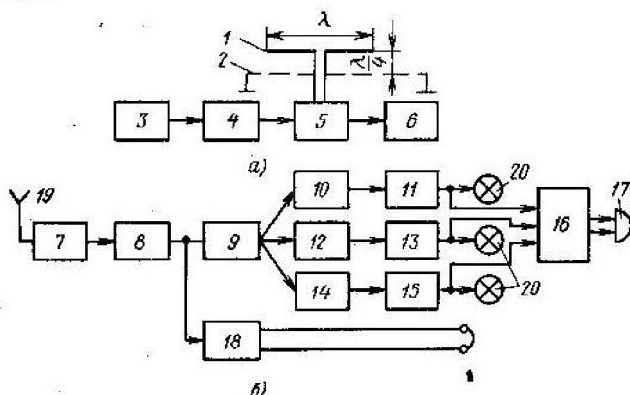


Рис. 4.32.

Схема маркерного канала:

а — маркерный радиомаяк; б — маркерный радиоприемник; 1 — передающая антенна; 2 — экран; 3 — звуковой генератор; 4 — модулятор; 5 — генератор несущей частоты; 6 — манипулятор; 7 — усилитель промежуточной частоты; 8 — детектор; 9 — усилитель низкой частоты; 10, 12, 14 — фильтры звуковых частот; 11, 13, 15 — релейные схемы; 16 — схема включения звонка; 17 — звонок; 18 — усилитель сигналов звуковой частоты; 19 — приемная антенна; 20 — лампа

Глissадная стрелка нуль-индикатора отклоняется на крайние отметки (верхнюю и нижнюю), когда самолет находится на краю глissады снижения, где разность коэффициентов глубин модуляции равна 0,175.

Маркерные радиомаяки работают на несущей частоте 75 МГц (рис. 4.31, 4.32). Сигнал с этой частотой модулируется напряжением с низкими частотами $f_1=3000$ Гц, $f_2=1300$ Гц, $f_3=400$ Гц и усиливается

в усилителе промежуточной частоты 7, после чего он детектируется и усиливается в усилителе низкой частоты 9. На выходе усилителя низкой частоты установления узкополосные фильтры частот f_1 , f_2 и f_3 (поз. 10, 12, 14), с которых напряжения низкой частоты поступают на спусковые релейные схемы 11, 13, 15. При срабатывании реле загорается лампа (табло) 20 и срабатывает звонок 17. При изменении низкой частоты световая и звуковая сигнализация воспроизводят тире и точки. Лампы (табло), коммутируемые различными реле, могут отличаться по цвету. Например, при пролете дальнего маркерного радиомаяка выдается зеленый сигнал, при полете среднего – желтый. При пролете ближнего – красный. В некоторых случаях устанавливается одна лампа, загорающаяся при полете любого маркерного радиомаяка. Кроме, того, сигнал с детектора 8 поступает на усилитель 18 телефонного канала к которому подключены телефоны членов экипажа.

Весьма важным является точное определение момента пролета над маркерным радиомаяком. Поэтому время приема сигналов должно быть строго ограничено. В системе СП-50 при снижении по глиссаде со скоростью 240 км/ч это время для дальнего маркерного радиомаяка составляет 12 ± 4 , а ближнего -6 ± 2 с. В системе ИЛС при снижении со скоростью 180 км/ч время приема сигналов дальнего радиомаяка – 12 ± 4 , среднего -6 ± 2 , ближнего -3 ± 1 с. Это, в частности, достигается тем, что напряжения включения и выключения релейных схем мало отличаются друг от друга.

4.6. Комплексные радиотехнические датчики

4.6.1. Навигационно-посадочная система "Курс-П2"

Бортовые измерители угловых и линейных координат комплексуются в радионавигационные системы, выдающие информацию для определения и прогнозирования положения самолета.

Рассмотренные устройства измерения угловых и линейных координат используются в ряде радиотехнических систем и устройств ближней навигации.

Навигационно-посадочная аппаратура "Курс-МП2", приведенная на рис. 4.33 [11], реализует фазовый метод измерения азимута и методы инструментальных посадок и предназначена для обеспечения полетов самолетов по сигналам всенаправленных радиомаяков международной системы ближней навигации VOR, выполнения предпо-

сачочных маневров и инструментальных посадок по сигналам маяков международной системы ИЛС и системы СП-50, применяемой в СССР.

Аппаратура состоит из комплекса УКВ-радиоприемников, блоков обработки информации и преобразования ее в сигналы:

- положения самолета относительно продольной плоскости, проходящей через ось ВПП;
- положения самолета относительно плоскости, проходящей под углом наклона глиссады снижения;
- положения самолета относительно заданной линии пути (ЗЛП);
- азимута самолета на маяк VOR;
- курсового угла радиостанции.

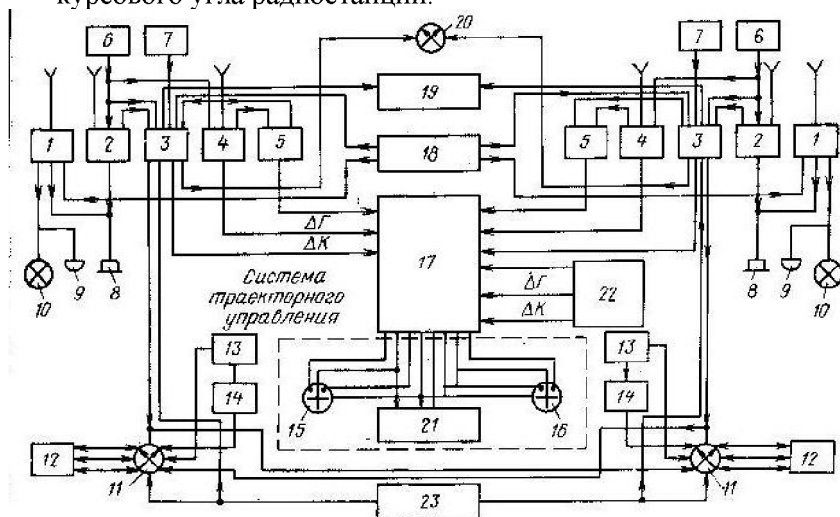


Рис. 4.33.

1.1.1.3. Схема аппаратуры "Курс-МП2":

1 – маркерный радиоприемник; 2 – курсовой радиоприемник; 3 – навигационное устройство; 4 – глиссадный радиоприемник; 5 – блок сигналов готовности; 6 – блок управления; 7 – селектор курса; 8 – телефон числа экипажа; 9 – звонок; 10 – световая сигнализация; 11 – индикатор курсовых углов; 12 – блок усиления и преобразования сигналов; 13 – автоматический радиокомпас; 14 – потенциометрический блок преобразования; 15 – командно-пилотажный прибор левое летчика; 16 – командно-пилотажный прибор правое летчика; 17 – блок коммутации; 18 – селектор режимов; 19 – блок установки электрического баланса; 20 – указатель штурмана; 21 – вычислитель; 22 – радиотехническая система ближней навигации; 23 – курсовая система

При полуавтоматическом пилотировании сигналы выдаются на плановый прибор системы траекторного управления и на вычисли-

тели. Аналогичное использование сигналов происходит и при автоматическом управлении полетом системой траекторного управления.

Аппаратура "Курс-МП2" состоит из двух одинаковых полуккомплектов, а также УКВ-приемников и блоков, обеспечивающих независимое управление каждым полуккомплексом. В зависимости от сложившейся обстановки и выполняемых задач экипаж самолета может поставить каждый полуккомплекс в режим навигации или посадки и работать по одному или двум маякам системы VOR. При работе обоих полуккомплектов и режиме посадки к вычислителю подключается один полуккомплекс, второй находится в "горячем" резерве, т. е. включен и поставлен в режим посадки.

В случае выхода из строя первого полуккомплекта автоматически подключится второй, резервирование каналов, обрабатывающих информацию о боковом и продольном положении самолета, независимое.

При выполнении тактических задач аппаратура "Курс-МП2" выдает следующие сигналы индикации:

- сигналы, характеризующие положение самолета относительно ЗЛП в горизонтальной и вертикальной плоскостях (ΔK и $\Delta \Gamma$ соответственно);
- сигналы, характеризующие работоспособность аппаратуры и извещающие о входе самолета в зону действия маяка;
- текущий азимут самолета на маяк VOR;
- курсовой угол относительно маяка VOR;
- сигналы, характеризующие пролет самолетом маяка VOR;
- сигналы, характеризующие пролет самолетом маркерных маяков (маршрутных и посадочных).

В зависимости от типа самолета, наличия на нем других систем ближней навигации и посадки и типа полуавтоматической системы состав аппаратуры "Курс-МП2" (см. рис. 4.33) может быть различный.

Рассмотрим краткие технические данные аппаратуры.

Аппаратуру "Курс-МП2" можно эксплуатировать:

- при температуре окружающей среды от -50 до $+50^{\circ}\text{C}$;
- при относительной влажности не более 100%;
- при вибрационных нагрузках с ускорением до $5g$, в диапазоне частот $10 \dots 80$ Гц;

– при ударных нагрузках с ускорением не более 4g.

Как правило, при эксплуатации аппаратура устанавливается в герметизированных отсеках самолета на амортизационную раму.

Аппаратура "Курс-МП2" совместно с наземным оборудованием реализует системы VOR, ИЛС и СП-50.

Управление аппаратурой "Курс-МП2" осуществляется дистанционно. Органы управления расположены на приборных досках пилотов и штурмана.

4.6.2. Самолетный дальномер

Дальномер (рис. 4.34), предназначенный для определения наклонной дальности между самолетом и наземными радиомаяками системы DME, основан на том же принципе, что и импульсные или временные радионавигационные устройства, описанные ранее.

Радионавигационная система, включающая сеть наземных радиомаяков VOR, DME и комплекс бортового оборудования, образует международную угломерно-дальномерную систему ближней навигации.

Дальность действия дальномера равна 370 км. При этом погрешность измерение не превышает 273 м. Дальномер работает в диапазоне частот 1025 ... 1150 МГц. В него входят антенна 13, приемопередатчик 14, установленный на амортизационной раме, пульт управления 2 и индикаторы дальности 1. На самолетах средних и дальних линий устанавливаются два комплекта дальномера.

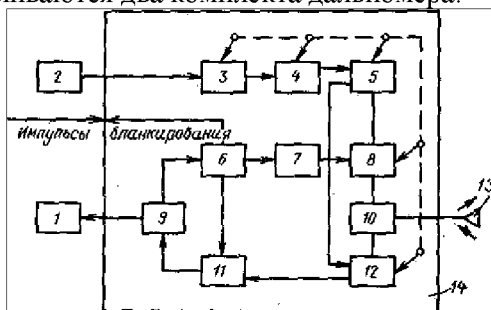


Рис. 4.34. Схема самолетного дальномера:

- 1 – индикатор дальности; 2 – пулы управления; 3 – механизм перестройки;
4 – задающие кварцевые генераторы; 5 – умножитель частоты; 6 – шифратор;
7 – модулятор; 8 – передатчик; 9 – блок измерения дальности; 10 – выходное
устройство; 11 – дешифратор; 12 – приемник; 13 – антенна; 14 – приемопередатчик

Измеренная дальность отражается индикаторами, представляющими собой следующие системы сопровождения стробирующего импульса, которые приводят во вращение диски с цифровыми шкалами.

Радиомаяки системы DME при отсутствии запросных импульсов дальности от самолетов работают в режиме опознавания, излучая кодированные пары импульсов со средней частотой повторения 2700 ± 90 Гц и передавая через каждые 30 с в течение 5 с телеграфные сигналы.

4.6.3. Радиовысотомер

Радиовысотомер (рис. 4.35) реализует частотный метод измерения дальности, описанный ранее. Он предназначен для измерения и индикации истинной высоты полета, а также для выдачи сигнала текущей высоты в систему траекторного управления и предупреждения экипажа самолета о пролете высоты, заранее установленной на указателях. Погрешность измерения малых высот над толстым слоем льда или снега увеличивается.

При пролете высоты принятия решения с выхода радиовысотомера поступает сигнал на световое табло, а также на телефоны самолетного переговорного устройства левого пилота и на громкоговорители. Диапазон частоты передатчика радиовысотомера лежит в пределах 4200 ... 4400 МГц. Радиовысотомер имеет автоматическую сигнализацию отказа, световое табло и лампы красного цвета на кнопках КОНТРОЛЬ указателей высоты.

Конструктивно радиовысотомер оформлен в виде следующих блоков: приемопередатчика 14, указателя высоты, передающей 18 и приемной 19 антенн, реле давления, распределительной коробки (указатель высоты, реле давления и распределительная коробка на схеме не показаны). На самолетах средних и дальних авиалиний устанавливается два радиовысотомера.

Радиовысотомер является радиолокационной станцией непрерывного излучения с частотной модуляцией. Его схема включает блоки: измерения высоты 10, автоматической подстройки 3 постоянной радиовысотомера, встроенного контроля 9, сигнализации 1, питания 20.

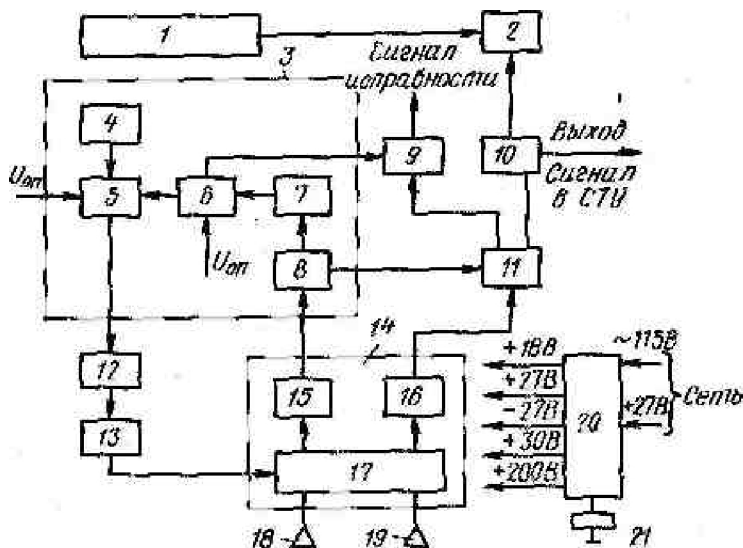


Рис. 4.35. Схема радиовысотомера:

1 – блок сигнализации; 2 – указатель высоты; 3 – блок автоматической подстройки; 4 – генератор моделирующей частоты; 5 – модулятор; 6 – усилитель постоянного тока; 7 – счетчик; 8 – ограничитель; 9 – блок контроля; 10 – блок измерения высоты; 11 – усилитель разностной частоты; 12 – интегратор; 13 – генератор сверхвысокой частоты; 14 – приемопередатчик; 15 – усилитель низкой частоты; 16 – промежуточный усилитель разностной частоты; 17 – смеситель; 18 – передающая антенна; 19 – приемная антенна; 20 – блок питания; 21 – реле отключения; $U_{оп}$ – опорное напряжение; СТУ – система траекторного управления

Сигнал текущей высоты снимается с выхода блока измерений и преобразуется следящей системой в угол поворота стрелки указателя.

Блок сигнализации 1 при отклонении стрелки указателя высоты ниже высоты принятия решения (предварительно установленной на указателях высоты) выдает сигнал на табло. При достижении высоты принятия решения по указателю левого пилота в телефоны через самолетное переговорное устройство выдается кратковременный звуковой сигнал.

При полете за пределами рабочего диапазона радиовысотомер автоматически выключается барометрическим реле отключения.

4.6.4. Угломерно-дальномерная система ближней навигации

Нами рассмотрены международные радионавигационные системы ближней навигации VOR и DME, которые используют для навигации бортовое оборудование аппаратуры "Курс-МП2" и дальномер.

В настоящее время в отечественной авиации на территории СССР также широко используется угломерно-дальномерная система ближней навигации. Эта система предназначена для непрерывного измерения и индикации полярных координат самолета (азимута и наклонной дальности) относительно наземного азимутально-дальномерного радиомаяка; построения полярных координат самолета по данным навигационно-вычислительного устройства относительно радиомаяка; коррекции текущих координат самолета, вычисленных навигационно-вычислительным устройством по измеренным азимуту и дальности, логически оцененным на достоверность выдачи сигналов наземному радиомаяку для индикации отметки самолета на наземном индикаторе с целью его опознавания.

Дальность действия системы зависит от высоты полета и соответственно равна: на высоте полета 10 000 м – 360 км; 5000 м – 250 км; 250 м – 70 км. При этом максимальная погрешность измерения азимута не превышает $\pm 0,25^\circ$; наклонной дальности ± 250 м, коррекции $\pm 0,01D$.

Конструктивно система представляет функционально связанные между собой отдельные блоки (рис. 4.36).

Азимут и дальность самолета относительно радиомаяка с известными географическими координатами определяет бортовое оборудование угломерно-дальномерной системы с помощью радиомаяка, в который входят передатчики опорных, азимутальных и дальномерных сигналов и приемник.

Азимутальный радиомаяк через антенну, вращающуюся с частотой 100 об/мин, и всенаправленную антенну излучает азимутальный и опорные импульсы.

Опорные импульсы излучаются в моменты, когда вращающаяся антенна ориентирована по северному направлению меридиана, т.е. импульсы опорные и азимутальные совпадают по времени. При всех других направлениях будет задержка азимутального импульса относительно опорного, пропорциональная текущему значению азимута самолета.

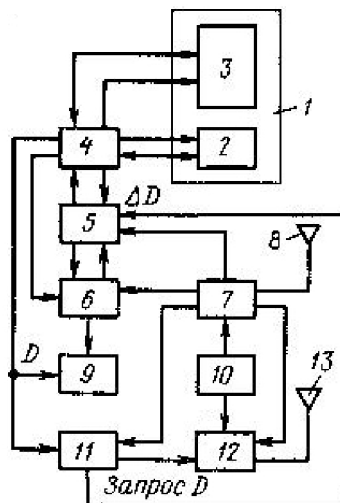


Рис. 4.36. Схема угломерно-дальномерной системы ближней навигации:
 1 – навигационно-вычислительное устройство; 2 – задачик угла карты; 3 – блок преобразования; 4 – блок коррекции; 5 – блок оценки; 6 – блок измерения азимута; 7 – самолетный приемник азимута и дальности; 8 – приемная антенна; 9 – прямопоказывающий прибор азимута и дальности; 10 – переключатель каналов связи; 11 – блок дальности; 12 – самолетный запросчик дальности; 13 – передающая антенна

Расстояние от самолета до радиомаяка РСБН-2 определяется по принципу запрос - ответ путем измерения времени прохождения запросного сигнала от самолета до радиомаяка и от радиомаяка до самолета. Это время преобразуется в измеряемое расстояние.

Сигналы, пропорциональные измеренным азимуту и дальности, поступают в блок оценки 5, где производится их оценка на достоверность, и управление коррекцией координат самолета, вычисленных навигационно-вычислительным устройством.

Блок коррекции 4 осуществляет: построение полярных координат самолета по данным навигационно-вычислительного устройства, преобразование ортодромических составляющих путевой скорости $V_{пс}$ и $V_{пз}$ в полярные составляющие с учетом угла карты и вычисление полярных координат самолета относительно радиомаяка по полярным составляющим путевой скорости $V_{п\theta}$ и $V_{п\varphi}$ так же с учетом угла карты.

Из блока коррекции в блок оценки поступают ортодромические составляющие рассогласований между координатами, вычисленными блоком коррекции 4 по измеренным D и азимуту самолета относительно радиомаяка и автономно вычисленным навигационно-вычислительным устройством 1, которые преобразуются в составляющие скорости ветра $\vec{W}_s$ и $\vec{W}_z$ используемые для повышения точности определения полярных координат при включенном режиме коррекции.

4.6.5. Автоматический радиокомпас

В автоматическом радиокомпасе (рис. 4.37), предназначенном для измерения курсовых углов приводных радиомаяков и широко-вещательных радиостанций, работающих в диапазоне частот 150...1799,5 кГц, реализуется амплитудно-фазовый метод измерения. Радиокомпас является резервным датчиком для получения информации о координатах самолета.

Входное устройство радиокомпаса – рамочная антенна, обладающая резко выраженным направленным приемом. В радиокомпасе 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 катушками и выполненную в виде витка. Каждая из полевых катушек соединена с одной обмоткой рамочной антенны.

Ненаправленная антенна радиокомпаса представляет собой полосу латунной посеребренной фольги, вклеенную в диэлектрический кожух. В результате взаимодействия и сложения двух сигналов, принятых, рамочной и ненаправленной антеннами, образуется амплитудно-модулированный сигнал. Сигнал ненаправленной антенны является в нем опорным, а сигнал от рамочной антенны – модулирующим.

Сигнал, образовавшийся в результате взаимодействия сигналов от рамочной и не направленной антенн, пройдя приемник амплитудно-модулированных сигналов с однократным преобразованием частоты, поступает в следящую систему измерения курсового угла.

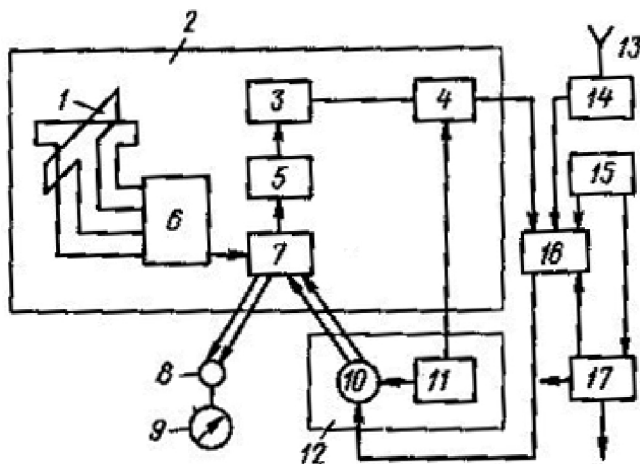


Рис. 4.37. Схема автоматического радиоконпаса:

- 1 – рамочная антенна; 2 – антенное устройство; 3 – фазирующие цепи;
 4 – коммутатор фазы; 5 – усилитель рамки; 6 – эквивалент кабеля; 7 – гониометр;
 8 – вращающийся трансформатор; 9 – указатель курса; 10 – электрический
 двигатель; 11 – звуковой генератор; 12 – управляющая схема; 13 – шпильковая
 антенна; 14 – блок согласования; 15 – пульт управления; 16 – приемник;
 17 – блок питания

4.7. Датчики скорости полета

4.7.1. Измерение воздушной скорости

Одной из первостепенных задач самолетовождения является точное определение скорости. Скорость полета самолета может быть измерена либо относительно воздуха, либо относительно земли.

В первом случае измеренная аэрометрическими методами скорость называется воздушной, а во втором, измеренная либо доплеровскими системами, либо датчиками инерциальной системы навигации, - путевой.

Рассмотрим принцип действия этих датчиков и конкретные системы, реализующие эти принципы.

Совершенствование доплеровских и инерциальных систем снизило значение воздушной скорости как основной величины, вводимой в бортовую вычислительную машину. Однако ее необходимо учитывать при выходе из строя основной доплеровской системы счисления пути.

Принцип действия датчиков для измерения воздушной скорости основан на зависимости динамического давления $p_{\text{дин}}$, измеряемого упругим чувствительным элементом, от воздушной скорости V . Эта зависимость имеет вид:

для $V \leq 400$ км/ч

$$p_{\text{дин}} = \rho V^2 / (2g);$$

для $V > 400$ км

$$p_{\text{дин}} = p_{\text{ст}} \left\{ \left[(k-1) \rho V^2 / (2gk p_{\text{ст}}) + 1 \right]^{k/(k-1)} - 1 \right\};$$

для $V > a$

$$p_{\text{дин}} = p_{\text{ст}} \left[\frac{\left(\frac{k+1}{2} \right)^{(k+1)/(k-1)} \left(\frac{2}{k-1} \right)^{2/(k-1)} M^{2k/(k-1)}}{\left(\frac{2k}{k-1} M^2 - 1 \right)^{\frac{k}{k-1}}} \right],$$

где $p_{\text{ст}}$ и ρ – статическое давление и плотность воздуха на высоте полета;

g – ускорение свободного падения;

$K = 1,4$ – показатель адиабаты;

$M = V/a$ – число Маха.

Датчики воздушной скорости входят в состав централизованных систем, которые являются источниками информации о параметрах движения самолета относительно воздушной среды (скорости, высоте, числе Маха и др.) и о параметрах, характеризующих атмосферу (плотности, давлении, температуре и т. п.). Эти параметры измеряют централи скорости и высоты, называемые также системой воздушных сигналов.

По своему назначению центральный является датчиком сигналов в системах автоматического управления и других устройствах. Принцип ее действия основан на измерении аэрометрических величин – статического $p_{\text{ст}}$ и полного $p_{\text{п}}$ давлений потока воздуха, набегающего на летательный аппарат, и температуры заторможенного потока $T_{\text{зат}}$, а также вычислении выходных параметров на основе известных аэродинамических закономерностей.

Пилотажно-навигационная система воздушных сигналов (рис. 4.38), измеряющая высоту до 15 км представляет собой вычислительное устройство аналогового типа, определение параметров в котором основано на измерении:

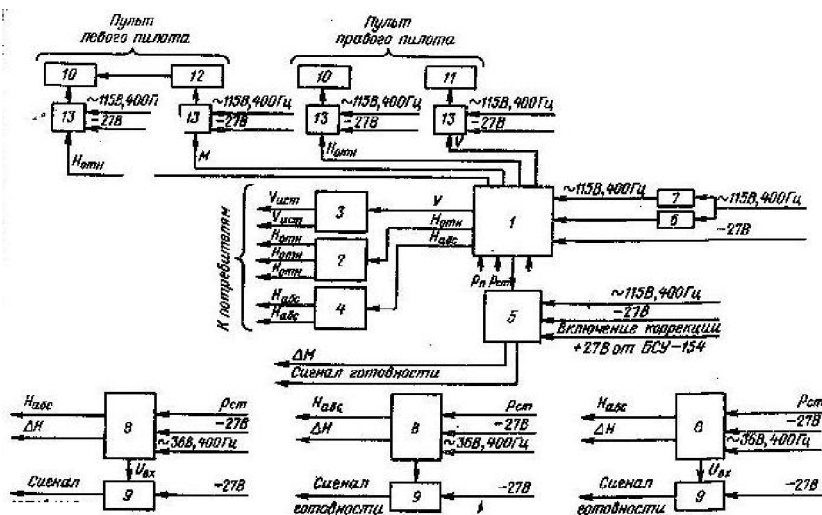


Рис. 4.38.

Схема системы воздушных сигналов:

1 - вычислитель скорости, числа М и высоты; 2 - потенциометрический блок преобразования $H_{отн}$; 3 - потенциометрический блок преобразования V ; 4 - потенциометрический блок преобразования $H_{абс}$; 5 - электрический блок коррекции числа М; 6 - блок питания; 7 - фильтр; 8 - корректор высоты; 9 - блок сигнализации готовности; 10 - указатель высоты с блоком питания; 11 - указатель скорости с блоком питания; 12 - указатель числа М с блоком питания; 13 - блок преобразования и усиления

- статического давления $p_{ст}$;
- динамического давления $p_{дин}$;
- давления на уровне земли $p_з$;
- температуры $T_{зат}$.

Система воздушных сигналов входит в комплекс пилотажно-навигационного оборудования самолета Ту-154 и предназначена для определения и непрерывной выдачи в бортовые системы навигации и пилотирования следующих параметров: числа М, воздушной скорости V , относительной барометрической высоты $H_{отн}$, абсолютной барометрической $H_{абс}$, приборной скорости $V_{приб}$, отклонений числа М от заданного значения ΔM , отклонения абсолютной барометрической высоты от заданного значения ΔH , отклонения приборной скорости от заданного значения $\Delta V_{приб}$.

Для информации экипажа о режиме полета система воздушных сигналов выдает на табло параметры: $H_{отн}$, М, V . Кроме того, в системе предусмотрена возможность индикации путевой скорости

$\bar{V}_n$ путем переключения выключателя на указателе V из положения ВОЗД. и положение ПУТ. Выдача определяемых системой параметров производится:

в НВУ:

- $H_{отн}$ – для выполнения элементов вертикального маневра,
 - $H_{ист}$ – для счисления параметров пути в режиме ПАМЯТЬ;
- в самолетный ответчик:

– $H_{отн}$ и $H_{абс}$ – для контроля эшелонирования на диспетчерском пункте;

в систему автоматического управления (САУ):

- $V_{приб}$ – для ограничения приборной скорости самолета,
- $H_{абс}$ – для коррекции передаточных чисел,
- ΔH – для стабилизации полета на заданной высоте с целью обеспечения эшелонирования,
- ΔM – для стабилизации полета по заданному числу,
- ΔV – для стабилизации полета по заданной приборной скорости.

Параметры $V_{приб}$ и $\Delta V_{приб}$ выдаются корректором скорости, а ΔH – корректором высоты.

Параметры в системе воздушных сигналов определяются по следующим формулам:

при значениях, меньших 1, числа M определяется по формуле

$$p_{дин}/p_{ст} = (1 + 0,2M^2)^{3,5} - 1;$$

воздушная скорость определяется по формуле

$$V = f(M)\sqrt{T_{зат}},$$

где $f(M) = 72,1728M/\sqrt{1+0,2M^2}$;

При значении, меньшем или равном 11 км, абсолютная барометрическая высота определяется по формуле

$$H_{абс} = 44309,39[1 - (p_{ст}/p_0)^{0,19028}];$$

Относительная барометрическая высота определяется по формуле

$$H_{отн} = H_{абс} - H_3,$$

где H_3 – абсолютная барометрическая высота местности, относительно которой определяется $H_{отн}$:

приборная скорость определяется по формуле

$$p_{дин} = p_0(1 - 0.133334 \cdot 10^{-6} V_{приб})^{3,5} - 1.$$

4.7.2. Изменение путевой скорости

Допплеровский метод. Допплеровские системы измеряют скорость с большой точностью. При полете самолета как над землей, так и над водой скорость измеряется с погрешностью, не превышающей 0,5%.

В основу принципа действия доплеровской системы положен эффект Допплера – Белопольского, заключающийся в изменении частоты отраженных радиоволн, принятых движущимся приемником, по сравнению с частотой радиоволн, излучаемых передатчиком.

Уравнение связи разности упомянутых частот, т. е. частоты Допплера f_D с измеряемыми параметрами имеет вид

$$f_D = f_0 \frac{\vec{V}_\Pi}{c} \cos \theta \cos(\beta - \alpha),$$

где f_0 – частота излучения передатчика;

c – скорость распространения радиоволн;

Θ – угол наклона диаграммы направленности антенны к Земле;

β – угол в горизонтальной плоскости между проекциями продольной оси самолета и оси ДНА передатчика;

α – угол сноса.

Таким образом, в доплеровской частоте содержится информация как о путевой скорости, так и об угле сноса α . Поэтому доплеровские системы строятся как измерители путевой скорости и угла сноса, их сокращенно называют ДИССом. ДИСС реализуется в виде радиолокационной станции с непрерывным излучением, работающей в трехсантиметровом диапазоне радиоволн. Современные ДИССы включают в свой состав четыре передающие и четыре приемные антенны с одинаковыми диаграммами направленности.

Схема излучения радиоволн показана на рис. 4.39, 4.40.

Частота радиоволн для отражающих площадок 1, 2 (см. рис. 4.40) будет возрастать на f_D , а для отражающих площадок 3 и 4 уменьшаться на f_D , т.е.

$$f_{1,2} = f_0 + f_D; f_{3,4} = f_0 - f_D.$$

Из-за отсутствия полной развязки передающих и приемных систем на входе приемника ДИССа существует спектр частот амплитудно-модулированных колебаний с несущей f_0 и боковыми частотами $f_{1,2}$ и $f_{3,4}$.

При отсутствии бокового ветра доплеровские частоты не изменяются и пропорциональны путевой скорости самолета. Если самолет летит со сносом (см. рис. 4.40), то при использовании лучей, падающих на площадки 1...3, доплеровские частоты будут определяться формулой

$$f_D = f_{1,3} = f_0 \frac{\vec{V}_n}{c} \cos \theta \cos(\beta - \alpha), \quad (4.5)$$

а при использовании лучей, падающих на площадки 2...4—формулой

$$f_D = f_{2,4} = f_0 \frac{\vec{V}_n}{c} \cos \theta \cos(\beta + \alpha). \quad (4.6)$$

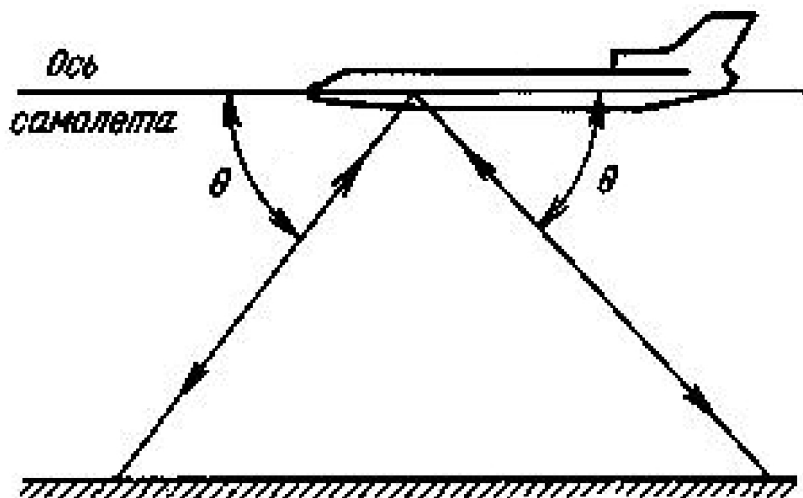


Рис. 4.39. Схема излучения ДИССа в вертикальной плоскости

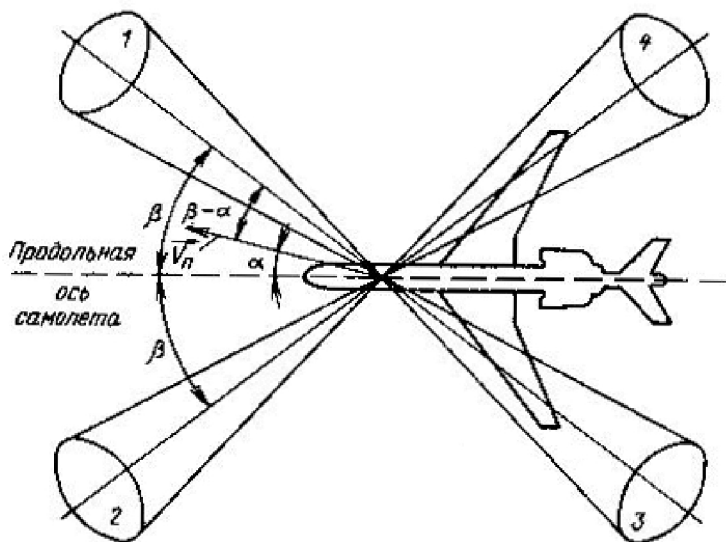


Рис. 4.40. Схема излучения ДИССа в горизонтальной плоскости

Решая уравнения (4.5) и (4.6), определяют угол сноса и путевую скорость самолета. Рассмотренный принцип реализуется в широко используемом ДИССе, схема которого и его связи с бортовым навигационным комплексом представлены на рис. 4.41.

Передатчик формирует стабилизированные высокочастотные колебания. Эти колебания поступают на передающую антенну и излучаются под углом Θ и направлении площадок 1 ... 4 (см. рис. 4.40). Отраженные от Земли колебания воспринимаются приемной антенной одновременно с колебаниями, излучаемыми передающей антенной, и поступают на вход приемника, где формируется спектр частот амплитудно-модулированных колебаний.

На выходе приемника 7 (см. рис. 4.41) выделяется и усиливается спектр доплеровских частот, которые подаются в блок частотомеров.

Напряжение доплеровских частот в блоке частотомеров преобразуется в импульсы постоянной амплитуды и длительности, частота которых пропорциональна средней доплеровской частоте. Эти импульсы используются в навигационно-вычислительном устройстве 12 для определения путевой скорости и угла сноса. Одновременно

блок частотомеров выдает постоянные напряжения U_1 и U_2 , пропорциональные доплеровским частотам $f_{1,3}$ и $f_{2,4}$. Эти напряжения подаются в вычислители 8, которые решают уравнения (4.5) и (4.6), представленные в виде

$$U_2 = U_1 - U \frac{\operatorname{tg} \alpha}{m}; \quad (4.7)$$

$$U = \sec \alpha = \frac{\vec{V}_n}{k}, \quad (4.8)$$

где $U = U_1 + U_2$;

m и k — постоянные коэффициенты.

В уравнении (4.7) одно неизвестное α , которое определяется вычислителем в первую очередь. Второе уравнение (4.8) относительно модуля путевой скорости $\vec{V}_n$ решается после подстановки в него значения α .

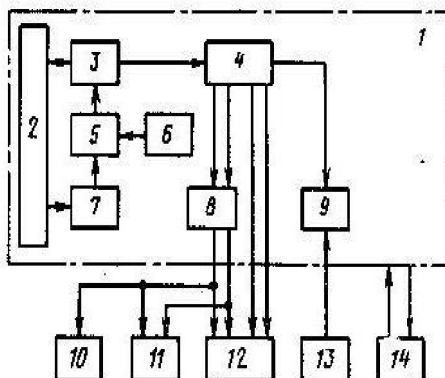
Полученные значения путевой скорости и угла снова подаются в аналоговый канал навигационно-вычислительного устройства 12, на указатель скорости 10 системы воздушных сигналов и на планово-навигационный прибор 11 системы траекторного управления.

Импульсная информация об $\vec{V}_n$ и α из ДИССа в виде двух частот поступает одновременно на два входа навигационно-вычислительного устройства.

Рис. 4.41.

Схема связи ДИССа с бортовым навигационным комплексом:

1 — ДИСС; 2 — антенно-фидерное устройство; 3 — передатчик; 4 — частотомер; 5 — балансный смеситель; 6 — гетеродин; 7 — приемник; 8 — вычислитель; 9 — схема управления; 10 — указатель скорости; 11 — планово-навигационный прибор; 12 — навигационно-вычислительное устройство; 13 — малогабаритная гировертикаль; 14 — пульт управления



Инерционный метод. Инерционный метод применяется для вычисления составляющих скорости движения центра масс самолета, измерения углов ориентации корпуса самолета относительно нави-

гационных систем координат, а также позволяет измерять ускорения центра масс самолета, возникающие под действием активных (негравитационных) сил, вычислять координаты центра масс самолета относительно заданной системы отсчета (моделируемой навигационной системы координат).

Инерциальный метод определения составляющих путевой скорости основан на физическом и математическом моделировании динамики движения самолета как твердого тела под действием совокупности внешних сил и вращающихся моментов. Процесс определения составляющих путевой скорости сводится к интегрированию во времени дифференциальных уравнений, в правых частях которых находятся ускорения, измеренные датчиками.

Инерциальные методы, нашедшие широкое распространение в авиации, основаны на применении опорных тел, кинематически связанных с самолетом. Инерциальная система отсчета, относительно которой определяется скорость, реализуется аналитически, поскольку опорное тело массой m движется вместе с самолетом (рис. 4.42)

В состоянии покоя центр масс опорного тела, связанного с самолетом через пружину, находится в точке A , являющейся точкой отсчета, пружина не нагружена. При отсутствии начальных деформаций пружины и при равномерном и прямолинейном движении самолета опорное тело 2 массой m движется вместе с самолетом как единая инерциальная система. Пусть к корпусу самолета приложена сила P , вызывающая его движение с ускорением a , направление которого совпадает с направлением действия силы.

Тело с массой m , сохраняя равномерное движение, будет отставать от корпуса, растягивая пружину на величину r . Сила F упругости пружины, зависящая от r , приложена, с одной стороны, к телу с массой m , а с другой, - к корпусу самолета. В результате тело будет двигаться с ускорением

$$a_r = F/m, \quad (4.9)$$

а корпус самолета - с ускорением

$$a_c = (\vec{p} - \vec{F})/m_0, \quad (4.10)$$

где m_0 – масса корпуса самолета.

По окончании переходного процесса самолет и тело будут двигаться как единое целое с одинаковым ускорением

$$a_c = a_r. \quad (4.11)$$

Это ускорение измеряется акселерометрами (рис. 4.43).

Применяемые в инерциальных системах акселерометры представляют собой устройства с силовой обратной связью, в которых сила, пропорциональная ускорению и действующая на чувствительный элемент, уравнивается силой, создаваемой током в катушке, помещенной в магнитном поле.

При совпадении оси чувствительности акселерометра с направлением силы, действующей на прибор, чувствительный элемент стремится двигаться в направлении, обратном действию этой силы. Любое его отклонение относительно нулевого положения создает в укрепленной на нем катушке ЭДС, пропорциональную действующей силе, а значит и ускорению. Эта ЭДС после усиления и преобразования используется для питания катушки обратной связи, расположенной на упругой подвеске чувствительного элемента. Магнитное поле восстанавливающей катушки взаимодействует с полем постоянных магнитов, вмонтированных в чувствительный элемент, стремясь вернуть его в нулевое положение.

Для измерения составляющих вектора путевой скорости необходимо получить горизонтальные составляющие сигналов с двух акселерометров a_x и a_y .

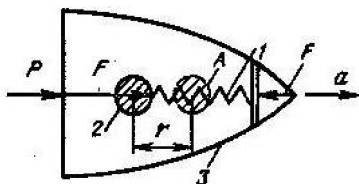


Рис. 4.42. Схема, поясняющая принцип определения ускорения опорного тела: 1 — пружина; 2 — опортное тело с массой m ; 3 — корпус самолета; a — ускорение самолета; F — сила упругости пружины; P — сила, действующая на летательный аппарат

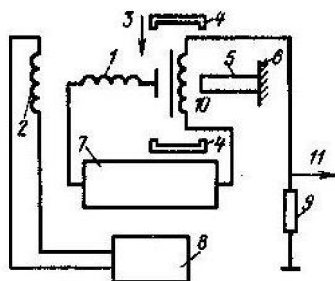


Рис. 4.43. Схема акселерометра: 1 — обмотка датчика; 2 — обмотка возбуждения; 3 — направление оси чувствительности; 4 — постоянный магнит; 5 — упругая подвеска чувствительного элемента; 6 — корпус; 7 — усилительно-преобразующее устройство; 8 — генератор возбуждения; 9 — выходной резистор; 10 — восстанавливающая обмотка; 11 — выход акселерометра

Для этого нужно исключить из сигналов акселерометров компоненты поворотных ускорений (этим устраняется методическая погрешность), а затем проинтегрировать сигналы по времени, после чего получим

$$\vec{V}_{\Pi X} = \int_{t_0}^{t_1} (a_X - a_{X \text{ комп}}) dt + \vec{V}_{\Pi 0 X};$$

$$\vec{V}_{\Pi Y} = \int_{t_0}^{t_1} (a_Y - a_{Y \text{ комп}}) dt + \vec{V}_{\Pi 0 Y},$$

где $a_{X \text{ комп}}, a_{Y \text{ комп}}$ - компенсационные сигналы;

$\vec{V}_{\Pi 0 X}, \vec{V}_{\Pi 0 Y}$ - начальные путевые скорости движения самолета.

5. АВТОМАТИЧЕСКАЯ БОРТОВАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ АБСУ-154

Электрогидромеханический комплекс системы управления самолетом, включающий системы управления в продольной и боковой плоскостях, интерцепторами, закрылками, предкрылками и стабилизатором, можно рассматривать состоящим из двух основных частей: гидромеханической и электроавтоматической.

Гидромеханическая часть, состоящая из механических и гидравлических элементов, их состав, назначение, конструкция, характеристики и управление рассматриваются в соответствующих разделах курса "Конструкции самолетов"»

Отличительной особенностью системы управления является наличие бустерных устройств, устанавливаемых непосредственно у рулевых поверхностей, в которых не предусмотрена возможность перехода на безбустерное управление (ручное, ножное). Из-за отсутствия обратной связи по усилиям на командном рычаге от аэродинамической нагрузки в систему управления введены загрузочные устройства (пружинные загрузчики (ПЗ)), имитирующие эту нагрузку при отклонении педалей, штурвальной колонки и штурвала. Искусственная загрузка командных рычагов позволяет получить оптимальные характеристики управляемости самолета независимо от величины шарнирного момента. Благодаря предварительному поджатию пружинные загрузчики не позволяют передавать движения выходного звена рулевого агрегата системы автоматического управления (САУ) на командные рычаги. Подключение загрузчиков к взлетно-посадочным в каналах курса и тангажа может осуществляться автоматически специальными устройствами или вручную. Для снятия усилий с рук и ног пилота, созданных ПЗ, применяются специальные электромеханические устройства, уменьшающие обжатие пружин. Управление этими устройствами осуществляется переключателями, скомпонованными, как правило, по продольному каналу на штурвале, по боковому каналу на козырьке приборных досок пилотов. Суммирование механических перемещений, сформированных пилотом и автоматом, осуществляется на дифференциальной качалке. В каналах САУ приняты специальные меры на случай двух- и трехканального отказа гидроснабжения и электроуправления. При этих отказах рулевой агрегат закольцовывается, и тогда управление самолетом становится невозможным. Для исключения такой ситуа-

ции в состав проводки включена пружинная тяга, непосредственно связанная с выходным звеном рулевого агрегата, которая при подобных отказах возвращает выходное звено в нейтральное положение, после чего система управления в отказавшем канале работает без САУ.

Электроавтоматическая часть включает в себя автоматическую бортовую систему управления (АБСУ), создающую «комфортные» характеристики управления, делает его легким и «однообразным», не зависящим от скорости полета, веса и центровки.

5.1. Автоматическая бортовая система управления АБСУ-154

Назначение

Автоматическая бортовая система управления АБСУ-154 устанавливается на самолет Ту-154 и предназначена для:

- обеспечения заданных характеристик устойчивости и управляемости самолета на всех режимах полета от взлета до приземления;
- автоматизации управления самолетом на этапах набора высоты, снижения, а также маршрутного полета по сигналам систем навигационно-пилотажного комплекса;
- обеспечения автоматического и директорного управления самолетом при заходе на посадку в соответствии с временными нормами для установления минимума II категории ИКАО.

Состав и комплектность АБСУ-154:

АБСУ-154 состоит из трех независимых, но тесно связанных между собой подсистем.

Система автоматического управления САУ-154:

- 1) коммутатор гиродатчиков КГ-5;
- 2) датчики положения строенные ДПС-1 и ДПС-2;
- 3) блоки демпфирующих гироскопов БДГ-26;
- 4) платформа коммутационная амортизированная ПКА-8 с входящими блоками: блок управления триммированием БУТ-4, блоки автопилота БАП-1-1, блок управления БУ-48, блок встроенного контроля БВК-5-2, блок штурвального управления БШУ-1, вычислитель корректора высоты ВКВ-1-2, блок связи с навигацией БСН-2;
- 5) пульт поиска неисправностей ППН-3-2;
- 6) кнопки отключения;
- 7) индикатор нулевой ИН-3-2;

- 6) пульт управления ПУ-33;
- 9) корректор-задатчик приборной скорости КЗСП;
- 10) блок сигнализации готовности БОГ;
- 11) малогабаритная гировертикаль МГВ-1СК;
- 12) механизм эффекта триммирования МЭТ-4Б (МЭТ-4У);
- 13) рулевой агрегат РА-56В.

Система траекторного управления СТУ-154:

- 1) пилотажный командный прибор ПКП-1;
- 2) прибор навигационный плановый ПНП-1;
- 3) соединительная коробка КС-2 с входящими блоками: вычислители В-20 и В-21, блоки контроля БК-17, блок суммирования БС-14, усилители У-87.

Автомат тяги АТ-4-2:

- 1) указатель скорости УС-И;
- 2) платформа коммутационная амортизированная ПКА-7 с блоками автоматики БА-13-2;
- 3) приставка навигационная ПН-3-3;
- 4) исполнительный механизм автомата тяги ИМАТ;
- 5) кнопка;
- 6) микровыключатель.

Блоками, связывающими между собой все три подсистемы, являются:

- 1) блок звуковой сигнализации БЗС-2;
- 2) блок коммутации навигационный БКН-4;
- 3) приставка навигационная ПН-4;
- 4) блок навигации и сигнализации БНС-1М, состоящий из платформ соединительной ПС-11 и блоков БСА-1, БИС-1, ВН-1.

Основные технические характеристики АБСУ-154:

1. АБСУ-154 может применяться в следующих условиях работы:
 - диапазоне скоростей от 0 до 950 км/час;
 - диапазоне высот от 0 до 15000 м, при этом атмосферное давление для блоков, устанавливаемых в гермокабине, должно быть в пределах от 806 до 430 мм. рт. ст. и для блоков, устанавливаемых вне гермокабины - в пределах от 806 до 90 мм. рт. ст.;
 - диапазоне температур от -15 до +50°C для блоков, размещенных в гермокабине, и от -60 ° до +60°C для блоков, устанавливаемых вне гермокабины.

ПРИМЕЧАНИЕ: в интервале температур от -15° до -60°C обеспечивается функционирование АБСУ.

- вибрации мест крепления в соответствии с "Инструкциями по эксплуатации" подсистем;

- линейных ускорений до 4 g;

- ударных нагрузок с ускорением до 4 g;

2. Энергопитание АБСУ-154 осуществляется от:

- бортовой сети постоянного тока $27\pm 2\text{В}$;

- бортовой сети переменного трехфазного тока напряжением $36(+3,6;-1,8)\text{ В}$ частоты $400\pm 8\text{ Гц}$;

- бортовой сети переменного однофазного тока напряжением $115\pm 5,7\text{ В}$ частоты 400 Гц ;

- бортовой сети переменного однофазного тока напряжением $208\pm 10\text{ В}$ частоты $400\pm 8\text{ Гц}$;

- трех независимых гидросистем с давлением рабочей жидкости АМГ-10 на входе подканалов рулевых агрегатов $200\pm 10\text{ кг/см}^2$ и давлением на выходе рулевых агрегатов от 8 до 15 кг/см^2 .

3. Мощности, потребляемые АБСУ:

- от сети постоянного тока 680 Вт;

- от сети переменного трехфазного тока напряжением $36\text{ В}-830\text{ ВА}$;

- от сети переменного однофазного тока напряжением $115\text{ В}-23\text{ В}\cdot\text{А}$;

- от сети переменного однофазного тока напряжением $208\text{ В}-400\text{ В}\cdot\text{А}$ при номинальном напряжении питания.

4. Вес АБСУ не более 250.кг.

5. Время готовности АБСУ - не более 5 мин (при условии готовности смежных систем).

6. Максимальный ход выходного звена рулевых агрегатов РА-56В $\pm 35(+2,5;-1)\text{ мм}$.

7. Максимальная скорость перемещения выходного звена рулевых агрегатов РА-56В $85(+15;-30)\text{ мм/сек}$.

8. Рабочий ход штока механизма эффекта триммирования МЭТ-4Б $\pm 40\pm 1\text{ мм}$.

9. Скорость перемещения штока МЭТ-4Б при противодействующей нагрузке 40кг - $2,24\text{ мм/сек}$ (при работе двух электродвигателей в режиме ручного триммирования), а для МЭТ-4У - при нагрузке 30 кг $-2,5\text{ мм/сек}$ $(+10;-15)\%$. Скорость перемещения штока МЭТ-4Б

при противодействующей нагрузке 40 кг - 1,12 мм/сек (+10;-15)% (при работе одного двигателя в режиме автоматического управления), для МЭТ-4У - при нагрузке 30 кг – 1,25 мм/сек (+10;-15)%.

10. Точность автоматической стабилизации углового положения самолета $\pm 0,5^\circ$ относительно 3-х осей.

11. Точность автоматической стабилизации заданной высоты полета:

- на маршрутном полете ± 20 м;

- на посадочном маневре ± 10 м.

12. Точность стабилизации приборной скорости полета автомат тяги ± 5 км/час.

13. Точность стабилизации приборной скорости без изменения тяги двигателей ± 7 км/час.

14. Точность стабилизации числа М без изменения тяги двигателей $\pm 0.01M$.

16. АБСУ-154 обеспечивает управление самолетом в автоматическом режиме с углами крена до $\pm 30^\circ$ и углами тангажа от -12.5° до $+12.5^\circ$.

16. Точность выхода самолета на высоту 30м в режиме захода на посадку соответствует требованиям II категории ИКАО.

17. Точность стабилизации при маршрутном полете $\pm 0,5$ км относительно сигналов, выдаваемых вычислителем НВУ-БЗ и РТС в режиме VOR.

18. АБСУ-154 в режиме штурвального управления обеспечивает характеристики устойчивости и управляемости самолета в соответствии с установленными требованиями.

5.1.1. Система траекторного управления СТУ-154

Назначение

СТУ-154 устанавливается на самолете Ту-154 и предназначена для формирования и индикации команд директорного и автоматического управления в режиме захода на посадку по II категории ИКАО, а также для индикации основных пилотажно-навигационных параметров во всех режимах полета.

В соответствии со своим назначением система выполняет следующие функции:

- а) Формирует и индицирует командные сигналы для полуавтоматического управления самолетом на этапе захода на посадку;

б) Индицирует с помощью комбинированных приборов основные текущие и заданные параметры пространственного положения самолета:

- крен γ ;
- тангаж ϑ ;
- заданный курс $\psi_{зад}$;
- курс ψ ;
- заданный путевой угол ЗПУ;
- угол сноса УС;
- отклонение от заданной траектории в вертикальной плоскости ε_r ;
- отклонение от заданной скорости полета ΔV ;
- отклонение от заданной траектории в горизонтальной плоскости ε_k ;

в) Выдает информацию об отказе систем, обеспечивающих формирование команд управления (радиосредств систем посадки, авиагоризонта, курсовой системы и т.д.);

г) Выдает информацию об отказе бокового и продольного каналов системы;

д) Индицирует режимы полета системы (СП, VOR, НВ, РСБН);

е) Выдает командные сигналы на автопилот в режиме автоматического управления.

Режим формирования команд управления

Система траекторного управления входит в состав АБСУ и предназначена:

– для формирования управляющих сигналов и команд, обеспечивающих полуавтоматическое (траекторное) и автоматическое управление самолетом в режиме захода на посадку до высоты принятия решения (30 м);

– для индикации основных пилотажно-навигационных параметров на визуальных приборах;

– для формирования сигнала отклонения от ЗЛП в режиме разворота на заданный курс;

– для формирования управляющих сигналов и команд, обеспечивающих автоматический уход на второй круг.

В состав системы входят (рис. 5.1):

- вычислители бокового 4, 5, 6 и продольного 11, 12, 13 каналов;
- навигационно-плановые приборы 2 левого и правого пилотов;

- командно-пилотажные приборы 9, 15 левого и правого пилотов;
- блоки контроля 8, 14; усилители 7,10;
- соединительная коробка.

Система траекторного управления представляет собой комплекс взаимосвязанных агрегатов, необходимых для выполнения двух основных задач: индикации пилотажно-навигационных параметров; формирования сигналов управления и выдачи их на командно-пилотажные приборы и САУ.

Пилотажно-навигационные параметры, определяемые гироскопической, точной курсовой системой, радиотехнической системой, доплеровской системой, НВУ и другими устройствами, индицируются на комбинированных навигационно-плановых и командно-пилотажных приборах. Эти приборы устанавливаются в центральной части приборных досок левого и правого пилотов.

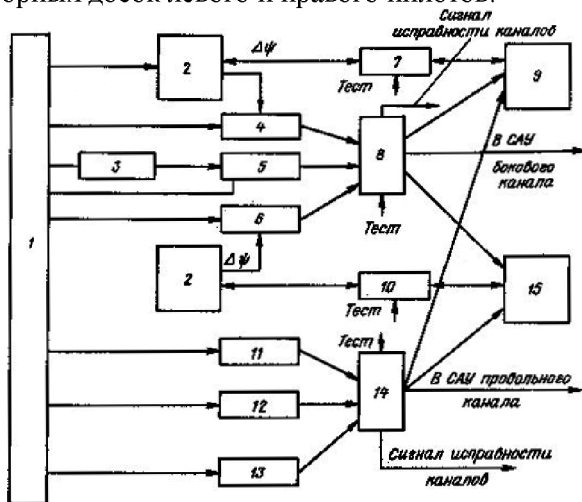


Рис. 5.1. Схема систем траекторного управления:

- 1 – датчики системы; 2 – планово-навигационный прибор; 3 – блок суммирования; 4, 5, 6 – вычислители бокового канала; 7,10 – усилители тестовой проверки приборов; 8, 14 – блоки контроля боковых и продольных вычислителей; 9,15 – пилотажно-командные приборы; 11,12,13 – вычислители продольных каналов

Формирование командных сигналов управления самолетом осуществляется в вычислителе в соответствии с законами, действующими при режимах захода на посадку и ухода на второй круг. По-

своему конструктивному исполнению и назначению вычислитель системы траекторного управления разделен на две части: боковой вычислитель и продольный вычислитель, вырабатывающие командные сигналы для управления самолетом в боковой и продольной плоскостях соответственно.

Навигационно-плановый прибор объединяет в себе указатели положения самолета в горизонтальной и вертикальной плоскостях относительно ЗЛП, заданной наземными радиомаяками системы посадки; расстояния до радиомаяка.

Кроме того, на этом приборе имеется сигнализатор отказа радиосредств посадки и датчика курсового угла. Он индицирует: текущий и заданный курсовые углы самолета, угол сноса, расстояние до радиомаяка, отклонение самолета от курсовой и глиссадной зон посадочных радиомаяков или от траекторий полета в горизонтальной и вертикальной плоскостях; сигнализирует об отказах глиссадного и курсового радиоприемников, а также выдает указания о режимах работы.

Командно-пилотажный прибор объединяет в себе дистанционный авиагоризонт; командный нуль-прибор; указатель положения самолета относительно ЗЛП, отклонения от заданной скорости, скольжения; а также сигнализаторы исправности работы бокового и продольного каналов системы траекторного управления, датчиков углов крена и тангажа. Он индицирует: углы крена и тангажа; команды управления самолетом в горизонтальной и вертикальной плоскостях; отклонение самолета от траектории в горизонтальной и вертикальной плоскостях; отклонение скорости самолета от заданной; скольжение; исправность бокового и продольного каналов системы траекторного управления, датчиков углов крена и тангажа.

5.1.2. Система автоматического управления САУ-154

Система автоматического управления (САУ-154) предназначена для улучшения характеристик устойчивости и управляемости самолета при ручном пилотировании, для автоматической стабилизации управления.

Она обеспечивает:

1. Улучшение характеристик устойчивости и управляемости самолета во всем диапазоне эксплуатационных скоростей и высот полета при ручном пилотировании.

2. Стабилизацию углового положения самолета относительно трех основных осей.

3. Стабилизацию барометрической высоты полета.

4. Стабилизацию приборной скорости полета.

5. Стабилизацию числа М.

6. Выполнение координированных разворотов с углами крена до 30° .

7. Выполнение координированных разворотов на заданный угол курса.

8. Набор высоты с углами тангажа до $+12,5^\circ$ и снижение с углами тангажа до $-12,5^\circ$.

9. Управление самолетом в боковой плоскости в режимах полета по радиомаякам «VOR» и в режиме автоматического управления по сигналам навигационного вычислительного устройства НВУ-БЗ.

10. Управление самолетом в боковой и продольной плоскости в режиме автоматического захода на посадку по сигналам системы траекторного управления (СТУ-154).

Принцип действия, состав и режимы работы САУ-154

САУ-154 по принципу действия является многорежимным трехканальным резервированным регулятором с жесткой отрицательной обратной связью и регулированием по отклонению и функционально может быть разделена на:

- собственно систему автоматического управления;
- систему устойчивости и управляемости;
- систему триммерного эффекта;
- сервопривод.

САУ-154 работает в четырех основных режимах:

- турвальное управление;
- автономное автоматическое управление;
- автоматическое управление по данным ПНК (НВУ, КУРС МП);
- автоматическое управление по сигналам СТУ.

Режим штурвального управления

Общие положения

Требования к характеристикам устойчивости и управляемости современных дозвуковых самолетов, как правило, не удается удовлетворить методами аэродинамической компоновки. Эти характеристики могут существенно изменяться в зависимости от:

1. Скоростных режимов полета. Так скорость отрыва и захода на посадку в зависимости от полетного веса находится в пределах 240-280 км/час, что достигнуто благодаря эффективной взлетно-посадочной механизации крыла и в то же время величина максимальной крейсерской скорости составляет 930 км/час ($M=0.88$), где даже для стреловидного крыла весьма ощутимы кризисные явления, связанные с приближением к скорости звука.

2. Широкий диапазон рабочих высот (предельная разрешенная для эксплуатации высота 12000 м).

3. Широкий диапазон полетных весов (от 50 т.с. - пустого до 92 т.с. максимального взлетного веса).

4. Широкий диапазон полетных центровок (предельно-допустимая передняя центровка 18% САХ, задняя – 40% САХ и даже до 44% САХ).

5. От действия внешних возмущений (неспокойная атмосфера, неравномерность обтекания, несимметрия тяги двигателей и т.д.).

Для устранения разброса характеристик устойчивости и управляемости снятия нагрузки с пилота при ручном пилотировании в состав системы управления введены автоматические устройства, работающие по определенным законам, учитывающим динамику полета. Эти автоматические устройства объединены в единую систему автоматического управления (САУ), которая обеспечивает:

1. Повышение устойчивости самолета в боковом и продольном движениях.

2. Уменьшение разброса характеристик управляемости в продольном канале.

3. Устранение явления «зависания» самолета по крену.

4. Улучшение характеристик управляемости самолета по крену.

5. Снятие дополнительных усилий на педалях при длительных разворотах самолета.

Для выполнения указанных функций САУ в режиме штурвального управления реализует в каналах курса, крена и тангажа определенные законы управления. Для повышения надежности каждый канал состоит из трех идентичных подканалов, которые работают одновременно. Это обеспечивает нормальную работоспособность при отказах любого одного подканала и устраняет значительные и резкие перемещения рулей при втором отказе. Исполнительным механизмом канала, реализующим закон управления, является строенный

электрогидравлический агрегат РА-56В, который совместно с блоком демодуляции и усиления (БДУ) образует сервопривод (СП-1Г). Подканалы сервопривода имеют автономное электро- и гидропитание.

БДУ состоит из усилителя постоянного тока (УПТ) и усилителя мощности (УМ), образующих усилитель сервопривода. Преобразователь фазы (ПФ - фазочувствительный выпрямитель) и усилитель УПТ в цепи жёсткой отрицательной обратной связи (ЖООС) составляют фазочувствительный усилитель. Он преобразует сигнал ЖООС в виде переменного тока, выдаваемого датчиком обратной связи, в пропорциональное напряжение постоянного тока.

Все три подканала сервопривода работают одновременно. Поскольку штоки рулевых агрегатов соединены жестко выходным звеном (траверсой), то перемещение выходного звена пропорционально средневывборочному перемещению штоков РА-56В, включенного в проводку управления самолета через дифференциальную качалку.

Канал курса

Общий закон управления канала

$$\delta_n = \Delta\delta_{pn,лет} + \Delta\delta_{pn,CAУ} = K_{ин}\Delta X_n + F_{\delta n}(K_{\omega y} \cdot \frac{T_3 P}{T_3 P + 1} \omega_y + K_{\omega y}^{дон} \cdot \omega_y)$$

где δ_n - отклонение руля направления;

$\Delta\delta_{pn,лет}$ - отклонение руля направления от педалей пилота;

$\Delta\delta_{pn,CAУ}$ - отклонение руля направления от РА-56В;

$K_{ин}$ - передаточное число от педалей к рулю направления при выключенной АБСУ;

ΔX_n - отклонение педалей. Общий ход педалей ± 125 мм;

$F_{\delta n} = \pm 10^\circ$ - ограничение отклонения руля направления по общему входному сигналу. Максимальный угол отклонения руля направления на самолете влево-вправо $25^\circ \pm 1^\circ$;

$K_{\omega y} = 2,5 \frac{град.рн.}{град/с}$ - передаточное число демпфера по оси ОУ;

$T_3 = 2,5$ сек - постоянная времени фильтра;

$P = \frac{d}{dt}$ - дифференциальный оператор;

ω_y - угловая скорость рыскания;

$K_{\omega y}^{дон} = 2 \frac{град.рн.}{град/с}$ - дополнительное передаточное число демпфера

по оси ОУ в режимах ЗК и АЗП.

Структурно-функциональная схема канала представлена на рис.5.2.

В канале курса руль направления отклоняется под действием алгебраической суммы двух движений: перемещения, определяемого кинематикой механической проводки управления, и перемещения от РА-56В (САУ).

Канал курса работает как демпфер рыскания, уменьшающий колебания самолета вокруг оси ОУ.

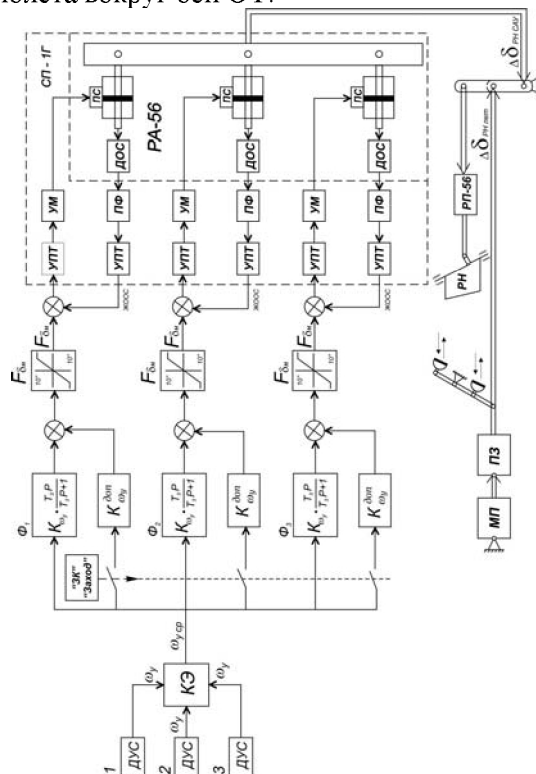


Рис.5.2. Структурно-функциональная схема канала курса во всех режимах

Он состоит из датчика угловой скорости (ДУС), фильтра и сервопривода СП-1Г, образующего три параллельно и одновременно работающих контура с жесткой отрицательной обратной связью. Управляющий сигнал в каждом подканале снимается с гироскопического датчика угловой скорости (ДУС), находящегося в блоке демп-

фирующих гироскопов БДГ-26, имеющего порог чувствительности 0,09 град/сек, и подается на кворум-элемент (КЭ).

КЭ является устройством, формирующим достоверный выходной сигнал, представляющий собой среднее арифметическое значение большинства входных сигналов, мало отличающихся по величине.

Если один из выходных сигналов отличается от среднеарифметического более чем на заранее выбранную величину, что может быть при возникновении неисправности, то КЭ локализует этот сигнал. Кроме того, КЭ выдает сигнал отказа, который после логической обработки в системе встроенного контроля используется для сигнализации работоспособности САУ или отключения отказавших устройств. Таким образом, КЭ позволяет исключить прохождение, возникающих в случае отказов ложных сигналов на сервопривод, что повышает надежность канала.

Формирование управляющего сигнала осуществляется с помощью фильтра (Ф), представляющего пассивную RC-ячейку с передаточной функцией реального дифференцирующего звена. Введение фильтра исключает прохождение постоянной составляющей угловой скорости разворота в контур привода, что облегчает работу пилота в установившемся развороте. В первый момент при возникновении и росте угловой скорости руль направления отклонится в противоположную развороту сторону. Пилот вынужден парировать отклонение руля перемещением педалей, испытывая дополнительные усилия. В дальнейшем, по мере прекращения роста, а затем и стабилизации угловой скорости, руль направления встанет в нейтральное положение и дополнительные усилия на педалях будут сняты.

Таким образом, демпфирование колебаний самолета осуществляется сигналом, пропорциональным угловому ускорению рыскания.

Из схемы видно, что на входе УПТ сервопривода каждого подканала алгебраически суммируются два сигнала: управляющий - $F_{\delta n}$ и сигнал жесткой отрицательной обратной связи. Сигнал ошибки усиливается и подается на преобразователь сигнала (ПС), который, перемещая золотник перераспределения давления гидросистемы в полостях гидроцилиндра, вызывает перемещение поршня РА-56В. Скорость перемещения поршня пропорциональна величине тока в ПС. Перемещение прекратится тогда, когда сигнал $F_{\delta n} = \text{ЖООС}$. Перемещение трех поршней и связанных с ним штоков РА-56В переда-

ется на выходное звено (траверсу), которое перемещает руль направления на величину, пропорциональную средневыворочному значению трех управляющих сигналов. Отклонение руля направления создает момент примерно равный, но противоположный действию внешнего возмущения, что эквивалентно улучшению характеристики устойчивости самолета.

Канал крена

Общий закон управления каналом.

$$\delta_y = \Delta\delta_{y,лет} + \Delta\delta_{y,CAУ} = K_{шз} \Delta X_{шт} + F_{\delta_y} (K_{\omega_x} \cdot \frac{T_1 P}{T_1 P + 1} \omega_x + K_{шз} \cdot K_{\lambda_y} \cdot \frac{1}{T_2 P + 1} \Delta X_{шт}),$$

где δ_y - отклонение элеронов;

$\Delta\delta_{y,лет}$ - отклонение элеронов от летчика;

$\Delta\delta_{y,CAУ}$ - отклонение элеронов от РА-56В САУ;

$K_{шз} = 0,16 \frac{град.эл.}{град.шт.}$ - передаточное число от штурвала к элерону

при выключенной АБСУ;

$\Delta X_{шт}$ - отклонение штурвала;

$F_{\delta_y} = \pm 10^\circ$ - ограничение отклонения элеронов по суммарному выходному сигналу.

Общий угол отклонения элеронов на самолете вверх-вниз $20^\circ \pm 1^\circ$.

$K_{\omega_x} = 1,5 \frac{град.эл.}{град/с}$ - передаточное число демпфера по оси ОХ;

$T_1 = 1,6$ сек - постоянная времени фильтра Φ_1 ;

ω_x - угловая скорость самолета относительно оси ОХ;

$K_{\lambda_y} = 1 \frac{град.эл.от РА-56}{град.эл.от лет.}$ - передаточное число управляемости;

$T_2 = 0,5$ сек - постоянная времени фильтра Φ_2

При возникновении неисправности в одном подканале перемещение штока в этом подканале будет отличаться от движения выходного звена, и система контроля отключит неисправный подканал (1 отказ). Канал курса остается полностью работоспособным. На приборной доске бортинженера на пульте поиска неисправностей (ППН-3) гаснет табло "ИСПР. АБСУ" и высвечивается информация «РАУ», а также № отказавшего подканала. При возникновении неисправности в любом другом подканале, которая определяется как расхождение перемещения оставшихся подканалов относительно

выходного звена, системой контроля канал курса отключается как отказавший и на ППН-3 высвечивается информация «РАψ» «1,2,3». Выходное звено РА-56В пружинной тягой возвращается в нейтральное положение и фиксируется в нем.

Функциональная схема канала крена представлена на рис.5.3.

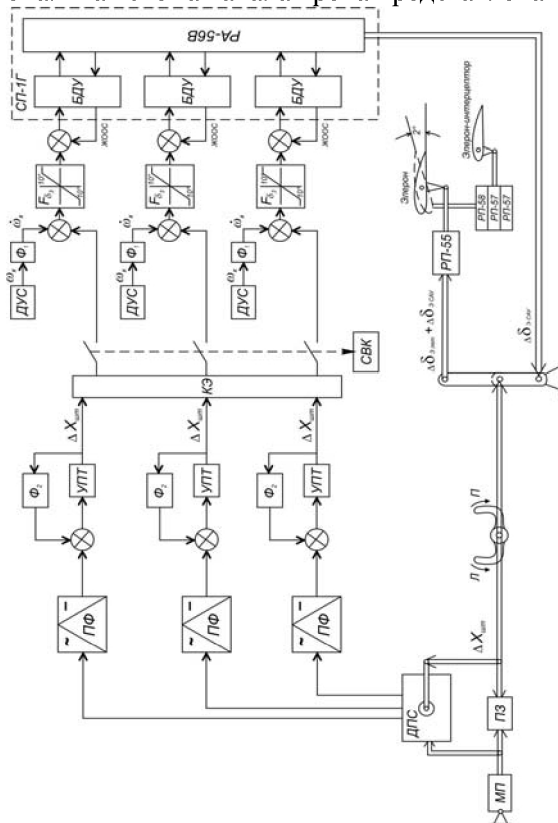


Рис. 5.3. Функциональная схема канала крена

В соответствии с общим законом управления элероны отклоняются под действием алгебраической суммы двух движений: перемещения, определяемого кинематикой механической проводки, и перемещения рулевого агрегата РА-56В. В общем законе составляющая

САУ представлена в виде суммы двух слагаемых: сигнала демпфера $K_{ax} \cdot \frac{T_1 P}{T_1 P + 1} \omega_x$ и сигнала управляемости $K_{ux} \cdot K_x \cdot \frac{1}{T_2 P + 1} \Delta X_{шт}$.

Сигнал демпфера формируется фильтром Φ_1 из сигнала, пропорционального угловой скорости крена ω_x , аналогично каналу курса.

При установившейся угловой скорости вращения по крену, что присуще управлению, сигнал не проходит на сервопривод. При действии внешних возмущений, вызывающих изменение угловой скорости (ускорения) сигнал поступает на сервопривод, который отклоняет элероны в сторону, противоположную действию внешнего возмущения, что повышает степень затухания колебаний относительно оси ОХ и улучшает характеристику устойчивости самолета по крену. Сигнал демпфера улучшает также и характеристику управляемости. Совместная работа демпфера крена и курса устраняет "зависание" самолета по крену. Это явление выражается в том, что угловая скорость крена при ступенчатом отклонении элеронов (интерцепторов) вначале увеличивается, а затем уменьшается, после чего достигает величины, соответствующей углу отклонения управляющей поверхности (см. рис.5.4).

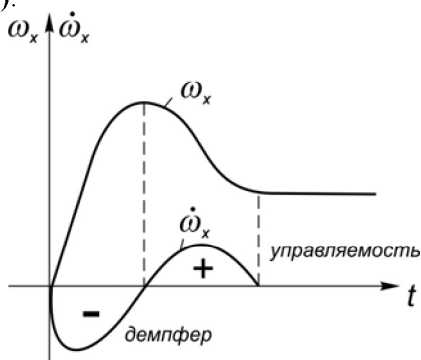


Рис. 5.4

Основной причиной немонотонного нарастания ω_x при вводе самолета в крен является большая поперечная устойчивость и слабое демпфирование движения самолета вокруг оси ОХ. При крене самолета, вследствие появления неуравновешенной силы, появляется скольжение, уменьшающее эффективную стреловидность одного полукрыла и увеличивающую — другого. Это вызывает момент,

уменьшающий угловую скорость крена. Для устранения отрицательного влияния стреловидности крыла и улучшения характеристик устойчивости и управляемости в его систему управления включены демпферы крена и рыскания. Если проанализировать сигнал производной по ω_x , получаемой после фильтра при форме входного сигнала, изображенного на рис.3, то, основываясь на принципе работы демпфирующего звена, можно сделать вывод:

на этапе роста угловой скорости крена РА-56В будет отклонять элероны в сторону, препятствующую этому росту, а на этапе уменьшения - наоборот, в сторону увеличения угловой скорости, в чем и будет проявляться свойство улучшения характеристики управляемости. Одновременно сигнал демпфера канала курса будет стремиться уменьшить возникшее скольжение.

Одной из важных характеристик пилотажных свойств самолета является управляемость. Это реакция самолета на действия пилота по управлению. Для усиления этой реакции необходимо увеличить моменты, действующие на самолет со стороны рулевых поверхностей. Эту задачу в канале крена выполняет сигнал управляемости, введенный в закон управления с передаточной функцией апериодического звена. Сигнал управляемости формируется по трем независимым параллельно и одновременно работающим подканалам. Сигналы переменного тока, пропорциональные углу поворота штурвала с строенного датчика ДПС-1 поступают на фазовые преобразователи (ПФ) и далее в виде сигналов постоянного тока на усилители постоянного тока (УПТ), охваченные жесткой обратной связью с передаточной функцией фильтра Φ_2 . Сформированные таким образом сигналы управляемости подаются на вход кворум-элемента (КЭ), где после оценки на достоверность поступают на сумматор сервопривода, который через дифференциальную качалку всегда отклоняет элероны по апериодическому закону в сторону увеличения углов, а, следовательно, и увеличивается момент относительно оси ОХ. Отклонение элеронов вызывает перераспределение аэродинамической нагрузки по размаху и хорде крыла, увеличивая нагрузку и на элерон. Если сила, действующая на элерон, принципиально может быть очень большой, то шарнирный момент, (то есть момент аэродинамических сил относительно оси вращения поверхности управления) ограничен величиной усилия, развиваемого гидроусилителем. Перераспределение аэродинамической нагрузки по хорде вызывает кру-

чение крыла и как результат этого действия - потерю эффективности элерона. Именно поэтому на самолете Ту-154 осуществляется совместная работа элеронов и элерон-интерцепторов, которые за счет механической связи начинают отклоняться вверх при отклонении элерона вверх на 2° . Так как элерон-интерцепторы расположены на крыле ближе к корню крыла, они полностью компенсируют снижение эффективности элерона и обеспечивают хорошую поперечную управляемость во всем диапазоне скоростей полета. Благодаря выбранному закону и работе системы управления Ту-154, эффективность поперечного управления самолетом достаточно высока. Так, при полете на $H=11000$ м со скоростью 500 км/час пилоту для создания $\omega_x=5^\circ/\text{сек}$ достаточно отклонить элерон всего на 5° и приложить к штурвалу усилие около 8 кг. В полете с отклоненными закрылками при полном отклонении элеронов на скорости 250 км/час $\omega_x=17^\circ/\text{сек}$. Даже при отклонении элеронов на 10° , приложив усилие порядка 15 кгс, он может создать при полете с закрылками, отклоненными на 45° при скорости 250-260 км/ч $\omega_x=8^\circ/\text{сек}$.

Канал тангажа

Общий закон управления каналом

$$\delta_\theta = \Delta\delta_{\theta, \text{лет}} + \Delta\delta_{\theta, \text{CAV}} = K_{\text{шк}} \Delta X_\kappa + F_{\delta\theta} (K_{\omega z} \omega_z - K_{\text{шк}} K_{x\theta} \Delta X_\kappa),$$

где δ_θ - отклонение руля высоты;

$\Delta\delta_{\theta, \text{лет}}$ - отклонение руля высоты от летчика;

$\Delta\delta_{\theta, \text{CAV}}$ - отклонение руля высоты от РА-56В;

$K_{\text{шк}} = 0,111 \frac{\text{град.рв}}{\text{мм колонки}}$ - передаточное число колонки на руль вы-

соты при выключенной АБСУ;

Для самолета Ту-154 ход колонки: «на себя» - 263 мм, «от себя» - 150 мм.

ΔX_κ - отклонение штурвальной колонки от балансировочного (стриммированного) положения;

$F_{\delta\theta} = \pm 10^\circ_{\text{рв}}$ - ограничение отклонения руля высоты по суммарному входному сигналу.

Общий угол отклонения руля высоты на самолете: вверх - $29^\circ \pm 1^\circ$, вниз $+16^\circ \pm 1^\circ$.

$K_{\omega_z} = 1 \frac{\text{град } p\epsilon}{\text{град } / c}$ - передаточное число демпфера по оси OZ;

ω_z - угловая скорость самолета относительно оси OZ;

$K_{\kappa_6} = \frac{\text{град } p\epsilon \text{ от PA-56}}{\text{град } p\epsilon \text{ от лет}}$ - передаточное число по балансировочному

положению руля высоты.

График K_{κ_6} для самолета Ту-154Б изображен на рис. 5.5.

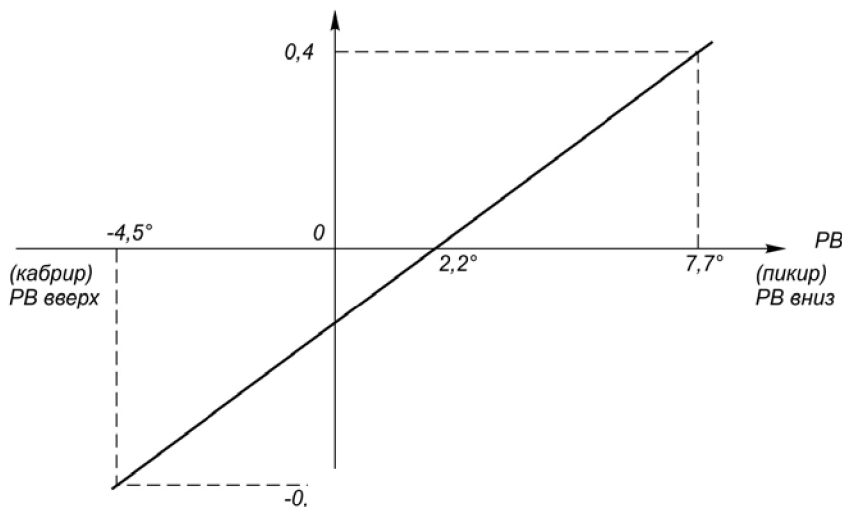


Рис. 4

Рис. 5.5. Функциональная схема канала

В соответствии с общим законом управления руль высоты отклоняется под действием двух движений: перемещения определяемого кинематикой механической проводки управления, и перемещения от рулевого агрегата РА-56В. В общем законе составляющая САУ представлена в виде разности двух величин: сигнал демпфера $K_{\omega_z} \cdot \omega_z$ и сигнал управляемости $K_{\text{шк}}, K_{\text{хв}}, \Delta X_{\text{к}}$.

Сигнал демпфера является сигналом, пропорциональным угловой скорости самолета относительно оси OZ . Угловая скорость измеряется датчиком ДУС, находящимся в блоке демпфирующих гироскопов, и далее сигнал, пропорциональный ω_z , поступает на кворум-элемент, где после оценки на достоверность, идет на сумматор сервопривода СП-1Г, который изменяет отклонение руля высоты в сторону, противоположную действию факторов, вызвавших угловую скорость. Это приводит к уменьшению заброса по перегрузке и более быстрому затуханию короткопериодического движения вокруг оси OZ , делает управление более плавным, а также улучшает характеристику устойчивости самолета в продольном канале. Сигнал управляемости за счет работы РА-56В обеспечивает увеличение отклонения руля высоты на малых скоростях полета и уменьшения - на больших. Это приводит к тому, что функция $X^n = f(X_k)$ - расход колонки на единицу перегрузки при работе РА-56В по суммарному сигналу $K_{\omega_z} \omega_z + K_{xв} \Delta X_k$ существенно зависящему от скорости, высоты, веса и центровки при отсутствии РА-56В, становится независимой от этих величин при его работе за счет изменений кинематической зависимости между отклонениями руля высоты и колонки в функции балансировочного положения. Это достигается путем выбора соответствующего закона изменения передаточного коэффициента $K_{xв}$ в функции балансировочного положения колонки $X_{МЭТ}$. Закон $K_{xв} = f(X_{МЭТ})$ обеспечивает постоянство X^n . Общее выражение коэффициента, исходя из выше изложенного, имеет вид:

$$K_{xв} = 1 - \frac{X'_{во} - X_{в бал}}{X^n_{зад}},$$

где $X'_{во} = X_{во}$ - положение колонки при $n_y=0$, т.е. когда $C_y = 0$; $X_{МЭТ} = X_{в бал}$ - ход колонки, когда пилот в установившемся режиме снимает усилия с помощью механизма МЭТ. $X^n_{зад}$ - заданное значение X^n , которое желательно получить при работе АБСУ по сигналам $K_{\omega_z} \omega_z + K_{xв} \Delta X_k$. При рассмотрении аэродинамических характеристик установлено, что во всем диапазоне чисел M , характерных

для самолета Ту-154, $X_{\text{го}}$ изменяется сравнительно мало и близко к 140 мм. $X_{\text{зод}}^n$ не превышает значения 120 мм. Таким образом:

$$K_{\text{хв}} = \frac{X_{\text{МЭТ}} - 20}{120}.$$

Отсюда видно, что при $X_{\text{МЭТ}} = 20$ мм передаточное число управляемости $K_{\text{хв}} = 0$, т.е. при полете на режиме $X_{\text{МЭТ}} = X_{\text{бал}} = +20$ мм сигнал управляемости не влияет на величину X^n . При $X_{\text{МЭТ}} > 20$ $K_{\text{хв}} > 0$, что соответствует росту скорости и руль высоты системой САУ будет отклоняться на меньшую величину, а при $X_{\text{МЭТ}} < 20$, что имеет место при полете на малых скоростях, $K_{\text{хв}} < 0$ и руль высоты системой САУ будет отклоняться на большую величину.

Сигнал управляемости формируется строенными датчиками ДПС-1, измеряющими балансировочное положение колонки, соответствующее балансировочному положению самолета и ДПС-2, измеряющий отклонение колонки от балансировочного положения при ручном пилотировании. Колонка устанавливается в балансировочное положение пилотом, а механизмом эффекта триммирования, который управляется нажимными переключателями, расположенными на штурвалах, снимается усилие с рук летчика. Сигнал управляемости представлен в законе в виде произведения двух переменных $K_{\text{шк}} \cdot K_{\text{хв}}$. Операция умножения реализуется на датчике ДПС-2, для чего сигналы, пропорциональные балансировке с ДПС-1, являются входными сигналами для ДПС-2.

Далее сигналы переменного тока по трем независимым каналам поступают на фазочувствительные выпрямители, где преобразуются в напряжение постоянного тока. Далее, после усиления на УПТ и оценки на достоверность в кворум-элементе, сигнал идет на сумматор сервопривода, где алгебраически складывается с сигналом демпфера и жесткой отрицательной обратной связи, которая определяет отклонение РА-56 на величину, пропорциональную сумме сигналов демпфера и управляемости.

Таким образом, РА-56В по выбранному закону управления приводит к улучшению характеристик короткопериодического движения (уменьшается амплитуда (заброс), улучшается затухание) и к улучшению управляемости, так как при любой скорости и высоте, полетном весе и центровке при необходимости выполнения определенного маневра (перегрузки) пилоту нужно будет отклонять колонку на одну и ту же величину, близкую к заданной и приложить к ней одно и то же усилие.

Режим автономного автоматического управления

Общие положения

После отрыва от взлетно-посадочной полосы (ВПП), уборки шасси, уборки механизации крыла и балансировки самолета по тангажу, крену и курсу, включение автоматических режимов разрешается с высоты 400 метров во всем эксплуатационном диапазоне масс, центровок, скоростей и высот полета. Переход от штурвального к автоматическому режиму осуществляется нажатием на пульте управления АБСУ (ПУ-33) кнопки «СТАБ.», при этом САУ обеспечивает:

1. Стабилизацию углового положения самолета относительно трех основных осей;
2. Стабилизацию барометрической высоты полета;
3. Стабилизацию приборной скорости;
4. Стабилизацию числа M ;
5. Выполнение координированных разворотов с углами крена до 30° ;
6. Выполнение координированных разворотов на заданный угол курса;
7. Набор высоты с углами тангажа до $+12,5^\circ$ и снижение с углами тангажа до $-12,5^\circ$;
8. Полет по сигналам пилотажно-навигационного комплекса (НВУ, VOR);
9. Дискретный и автоматический заход на посадку (полет по сигналам СТУ), уход на второй круг.

Для выполнения этих функций САУ реализует соответствующие законы управления в каждом канале.

Канал курса

Канал курса работает аналогично, как и в режиме штурвального управления. Кроме того, в режиме автоматического захода на посадку (АЗП) и режиме заданного курса (ЗК) дополнительно подключается сигнал, пропорциональный угловой скорости вращения вокруг оси ОУ, для усиления демпфирования.

Канал крена

Общий закон управления

$$\delta_{\vartheta} = F_{\delta_{\vartheta}} \left(K_{\omega x} \cdot \frac{T_1 P}{T_1 P + 1} \cdot \omega_x + K_{\gamma} \gamma - \gamma_{зад} \right),$$

где δ_{ϑ} - угол отклонения элеронов;

$F_{\delta_{\vartheta}} = \pm 10^\circ$ - отклонение элеронов – ограниченные отклонения элеронов по суммарному выходному сигналу;

$K_{\omega x} \cdot \frac{T_1 P}{T_1 P + 1} \cdot \omega_x$ - демпфирующее звено, работающее так же, как и в

режиме штурвального управления с теми же значениями $K_{\omega x}$ и T_1 ;

$K_{\gamma} = 2 \frac{\text{град.эл}}{\text{град.крена}}$ - передаточное число «элерон-крен» (МГВ);

γ - текущий угол крена, измеряемый малогабаритной гироскопической системой;

$\gamma_{зад}$ - заданное значение угла крена, выдаваемое датчиками САУ.

Структурно-функциональная схема канала представлена на рис. 5.7.

Канал крена включает: датчики и вычислитель САУ, демпфер, элементы связи с курсовой системой. Вычислитель САУ, включающий УПТ, ограничитель сигналов, предназначен для формирования управляющего сигнала канала при автоматическом пилотировании и состоит из 3-х параллельно и одновременно работающих подканалов. На вход каждого подканала непрерывно поступает достоверный сигнал текущего крена, сформированный кворум-элементом из сигналов трех МГВ и в зависимости от режима работы один из трех сигналов $\gamma_{зад}$.

При стабилизации курса

$$\gamma_{\text{зад}} = F_{\Delta\psi}^{\gamma} (K_{\gamma\psi} \cdot \Delta\psi),$$

где $F_{\Delta\psi}^{\gamma} = \pm 14^{\circ}$ угла курса – ограничение угла крена по входному сигналу отклонения от курса;

$$K_{\gamma\psi} = 2 \frac{\text{град.эл}}{\text{град.откл.курса}} - \text{передаточное число «элерон-блок связи»}$$

(БС), формирующий сигнал отклонения от стабилизируемого курса;

$\Delta\psi$ - отклонение от стабилизируемого курса, сформированного блоком связи из сигнала текущего курса, выдаваемого точной курсовой системой самолета (ТКС).

Курсовая система выдает информацию о текущем курсе в виде сигнала переменного тока с сельсин-датчика. В блоке связи он преобразуется в сигнал постоянного тока, являющийся $\gamma_{\text{зад}}$, который по величине и полярности соответствует сигналу отклонения от стабилизируемого курса.

При развороте с заданным углом крена:

$$\gamma_{\text{зад}} = F_{\gamma}^{\gamma} (K_{\gamma\text{зад}}^{\text{ny}} \cdot \frac{1}{T_{\gamma} P + 1} \cdot \gamma_{\text{зад}}^{\text{ny}}),$$

где $F_{\gamma}^{\gamma} = \pm 26^{\circ}$ угла крена – ограничение угла крена по входному сигналу управления от рукоятки разворота.

$$K_{\gamma\text{зад}}^{\text{ny}} = -2 \frac{\text{град.эл}}{\text{град.угла крена}} - \text{передаточное число отклонения элерона}$$

от задатчика разворота. Угол крена самолета пропорционален углу поворота ручки задатчика разворота.

$T_{\gamma} = 0,1 \text{ сек}$ - постоянная времени аperiodического звена;

$\gamma_{\text{зад}}^{\text{ny}}$ - значение угла крена, задаваемое рукояткой разворота, представляющая строенный потенциометр, размещенный на пульте управления (ПУ-33).

При развороте на заданный курс (режим ЗК):

$$\gamma_{\text{зад}} = F_{\psi}^{\gamma} [K_{\psi\text{ЗК}} (\psi - \psi_{\text{зад}})],$$

где $F_{\psi\text{ЗК}}^{\gamma} = \pm 20^{\circ}$ угла крена – ограничение угла крена по входному сигналу разворота на заданный курс;

$$K_{\psi\text{ЗК}} = 3,6 \frac{\text{град.элерон}}{\text{град.}(\psi - \psi_{\text{ЗК}})} - \text{передаточное число отклонения элерона}$$

по сигналу $\Delta\psi = \psi - \psi_{\text{зад}}$, формируемого прибором ПНП.

Сигнал разворота самолета на заданный курс формируется в навигационно-плановом приборе ПНП-1 в виде напряжения переменного тока, пропорционального $\sin(\psi - \psi_{зад})$, который снимается с бесконтактного синусно-косинусного трансформатора, находящегося на выходной оси механического дифференциала, у которого одна входная ось связана с ТКС и вводит текущий курс самолета, вторая – с кремальерой в левой нижней части прибора ПНП-1. Затем сигнал переменного тока подается на фазочувствительный выпрямитель (ПФ), который преобразует его в напряжение постоянного тока величины и полярности, пропорциональной $\Delta\psi$. Далее он усиливается УПТ, ограничивается и в виде сигнала $\gamma_{зад}$, пропорционального $\Delta\psi$, подается на вход вычислителя канала крена. При всех значениях $\psi - \psi_{зад} \geq \pm 10^\circ$ формируется сигнал $\gamma_{зад} = \pm 20^\circ$, а при значениях $\psi - \psi_{зад} < \pm 10^\circ$ – пропорционально этой разности. Рассмотрим работу канала. Для включения автономного автоматического управления необходимо рукоятку «разворот» на ПУ-33 установить в нейтральное положение, что соответствует $\gamma_{зад}^{ny} = 0$. После перевода кнопки «СТАБ.» системы в режим ААУ и при наличии крена самолета на входы предварительных усилителей подаются управляющие сигналы $\Delta\gamma = K_\gamma \cdot \gamma - \gamma_{зад}$, где $K_\gamma \cdot \gamma$ – сигнал с кворум-элемента МГВ-1, а $\gamma_{зад} = f(\Delta\psi)$ – с блока связи. Сигнал, пропорциональный $\Delta\gamma$, подается на вход сумматора сервопривода, где алгебраически суммируется с сигналом демпфера и жесткой отрицательной обратной связью. Таким образом, управляющим сигналом, приводящим в действие РА-56, является разность $[\Delta\gamma + f(\omega_z)] - \text{ЖООС} = \Delta$.

Если учесть, что скорость отклонения рулевых поверхностей от приводов достигает 50° в секунду с чрезвычайно малым запаздыванием – чего нельзя сказать о самолете в целом, в силу его сравнительно большой инерционности – то сначала отклоняются элероны на угол $\gamma + f(\omega_z)$, что обеспечит жесткая отрицательная обратная связь, а затем начнет вращаться самолет относительно оси OX . По мере поворота самолета по крену величина $\Delta\gamma$ будет уменьшаться и под действием ЖООС элероны начнут перемещаться в противоположном направлении. Когда будет выполнено равенство $\Delta\gamma = 0$, тогда и $\gamma = 0$ – элерон вернется в исходное положение. С этого момента начинается стабилизация курса. При появлении сигнала $\Delta\psi$ – отклонение от текущего курса, в блоке связи будет сформирован сигнал $\gamma_{зад} = f(\Delta\psi)$, по которому формируется сигнал $\Delta\gamma = \gamma - \gamma_{зад}$. Поскольку

существует перекрестная связь между каналом крена и каналом курса, то начнется изменение курса, что в свою очередь приведет к уменьшению $\Delta\psi$, а, следовательно, и $\gamma_{зад} = f(\Delta\psi)$. Уменьшение $\Delta\psi$ изменит знак $\Delta\gamma$ на противоположный. Элероны переместятся в противоположном направлении, и так будет продолжаться до тех пор, пока не выполнится условие $\Delta\psi = 0$. При этом условии $\Delta\gamma = 0$ и $\delta\dot{\gamma} = 0$. Режим стабилизации курса завершен.

При работе рукояткой «разворот» режим стабилизации курса отключается. В этом случае блок связи, представляющий по курсу электромеханическую следящую систему, начинает работать в режиме синхронизации. В этом случае выходной сигнал отключается с выхода блока и подается на внутреннюю схему обнуления, состоящую из усилителя и электродвигателя с электромагнитной муфтой. Теперь каждое изменение сигнала (курса) на входе блока будет равно 0 на выходе. Режим синхронизации, иногда его называют режимом «подготовка», будет продолжаться до срабатывания реле времени, которое через 8 секунд после установки рукоятки «разворот» в нулевое положение вновь переведет блок связи в режим стабилизации. Теперь каждое изменение входного сигнала (курса) после преобразования в фазочувствительном выпрямителе в напряжение постоянного тока полярности, соответствующей отклонению, будет передаваться на вход сумматора, как сигнал управления $\gamma_{зад}$. Для надежной фиксации оси сельсин-приемника, с которой снимается сигнал, пропорциональный $\Delta\psi$, она стопорится электромагнитной муфтой.

При работе режима разворота на заданный курс режим стабилизации текущего курса – отключается. Управление самолетом в боковой плоскости в режиме ААУ осуществляется пилотом от рукоятки «разворот» (полет с заданным креном) или от кремальеры заданного курса прибора ПНП (разворот на заданный курс).

При отклонении рукоятки «разворот» (от $\gamma = 0$) на ПУ-33 от нейтрального положения со входа сумматора вычислителя отключается управляющий сигнал $\gamma_{зад} = f(\Delta\psi)$ и реле времени переведет блок связи в режим синхронизации, а сигнал, пропорциональный углу поворота, проходит через фильтр, который имея передаточную функцию апериодического звена, формирует выходной сигнал $\gamma_{зад}^{ny}$ в соответствии с законом управления и после ограничения подается на сумматор, где формируется сигнал $\Delta\gamma = \gamma - \gamma_{зад}^{ny}$. Работа канала по сигналу $\Delta\gamma$ была рассмотрена ранее. После окончания переходного процесса

угол крена самолета будет пропорционален величине отклонения рукоятки задатчика разворота от нейтрального положения. Самолет начнет разворот с изменением курсовых углов. Режим разворота прекращается с установкой задатчика в нейтральное положение. Этим на вход сумматора вычислителя вновь подключаются входы сигналов $\gamma_{зао}=f(\Delta\psi)$ и $\gamma_{зао}=f(\Delta 3K)$ и снимается сигнал $\gamma_{зао}^{ny}$ ($\gamma_{зао}^{ny}=0$). Под действием сигнала текущего крена (γ) $\Delta\gamma$ изменит знак на противоположный и самолет выйдет в горизонтальное положение ($\Delta\gamma=0$). Через 8 секунд после установки рукоятки «разворот» в нейтральное положение, реле времени переведет блок связи в режим стабилизации нового курса, который был в момент срабатывания реле времени.

Управление разворотом на заданный курс (режим 3К) осуществляется с помощью прибора ПНП, на котором кремальерой вводится значение заданного курса. Поскольку на самолете установлено два прибора: один ПНП для левого и другой – для правого летчика, то на средней приборной доске установлен специальный переключатель, коммутирующий сигнал от соответствующего прибора. Ввод сформированного на ПНП сигнала $\Delta 3K=\psi-\psi_{3K}$ осуществляется нажатием на блоке ПНЗ-2 кнопки-табло «3К». После чего начинается работа этого режима, и кнопка-табло высвечивается. Сформированный, согласно закону управления, сигнал $\gamma_{зао}=f(\Delta 3K)$ подается на вход сумматора вычислителя, где формируется сигнал $\Delta\gamma$. Далее работа канала ничем не отличается от рассмотренного ранее.

При условии $\Delta 3K=\psi-\psi_{3K}\geq 10^\circ$ самолет получает крен $\pm 20^\circ$, и начинается разворот. Во время разворота при выполнении условия $\Delta 3K < 10^\circ$, каждому новому значению $\Delta 3K$ будет соответствовать и новое значение $\gamma_{зао}=f(\Delta 3K)$, поэтому величина текущего крена будет уменьшаться до нуля. Самолет плавно выйдет на заданный курс, когда будет выполнено условие $\Delta 3K=0$, и будет продолжать полет с этим курсом.

Канал тангажа

Общий закон управления каналом в режиме угловой стабилизации и управления:

$$\delta_e = X + F_4 \{ K_{\omega_z} \cdot \omega_z + F_3 [K_g (\vartheta - \vartheta_0) - F_{ny}^g (K_{g_{зао}}^{ny} \frac{1}{TP+1} g_{зао}^{ny}) - \\ - K_{g_\gamma} |\gamma| + g_{on} \frac{1}{T_{gon}P+1} f_{on}] \},$$

где X - отклонение руля высоты по линии механической проводки при работе механизма эффекта триммирования (МЭТ) в режиме автоматической балансировки;

$F_4 = \pm 10^\circ$ руля высоты – ограничение отклонения руля высоты по суммарному выходному сигналу;

$K_{\omega_z \cdot \omega_z}$ - демпфер (пропорциональное звено) работает так же, как и в режиме штурвального управления с тем же K_{ω_z} ;

$F_3 = \pm 4^\circ$ руля высоты при полетной конфигурации самолета;

$F_3 = \pm 8^\circ$ руля высоты при подготовке посадочной конфигурации: подготовительная операция по команде «выпуск шасси», окончательная операция переключения на этот предел – спустя 4 секунды после начала выпуска закрылков;

$K_g = 2 \frac{\text{град.РВ}}{\text{град.тангажа}}$ - передаточное число по углу тангажа;

v - текущее значение угла тангажа;

v_0 - угол тангажа при работе канала в режиме «подготовка» (центрирование тангажа);

$F_{ny}^v = \pm 12,5^\circ$ угла тангажа – ограничение угла тангажа по выходному сигналу управления от рукоятки «спуск-подъем»;

$v_{зад}^{ny}$ - значение угла тангажа, задаваемое рукояткой «спуск-подъем»;

$K_{gy} = \frac{\text{град.РВ}}{\text{град.крен}}$ - передаточное число на руль высоты от крена.

Оно меняется в зависимости от режима полета и может принимать значения 0,035 до выпуска шасси и 0,085 после выпуска шасси.

$\frac{1}{TP+1}$ - аperiodическое звено в канале управления от рукоятки

«спуск-подъем»;

$|\gamma|$ - модуль текущего крена;

$v_{оп}$ - опорный тангаж.

Сигнал, пропорциональный этому тангажу, вводится для предотвращения увеличения высоты (взмывания) самолета при выпуске закрылков вследствие роста подъемной силы, а также выдерживания определенного тангажа в режиме захода на посадку. Подготовка к подключению функций сигнала опорного тангажа осуществляется по команде «выпуск шасси». Через 4 секунды после начала выпуска закрылков сигнал опорного тангажа по аperiodическому закону подключается в управление и равен $8 \pm 2^\circ$ для Ту-154Б и $3,5 \pm 0,5^\circ$ для Ту-154М, а через 20 секунд плавно уменьшается (действие аperiodо-

дического звена) до величины $5 \pm 0,8^\circ$ для Ту-154Б и $2,5 \pm 0,5^\circ$ для Ту-154М (на самолете Ту-154М площадь рулевой высоты больше, чем у Ту-154Б). Разнесенная по времени подключения $v_{оп}$ определяется сложностью закона изменения подъемной силы при выпуске закрылков.

$T v_{он} = 2$ сек - постоянная времени аperiodического звена;

$f_{он} = 1$ - при выпущенных шасси и закрылках ($\delta_3 \neq 0$);

$f_{он} = 0$ - при убранных шасси и закрылках ($\delta_3 = 0$).

Структурно-функциональная схема представлена на рис. 5.8.

Изменение опорного тангажа и передаточных чисел связано с особенностью динамики полета на малых высотах и скоростях, особенно, когда самолет принимает предпосадочную и посадочную конфигурации.

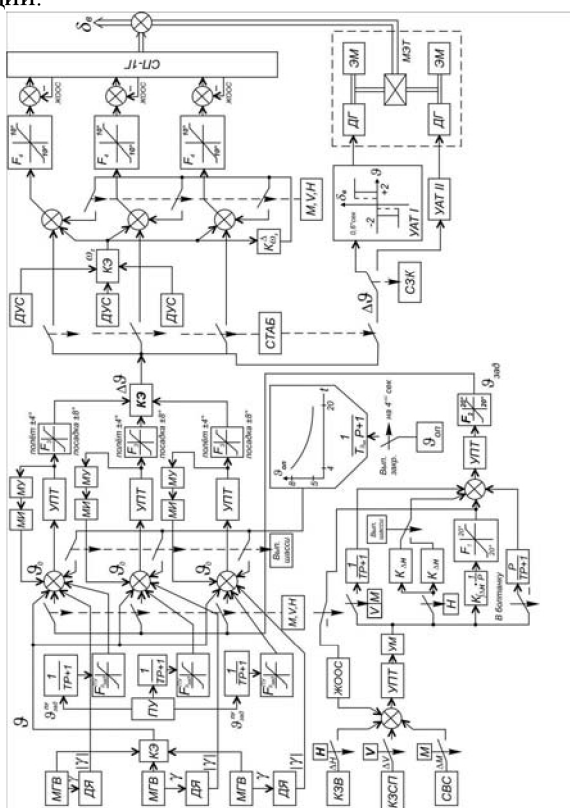


Рис. 5.8. Структурно-функциональная схема канала тангажа

Канал тангажа включает:

- Датчик системы автоматического управления;
- Демпфер;
- Устройства согласования;
- Вычислители САУ;
- Вычислитель стабилизации H , $V_{проб}$ и числа M ;
- Устройства триммерного эффекта.

Демпфер включает те же элементы, что и в режиме штурвально-го управления и работает аналогично.

Устройство согласования, обеспечивающее плавное включение подканала в режим стабилизации, состоит из магнитного усилителя (МУ) и исполнительного механизма (МИ). Еще до нажатия на ПУ-33 кнопки "СТАБ." на сумматор вычислителя каждого подканала подается:

1. Сигнал текущего тангажа с кворум-элемента МГВ;
2. Заданного тангажа сстроенного потенциометра рукоятки "спуск-подъем". Этот сигнал равен нулю, т.к. потенциометр задатчика при
3. Обесточенной электромагнитной муфте возвращается пружиной в нулевое положение.

Сигнал, пропорциональный модулю крена ($|\gamma|$), который формируется диодной ячейкой (ДЯ), преобразующей сигнал, пропорциональный крену с МГВ-1, в однополярный сигнал $|\gamma|$, необходимый для компенсации изменения тангажа при развороте.

Суммарный сигнал, усиленный на УПТ, поступает на управляющую обмотку усилителя, который управляет исполнительным механизмом. С выходного потенциометра исполнительного механизма сигнал идет на сумматор вычислителя, компенсируя сумму всех входных сигналов, поступающих на вход сумматора. Таким образом, сигнал с потенциометра МИ является жесткой отрицательной обратной связью. Работа исполнительного механизма прекратится, когда на выходе сумматора сигнал равен нулю. Каждый подканал, работая в режиме "подготовка", обеспечивает нулевой сигнал на входе кворум-элемента, а, следовательно, при нажатии на кнопку "СТАБ." будет обеспечено плавное (безрывковое) включение канала в режим ААУ, при этом исполнительный механизм отключается и его выходная ось стопорится. Выходной сигнал, снимаемый с потенцио-

метров исполнительного механизма будет ничем иным, как $v_{зад}$ на момент нажатия кнопки "СТАБ.", или его еще называют сигналом центрирования тангажа v_0 . Иными словами, если на момент перехода в режим ААУ самолет имел какой-то угол тангажа (например, пилот сбалансировал самолет под углом тангажа, обеспечивающим заданный режим набора высоты), то этот угол не изменяется и САУ стабилизирует его. Дальнейшее изменение v_0 осуществляется в соответствии с режимом работы канала по законам управления.

Вычислитель САУ предназначен для формирования управляющего сигнала при автоматическом пилотировании и стабилизации угла тангажа. Он представляет собой три параллельно и одновременно работающих УПТ, выдающих сигналы на кворум-элемент.

Стабилизация высоты, приборной скорости и числа М обеспечивается вычислителем, состоящим из двух УПТ, усилителя мощности (УМ) и блока интеграла (БИ). До включения стабилизации этих параметров вычислитель работает в режиме "подготовка".

Устройство триммерного эффекта обеспечивает автоматическую установку штурвальной колонки в положение, соответствующее балансировке самолета и состоит из двух усилителей, автомата триммирования (УАТ) и механизма эффекта триммирования (МЭТ).

Рассмотрим работу канала в режиме стабилизации и управления.

При изменении стабилизируемого угла тангажа, вызванного действиями внешних факторов или нарушением балансировки, малогабаритная гировертикаль (МГВ) выдает с линейных потенциометрических датчиков, имеющих разрешающую способность от 6 до 15 угловых минут, сигнал на вход сумматора вычислителя, где формируется $\Delta v = v - v_{зад}$. После усиления на УПТ и ограничения, предотвращающего прохождение больших сигналов на сервопривод, которые могли бы привести к большим перегрузкам, недопустимым при автоматическом управлении, и оценки на достоверность кворум-элементом, поступает на сумматор блока демодуляции и усиления (БДУ), а также на один из подканалов автомата триммирования, "второй подканал которого находится в "горячем резерве". На сумматоре БДУ складываются сигналы: пропорциональный Δv , пропорциональный ω_z (сигнал демпфера) и жесткой отрицательной обратной связи.

Сервопривод отклоняет руль высоты на величину, пропорциональную сумме входных сигналов сумматора, и в сторону компен-

сирующую изменение угла тангажа. Работа руля высоты не отличается от работы элеронов по аналогичному сигналу.

Если изменение угла тангажа происходит вследствие нарушения балансировки самолета (выгорание топлива, выпуск и уборка механизации крыла, шасси, изменение скоростных режимов полета и т.д.), то работа канала происходит следующим образом. Изменение балансировки приводит к вращению самолета вокруг оси OZ . МГВ в пределах своей чувствительности измеряет изменение угла тангажа и, как было рассмотрено ранее, сформированный по этому изменению сигнал через сервопривод отклоняет руль высоты, который создает момент, компенсирующий момент, вызванный разбалансировкой. Вращение самолета прекращается, руль высоты занимает новое балансирующее положение, при этом компенсации изменения угла тангажа не происходит, что является статической ошибкой системы. Так будет продолжаться до тех пор, пока суммарный угол изменения тангажа (суммарная статическая ошибка) не достигнет 2° , что соответствует концу зоны нечувствительности усилителя автомата триммирования, имеющего релейную характеристику на включения МЭТ (см. рис. 5.9). На этом этап балансировки самолета с помощью РА-56 заканчивается.

При суммарном угле изменения тангажа более 2° включаются в работу РА-56 и МЭТ одновременно. РА-56 компенсирует действие момента, а МЭТ, действуя в том же направлении, что и РА-56, начнет перемещать проводку управления вместе с штурвальной колонкой, а следовательно, и руль высоты со скоростью $0,6^\circ/\text{сек}$. Движение руля высоты от РА-56 и МЭТ сначала создает момент, компенсирующий очередное изменение угла тангажа, а затем увеличит его, что вызовет вращение самолета в сторону уменьшения (статической ошибки) этого угла. Величина жесткой отрицательной обратной связи станет больше сигнала, пропорционального $\Sigma \Delta v$, и РА-56 начнет перемещение выходного звена в противоположном направлении. После окончания переходного процесса вращение самолета относительно оси OZ становится постоянным, а значит и скорость перемещения выходного звена РА-56, которая определяется скоростью изменения угла тангажа, тоже будет постоянной. Выходное звено дифференциальной качалки прекратит свое движение и руль высоты займет соответствующее положение, т.к. на нее со стороны входных

звеньев будут поступать 2 одинаковых, но противоположных механических движений: одно - от РА-56, второе - от МЭТ.

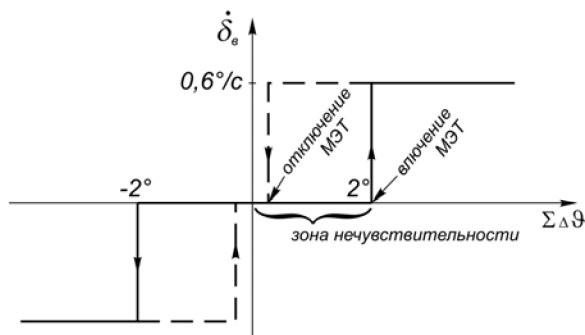


Рис. 5.9

Поскольку усилитель автомата триммирования имеет гистерезисную характеристику, определяемую его настройкой, то выключение МЭТ произойдет при $\Sigma \Delta v$ значительно меньше 2° . Остановка МЭТ приведет к фиксации проводки управления, а, следовательно, и штурвальная колонка будет зафиксирована в положении, соответствующем новой балансировке самолета. Если на момент остановки МЭТ на входе БДУ будет присутствовать сигнал, пропорциональный Δv , больше его зоны нечувствительности, то РА-56 отклонением руля высоты в новое балансировочное положение компенсирует Δv так же, как это было рассмотрено ранее. Канал будет продолжать стабилизацию углового положения самолета по тангажу. При очередном нарушении балансировки процесс компенсации будет проходить аналогично выше изложенному.

Управление самолетом в автономном автоматическом режиме работы САУ осуществляется рукояткой "СПУСК-ПОДЪЕМ" задатчика тангажа пульта управления ПУ-33. При перемещении рукоятки задатчика на вход сумматора УПТ вычислителя поступает сигнал $v_{зад}$, по которому будет сформирован сигнал $\Delta v = (v - v_0) \pm v_{зад}$, который через сервопривод СП-1Г вызовет перемещение руля высоты и, как следствие, изменение углового положения самолета в продольной плоскости. Изменение угла тангажа будет проходить до тех пор, пока сигнал $v_{зад}$ от задатчика не компенсируется сигналом текущего тангажа (v) с кворум-элемента гировертикалей.

Работа канала в режиме стабилизации барометрической высоты полета, приборной скорости и числа M происходит в соответствии с законами управления. Одновременная работа по стабилизации M , V , H – исключена. Включение стабилизации V и M производится на этапе набора высоты или снижения при постоянных оборотах двигателя, стабилизация H – на заданном эшелоне.

Стабилизация барометрической высоты

Общий закон управления каналом:

$$\begin{aligned} \delta_e = & x + F_4 \cdot \{K_{\omega_z} \cdot \omega_z + K_{\omega_z}^{\Delta} \cdot \omega_z + F_3 [F_2 \cdot (F_1 (K_{\int \Delta H} \cdot \frac{1}{\rho} \cdot \Delta H) + \\ & + K_{\Delta H} \cdot \frac{\rho}{T_{\Delta H} \cdot \rho + 1} \cdot \Delta H + K_{\Delta H} \cdot \Delta H) + K_g \cdot (g - g_0) - F_{ny}^g \cdot \left(K_{g_{зад}}^{ny} \cdot \frac{1}{T_{\rho+1}} \cdot g_{зад}^{ny} \right) - \\ & - K_{g_y} \cdot |\gamma| + g_{on} \cdot \frac{1}{T_{on} \cdot \rho + 1} \cdot f_{on} \} \}, \end{aligned}$$

где X , F_4 , K_{ω_z} , F_3 , K_v , F_{ny}^v , $K_{v_{зад}}^{ny}$, $v_{зад}^{ny}$, K_{v_y} , $|\gamma|$, v_{on} , T_{on} , f_{on} такие же, как и в режиме стабилизации и управления.

$K_{\omega_z}^{\Delta} = 2 \frac{град.рв}{град/сек}$ – передаточное число по сигналу дополнитель-

ного демпфирования. Включается при включении режима M , V , H и выключается на 20-й секунде от начала выпуска закрылков.

F_1 , $F_2 = \pm 20^\circ$ руля высоты – ограничение отклонения руля высоты по входному сигналу;

$K_{\int \Delta H} = 0,002 \frac{град.рв}{m \cdot сек}$ – передаточное число по интегралу от ΔH .

$K_{\Delta H} = 0,4 \frac{град.рв}{m/сек}$ – передаточное число по скорости измене-

ния ΔH .

$K_{\Delta H}$ – передаточное число отклонения руля высоты по ΔH .

Оно изменяется в зависимости от режима полета: до выпуска шасси или включения радиовысотомера – $0,1 \frac{град.рв}{m}$ после –

$0,2 \frac{град.рв}{m}$.

ΔH – отклонение от барометрической высоты полета на момент нажатия кнопки [H] на ПУ-33.

Стабилизация приборной скорости V и числа M происходит по тому же закону, что и N , только выражение в скобках перед функцией F_2 имеет следующий вид:

Для V :

$$F_{\int \Delta V} \cdot \left(K_{\int \Delta V} \cdot \frac{1}{\rho} \cdot \Delta V \right) + K_{\Delta V} \cdot \frac{\rho}{T_{\Delta V} \cdot \rho + 1} \cdot \Delta V + K_{\Delta V} \cdot \frac{1}{T_{\Delta V} \rho + 1} \cdot \Delta V$$

где $F_{\int \Delta V} = \pm 10^\circ$ тангажа - ограничение отклонения руля высоты по входному сигналу, соответствующее максимальному изменению угла тангажа.

$K_{\int \Delta V} = 0,011 \frac{\text{град.рв}}{\text{сек} \cdot \text{км/час}}$ - передаточное число по интегралу от ΔV .

$K_{\Delta V} = 0,6 \frac{\text{град.рв}}{\frac{\text{км/час}}{\text{сек}}}$ - передаточное число по скорости изменения ΔV .

$T_{\Delta V} = 1 \text{ сек}$ - постоянная времени дифференцирующего звена.

$K_{\Delta V} = 0,5 \frac{\text{град.рв}}{\text{км/час}}$ - передаточное число по изменению скорости V .

$T_{\Delta V} = 1 \text{ сек}$ - постоянная времени аperiodического звена.

ΔV - отклонение от приборной скорости, которая была на момент нажатия кнопки V на ПУ-33.

Для числа M :

$$F_{\int \Delta M} \cdot \left(K_{\int \Delta M} \cdot \frac{1}{\rho} \cdot \Delta M \right) + K_{\Delta M} \cdot \frac{\rho}{T_{\Delta M} \cdot \rho + 1} \cdot \Delta M + K_{\Delta M} \cdot \frac{1}{T_{\Delta M} \rho + 1} \cdot \Delta M ,$$

где $F_{\int \Delta M} = \pm 10^\circ$ тангажа - ограничение отклонения руля высоты по выходному сигналу, соответствующая максимальному изменению угла тангажа.

$K_{\int \Delta M} = 4,6 \frac{\text{град.рв}}{\text{ед.М} \cdot \text{сек}}$ - передаточное число по интегралу от ΔM .

$K_{\Delta M} = 550 \frac{\text{град.рв}}{\text{ед.М} / \text{сек}}$ - передаточное число по скорости изменения

ΔM .

$T_{\Delta M} = 1 \text{ сек}$ - постоянная времени дифференцирующего звена.

$K_{\Delta M} = 340 \frac{\text{град.рв}}{\text{ед.М}}$ - передаточное число по изменению числа M .

$T_{\Delta M} = 1 \text{ сек}$ - постоянная времени аperiodического звена.

ΔM - отклонение от числа M , которое было в момент нажатия кнопки [М] на ПУ-33. Для стабилизации барометрической высоты в качестве датчика, выдающего сигнал, пропорциональный отклонению высоты от заданной ($\Delta H = H - H_{зад}$), используется корректор-датчик высоты (КЗВ), который до включения стабилизации работает в режиме "подготовка", т.е. сигнал на выходе равен 0. Формирование закона управления по сигналу отклонения высоты ΔH происходит в блоке вычислителя корректора высоты (ВКВ). Сигнал с КЗВ, пропорциональный ΔH , подается на сумматор УПТ, затем на усилитель мощности (УМ) и далее на блок интеграла. После усилителя мощности сигнал разветвляется по четырем цепям, каждая из которых формирует элементы закона управления.

1. Цепь блока интеграла - формирует сигнал, пропорциональный интегралу от изменения высоты, необходимый для устранения статической ошибки, неизбежно возникающей при стабилизации высоты, т.к. автоматическая система работает по отклонению.

2. Цепь дифференцирующего звена - формирует сигнал, пропорциональный производной от изменения высоты, необходимый для улучшения динамики полета при стабилизации высоты. При полете "в болтанку" этот сигнал отключается для предотвращения возможных колебаний по высоте.

3. Цепь пропорционального звена - формирует сигнал, пропорциональный только по отклонению высоты с коэффициентами, меняющимися по команде "выпуск шасси" или включению радиовысотомера.

4. Цепь апериодического звена - формирует сигнал по апериодическому закону только при включении режимов стабилизации приборной скорости и числа M .

До включения режима стабилизации вычислитель корректора высоты работает в режиме "подготовка", т.к. его УПТ, УМ и БИ охвачены жесткой отрицательной обратной связью, при этом щетка выходного потенциометра БИ устанавливается в нулевое положение. После нажатия кнопки Н, КЗВ и его вычислитель переводятся в режим стабилизации, подключается сигнал дополнительного демпфирования, при этом отключается жесткая отрицательная обратная связь и сигналы, пропорциональные интегралу, производной и отклонению от высоты подаются на вход сумматора выходного УПТ,

где формируется закон управления. После усиления и ограничения выходной сигнал УПТ, являющейся ничем иным как $v_{зад}^H$ подается на сумматор вычислителя канала тангажа, где формируется сигнал $\Delta v_H = (v - v_0) - v_{зад}^H$, который подается на сумматор БДУ. РА-56 в соответствии с общим законом управления канала отклоняет руль высоты от своего балансировочного положения в направлении и на величину, пропорциональную этому сигналу. Самолет начнет изменять угол тангажа до тех пор, пока не будет выполнено условие $v = v_{зад}^H$, при этом с началом уменьшения v , РА-56 будет перемещать руль высоты к своему балансировочному положению и останется в нем при $\Delta v_H = 0$. Начнется уменьшение ΔH , а значит и $v_{зад}^H$. Изменяет знак и v_H - руль высоты отклонится в противоположную сторону. Процесс будет повторяться до тех пор, пока ΔH не будет находиться в пределах допуска стабилизации ± 20 м на маршруте и ± 10 метров при построении маневра захода на посадку. Для лучшей стабилизации самолета по высоте в режиме захода на посадку спустя 4 секунды после начала выпуска закрылков, когда происходит "взмывание" самолета, подается сигнал опорного тангажа, устраняющий это явление, а затем еще через 15 секунд отключается сигнал дополнительного демпфирования, что уменьшает общий коэффициент сигнала демпфера. Все это необходимо для выдерживания параметров динамики полета.

Стабилизация приборной скорости обычно производится при выполнении полета в режиме максимальной дальности при наборе высоты от высоты круга (400-600 м) до высоты 9500 м путем отклонения руля высоты по закону управления. Формирование закона, включение режима и его работа не отличаются от формирования закона стабилизации высоты и выполняется на том же вычислителе после коммутации элементов схемы, обеспечивающей необходимые передаточные числа. Датчиком, измеряющим отклонение приборной скорости от заданной, является корректор-задатчик скорости приборной (КЗСП). В законе управления вместо пропорционального звена по отклонению от приборной скорости введено апериодическое звено. Астатичность система к внешним возмущениям по данному закону управления значительно повышает точность стабилизации.

Включение режима стабилизации; приборной скорости осуществляется нажатием кнопки V на ПУ-33, при этом режимы стабилизации H или M отключаются и соответственно отключается режим стабилизации V при нажатии любой из этих кнопок. При поступлении с вычислителя ВКВ сигнала, сформированного по отклонению приборной скорости, эквивалентного $v_{\text{зад}}^V$ на вход сумматора вычислителя канала тангажа, там формируется сигнал $\Delta v_V = (v - v_0) - v_{\text{зад}}^V$, по которому РА-56 отклоняет руль высоты на величину, пропорциональную этому сигналу и в сторону уменьшения Δv_V . При этом $\Delta v_V = 0$ руль высоты займет балансировочное положение. Начнется изменение угла тангажа, а вместе с ним и уменьшение ΔV , а, следовательно, и $v_{\text{зад}}^V$. Руль высоты отклонится в противоположную сторону, самолет начнет возвращаться к прежнему углу тангажа и когда $\Delta V = 0$, то и $v_{\text{зад}}^V = 0$.

Если сигнал $\Delta v_V = (v - v_0) - v_{\text{зад}}^V$ окажется больше 2° , то вступает в работу механизм эффекта триммирования, изменяя балансировочное положение руля высоты и штурвальной колонки, как было описано ранее.

Режим стабилизации числа М

Режим стабилизации числа М осуществляется в наборе высоты с $H > 9500$ м, нажатием кнопки [М] на ПУ-33. Формирование закона, включение режима и его работа ничем не отличаются от канала стабилизации приборной скорости. Разницу составляют лишь величины передаточных чисел. Датчиком, выдающим сигнал, пропорциональный ΔM , является блок БКМЭ системы СВС.

Режим автоматического управления по сигналам пилотажно-навигационного комплекса

Основной задачей режима является автоматическая стабилизация управления самолетом на траектории, задаваемой навигационной системой НВУ-БЗ и навигационно-посадочной системой Курс-МП в режиме ближней навигации (VOR).

Режим НВУ

Общий закон управления

$$\delta_y = F_{\delta_y} \cdot \left\{ K_{\omega_x} \cdot \frac{T\rho}{T\rho+1} \cdot \omega_x + K_{\omega} \cdot \gamma - K_{\gamma_{зад}}^{БНЧ} \cdot [K_{\omega} \Delta 3ПУ + \frac{K_{\beta}}{T_{\beta}\rho+1} \cdot \beta - \right. \\ \left. - \left(F_z(Z) + F_{\dot{z}} \left(\dot{Z} \right) \cdot K_z \right) \right] \cdot K_{\epsilon} \left(\frac{1}{T_{HAB}\rho+1} \right) \right\}$$

где F_{δ_y} и $K_{\omega_x} \frac{T\rho}{T\rho+1} \cdot \omega_x$ имеют те же параметры, что и в режиме стабилизации и управления.

$T_{\beta}=1,2$ сек - постоянная времени апериодического звена.

K_{γ} - передаточное число по текущему углу крена

$$K_{\gamma} = 2 \frac{\text{град.элэрон}}{\text{град.крена}}.$$

$\Delta 3ПУ = \psi - 3ПУ$ - отклонение от линии заданного пути.

$$\left. \begin{aligned} K_{\psi} &= 1,3 \frac{\text{град.}\gamma_{зад}}{\text{град.}\Delta 3ПУ} \\ K_{\beta} &= 1,3 \frac{\text{град.}\gamma_{зад}}{\text{град.угла сноса}} \end{aligned} \right\} \text{ передаточные числа по изменению 3ПУ и}$$

угла сноса.

$$K_{\gamma_{зад}}^{БНЧ} = 2 \frac{\text{град.элэрон}}{\text{град.задан.крен.}} - \text{ передаточное число по заданному}$$

значению угла крена от всех датчиков, работающих в режиме ПНК.

$$K_z = 0,02 \frac{\text{град.крена}}{м} - \text{ передаточное число крена по отклонению}$$

от заданной линии пути.

$F_z = \pm 2000$ м - ограничение выходного сигнала по отклонению от заданной линии пути.

$$K_{\dot{z}} = 0,06 \frac{\text{град.крена}}{м/сек} - \text{ передаточное число по скорости откло-}$$

нения от заданной линии пути.

$$F_{\dot{z}} = \pm 300 \text{ м/сек} - \text{ ограничение выходного сигнала по скорости}$$

отклонения от заданной линии пути.

$T_{HAB} = 0,6$ сек - постоянная времени апериодического звена заданного крена $F_{\epsilon} = \pm 20^0$.

Ограничение общего навигационного сигнала заданного крена по отклонению от заданной линии пути. Структурно-функциональная схема представлена на рис. 5.10.

Включение режима осуществляется летчиком после включения режима стабилизация АБСУ. На приставке навигационной (ПН) включается тумблер "подг.нав.", переключатель ЗПУ устанавливается в положение: "авт.", а затем нажимается кнопка-табло НВУ, которое при исправности и готовности системы НВУ, агрегатов и элементов формирования законов управления в БНС - высвечивается.

В этом режиме демпфер крена работает так же, как и в режиме штурвального управления. При наличии отклонения самолета от заданной линии пути или скорости отклонения начинается работа этого режима.

Для полета самолета из точки А в точку В без отклонения от заданной линии пути (ЛЗП) необходимо выполнить условие $Z=0$, а это возможно, когда вектор путевой скорости $\vec{W}$ будет направлен вдоль ЛЗП, что в свою очередь определяется условием:

$$\psi + \beta = \text{ЗПУ},$$

где ψ - курс самолета,

β - угол сноса.

Сумма $\psi + \beta$ является фактическим путевым углом. При несоблюдении этого условия, как видно из рис. 5.11, появляется разность $\Delta \text{ЗПУ} = \psi + \beta - \text{ЗПУ}$ и как следствие составляющая путевой скорости $\dot{Z} = W_z = W \sin(\psi + \beta - \text{ЗПУ})$, которая приводит к отклонению от ЛЗП.

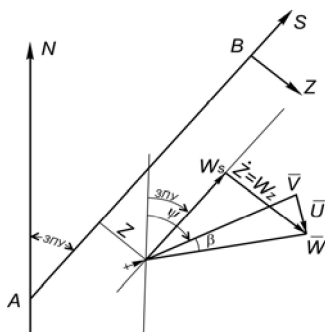


Рис. 5.11

Система НВУ-БЗ, решая навигационную задачу определения места положения самолета, вычисляет это боковое отклонение Z по закону

$$Z = Z_{co} \mp \int_{t_1}^{t_2} W_Z \cdot dt, \text{ где } Z_{co} = 0 \quad \left. \begin{array}{l} \text{при } Z_{co} > 0 \quad - \\ \text{при } Z_{co} < 0 \quad + \end{array} \right\} \int_{t_2}^{t_1}.$$

Таким образом, зная Z как функцию; $\dot{Z}$, ψ , β , ЗПУ можно путем изменения курса самолета, ибо остальные параметры не зависят от положения самолета, выполнить условие $\Delta\text{ЗПУ}=0$.

Поскольку существует перекрестная связь канала курса с каналом крена, то формируя сигнал $\gamma_{сад} = f\left(Z, \dot{Z}, \Delta\text{ЗПУ}\right)$ и вводя его в уравнение управления, можно устранить возникшее отклонение самолета от ЛЗП.

Формирование управляющего сигнала для работы САУ осуществляется в блоке навигационных сигналов (БНС) по данным НВУ-БЗ:

Z и $\dot{Z}$ $\Delta\text{ЗПУ} = \psi - \text{ЗПУ}$ с прибора ПНП-1 системы СТУ, β – угол сноса из доплеровского измерителя скорости и сноса (ДИСС) и значение текущего угла крена из МГВ. Сначала сигналы Z и $\dot{Z}$ ограничиваются на усилителях НВУ, а затем поступают в БНС. После умножения на передаточные коэффициенты сигналы Z и $\dot{Z}$ суммируются на УПТ. Усиленная сумма сигналов поступает на магнитный усилитель, управляющий исполнительным механизмом, который служит для гальванической развязки сигналов НВУ с сигналами вычислителей САУ. В АБСУ-154 серии П исполнительный механизм отсутствует и сигнал $\gamma_{сад}$ снимается непосредственно с магнитного усилителя. С выходных потенциометров исполнительного механизма, сформированный в соответствии с законом, сигнал $\gamma_{сад}$ через ограничительное сопротивление поступает на сумматоры трех УПТ, куда с кворум-элемента МГВ подается сигнал текущего крена γ .

Усиленный сигнал $\Delta\gamma = \gamma - \gamma_{зад}$ (и если он будет велик - ограничивается) подается на сумматоры сервопривода, где формируется общий закон управления этого режима. Рулевой агрегат начнет отклонять элероны и самолет будет входить в крен до тех пор, пока не будет выполнено условие $\Delta\gamma$, т.е. $\gamma = \gamma_{зад}$. Начнется координированный разворот в сторону заданной траектории.

Рассмотрим динамику работы канала, приняв, что сигнал $Z > 2км$, а $\dot{Z} > 300м/сек$, накоплен в НВУ. Тогда после нажатия на кнопку-табло [НВУ], мы введем сигналы на вход САУ в виде скачка. На входе сумматора в БНС складываются сигналы

$$K_Z \cdot Z, K_{\dot{Z}} \cdot \dot{Z} \text{ и } K_{ЗПУ} \cdot (\Delta ЗПУ + \beta). \quad \text{Поскольку сигнал}$$

$\Delta ЗПУ + \beta > Z + \dot{Z}$, а система стремится к уменьшению рассогласования между ЗПУ и текущим курсом, то сформированный сигнал введет самолет в координированный разворот в сторону заданной траектории и, следовательно, будет изменять курс. $\Delta ЗПУ$ будет уменьшаться,

а значит $\dot{Z} = W_Z = W \sin(\Delta ЗПУ)$ тоже будет уменьшаться, и

когда $\Delta ЗПУ = 0$, то и $\dot{Z} = W_Z = 0$, но самолет не изменит крен, т.к. дальнейшее формирование $\gamma_{зад}$ идет по $Z \neq 0$. Разворот самолета продолжается. Теперь $\Phi ПУ > ЗПУ$, следовательно, вновь появятся сигналы

$\Delta ЗПУ$, то и $\dot{Z} = W_Z$, увеличивающиеся по модулю, но с обратным знаком. Поскольку сигнал Z ограничен, то при достижении равенства (по уровню входного сигнала)

$\dot{Z} + \Delta ЗПУ = Z$, что соответствует изменению курса на 25° от ЗПУ, $\gamma_{зад}$ будет стремиться к 0, а, следовательно, самолет выйдет из крена и будет продолжать полет в сторону заданной траектории с постоянным курсом, отличающимся

от ЗПУ на 25° . Одновременно рост $\dot{Z} = W_Z$ прекратится и она станет постоянной. В системе НВУ-БЗ будет продолжаться счисление координаты Z , но теперь она будет уменьшаться, т.к. W_Z изменила

свой знак на противоположный. Когда на сумматоре будет выполнено условие $Z < \left(\dot{Z} + \Delta Z_{ПУ} \right)$, то на входе УПТ появится сигнал разности, по которому будет сформирован сигнал - $\gamma_{зад}$ и самолет, войдя в противоположный крен, будет уменьшать $\Delta Z_{ПУ} = 25^\circ$ и $\dot{Z} = W_Z$ до выполнения очередного условия $Z = \dot{Z} + \Delta Z_{ПУ}$, где $\Delta Z_{ПУ} < 25^\circ$ и так далее, уменьшая $\gamma_{зад}$. Таким образом, плавно уменьшая значение $\gamma_{зад}$ самолет асимптотически выйдет на ЛЗП, где значения всех сигналов, формировавших $\gamma_{зад}$, будут равны 0. Ограничение сигнала $\Delta Z_{ПУ} = 25^\circ$ связано с характером переходного процесса регулирования. Если бы не было ограничения, то самолет продолжал бы изменять курс до тех пор, пока алгебраическая сумма $Z + \dot{Z}$ не была бы равна нулю. В этом случае продольная ось самолета была бы под большим углом к ЛЗП, а это привело бы к переходу через ЛЗП при подаче сигнала - $\gamma_{зад}$, т.е. имел бы место колебательный процесс.

При значениях сигналов $Z < 2$ км и $\dot{Z} < 300$ м/сек величина $\gamma_{зад}$ будет принимать значения, пропорциональные этим сигналам. Процесс будет кратковременным, обеспечивая точность регулирования ± 500 м от ЛЗП.

Режим VOR

Общий закон управления:

$$\delta_\gamma = F_\delta \cdot \left\{ K_{\omega_x} \cdot \frac{T\rho}{T\rho+1} \cdot \omega_x + K_{\omega} \cdot \gamma - K_{\gamma_{зад}}^{БНЧ} \cdot \left[K_\psi \Delta A3 + \frac{K_\beta}{T_\beta \rho + 1} \cdot \beta - F_2 \cdot \left(\frac{K_\varepsilon}{T_\varepsilon \rho + 1} \right) \cdot \varepsilon \right] \cdot K_6 \left(\frac{1}{T_{HAB} \rho + 1} \right) \right\}$$

где $K_{\delta_\gamma}, K_{\omega_x}, \frac{T\rho}{T\rho+1}, \omega_x, T_\beta, K_{\gamma_{зад}}^{БНЧ}, F_2, \frac{1}{T_{HAB} \rho + 1}$ имеют те же параметры, что

и в режиме НВУ.

$K_\psi = 1,3 \frac{\text{град} \cdot \gamma_{зад}}{\text{град} \cdot \Delta A3}$ - передаточное число по изменению АЗ (маг-

нитного курса) маяка VOR.

$K_\beta = 1,3 \frac{\text{град} \cdot \gamma_{зад}}{\text{град} \cdot \text{угла сноса}}$ - передаточное число по углу сноса.

$F_2 = \pm 4^\circ$ - ограничение по углу рассогласования между направлением на маяк VOR и направлением линии пути.

$$K_\varepsilon = 8 \frac{\text{град.} \gamma_{\text{зад}}}{\text{град.отклон.}\varepsilon} - \text{передаточное число по углу отклонения}$$

от ЛЗП, выдаваемой системой Курс МП-2.

$$T_\varepsilon = 2 \text{ сек} - \text{постоянная времени апериодического звена.}$$

$$\Delta A3 = \psi - A3 - \text{отклонение от азимута на маяк.}$$

ε - угол отклонения самолета от ЛЗП, выдаваемой Курс-МП.

В этом режиме демпфер крена работает так же, как и в режиме штурвального управления. Включение режима осуществляется летчиком на расстоянии устойчивого приема сигналов маяка (20-200 км). После включения режима стабилизации АБСУ, на приставке навигационной (ПН) включается тумблер "подгот. нав.", а затем нажимается кнопка-табло [A3-I] (если первый полукомплект Курс МП-2 настроен на частоту радиомаяка VOR), которая при исправности и готовности системы Курс МП-2 агрегатов и элементов, участвующих в формировании закона управления в БНС - высвечивается. Работа режима VOR аналогична работе НВУ, отличие лишь в передаточных числах. Входным сигналом, пропорциональным отклонению самолета от направления на радиомаяк $VOR(\varepsilon)$, является напряжение постоянного тока, снимаемое с потенциометра фазового детектора блока УН-2П системы Курс МП-2. Этот сигнал после усиления, формирования на апериодическом звене и ограничения, поступает на тот же сумматор, что и сигналы Z и $\dot{Z}$ системы НВУ, которая в этом режиме - отключена. Формирование $\gamma_{\text{зад}}$ по сигналу ε аналогично режиму НВУ. Автоматический полет по сигналам радиомаяка VOR происходит следующим образом. При включении режима кнопкой-табло [A3-I] сигнал $\gamma_{\text{зад}}$ определяется сигналом $\Delta A3 + \beta$, учитывающим отклонение самолета от заданного азимута с учетом угла сноса, так как в этот момент ε значительно меньше этой суммы. Под действием $\gamma_{\text{зад}}$ самолет входит в координированный разворот в сторону заданного направления на маяк. В процессе разворота $\Delta A3 + \beta$ уменьшается и постепенно приближается к значению ε .

Величина $\gamma_{зад}$ уменьшается, самолет постепенно выходит из крена и когда $\Delta A3 + \beta = \varepsilon$, $\gamma_{зад} = 0$. Самолет переходит в прямолинейный полет. По мере приближения к ЛЗП величина ε уменьшается и вновь $\Delta A3 + \beta > \varepsilon$, самолет входит в крен и разворачивается в сторону ЛЗП. Так будет продолжаться до тех пор, пока не выполнится условие $\varepsilon = 0$. Таким образом, при нахождении самолета на ЛЗЛ в направлении на маяк VOR алгебраическая сумма всех сигналов на входе УПТ, формирующих $\gamma_{зад}$ будет равна 0.

Режим автоматического управления по сигналам СТУ

Автоматический режим захода на посадку

Автоматический режим захода на посадку осуществляется управлением самолета по радиолучу в боковом и продольном каналах с целью стабилизации его на траектории, задаваемой равносигнальными зонами наземных курсовых и глиссидных радиомаяков. Датчиком сигналов отклонения от равносигнальных зон курсового ε_K и глиссидного ε_G радиомаяков, равного разности между текущим положением центра тяжести самолета на траектории и заданным, определяемым этими маяками, является система Курс МП-2.

Боковой канал

Формирование управляющего сигнала $\gamma_{зад}^{CTY}$ производится в вычислителях В-20 системы траекторного управления (СТУ).

Общий закон управления канала крена

$$\delta_y = F_{\delta_y} \cdot \left\{ K_{\omega_x} \cdot \frac{T\rho}{T\rho + 1} \cdot \omega_x + K_{\gamma}^T \cdot \gamma - K_{\gamma_{зад}}^{CTY} \cdot F_2 \cdot [-K_6 \cdot \Delta\psi + \frac{K_5\rho}{T_5\rho + 1} \cdot \Delta\psi + \frac{K_{17}\rho}{T_{17}\rho + 1} \cdot \varepsilon_K + F_1 \cdot \right. \\ \left. \cdot \left(K_3 \Delta\psi + K_{10} \varepsilon_K - \frac{K_4 K_2}{T_4\rho + 1} \right) \cdot \gamma_{зад.ср} \right] \cdot \frac{K_{15}}{T_{15}\rho + 1} \right\}$$

Закон отклонения командной стрелки бокового канала прибора ПКП

$$\delta_Z = i_Z \left[K_{\gamma}^T \cdot \gamma - F_2 \left(\gamma_{зад.ср} \right) \right],$$

где F_{δ_y} , $K_{\omega_x} \cdot \frac{T\rho}{T\rho + 1} \cdot \omega_x$, $K_{\gamma_{зад}}^{CTY} = K_{\gamma_{зад}}^{BHC}$ имеют те же параметры, что

и в режиме НВУ и VOR.

$F_2 = \pm 20^0$ - ограничение $\gamma_{з\alpha\delta}$ по суммарному входному сигналу до и после захвата глissады; на высоте $H \leq 250\text{м}$ она меняется на $F_2 = \pm 10^0$.

$K_3 = K_6 = 1,3 \frac{\text{град} \cdot \gamma_{з\alpha\delta}}{\text{град} \cdot \Delta\psi}$ - передаточное число $\gamma_{з\alpha\delta}$ по отклонению от курса $\Delta\psi$.

$$K_5 = \begin{cases} 2 \frac{\text{град} \cdot \gamma_{з\alpha\delta}}{\text{град} / \text{сек}} & \text{- до захвата глissады} \\ 3 \frac{\text{град} \cdot \gamma_{з\alpha\delta}}{\text{град} / \text{сек}} & \text{- после захвата глissады} \end{cases}$$

Передаточное число по угловой скорости изменения курса $\Delta\psi$.

$$K_{17} = \begin{cases} 170 \frac{\text{град} \cdot \gamma_{з\alpha\delta}}{\text{град} / \text{сек}} & \text{- до захвата глissады} \\ 120 \frac{\text{град} \cdot \gamma_{з\alpha\delta}}{\text{град} / \text{сек}} & \text{- после захвата глissады} \end{cases}$$

Передаточное число $\gamma_{з\alpha\delta}$ по скорости отклонения от равносигнальной зоны курса ε_K .

$F_1 = \pm 25^0$ курса – ограничение суммарного входного сигнала при формировании $\gamma_{з\alpha\delta}$ по изменению курса $\Delta\psi$ и ε_K .

$K_{10} = 8 \frac{\text{град} \cdot \gamma_{з\alpha\delta}}{\text{град} \cdot \varepsilon_K}$ - передаточное число $\gamma_{з\alpha\delta}$ по отклонению от равносигнальной зоны курса ε_K .

$K_2 = K_4 = 1 \frac{\text{град} \cdot \gamma_{з\alpha\delta}}{\text{град} \cdot \gamma_{з\alpha\delta, \text{ср.}}}$ - передаточное число $\gamma_{з\alpha\delta}$ по положительной обратной связи.

$T_4 = 15 \text{сек}$ - постоянная времени апериодического звена.

$\gamma_{з\alpha\delta, \text{ср.}}$ - среднее значение $\gamma_{з\alpha\delta}$, полученное после кворум-элемента.

$K_{15} = 1 \frac{\text{град} \cdot \gamma_{\text{зад}}}{\text{град} \cdot \Sigma_{\text{сигн}}}$ - передаточное значение $\gamma_{\text{зад}}^{\text{СТУ}}$ по суммарному

сигналу.

$$T_{15} = \begin{cases} 0,85 \text{ сек} - \text{в автоматическом режиме} \\ 1,7 \text{ сек} - \text{в директорном режиме} \end{cases}$$

K_{γ}^T - передаточное число по текущему углу крена,

$$K_{\gamma}^T = \begin{cases} 2 \frac{\text{град} \cdot \text{элрон}}{\text{град} \cdot \text{крена}} - \text{при } H \geq 250\text{м} \\ 2,8 \frac{\text{град} \cdot \text{элрон}}{\text{град} \cdot \text{крена}} - \text{при } H < 250\text{м} \end{cases}$$

Постоянная времени аperiodического звена

$$T_5 = T_{17} = \begin{cases} 2,3 \text{ сек} - \text{до и после захвата глиссады} \\ 1 \text{ сек} - \text{на высоте } H \leq 250\text{м} \end{cases}$$

Постоянная времени дифференцирующего звена

ε_K - отклонение от равносигнальной зоны курса.

$$\Delta\psi = \psi - \psi_{\text{зад}},$$

где ψ - текущее значение курса,

$\psi_{\text{зад}}$ - курс ВПП, вводимый летчиком вручную на приборе ВПП с помощью кремальеры ①.

$$i_z = 0,6 \frac{\text{мм}}{\text{град} \cdot \gamma_{\text{зад}}} - \text{передаточное число по отклонению команд-}$$

ной стрелки δ_z на приборе ПКП от $\gamma_{\text{зад}}$.

δ_z - отклонение командной стрелки на приборе ПКП. Структурно-функциональная схема бокового канала представлена на рис.5.12.

Демпфер крена в этом режиме работает так же, как и в режиме штурвального управления. Заход на посадку можно осуществлять как в директорном (по командным стрелкам), так и в автоматическом режимах. Включение директорного режима производится пилотом с приставки навигационной (ПН) после предварительного

включения тумблера "подг.посадки", выключения тумблера "стрелки команд" и нажатия на кнопку-табло [ЗАХОД]. Для включения автоматического режима предварительно должна быть нажата кнопка "СТАБ." на ПУ-33. При готовности и исправности систем, агрегатов и элементов, участвующих в формировании закона $\gamma_{зод}$ кнопка-табло [ЗАХОД] высвечивается.

Для формирования сигнала $\gamma_{зод}$ в режимах автоматического и директорного заходов на посадку используются сигналы $\Delta\psi$, поступающий из ПНП-1, и ε_K - из системы Курс МП-2. Автоматический (или директорный) режим захода на посадку может начинаться как с прямой ($\Delta\psi=0$), так и с маневра типа "коробочка". В последнем случае производится автоматически четвертый разворот и вписывание в равносигнальную зону курсового радиомаяка. Сигнал $\Delta\psi$ обеспечивает высокую скорость разворота с плавным подходом к равносигнальной зоне.

Для этого сигнал $\Delta\psi$ проходит через нелинейное звено типа "зона нечувствительности", которое образуется на трех сумматорах и ограничителе. При больших значениях $\Delta\psi$ на сумматор нелинейного звена подается сумма сигналов $K_3 \cdot \Delta\psi$ и $F_{10} \cdot \varepsilon_K$ ограниченных ограничителем, и сигнал - $K_6 \cdot \Delta\psi$. Под действием этих сигналов вырабатывается $\gamma_{зод\text{ ср.}}$ и система САУ вводит самолет в крен, который разворачивает его в сторону ВПП. Разворот длится до тех пор, пока на сумматоре алгебраическая сумма $F_1 \cdot (K_3 \cdot \Delta\psi + F_{10} \cdot \varepsilon_K) + K_6 \cdot \Delta\psi$ не будет равна нулю. В этом случае $\gamma_{зод}=0$ и самолет, выйдя из крена, будет двигаться с постоянным курсом до момента линейного изменения сигнала ε_K . При входе в равносигнальную зону с участком линейного изменения ε_K , этот сигнал пропускается через реальное дифференцирующее звено $\frac{K_{17}\rho}{T_{17}\rho + 1}$ и алгебраически складывается на сумматоре

нелинейного звена с общим сигналом.

T_{17} - постоянная времени, необходимая для фильтрации радиопомех сигнала ε_K вносит запаздывание в систему. Для компенсации этого запаздывания на сумматор подается дополнительный сигнал $\Delta\psi$, пропущенный через дифференцирующее звено $\frac{K_5\rho}{T_5\rho+1}$. Сумма

сигналов с сумматора нелинейного звена подается на ограничитель, ограничивающий дискретно на высоте $H=250$ м величину сигнала, по которому формируется $\gamma_{зад}$. Величина ограничения выбрана в соответствии с требованиями безопасности режима автоматического (или директорного) захода на посадку и составляет $\gamma_{зад}=\pm 10^\circ$.

Для устранения колебаний командной стрелки прибора ПКП под действием радиопомех $\gamma_{зад}$ пропускается через апериодическое звено $\frac{K_{15}\rho}{T_{15}\rho+1}$, представляющее фильтр низких частот. При включении

автоматического режима постоянная времени T_{15} уменьшается до значения 0,85 сек. По мере приближения к ВПП коэффициенты K_5 и K_{17} по сигналу "захват глиссады" и постоянные времени T_5 , T_{17} по сигналу "H=250м" – уменьшаются, благодаря чему устойчивость системы управления повышается.

Статические ошибки системы, которые могут возникнуть, например, от несимметрии тяги двигателей, неточности установки крыльев, погрешности в установке МГВ и т.д., устраняются введением положительной обратной связи $\frac{K_2K_4}{T_4\rho+1}$. Благодаря большой

постоянной времени $T_4=15$ сек, это звено играет роль интегрирующего. Сформированный сигнал $\gamma_{зад}$ поступает на кворум-элемент, где осредняется ($\gamma_{зад\text{ ср.}}$), оценивается на достоверность и как сигнал $\gamma_{зад}^{CTY}$ подается в блок БНС системы САУ для формирования управляющего сигнала $\Delta\gamma=\gamma-\gamma_{зад}^{CTY}$. Для повышения устойчивости работы системы, по сигналу $\Delta\gamma$ коэффициент K_γ^T в БНС на высоте $H\leq 250$ м увеличивается. Кроме того, сигнал $\gamma_{зад\text{ ср.}}$ сравнивается в блоке контроля (БК-17) системы СТУ с сигналом текущего крена γ и формируется управляющий сигнал δ_Z на отклонение командных стрелок приборов ПКП.

Руководствуясь работой элементов системы автоматического захода на посадку в боковом канале, рассмотрим динамику полета в этом режиме. После выпуска закрылков на 28° , установки на ПНП курса ВПП, на ПН выключателя в положение "подгот. посадка" и определения начала четвертого разворота по показаниям АРК, индикатору "Гроза" или команде диспетчера, на приставке навигационной (ПН) нажимается кнопка-табло [ЗАХОД]. На ПКП командная стрелка отклонится в сторону, необходимую для выполнения четвертого разворота (влево - при левом развороте, вправо - при правом). Самолет войдет в крен с углом $20 \pm 2^\circ$, а командная стрелка на ПКП подойдет к. нулевому положению. В случае раннего начала разворота на посадочный курс (рано нажата кнопка [ЗАХОД]), самолет выводится в равноточную зону курса в два этапа: сначала самолет разворачивается по курсу на угол 65° , выходит из крена (командная стрелка ПКП - на упоре) и без крена приближается к ЛЗП под углом 25° , а затем с момента снятия командной стрелки ПКП с упора (самолет вошел в равноточную зону с линейным участком изменения ϵ_K) он вновь вводится в крен и выходит к ЛЗП. При позднем начале разворота (поздно нажата кнопка [ЗАХОД]), самолет разворачивается по курсу на угол 115° и выходит из крена, приближаясь к ЛЗП под углом 25° , но с другой стороны.

С момента снятия с упора командной стрелки ПКП, самолет входит в противоположный крен и выходит на ЛЗП. При посадках на зарубежных аэропортах по нестандартной схеме кнопку-табло [ЗАХОД] нажимают на удалении 4км от точки входа в глиссаду. Вначале четвертого разворота сигнал $\gamma_{зад}$ определяется сигналом $\Delta\psi$, т. к. в этот момент сигнал ϵ_K значительно меньше $\Delta\psi$. Под действием сигнала $\gamma_{зад\text{ ср.}}$ самолет входит в координированный разворот в сторону ВПП. В процессе разворота $\Delta\psi$ уменьшается и становится соизмеримым с ϵ_K . Т.к. сигналы $\Delta\psi$ и ϵ_K имеют противоположные знаки, сигнал $\gamma_{зад\text{ ср.}}$ уменьшается и самолет постепенно выходит из крена. Когда $\Delta\psi = \epsilon_K$, $\gamma_{зад\text{ ср.}} = 0$ - самолет переходит в прямолинейный полет с постоянным значением $\Delta\psi = 25^\circ - 30^\circ$, которые определяются максимальным значением ϵ_K . При входе самолета в линейную часть

равносигнальной зоны курсового радиомаяка ε_K - уменьшается, при этом сигнал $\Delta\psi$ становится больше текущего значения ε_K и самолет вновь входит в координированный разворот в сторону ВПП. При уменьшении сигнала ε_K , в линейной части равносигнальной зоны, вырабатывается сигнал $\dot{\varepsilon}_K$, который способствует выполнению разворота и в дальнейшем стабилизирует движение самолета на оси равносигнальной зоны. При "захвате" глиссады сигнал $\Delta\psi$ исключается из управления (отключается) и в дальнейшем управление осуществляется по сигналам ε_K и $\dot{\varepsilon}_K$, под действием которых САУ удерживает самолет на оси ВПП. В связи с тем, что по мере приближения к радиомаяку увеличивается крутизна сигнала ε_K , введено переключение коэффициента в сторону уменьшения сигналов вычислителя бокового канала СТУ по сигналу "захвата" глиссады и постоянной времени дифференцирующего звена ε_K по сигналу радиовысотомера на высоте $H=250$ м.

Продольный канал

Общий закон управления:

$$\delta_B = X + \left\{ (K_{\omega_z} + K_{\omega_z}^g) \omega_z + F_6 \cdot \{ K_{g_{ax}} \cdot F_1 \cdot \{ K_7 \varepsilon_r + K_2 \frac{\rho}{T_2 \rho + 1} \varepsilon_r + \right. \\ \left. + K_{11} \frac{\rho}{T_{11} \rho + 1} (\vartheta - \vartheta_{on}) \} K_4 \cdot \frac{1}{T_4 \rho + 1} + (\vartheta - \vartheta_{on}) K_8 K_{10} \frac{\rho}{T_8 \rho + 1} \} \right\}$$

Закон отклонения командной стрелки продольного канала прибора ПКП

$$\delta_H = i_H \cdot F_1,$$

где X, F_4, K_{ω_z} - имеют те же значения, что и в режиме стабилизации и управления.

$$K_{\omega_z}^g = 3 \frac{\text{град} \cdot \text{пов}}{\text{град} / \text{сек}}$$

налу демпфирования в момент захвата глиссады и при уходе на 2-й круг.

$$F_6 = \begin{cases} \pm 7^0 & \text{руля высоты при } H > 250\text{м} \\ \pm 3^0 & \text{руля высоты при } H < 250\text{м} \end{cases} - \text{ограничение отклонения}$$

руля высоты по сигналу $\Delta \mathcal{G}_{\text{зад}}^{\text{CTY}}$.

$$K_{v_{\text{зад}}} = 4 \frac{\text{град.рв}}{\text{град.}\Delta \mathcal{G}_{\text{зад}}^{\text{CTY}}} - \text{передаточное число отклонения руля высо-}$$

ты по сигналу $\Delta \mathcal{G}_{\text{зад}}^{\text{CTY}}$.

$F_1 = \pm 7,5^0$ - ограничение $\Delta \mathcal{G}_{\text{зад}}^{\text{CTY}}$ по общему суммарному сигналу.

$$F_7 = \begin{cases} 15 \frac{\text{град.}\mathcal{G}_{\text{зад}}}{\text{град.}\varepsilon_r} & \text{при } H > 250\text{м} \\ 6,5 \frac{\text{град.}\mathcal{G}_{\text{зад}}}{\text{град.}\varepsilon_r} & \text{при } H < 250\text{м} \end{cases} - \text{передаточное число } \Delta \mathcal{G}_{\text{зад}}^{\text{CTY}} \text{ по}$$

сигналу ε_r .

$$K_2 = \begin{cases} 210 \frac{\text{град.}\mathcal{G}_{\text{зад}}}{\text{град./сек} \cdot \varepsilon_r} & - \text{при } H > 250\text{м} \\ 90 \frac{\text{град.}\mathcal{G}_{\text{зад}}}{\text{град./сек} \cdot \varepsilon_r} & - \text{при } H < 250\text{м} \end{cases} - \text{передаточное число } \Delta \mathcal{G}_{\text{зад}}^{\text{CTY}} \text{ по}$$

скорости изменения ε_r .

$T_2 = 0,7 \text{ сек}$ - постоянная времени реального дифференцирующего звена.

$$K_{11} = 6 \frac{\text{град.}\Delta \mathcal{G}_{\text{зад}}^{\text{CTY}}}{\text{град./сек тангажа}} - \text{передаточное число } \Delta \mathcal{G}_{\text{зад}}^{\text{CTY}} \text{ по вводи-}$$

мым значениям текущего и опорного тангажа.

$T_{11} = 1,7 \text{ сек}$ - постоянная времени реального дифференцирующего звена.

$\mathcal{G}$ - значение текущего тангажа.

$\mathcal{G}_{\text{ит}} = -2,5^0$ - значение опорного тангажа.

$K_4 = 1$ - передаточное число аperiodического звена.

$$T_4 = \begin{cases} 2,3 \text{ сек} - \text{при } H > 100\text{м} \\ 1 \text{ сек} - \text{при } H < 100\text{м} \end{cases} - \text{постоянная времени апериодического}$$

звена.

$$K_8 \cdot K_{10} = 13 \frac{\text{град.} \cdot \mathcal{G}_{\text{зад}}}{\text{град.} / \text{сек. тангажа}} - \text{передаточное число } \mathcal{G}_{\text{зад}} \text{ по ско-}$$

рости изменения $\mathcal{G} - \mathcal{G}_{\text{зад}}$.

$T_8 = 15 \text{ сек}$ - постоянная времени реального дифференцирующе-го звена.

δ_i - отклонение командной стрелки прибора ПКП.

$$i_n = 1 \frac{\text{мм}}{\text{град.} \cdot \Delta \mathcal{G}_{\text{зад}}} - \text{передаточное число по отклонению командной}$$

стрелки от сигнала $\Delta \mathcal{G}_{\text{зад}}$.

Структурно-функциональная схема канала представлена на рис.5.13. Для обеспечения лучшего качества переходного процесса, при выходе самолета на глиссаду в момент "захвата" глиссады, под-ключается дополнительный сигнал на демпфирование возможных колебаний. Заход на посадку по глиссаде может осуществляться как в директорном режиме (полуавтоматическом) по командным стрел-кам, так и в автоматическом. Включение режима осуществляется пилотом с приставки навигационной (ПН) аналогично боковому ка-налу в момент пересечения глиссады нажатием на кнопку-табло [глис.] или автоматически по сигналу блока "захвата" глиссады (БЗГ). Для автоматического режима захода на посадку по глиссаде необходимо дополнительно перевести САУ в режим стабилизации, нажав на ПУ-33 кнопку "СТАБ.". Одновременно с включением ре-жима захода на посадку, отключатся режим стабилизации высоты, приборной скорости и числа М. Формирование управляющего сиг-нала $\Delta \mathcal{G}_{\text{зад}}^{\text{СТУ}}$ как в директорном, так и в автоматическом режимах, происходит в блоках В-21 системы СТУ. Для этого используется сигнал отклонения от равносигнальной зоны глиссадного радиомая-ка ε_r с Курс-МП и сигнал текущего тангажа с МГВ. Автоматический или директорный заход на посадку начинается по команде "захват" глиссады.

При этом сигнал ε_r складывается с сигналом его производной, повышающей реакцию системы на отклонение и улучшающую стабилизацию самолета на глиссаде. $\dot{\varepsilon}_r$ - формируется из сигнала ε_r на реальном дифференцирующем звене. Большой уровень радиопомех и большой коэффициент усиления по производной требует фильтрации этих сигналов, которая осуществляется на апериодическом звене (фильтр низких частот) с изменяющейся постоянной времени с 2,3 сек на высотах более 100 м за 1 сек на высотах менее 100 м. Введение такого звена с относительно большой постоянной времени снижает запас устойчивости системы до фазе. Для компенсации потери устойчивости на сумматор подается дополнительный сигнал $\dot{\theta}$, формируемый из сигнала тангажа на реальном дифференцирующем звене. Сигнал прошедший через фильтр устраняет колебание командной стрелки прибора ПКП и является сигналом $v_{зад}$. Кроме того, по мере приближения к ВПП передаточные числа K_2 и K_7 , а также постоянные времени T_2 и T_4 дискретно уменьшаются по команде радиовысотомера "Н=250 м" и "Н=100 м". Благодаря этому, устойчивость системы повышается.

Автоматический режим захода на посадку в зависимости от балансировки самолета возможен с различными углами тангажа. Для исключения влияния начального тангажа вводится дополнительный сигнал, пропорциональный производной с большой постоянной времени от текущего тангажа, который также стабилизирует самолет при: короткопериодических колебаниях вокруг центра тяжести.

Для форсированного выхода самолета на глиссаду в момент ее пересечения, дополнительно вводится сигнал опорного тангажа, равный - $2,5^\circ$, что примерно соответствует углу наклона глиссады. Для исключения его влияния в дальнейшем этот сигнал, как и сигнал текущего тангажа, проходит через одно и то же изодромное звено. После усиления, ограничения и проверки на достоверность сигнал $\Delta v_{зад}^{CTY}$ идет в БНС, где вновь усиливается и ограничивается, а затем поступает на сумматор сервопривода для формирования общего закона управления продольным каналом, по которому работает сервопривод. Кроме того, сигнал $\Delta v_{зад}^{CTY}$ идет на приборы ПКП для отклонения горизонтальных командных стрелок.

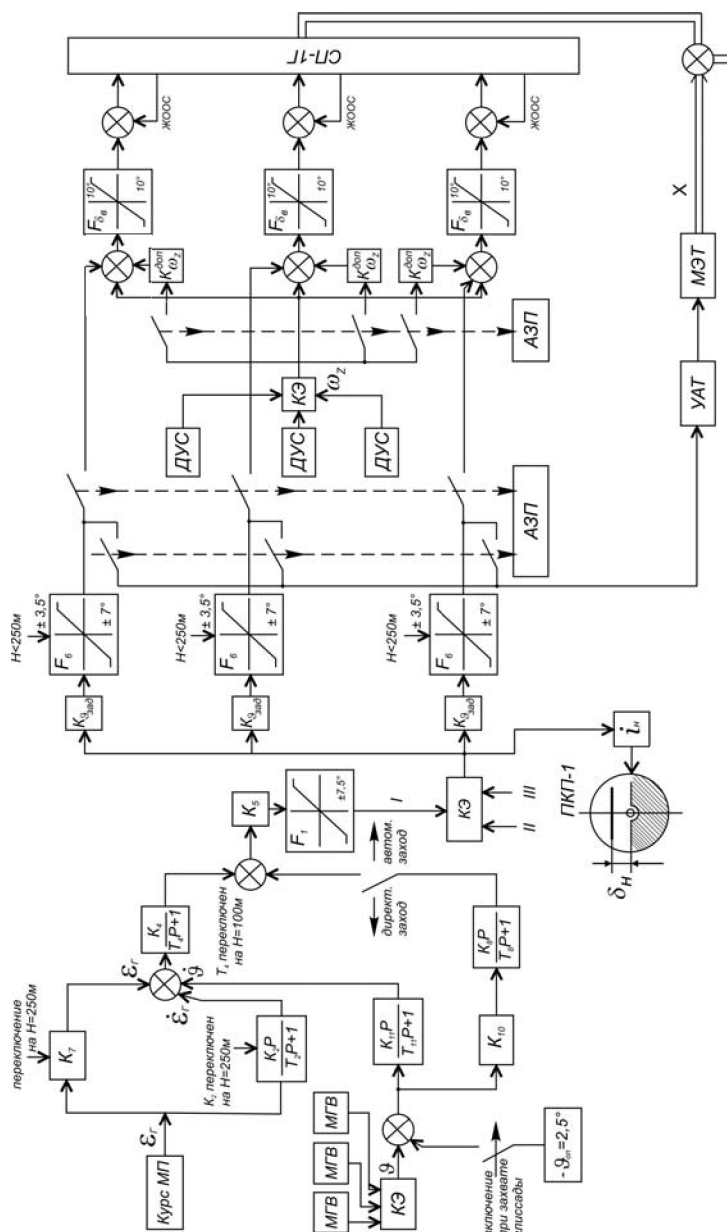


Рис. 5.13. Структурно-функциональная схема канала тангажа в режиме захода на посадку

Рассмотрим динамику захода на посадку по глассаде. Когда самолет выйдет на курс посадки и пересечет ось равнотгналной зоны глассадного радюмаяка, при этом планка положения глассады на ПНП находится в пряделах половины нижней части силуэта-самолета, начинается заход по глассаде. Одновременно срабатывает блок "захвата" глассады (БЗГ) и выдает команду на автоматическое включение режима. На приставке навигационной высвечивается информация [глис.] на кнопке-табло, а кнопка-табло [Н] - гаснет, что сигнализирует об автоматическом "захвате" глассады и начале снижения по ней. Командная стрелка продольного каната на ПКП энергично отклонится вниз, а затем подойдет к среднему положению, и в дальнейшем будет находиться около него. Если кнопка-табло [глис.] на ПН не высвечивается при выходе планки положения глассады на ПНП за пределы половины нижней части силуэта-самолета, то режим включается вручную, нажатием на кнопку-табло [глис.].

Самолет начинает управляться по сигналам СТУ, в результате чего руль высоты отклоняется и самолет переходит в режим планирования, при этом обеспечивается стабилизация центра тяжести относительно глассады. В момент захвата глассады в СТУ вырабатывается форсированный сигнал ($v_{on} = -2,5^\circ$) для энергичного перевода самолета в режим планирования. По мере снижения самолета на высотах 250 м и 100 м вводятся изменения в передаточные числа для сигналов ε_r и $\dot{\varepsilon}_r$, благодаря чему обеспечивается более стабильное движение самолета по глассаде. На высоте 30 м пилот отключает автоматический режим. Дальнейший заход на посадку и приземление выполняются экипажем вручную.

Режим ухода на второй круг

Принятие решение ухода на второй круг согласно требованиям ИКАО производится экипажем при нахождении самолета на глассаде на высоте не менее высоты принятия решения. При этом уход может производиться как из режима директорного управления, так и автоматического захода на посадку только после "захвата" глассады. В основе формирования сигнала "уход" лежит управление траекторией и скоростью полета через руль высоты при наличии команд от

концевых выключателей закрылков при их уборке, которые переключают заданные значения скоростей и программные значения тангажа:

$$V_{зад1} = 280 \text{ км/час } (\delta_3 = 45^0),$$

$$V_{зад2} = 340 \text{ км/час } (\delta_3 = 34^0),$$

$$V_{зад3} = 400 \text{ км/час } (\delta_3 = 25^0),$$

при этом стабилизируется заданная скорость отклонением руля высоты.

Общий закон управления:

$$\delta_B = X + F_4 \left\{ \left(K_{\omega_z} + K_{\omega_z}^{\partial on} \right) \omega_z + K_{\vartheta}^{АП} \cdot F_{yx} \cdot \left\{ K_{\vartheta}^{yx} \cdot \left\{ \frac{T_{\vartheta} \rho}{T_{\vartheta} \rho + 1} \vartheta_{тек} - \frac{1}{T_{\vartheta}^{yx} \rho + 1} \left[K_{\vartheta}^{yx} \cdot F_V (\Delta V) + K_{\vartheta}^{yx} \cdot \frac{\rho}{T_{\vartheta}^{yx} \rho + 1} \cdot V + \frac{T_{\vartheta}^{yx} \rho}{T_{\vartheta}^{yx} \rho + 1} \cdot \vartheta^{возр} \right] \right\} \right\} \right\}$$

где F_4 , K_{ω_z} и $K_{\omega_z}^{\partial on}$ - те же значения, что и в режиме захода на посадку.

δ_A - отклонение руля высоты.

X - перемещение штурвальной колонки от МЭТ, который включается при достижении сигнала $K_{\vartheta}^{АП} \cdot F_{yx} = 1,35B$.

$$K_{\vartheta}^{АП} = 3 \frac{\text{град.рв}}{\text{град.}\Delta \vartheta_{yx}} - \text{передаточное число по отклонению руля}$$

высоты от сигнала $\Delta \vartheta_{yx}$.

$$F_{yx} = \begin{cases} +7^0 \text{ руля высоты - вниз} \\ -17^0 \text{ руля высоты - вверх} \end{cases} - \text{ограничение отклонения руля}$$

высоты по сигналу $\Delta \vartheta_{yx}$.

$$K_{\vartheta}^{yx} = 1 \frac{\text{град.}\Delta \vartheta_{yx}}{\text{град.тангаж}} - \text{передаточное число } \Delta \vartheta_{yx} \text{ по сигналу}$$

тангажа.

$T_{\vartheta} = T_{\vartheta}^{yx} = 10 \text{ сек}$ - постоянные времени реальных дифференцирующих (изодромных) звеньев.

$\vartheta_{тек}$ - текущее значение тангажа.

$T_V^{yx} = 1 \text{ сек}$ - постоянная времени апериодического звена.

$K_V^{yx} = 0,7 \frac{\text{град.тангажа}}{\text{м/сек}}$ - передаточное число тангажа по при-

борной скорости самолета.

$\Delta V = V_{тек} - V_{зад.i}$, где $i=1, 2, 3$ – отклонение текущей скорости от заданной.

$V_{зад.i}$ - заданная скорость, переключаемая концевыми выключателями закрылков при их уборке.

$F_V = \pm 2,5 \text{ м/сек}$ - ограничение по ΔV .

$K_V^{yx} = 1 \frac{\text{град.тангажа}}{\text{м/сек}^2}$ - передаточное число тангажа по производной от приборной скорости.

$V_{приб}$ - приборная скорость самолета.

ϑ_i^{np} , $i = 1, 2, 3$ - программное значение тангажа $\vartheta_1 = 10^\circ$,

$\vartheta_2 = \vartheta_1 + 2^\circ$, $\vartheta_3 = \vartheta_2 + 2,5^\circ$, переключаемое концевыми выключателями закрылков при их уборке.

Структурно-функциональная схема ухода на 2-й круг представлена на рис.5.14.

Формирование закона режима ухода на 2-й круг происходит в вычислителе ухода ВУ-1-2, входящим в состав АБСУ, при этом используются сигналы корректора-задатчика скорости приборной (КЗСП) - $V_{тек}$, МГВ - $v_{тек}$. По команде "уход" формируется сигнал $\Delta V = V_{тек} - V_{зад}$, который ограничивается, усиливается и складывается с сигналом производной от текущего значения скорости.

Ограничитель, после которого v подается на кворум-элемент и далее на сумматор сервопривода, где формируется общий закон управления этого режима. Под действием сигнала Δv_{yx} , через руль высоты осуществляется перегиб траектории, набор высоты при одновременном разгоне самолета до заданной скорости $V_{зад}$ с последующей

ее стабилизацией. В этом режиме согласно общему закону управления добавляется дополнительный сигнал с передаточным числом $K_{\omega z}^{доп}$ для усиления демпфирования.

Включение автоматического режима "уход" производится нажатием кнопок "уход", расположенных на штурвалах обоих пилотов, или перестановкой (не менее двух) рычагов управления двигателями (РУД) в положение "взлетный режим" с последующим дожатием РУД вперед до упора.

При включении автоматического режима кнопкой уход:

1) команда в виде импульса подается в автомат тяги, по которой обоими каналами с максимальной скоростью – $10^0/\text{сек}$ РУД перемещаются в положение "взлетный режим", на ПН гаснет кнопка-табло С и автомат тяги переходит в режим "подготовка".

2) на приставке навигационной гаснут кнопки-табло [ЗАХОД и ГЛИС].

3) на приборных досках летчиков загораются зеленые табло "уход" и "стабил. боков.", а на табло режимов гаснет табло "глис." и "курс". Боковой канал продолжает работать в режима стабилизации курса.

4) на ПКП разведутся командные стрелки курса, а командные стрелки глиссады энергично отклонятся вверх, а затем подойдут к среднему положению и в дальнейшем будут находиться около него.

5) на индикаторе ИН-3-2 руля высоты планка отклоняется вверх.

6) на ПНП планки положения равносигнальных зон будут продолжать работать в режиме индикации зон курсоглиссадных радиобоксов.

При появлении положительного градиента набора высоты (появление вертикальной скорости) - убирают шасси. При достижении $V_{приб}=280 \text{ км/час}$ на высоте не менее 50 м убирают закрылки на 28° . При $V_{приб}=310-320 \text{ км/час}$ и вертикальной скорости $V_y=10-12 \text{ м/с}$ плавным перемещением штурвальной колонки "от себя" отключается режим автоматического ухода на второй круг и, перейдя на штурвальное управление в продольном канале, приступают к уборке закрылков на "0". При достижении высоты круга при необходимости переводят самолет в горизонтальный полет и уменьшают режим работы двигателей, затем нажимают кнопку-табло [сброс прогр.], чем подтверждают отключение режима ухода на второй круг.

Для самолета Ту-154м порядок ухода на второй круг несколько отличается от Ту-154Б. После перемещения РУД во "взлетный режим" рычаг управления закрылками устанавливается в положение - 28°. При появлении вертикальной скорости набора убирают шасси. При достижении скорости $V_{zn}+40$ км/час рычаг управления закрылками устанавливается в положение -15°. При достижении скорости $V_{zn}+60$ км/час рычаг управления закрылками устанавливается в положение - 0°. При скорости 400 км/час на высоте круга уменьшают режим работы двигателей. После ухода на второй круг в зависимости от метеоусловий и остатка топлива принимают решение о повторном заходе на посадку или, следовании на запасной аэродром.

5.1.3. Автомат тяги АТ-6

Назначение

Автомат тяги АТ-6 устанавливается на самолете Ту-154 и предназначен для управления секторами газа в режимах предпосадочного маневрирования и захода на посадку в условиях метеоминимума II категории ИКАО.

Он существенно облегчает пилотирование самолета в этих условиях.

Автомат выполняет следующие функции:

1. Управление и стабилизация приборной скорости полета;
2. Перемещение секторов газа самолета во взлетное положение при автоматическом уходе на второй круг.
3. АТ-6 работает в следующих режимах:
4. Режим согласования приборов УС-И.
5. Режим подготовки.
6. Режим управления скоростью полета.
7. Режим "уход".

Режим управления скоростью полета

Автомат тяги предназначен для управления скоростью полета самолета при посадке и уходе на второй круг. Автомат тяги входит в состав АБСУ. Он представляет собой автоматический регулятор, который выводит самолет на заданную пилотом скорость полета и поддерживает эту скорость постоянной, воздействуя на секторы газа двигателей самолета.

Автомат тяги обеспечивает: дистанционное управление заданной скоростью полета; автоматический выход самолета на заданную

скорость и ее стабилизацию; управление тягой двигателей самолета по команде УХОД.

Автомат тяги является автономным устройством, включающим в себя все необходимые датчики и органы управления, за исключением датчика угла тангажа, входящего в состав САУ. Для повышения надежности автомат тяги имеет два канала. Один канал является основным, а второй находится в резерве.

В состав автомата тяги входят блоки автоматики и связи, указатели скорости левого и правого пилота, блок датчиков линейных ускорений, исполнительный механизм, пульт управления.

Высокая точность стабилизации скорости при заходе на посадку в рабочем диапазоне от 180 до 400 км/ч достигается автоматическим управлением тягой двигателя. Структурная схема управления тягой представлена на рис. 5.15.

Автомат измеряет разность между текущей V и заданной скоростью $V_{зад}$ полета самолета $\Delta V = V - V_{зад}$.

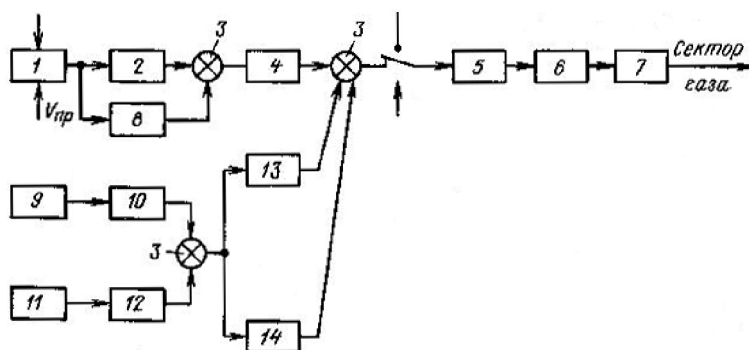


Рис. 5.15. Схема управления тягой двигателя:

- 1 - указатель скорости; 2, 8, 14 - фильтры; 3 - сумматор; 4, 5, 7 - ограничители;
- 6 - интегрирующее устройство; 9 - блок датчиков линейных ускорений;
- 10 - блок формирования коэффициента q ; 11 - малогабаритная гиравертикаль;
- 12, 13 - передаточные звенья по углу тангажа и перегрузкам

Сигнал, пропорциональный этой разности, вместе со вспомогательными сигналами, характеризующими режим полета (сигналами, пропорциональными углу тангажа ϑ и перегрузке (n_x)) поступает в

вычислитель блока автоматики, который преобразует их в соответствии с законом управления

$$P\delta_{с.г.} = -\frac{F(V)}{T_{\phi} + 1} \left[K_v(V - V_{зад}) + K_{\dot{v}} \frac{P}{T_v P + 1} (V - V_{зад}) \right] - \\ - (K_{n_x} - K_{n_x} \frac{P}{T_{\dot{n}_x} P + 1})(qn_x - K_{v\dot{v}} \dot{v}),$$

где $\delta_{с.г.}$ – перемещение секторов газа;

$K_v, K_{\dot{v}}, K_{n_x}, K_{\dot{n}_x}$ – передаточные коэффициенты по скорости и перегрузке;

n_x – перегрузка;

v – угол тангажа;

T_{ϕ} – постоянная времени фильтра;

q – коэффициент перегрузки.

Первичная информация о разности между текущими и заданными скоростями выдается указателем скорости, имеющим стрелку, которую устанавливает пилот.

Выходной сигнал вычислителя управляет интегрирующим приводом исполнительного механизма автомата тяги, перемещающим секторы газа двигателей самолета. Для обеспечения плавного подключения автомата тяги к системе управления двигателями самолета режиму стабилизации скорости и управления ею предшествует режим подготовки, при котором осуществляется согласование текущей скорости с заданной.

Изменением тяги двигателей обеспечивается выход самолета на заданную скорость полета и стабилизация ее.

ЧАСТЬ II. ЦИФРОАНАЛОГОВОЕ ПИЛОТАЖНО - НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТОВ РОССИЙСКОГО ПРОИЗВОДСТВА

1. ЦИФРОАНАЛОГОВОЕ ПИЛОТАЖНО- НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА ТУ-204

Пилотажно-навигационное оборудование (далее ПНО) обеспечивает решение следующих задач:

- 1) самолетовождение по запрограммированным маршрутам при полетах по внутренним и международным трассам;
- 2) автоматический заход на посадку по 1 и 2 категории;
- 3) выявление неисправного конструктивно-сменного блока системы ПНО и выдачу этой информации для документирования и индикации на комплексную информационную систему сигнализации (далее КИСС).

Для выполнения перечисленных задач настоящий раздел ПНО включает в себя следующие системы и приборы:

1. Антенну АКН-005-204
2. Хронометр авиационный электронный ХАЭ-85М.
3. Комплексный пульт радиотехнических средств КПРТС-95М-1.
4. Вычислительные системы самолетовождения, управления полетом и тягой.
5. Системы предупреждения критических ситуаций.
6. Систему воздушных сигналов СВС-96.
7. Неавтономные радиолокационные и навигационные системы.
8. Бортовую аппаратуру радиотехнических и посадочных систем.
9. Средства отображения информации, сигнализации, органы управления и системы контроля.

Комплексный пульт радиотехнических средств (КПРТС) предназначен для ручного управления радиотехническими средствами и их режимами, а также для трансляции и индикации данных в программном режиме управления от вычислителя системы самолетовождения (ВСС).

КПРТС обеспечивает управление:

- аппаратурой радиотехнической системы ближней навигации метрового диапазона волн VOR (сдвоенный комплект);
- аппаратурой радиотехнической системы посадки метрового диапазона волн ILS (строенный комплект);

- самолетным дальномером ДМЕ (2 комплекта);
- автоматическим радиокompасом АРК (2 комплекта);
- радиостанциями декаметровых волн (ДКМВ) (2 комплекта);
- радиостанциями метровых волн (МВ) (2 комплекта).

Управление радиотехническими средствами осуществляется с лицевой панели КПРТС, рис.1. Лицевая панель КПРТС разделена на две функциональные зоны:

- зона НАВИГАЦИЯ предназначена для настройки радиотехнических средств (РТС) навигации и посадки;
- зона СВЯЗЬ предназначена для настройки радиосвязных станций (РС).

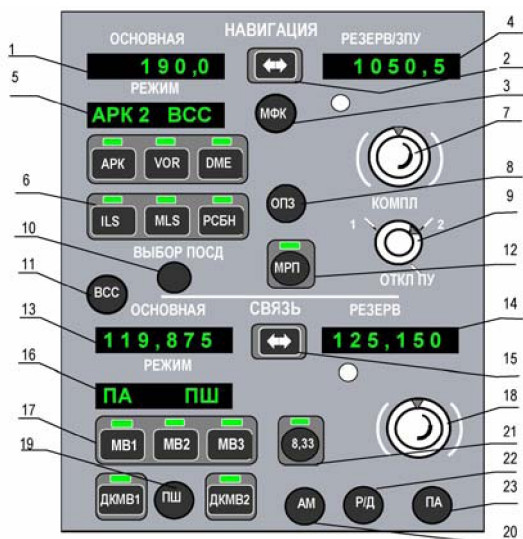


Рис. 1.1. Пульт ПРТС:

1 - табло ОСНОВНАЯ; 2 - кнопка переключения; 3 - кнопка МФК; 4 - табло РЕЗЕРВ/ЗПУ; 5 - табло РЕЖИМ; 6 - кнопки выбора РТС; 7 - ручки задатчика; 8 - кнопка “Опознавание” РСБН; 9 - переключатель КОМПЛ 1-2 - ОТКЛ ПУ; 10 - кнопка выбора посадки по РТС; 11 - кнопка включения управления от ВСС; 12 - кнопка переключения чувствительности; 13 - табло ОСНОВНАЯ; 14 - табло РЕЗЕРВ; 15 - кнопка переключения; 16 - табло РЕЖИМ; 17 - кнопки выбора РТС; 18 - ручки задатчика; 19 - кнопка включения подавителя шумов; 20 - кнопка включения режима АМ; 21 - кнопка включения сетки частот 8,33 кГц; 22 - кнопка выбора режимов “Речь-данные”; 23 - кнопка включения приема аварийного МРП канала

2. ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ, УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ И ТЯГОЙ

Вычислительные системы самолетовождения, управления полетом и тягой предназначены для автоматизации управления самолетом во всех режимах полета, взлета, посадки и включают в себя:

- 1) вычислительную систему самолетовождения ВСС-95-1В;
- 2) вычислительную систему управления полетом ВСУП-85-3;
- 3) вычислительную систему управления тягой ВСУТ-85-3.

2.1. Вычислитель системы самолетовождения ВСС-95-1В

Вычислитель системы самолетовождения ВСС-95-1В (далее ВСС) предназначена для выполнения следующих основных задач:

1) непрерывного автоматического определения и индикации текущих координат по данным автономных и неавтономных средств навигации.

2) автоматизированного ввода данных с помощью Загрузчика и оперативного управления программой полета.

3) формирование управляющих сигналов для автоматического управления по запрограммированному маршруту в боковом канале.

4) формирование в соответствии с планом полета и выдачу данных в КП РТС для обеспечения автоматической настройки и управления радиотехническими средствами навигации, посадки и автоматизированной настройки УКВ радиосистем.

5) ввод начальных данных в сопрягаемые системы (БИНС, СПКР).

6) индикация о состоянии ПНО по информации ССЛО с обеспечением задания тест-контроля ПНО с МПУИ при включении в его режим «ССЛО».

7) формирование и выдача в СЭИ навигационной информации в режиме «КАРТА» «НВ».

8) формирование полного веса самолета.

9) формирование и выдача сигнала в КТЦ о выходе из 100 км зоны аэродрома вылета.

В состав ВСС входят базовый моноблок ВСС-95-1В с ПО для самолета ТУ-204-300. Для сопряжения ВСС с датчиками и потребителями информации на самолете установлено два блока вычислительных систем БВС-3000.

Цифровой вычислитель самолетовождения ВСС используется в системе в качестве вычислительного устройства, реализующего обработку входной и выходной информации в соответствии с решаемыми задачами, и для управления навигационными данными в соответствии с процедурами. В составе ВСС имеется многофункциональный пульт управления МПУИ, лицевая панель которого представляет собой индикатор на жидких кристаллах с алфавитно-цифровой и функциональной клавиатурой (см. рис.2.1).

БВС-3000 используется для обеспечения взаимодействия ВСС с системами авионики и смежными самолетными системами. В корпусе БВС-3000 установлен двоярный модуль ввода-вывода МВВ и блок питания.

Обмен информации с потребителями и датчиками производится асинхронным способом последовательным 32-х разрядным двоичным и двоично-десятичным кодом с несущей частотой 12-14,5 Гц, кроме систем СЭИ, БИНС и загрузчика данных (100 кГц).

Принцип работы системы ВСС изложен в РЭ поставщика ВСС-95-1В.

Управление режимами, страницами и набором данных осуществляется на клавиатуре МПУИ каждой ВСС. С помощью МПУИ в вычислитель вводится необходимая (исходная или оперативная) информация.

На самолете устанавливаются два комплекта ВСС.

Для обеспечения согласованного взаимодействия двух комплектов, с целью получения единой выходной информации, повышения достоверности контроля, работоспособности и диагностики отказов каждой ВСС предусмотрена функция межмашинного обмена ВСС.

Для обновления бортовой навигационной базы данных в ВСС применяется Загрузчик данных (ЗД). Загрузка базы данных осуществляется последовательно в каждый комплект ВСС путем подключения Загрузчика через соответствующие электросоединители «За-

грузка ВСС №1(2)», установленные в нижней части пульта наземной подготовки в районе 5-6 шпангоутов по правому борту. Выключатели включения загрузки информации расположены на щитке АНИ 031.14.31-212.

Каждый вычислитель ВСС имеет по два цифровых входа от каждого интерфейсного блока и по одному цифровому выходу на каждый интерфейсный блок с несущей частотой 100 кГц.

ВСС №1 выдает информацию в БВС №1 через МВВ1, в БВС №2-через МВВ3. ВСС №2 выдает информацию в БВС №1 через МВВ2, в БВС №2-через МВВ4. Для обеспечения функции межмашинного обмена каждый вычислитель ВСС имеет по два цифровых входа от смежного ВСС и по два выхода.

ВСС имеет также цифровые входные каналы для связи со следующими информационно-измерительными системами:

- инерциальными навигационными системами (БИНС № 1,2,3)-3 канала;

- хронометрами (ХАЭ № 1,2) - 2 канала;

- загрузчиком данных (ЗД) -1 канал.

Вычислители ВСС осуществляют вставку ХАЭ по дате и времени от СНС. ВСС имеет цифровые выходные каналы для связи со следующими информационно-измерительными системами и потребителями информации:

- системой электронной индикации (СЭИ) - 1 канал;

- пультами КП РТС - 1 канал;

- системой ССЛО.

Модули ввода-вывода (МВВ) интерфейсных блоков БВС-3000 для ВСС являются концентраторами сигналов, поступающих от следующего оборудования:

- комплексных пультов управления РТС (КП РТС);

- систем воздушных сигналов (СВС);

- пультов СЭИ (ПУ СЭИ);

- системы измерения топлива, массы и центровки (КТЦ);

- радиотехнических систем (VOR, ILS, ДМЕ, СНС);

- пульта вычислительной системы управления полетом (ПУ ВСУП);

- системы управления механизацией крыла (СПЗ, СПП);

- системы управления тягой (ВСУТ);
- загрузчика данных (ЗД).

Через модули ввода-вывода (МВВ) интерфейсных блоков ВСС выдает информацию в следующие системы оборудования:

КПРТС, СПКР, БИНС, КИСС, КТЦ, МСРП, СПЗ, СПП, ВСУП, ССЛО, СНС.

ВСС имеет два входа для подключения к системе электроснабжения (СЭС) и блок БВС-3000 -2 входа для подключения к СЭС.

ВСС не требует принудительного охлаждения и сохраняет работоспособность в интервале температуры окружающего воздуха от «-» 20 град. до «+» 55 град. В конструкции блока БВС-3000 предусмотрено принудительное охлаждение от замкнутой бортовой системы охлаждения стеллажа.

Система ВСС и БВС-3000 имеют встроенные средства контроля, обеспечивающие определение состояния исправности ВСС и БВС-3000 и достоверность входной информации от сопрягаемого ВСС оборудования в полете и на земле; передачу данных о результатах контроля в КИСС и ССЛО.

Формирование и выдача данных о состоянии наличии и исправности информации от сопрягаемого с ней оборудования осуществляется на индикатор МПУИ.

В состав ВСК ВСС входят средства тестового, аппаратного и алгоритмического контроля. В состав ВСК БВС-3000 входят средства тестового встроенного контроля, обеспечивающие контроль аппаратной части БВС-3000.

Включение ВСС и БВС-3000 осуществляется от выключателей «ВСС1» и «ВСС2», расположенных на щитке включения систем.

На земле по команде «Заправка» от КТЦ включаются БВС №1 и №2 для формирования кодового сигнала в КТЦ на перекачку топлива при заправке. При получении команды «контроль» от ССЛО ВСС выдает:

- 1) команду на проведение контроля в КП РТС, БИНС;
- 2) тестовые значения выходных параметров и осуществляет собственную проверку с помощью ВСК.

2.2 Вычислительная система управления полетом ВСУП-85-3

Вычислительная система управления полетом ВСУП-85-3 (далее по тексту ВСУП) предназначена для формирования сигналов автоматического управления самолетом и командных индексов электронных индикаторов для директорного управления, а также другой информации в смежные системы в процессе управления полетом.

Вычислительная система управления полетом ВСУП при взаимодействии с другими системами и самолетным оборудованием обеспечивает:

Совмещенное управление и отклонении минигтурвала в продольной и/или в боковой плоскостях обеспечивается фаза маневрирования (выход самолета на новые значения тангажа, курса, крена); нейтральном положении минигтурвала, обеспечивается фаза стабилизации текущих углов тангажа (θ), курса (ϕ), или крена (γ); Автоматическую стабилизацию высоты;

Автоматическое управление в режиме «Выход на заданный эшелон»;

Автоматическое управление в режиме «Управление и стабилизация V_y »;

Автоматическое управление в режиме «ЗПУ/ЗК»; автоматическое управление по командам от ВСС в режиме «Горизонтальная навигация»;

Автоматический или директорный заход на посадку по I категории по радиомаякам I категории типа ILS;

Автоматический заход на посадку по II категории по радиомаякам II категории типа ILS, СП;

Автоматический уход на второй круг;

Формирование и выдачу сигналов для информации о готовности бортовой аппаратуры к выполнению посадки по I и II категории посадки;

Формирование и выдачу для отображения сигналов о предельных отклонениях от расчетной траектории в боковой и продольной плоскостях при автоматическом и директорном заходе на посадку (s_r , s_k);

Формирование и выдачу сигналов о подготовленных и включенных режимах управления, об отказах управления полетом и тягой в КИСС, СЭИ и на речевой информатор «Алмаз-УП»;

Формирование и выдачу сигналов об отказах блоков ВСУП, смежных систем и линий связи в КИСС и ССЛО;

Формирование и выдачу сигналов на МСРП.

ВСУП состоит из трех вычислительных блоков БВУП-1-2 и пульта управления ПУ-56М (ПУ-56М сер.2), далее по тексту ПУ-56М.

Блок вычислительный управления полетом БВУП-1-2 предназначен для реализации вычислительных, логических и контрольных алгоритмов, вычисления управляющих сигналов, управления режимами.

Блоки БВУП установлены в техотсеке № 3 на самолетном стеллаже и требуют обдува.

Блоки БВУП идентичны между собой и взаимозаменяемы. При замене вновь устанавливаемые блоки не требуют регулировки и подгонки.

Пульт ПУ-56М - двухканальный, предназначен для включения, выключения и индикации режимов управления, ввода и индикации заданных значений параметров. Пульт ПУ-56М установлен на козырьке приборной панели пилотов 031.11.00-210.

Взаимодействие блоков системы ВСУП приведено на рис. 2.2.

Вся информация, принимаемая и выдаваемая ВСУП разделена на:

Информацию в виде последовательного биполярного кода (ПБК) - 12,5 кбит/с и 100 кбит/с;

Информацию в виде аналоговых сигналов постоянного тока;

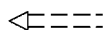
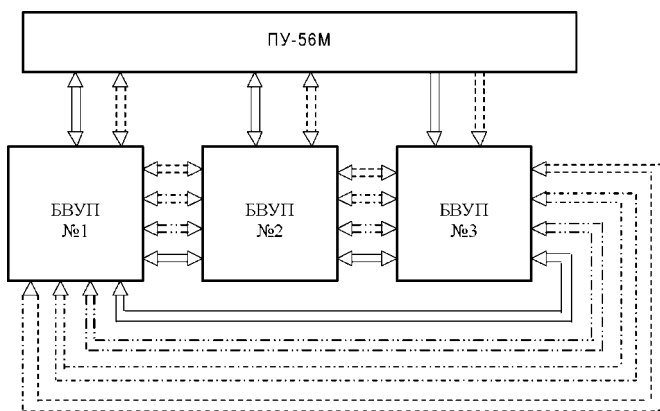
Информацию в виде разовых команд типа «27 В/разрыв» или «корпус/разрыв».

Информация в виде последовательного биполярного кода поступает в пульт от двух вычислителей БВУП на два независимых входа пульта. Информация по каждому из двух БВУП №1 и №2 одинакова по составу.

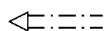
Пульт принимает и обрабатывает информацию с одного из двух входов от одного из вычислителей. При неисправности первого вычислителя пульт принимает и обрабатывает информацию от второго вычислителя в зависимости от сигналов исправности вычислителей. Количество принимаемых пультом разовых команд исправности вычислителей - две: «Исправность БВУП1» и «Исправность БВУП2» Выдача информации с пульта осуществляется в виде последовательного биполярного кода ПБК. Информация с каждого из выходов

одинакова по составу и электрически развязана. Перечень выдаваемых с пульта слов ПБК:

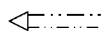
- слова с разовыми командами вызова включения режимов;
- слова с заданными значениями параметров: $V_{пр}^{зад}$, $M_{зад}$, $H_{эш\ зад}$, $V_{у\ зад}$, $ЗПУ_{зад}$, $ЗК_{зад}$, $\gamma_{зад}$.



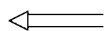
электрические кодовые связи (12,5 кбит/с)



электрические кодовые связи (100 кбит/с)



электрические аналоговые связи



электрические связи по разовым сигналам +27 В или замыкание на корпус.

Рис. 2.2. Схема взаимодействия элементов системы ВСУП

Связи системы ВСУП.

В процессе функционирования система ВСУП взаимодействует с рядом систем, обеспечивающих выполнение возложенных на нее задач:

- Вычислительной системой самолетовождения ВСС-95-1В;
- Бесплатформенной инерциальной навигационной системой HG2030AE(21) или IRS HG1150 BE01;

- Системой воздушных сигналов СВС-96;
- Радиовысотомером малых высот РВ-85;
- Системой посадки метрового диапазона ILS-85;
- Системой электронной индикации СЭИ-85-2;
- Вычислительной системой управления тягой ВСУТ-85-3;
- Системой предупреждения критических режимов СПКР-85;
- Автоматизированной системой штурвального управления АСШУ-204М;
- Комплексной информационной системой КИСС-1-9А;
- Магнитной системой регистрации параметров МСРП;
- Речевым информатором «Алмаз-УП»;
- Системой сбора и локализации отказов ССЛО-95.

На рис. 2.3 показаны связи системы ВСУП с основными системами.

Системы АСШУ, ВСС, ВСУТ, ССЛО имеют с ВСУП двухстороннюю связь, являясь одновременно датчиками и приемниками сигналов.

Сигналы, идущие с датчиков СВС, РВ, ILS поступают в каждый канал ВСУП: каждый БВУП имеет линию связи только с одним датчиком, сигналы с двух других датчиков принимаются блоками БВУП по линиям межмашинного обмена. В случае отказа одного из блоков БВУП в системе ВСУП теряется информация по одному из датчиков.

Сигналы, идущие с датчиков БИНС поступают с каждого датчика в каждый блок БВУП. При этом отказ одного из блоков БВУП не приводит к потере информации от БИНС в системе ВСУП.

Системы КИСС, СЭИ, МСРП, ССЛО и РИ АЛМАЗ-УП предназначены для индикации, сигнализации и регистрации параметров и разовых команд системы ВСУП.

Выходная информация ВСУП поступает потребителям с каждого из трех блоков БВУП и пульта управления. Системы СЭИ, КИСС, ВСУТ, АСШУ, ССЛО получают информацию с выходов блоков БВУП, а системы ВСС и СПКР - с выхода пульта управления.

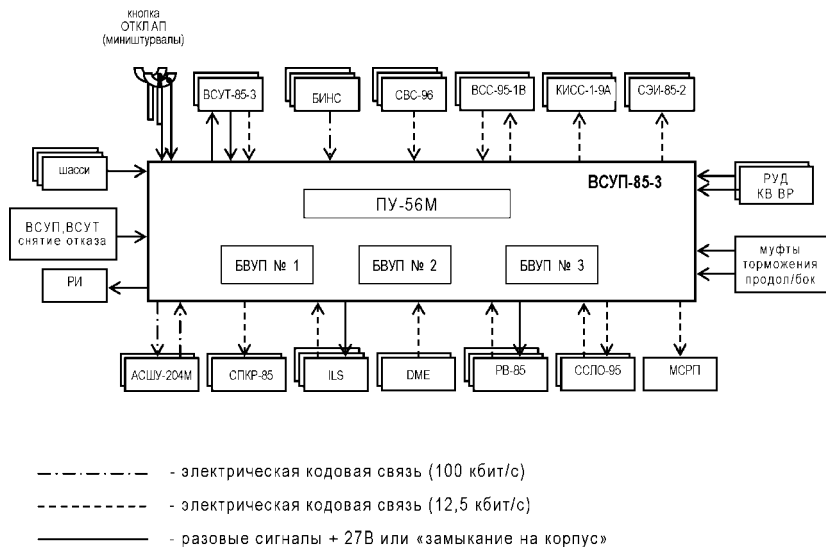


Рис. 2.3. Схема связи системы ВСУП-85-3

1. Вычислительная система самолетовождения ВСС-95-1В обеспечивает выдачу во ВСУП управляющего сигнала $u_{\text{зад}}$ (заданный крен) в режиме «Горизонтальная навигация».

2. Инерциальная навигационная система БИНС обеспечивает систему ВСУП информацией об угловом положении самолета в связанных осях координат, угловых скоростях, ускорениях и бароинерциальной вертикальной скорости.

3. Система воздушных сигналов СВС-96 дает информацию о высотно-скоростных параметрах полета и угле атаки.

4. Радиовысотомер РВ-85 обеспечивает систему ВСУП информацией о высоте полета относительно земли.

5. Система посадки по радиомаякам ILS-85 выдает информацию о курсе ВПП, а также о положении самолета относительно заданной траектории на взлетно-посадочных режимах работы ВСУП.

Система электронной индикации СЭИ-85-2 отображает на своих индикаторах принимаемую от ВСУП информацию:

О включенных и подготовленных к включению режимах управления полетом и тягой;

Об отказах режимов автоматического управления полетом и тягой;

О категории посадки;

О положении директорных индексов;

О предельных отклонениях от заданной траектории посадки;

Кроме того, СЭИ транслирует информацию ВСУП, предназначенную для записи на МСРП;

Вычислительная система управления тягой ВСУТ-85-3 принимает от ВСУП сигналы на включение (отключение) автоматических режимов, принимает заданные с пульта ПУ-56М значения $V_{пр}$ или числа М на маршруте, управляющий сигнал в режиме “Уход на второй круг”, положение угла отклонения закрылков;

Система предупреждения критических режимов СПКР-85 получает от ВСУП (с пульта ПУ-56М) информацию о заданной высоте эшелона;

Автоматическая система штурвального управления АСШУ-204М обеспечивает обработку выдаваемых ВСУП управляющих сигналов в режимах автоматического управления, а также выдает во ВСУП данные о положении механизации крыла, органов управления, о потере момента компенсации на руль направления при отказе двигателя и о фиксировании системой контроля АСШУ отказов системы ВСУП;

Комплексная информационная система сигнализации КИСС-1-9А обеспечивает прием и отображение информации об отказах пульта и вычислительных блоков ВСУП, о автоматической смене режима управления ВСУП, о отказе режимов автоматического управления полетом и об отключении ВСУП экипажем для воспроизведения в виде тонального звукового сигнала «Кавалерийская атака»;

Речевой информатор «Алмаз-УП» обеспечивает речевое воспроизведение сигналов ТЯГОЙ УПРАВЛЯЙ и АВТОМАТИЧЕСКАЯ ПОСАДКА ОТКАЗ;

Система сбора и локализации отказов ССЛО-95 при проведении наземного контроля выдает в систему ВСУП сигнал на ее включение в режим расширенного контроля.

ССЛО-95 принимает от ВСУП для хранения и отображения информации об отказах как собственных элементов ВСУП (блоков БВУП-1-2, пульта ПУ-56М), так и составных частей взаимодействующих с ВСУП систем.

Кроме связей с выше перечисленными системами, ВСУП:

- принимает сигналы на отключение автоматического управления полетом с кнопок ОТКЛ АП на миништурвалах;
- принимает сигналы обжатия передней и основных стоек шасси;
- принимает сигналы от ПУИ СЭИ - футы/метры;
- выдает сигналы на муфты торможения при включении траекторных автоматических режимов;
- принимает сигналы от концевых выключателей взлетного режима системы управления двигателями, расположенных на РУД для включения режима «Уход на второй круг»;
- принимает сигнал с кнопки ВСУП ВСУТ СНЯТИЕ ОТКАЗА, расположенной на пульте бортового пилота правом.

Включение и отключение автоматических и директорных режимов, ввод заданных параметров (приборная скорость, число М, высота эшелона, путевой угол, магнитный курс), вызов на индикацию директорных индексов осуществляется с пульта управления ПУ-56М.

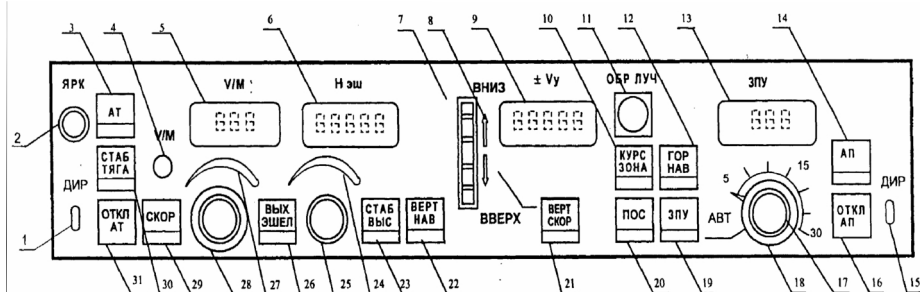


Рис 2.4. Пульт управления ПУ-56М

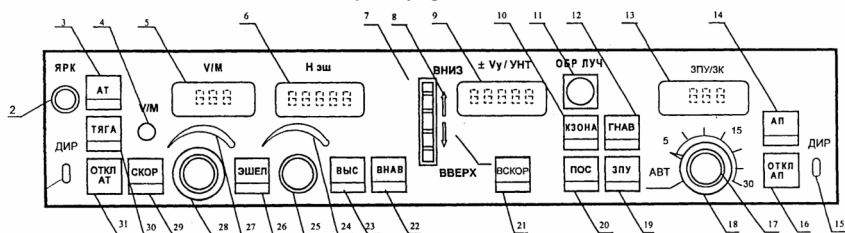


Рис. 2.4 а. Пульт управления ПУ-56М сер. 2

Управление режимами работы системы ВСУП членами экипажа осуществляется с помощью пульта управления ПУ-56М, нажатием переключателей кнопочных включения и отключения режимов.

При нажатии переключателя кнопочного включения режима вычислительные блоки БВУП формируют и выдают по обратному адресу в пульт информацию о включении режимов управления.

Эта информация, может иметь несколько значений:

1. Вызываемый режим включился, начато выполнение его функций.

В этом случае на ПУ-56М загорается переключатель кнопочный вызванного режима.

На индикаторах КПИ высвечивается текст зеленого цвета, сигнализирующий о включении режима.

2. Вызываемый режим подготовлен, но условия для его выполнения еще не соблюдены (например, не достигнута минимальная высота).

В этом случае выполняются функции предыдущего режима.

На ПУ-56М горят переключатели кнопочные предыдущего (если он был включен) и вызванного режима.

На индикаторах КПИ информация о предыдущем режиме не снимается (зеленый цвет). Загорается надпись голубого цвета, сигнализирующая о подготовленном к выполнению режиме.

3. Вызываемый режим не включился.

Продолжает выполняться предыдущий режим.

Все сигнализация предыдущего режима на ПУ-56М и индикаторах КПИ сохраняется.

Контроль за функционированием собственных элементов системы, а также проверка достоверности принимаемой от других систем информации обеспечивается встроенной системой контроля.

Система ВСУП обеспечивает выполнение следующих режимов управления:

СОВМЕЩЕННОЕ УПРАВЛЕНИЕ

Режим является базовым для всех автоматических режимов управления полетом.

Режим имеет две фазы:

-фаза «Стабилизация углового положения самолета»;

-фаза «Маневрирование».

СТАБИЛИЗАЦИЯ ВЫСОТЫ

Режим обеспечивает стабилизацию барометрической высоты.

ГОРИЗОНТАЛЬНАЯ НАВИГАЦИЯ

Режим обеспечивает автоматическое управление полетом в горизонтальной плоскости путем отработки сигнала $V_{\text{зад}}$, выдаваемого ВСС.

ВЫХОД НА ЗАДАННЫЙ ЭШЕЛОН

Режим обеспечивает автоматический выход на заданную с пульта ПУ-56М высоту эшелона с возможностью изменения приборной скорости или числа М полета с помощью задатчика V/M на пульте ПУ-56М при автоматическом (через ВСУТ) или ручном управлении тягой двигателей.

При автоматическом управлении тягой от ВСУТ обеспечивается стабилизация значения P_r для этапа НАБОР, или НАБОР 1, или НАБОР 2.

При подходе к высоте эшелона обеспечивается автоматический переход к режиму стабилизации приборной скорости или числа М полета через тягу двигателей и автоматический переход на режим «Стабилизация высоты».

ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ

Режим обеспечивает автоматическую стабилизацию заданной с пульта ПУ-56М вертикальной скорости через руль высоты, с возможностью ее изменения при помощи задатчика вертикальной скорости на пульте и автоматическую (от ВСУТ) или ручную стабилизацию приборной скорости через тягу двигателей. При подходе к заданной высоте эшелона текущая вертикальная скорость, без изменения ее заданного значения, уменьшается по модулю до 2 м/с.

При достижении высоты эшелона автоматически включается режим «Стабилизация высоты».

ЗАДАННЫЙ ПУТЕВОЙ УГОЛ

Режим обеспечивает стабилизацию путевого угла заданного с пульта ПУ-56М.

ПОСАДКА

Режим предназначен для выполнения автоматического захода на посадку по категории I и II ИКАО и директорного захода на посадку по категории I ИКАО. ВСУП в процессе выполнения автоматического и директорного захода на посадку обеспечивает выход на расчетную траекторию захода на посадку в горизонтальной и вертикальной плоскостях.

Автоматический заход на посадку включается при наличии готовности радиотехнических средств захода на посадку на высоте более 120 м нажатием переключателя кнопочного ПОС на пульте ПУ-56М при включенном переключателе кнопочном АП. Автоматический заход на посадку по I категории может выполняться с автоматической (от ВСУТ) и ручной стабилизацией приборной скорости.

Директорный заход на посадку включается на высоте более 120 м нажатием переключателя кнопочного ПОС при включенных выключателях ДИР на пульте ПУ-56М (переключатель кнопочный АП не горит).

Директорный заход на посадку может выполняться с автоматической (от ВСУТ) и ручной стабилизацией приборной скорости.

УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ

В режиме «Уход на второй круг» в вертикальной плоскости выполняется перегиб траектории с нормальным ускорением до 3 м/с^2 и углом атаки, не превышающим $\alpha_{\text{доп}}$, с последующим набором высоты и выполнением разгона по скорости.

Режим включается перемещением обоих РУД (при отказе двигателя - одного РУД) во взлетное положение, из автоматического режима «Посадка» по II категории при условии, что после включения режима «Посадка» в фазе стабилизации глиссады прошло не более 5 секунд.

2.3 Вычислительная система управления тягой ВСУТ-85-3

Вычислительная система управления тягой ВСУТ-85-3 (далее по тексту ВСУТ) предназначена для реализации на самолете режимов автоматического управления тягой (в том числе при отказе одного двигателя).

ВСУТ при взаимодействии с другими системами и самолетным оборудованием обеспечивает:

Формирование и выдачу управляющих сигналов для перемещения рычагов управления двигателями;

Формирование и выдачу командных цифровых корректирующих сигналов в РЭД-90 каждого двигателя для изменения значения оборотов n_2 в ограниченном диапазоне $\pm 3\%$;

Задание пониженных значений n_2 на режиме взлета с пониженной тягой;

Обработку и стабилизацию заданных на пульте ПУ-56М значений $V_{пр}$ на предпосадочном маневре захода на посадку, посадке и в режиме «Стабилизация и управление вертикальной скоростью»;

Обработку и стабилизацию заданных на пульте ПУ-56М значений $V_{пр}$ или числа М на маршруте;

Стабилизацию эквивалента тяги (n_2) на взлете, в наборе высоты и в режиме «Выход на заданный эшелон»;

Обработку управляющего сигнала, формируемого ВСУП-85-3, при включении режима «Уход на второй круг» перемещением РУД во взлетное положение;

Формирование и выдачу сигналов заданных значений n_2 для отображения в КИСС-1-9А при автоматическом управлении тягой и на режиме взлета с пониженной тягой;

Формирование и выдачу сигналов предельных значений P_r для отображения в КИСС-1-9А при автоматическом управлении тягой;

Формирование и выдачу сигналов для отображения в КИСС-1-9А необходимого уровня ограничения режима работы двигателей по этапам полета;

Формирование и выдачу сигналов для отображения в КИСС-1-9А о достижении ограничения режима работы двигателей по этапам полета, заданным с пульта ПУТ-3;

Формирование и выдачу сигналов для отображения в КИСС-1-9А и ССЛО-95 информации об отказах в системе;

Формирование и выдачу сигналов для записи на МСРП;

Выдачу информации для регистрации на АСК-90.

ВСУТ состоит из двух вычислительных блоков БВУТ-1-1, пульта ПУТ-3 и привода регулирования тяги ПРТ-204, который в свою очередь состоит из двух блоков управления БУПРТ-96 и двухканально-го электромеханизма регулирования тяги МРТ-204У.

Вычислительные блоки БВУТ-1-1 предназначены для реализации вычислительных логических и контрольных алгоритмов, вычисления управляющего аналогового сигнала, вычисления предельного значения n_2 по этапам полета.

Привод регулирования тяги ПРТ-204 предназначен для преобразования маломощного сигнала управления, выдаваемого блоками БВУТ в аналоговой форме, в угловое перемещение рычагов управления двигателями со скоростью пропорциональной уровню управляющего сигнала.

Привод ПРТ выполнен по двухканальной схеме, с одновременно работающими каналами. Каждый канал МРТ-204У с одним блоком БУПРТ-96 образуют один подканал ПРТ-204.

Аналоговые сигналы с двух вычислительных блоков БВУТ поступают на соответствующие входы подканалов ПРТ. При отказе одного из вычислителей БВУТ взаимодействующий с ним подканал ПРТ исключается из работы, а оставшийся в работе подканал увеличивает коэффициент передачи вдвое.

Вычислительные блоки БВУТ-1-1 и блоки управления БУПРТ-96 размещаются на стеллаже в техническом отсеке № 2.

Блоки БВУТ-1-1 и БУПРТ-96 при функционировании требуют обдува.

Электромеханизм МРТ-204У установлен в техническом отсеке № 1.

Пульт управления тягой ПУТ-3 предназначен для включения этапов полета. Пульт ПУТ-3 размещается на среднем пульте пилотов. Блоки ВСУТ (БВУТ и БУПРТ) взаимозаменяемы и не требуют при замене регулировки и подгонки, за исключением регулировки концевых выключателей электромеханизма МРТ-204У.

Связи системы ВСУТ.

В процессе функционирования система ВСУТ взаимодействует с рядом систем, обеспечивающих выполнение возложенных на ВСУТ задач:

Бесплатформенной инерциальной навигационной системой HG2030AE(21) или IRS HG1150 BE01;

Системой воздушных сигналов СВС-96;

Вычислительной системой управления полетом ВСУП-85-3;

Комплексной информационной системой сигнализации КИСС-1-9А;

Системой сбора и локализации отказов ССЛО-95;

Регулятором электронным двигателей РЭД-90;

Магнитной системой регистрации параметров МСРП;

Механической системой управления двигателями автономной системой контроля АСК;

Автономной системой контроля АСК.

Схема связей системы ВСУТ-85-3 приведена на рис.1.

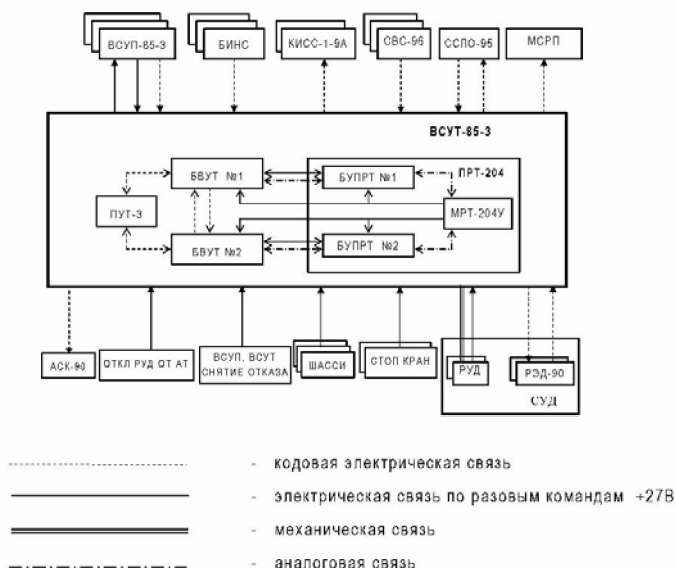


Рис. 2.5. Схема связей ВСУТ-85-3 общая

1. Инерциальная навигационная система БИНС обеспечивает ВСУТ информацией об угле наклона траектории и траекторном ускорении.
2. Система воздушных сигналов СВС-96 обеспечивает ВСУТ информацией о высотно-скоростных параметрах ($H_{бар.}$; $V_{пр}$; число M).
3. Вычислительная система управления полетом ВСУП-85-3 обеспечивает:
 - 1) включение и отключение режимов автоматического управления тягой с пульта управления ПУ-56М;
 - 2) выдачу заданных с пульта ПУ-56М значений $V_{пр}$ или числа M ;
 - 3) выдачу управляющего сигнала в режиме “Уход на второй круг”;
 - 4) выдачу информации о угле отклонения закрылков (5зак);

5) выдачу сигнала ТЯГОЙ УПРАВЛЯЙ для отображения на индикаторах КПИ системы СЭИ и на речевой информатор при от- казе автоматического управления тягой;

6) выдачу информации о включенных и подготовленных к включению функциях ВСУТ для отображения на индикаторах КПИ системы СЭИ.

4. Система сбора и локализации отказов ССЛО-95 при проведе- нии наземного контроля выдает в систему ВСУТ сигнал на ее вклю- чение в режим расширенного контроля. ССЛО-95 принимает от ВСУТ для хранения, отображения и передачи в МСРП информации об отказах как собственных элементов ВСУТ (БВУТ-1-1, ПУТ-3, подканалов ПРТ-204), так и составных частей взаимодействующих с ВСУТ систем.

5. Комплексная система сигнализации и индикации КИСС-1-9А обеспечивает прием и отображение следующей информации от сис- темы ВСУТ:

1) этапов полета;

2) заданных значений n_2 ;

3) предельных значений n_2 ;

4) отказов составных элементов системы ВСУТ;

5) достижение двигателями предельных значений n_2 по этапам полета.

6. РЭД-90 каждого двигателя обеспечивает ВСУТ информацией о текущих, программных и максимально допустимых для заданного этапа полета значениях n_2 .

7. Механическая система управления двигателями обеспечивает перемещение РУД в соответствии с заданным значением n_2 , сфор- мированным во ВСУТ.

8. Кроме связей с вышеперечисленными системами, система ВСУТ-85-3 принимает следующие разовые сигналы:

1) от устройства стопорения РУД;

2) от кнопок ОТКЛ РУД ОТ АТ ДВ1 АТ ОТКЛ и ДВ2 АТ ОТКЛ;

3) от ручек отключения расположенных на РУД;

4) от стоп-кранов каждого двигателя;

5) сигналы обжатия передней и основных стоек шасси;

6) сигнал с кнопки ВСУП ВСУТ СНЯТИЕ ОТКАЗА, распо- ложенной на пульте бортового пилота правом.

9. Автономная система контроля АСК-90 принимает информацию от ВСУТ для хранения и дальнейшей обработки наземными службами аэропорта.

Управление и сигнализация:

1. Включение и отключение автоматических режимов работы ВСУТ, ввод заданных значений приборной скорости и числа М осуществляется от системы ВСУТ с пульта ПУ-56М.

Включение ВСУТ в режим подготовки осуществляется переключателем кнопочным АТ. При этом на индикаторах КПИ системы СЭИ в зоне сигнализации включения ВСУТ высвечивается текст АТ зеленого цвета. (При включении системы ВСУТ установкой выключателей ВСУТ I II во включенное положение автоматически высвечиваются переключатель кнопочный АТ на пульте ПУ-56М и переключатель кнопочный УХОД на пульте ПУТ-3.)

Отключение ВСУТ из режима подготовки осуществляется переключателем кнопочным АТ (переключатель кнопочный АТ на пульте ПУ-56М гаснет, текст АТ на индикаторах КПИ снимается).

Включение режимов «Стабилизация и управление приборной скоростью/числом М» полета осуществляется переключателем кнопочным СКОР и кнопкой V/M (для переключения индикации с $V_{тр}$ на число М). При этом на индикаторах КПИ системы СЭИ в зоне сигнализации режимов работы ВСУТ высвечивается текст СКОР или ЧИСЛО М зеленого цвета (в зависимости от включенного режима). При включении режима автоматического захода на посадку нажатием переключателя кнопочного ПОС, автоматически загорается переключатель кнопочный СКОР, если система ВСУТ готова к автоматическому управлению тягой (горит переключатель кнопочный АТ). При включении режима «Стабилизация и управление вертикальной скоростью» ВЕРТ* нажатием переключателя кнопочного СКОР (ВСКОР**) автоматически загорается переключатель кнопочный СКОР.

Включение режима «Стабилизация эквивалента тяги» осуществляется переключателем кнопочным ТЯГА (ТЯГА**). При этом на индикаторах КПИ системы СЭИ в зоне сигнализации режимов работы ВСУТ высвечивается текст СТАБ ТЯГИ зеленого цвета. На режиме взлета с пониженной тягой при включенном переключателе кнопочном ТЯГА (ТЯГА) до скорости 60 км/ч на КПИ в зоне сигнала

лизации подготовленных режимов управления ВСУТ высвечивается текст СТАБ ТЯГИ голубого цвета. После скорости 60 км/ч текст СТАБ ТЯГИ голубого цвета гаснет и в зоне сигнализации режимов работы ВСУТ высвечивается текст СТАБ ТЯГИ зеленого цвета.

При включении режима «Выход на заданный эшелон» переключатель кнопочный ТЯГА (ТЯГА) загорается автоматически.

Включение режима «Уход на второй круг» осуществляется перемещением РУД вручную во взлетное положение. При этом на индикаторах КПИ СЭИ в зоне сигнализации режимов работы ВСУТ высвечивается текст ТЯГА зеленого цвета.

При отказе автоматического управления тягой от ВСУТ на фоне авиагоризонта КПИ СЭИ высвечивается текст ТЯГОЙ УПРАВЛЯЙ красного цвета, при этом звучит речевое сообщение ТЯГОЙ УПРАВЛЯЙ.

3. Данные об этапе полета для формирования ограничения по предельному значению n_2 , а также задание пониженного значения n_2 на режиме взлета задается с пульта ПУТ-3.

При отказе пульта ПУТ-3 в вычислительных блоках БВУТ реализуется:

- блокировка информации с пульта управления;
- сохранение готовности выполняемых режимов автоматического управления тягой от системы ВСУТ;
- формирование признаков этапов полета реализуется непосредственно от вычислителей БВУТ для этапов взлет, уход, набор, набор с одним отказавшим двигателем, крейсерский полет, снятие операции понижения тяги на взлете и в наборе высоты.

Управление яркостью встроенного подсвета надписей и символов на пульте ПУТ-3 осуществляется от централизованного регулятора напряжения.

На пульте ПУТ-3 располагаются 6 переключателей кнопочных и датчик пониженного значения n_2 на режиме взлета с пониженной тягой (см. рис. 2.6).

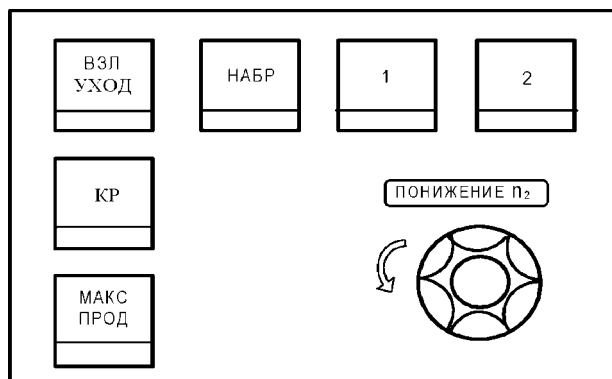


Рис. 2.6. Пульт управления тягой ПУТ-3

4. Система ВСУТ обеспечивает:

1. Автоматическое отключение управления тягой при выявлении системой контроля отказов в контуре управления.

2. Отключение автоматического управление тягой от ВСУТ экипажем при любом из действий:

- повторным нажатием на высвечивающийся переключатель кнопочный СТАБ*(СКОР или ТЯГА (ТЯГА**)) включенного режима на пульте ПУ-56М на высоте более 120 м;

- нажатием переключателя кнопочного АТ на пульте ПУ-56М на высоте более 120 м;

- перемещением обоих РУД вручную на себя (от себя);

- нажатием на два переключателя кнопочных ОТКЛ РУД ОТ АТ ДВ1 АТ ОТКЛ (ДВ2 АТ ОТКЛ) на пульте пилотов среднем;

- стопорением РУД.

3. Ручное отключение РУД одного двигателя от управления тягой нажатием на соответствующий переключатель кнопочный ОТКЛ РУД ОТ АТ ДВ1 АТ ОТКЛ (ДВ2 АТ ОТКЛ) или перемещением РУД соответствующего двигателя рукой положенной на рычаг управления двигателем.

4. Возможность “пересиливания” приложением усилий к РУД при включенной в управление системе ВСУТ в случае отказа устройств отключения.

При подаче питания на ВСУТ и включенном переключателе кнопочном АТ на пульте ПУ-56М система ВСУТ включается в режим «Подготовка». При этом муфты сцепления-пересиливания электромеханизма МРТ-204У отключены от проводки управления двигателями.

При включении режима автоматического управления от системы ВСУТ (нажатием соответствующего переключателя кнопочного включения режима на пульте ПУ-56М) система ВСУТ переходит в режим «Отработка». Для формирования управляющего сигнала ВСУТ получает из РЭД обоих двигателей программные значения оборотов ротора высокого давления $n_{2\text{прог}}$. ВСУТ формирует среднее значение $n_{2\text{прог}}^{\text{ср}}$ и сравнивает его с заданным $n_{2\text{зад}}$, рассчитанным вычислителями ВСУТ. По величине ошибки $\Delta n_2 = n_{2\text{зад}} - n_{2\text{прог}}^{\text{ср}}$ формируется управляющий сигнал, который передается с помощью механической системы управления двигателями через привод регулирования тяги ПРТ одновременно на оба насоса-регулятора (НР) двигателей и по кодовой линии связи непосредственно из ВСУТ в РЭД обоих двигателей для изменения значения оборотов n_2 в ограниченном диапазоне $\pm 3\%$. При этом тяга двигателей меняется таким образом, чтобы свести ошибку управляющего сигнала n_2 к нулю.

Маломощный сигнал управления, выдаваемый вычислителями ВСУТ в аналоговой форме, преобразуется в приводе ПРТ в угловое перемещение рычагов управления двигателями (РУД) со скоростью, пропорциональной уровню управляющего сигнала. Выходное звено электромеханизма МРТ состоит из двух секций и подключено через выходной вал к РУД каждого двигателя. Передача движения происходит через встроенные муфты сцепления-пересиливания, которые подключаются к проводке управления двигателями при включении автоматического режима управления тягой от ВСУТ.

Управление режимами работы системы ВСУТ членами экипажа осуществляется с помощью пульта управления ПУ-56М системы ВСУП нажатием переключателей кнопочных включения и отключения режимов. Данные об этапе полета для формирования ограничения по предельному значению n_2 , а также задание пониженного значения n_2 на режиме взлета задается с пульта ПУТ-3.

Система ВСУТ обеспечивает выполнение следующих режимов управления:

СТАБИЛИЗАЦИЯ ЭКВИВАЛЕНТА ТЯГИ

Режим используется на режиме взлета с пониженной тягой и в наборе высоты (автономно), а также в режиме «Выход на заданный эшелон», реализуемом системой ВСУП.

1. На режиме взлета с пониженной тягой обеспечивается автоматический выход двигателя на заданное с пульта ПУТ-3 пониженное значение n_2 и стабилизация этого значения в процессе взлета с пониженной тягой. Пониженное значение n_2 для взлета выставляется задатчиком Понижение n_2 пульта ПУТ-3 на счетчиках $n_{2\text{зад}}$ кадра ДВ/СИГН одновременно по первому и второму двигателям.

ВЗЛЕТ

На пульте ПУТ-3 горит переключатель кнопочный УХОД (высвечивается автоматически при включении питания системы ВСУТ) Режим включается перед разбегом в фазу «подготовлено» с пульта ПУ-56М нажатием переключателя СТАБ* кнопочного ТЯГА (ТЯГА**) (переключатель кнопочный АТ горит). На скорости разбега 60–70 км/ч происходит автоматическое включение режима «Стабилизация эквивалента тяги» в фазу «выполняется». При этом двигатели автоматически выходят на заданный режим.

Режим отключается:

- до скорости V_1 нажатием на переключатель кнопочный АТ ОТКЛ или переводом РУД в положение малого газа;
- после скорости V_1 переводом РУД на максимальный взлетный режим.

2. В наборе высоты и в режиме «Выход на заданный эшелон» система ВСУТ обеспечивает стабилизацию значения n_2 для номинального режима работы двигателей или пониженное значение n_2 . Режим включается:

СТАБ*

- с пульта ПУ-56М нажатием переключателя кнопочного ТЯГА (ТЯГА**) (если режим включается сразу после взлета, то для снятия блокировки с РЭД устанавливается режим работы двигателя не выше номинального режима работы двигателя);
- автоматически при включении режима «Выход на заданный эшелон».

В режиме набора высоты на пульте ПУТ-3 нажимается переключатель кнопочный НАБОР.

При включении режима «Выход на заданный эшелон» переключатель кнопочный НАБР загорается автоматически.

Понижение тяги на режиме набора задается с пульта ПУТ-3 нажатием переключателей кнопочных «1» или «2» при включенном переключателе кнопочном НАБОР.

При этом ВСУТ стабилизирует значение n_2 для номинального режима работы двигателей или пониженное значение n_2 .

СТАБИЛИЗАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ ПРИБОРНОЙ СКОРОСТЬЮ ИЛИ ЧИСЛОМ М ПОЛЕТА

Режим предназначен для автоматической стабилизации приборной скорости или числа М полета через тягу двигателя с возможностью задания нового значения приборной скорости (числа М) задатчиком с пульта ПУ-56М.

Режим используется для стабилизации приборной скорости на режиме «Посадка» (автоматическом, директорном или штурвальном), в режиме «Стабилизация и управление вертикальной скоростью» и при стабилизации приборной скорости или числа М полета на маршруте.

3. СИСТЕМЫ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ КРИТИЧЕСКИХ СИТУАЦИЙ

Системы предупреждения критических ситуаций предназначены для предупреждения экипажа о критических режимах полета, об опасных приближениях земли и других самолетов для автоматической выдачи наземным системам воздушного движения информации о номере самолета, высоте полета, остатке топлива и включают в себя:

- 1) систему предупреждения критических режимов полета СПКР-85;
- 2) систему предупреждения приближения земли EGPWS;
- 3) систему предупреждения столкновений TCAS-II;
- 4) самолетный ответчик СО-72М.

3.1. Система предупреждения критических режимов полета СПКР-85

Система предупреждения критических режимов полета СПКР-85 предназначена для формирования и выдачи в бортовые системы отображения (СЭИ, КИСС) информации о приближении и достижении контролируемыми параметрами полета границ эксплуатационных допусков на всех режимах полета вне зависимости от режима управления самолетом (автоматический, директорный, ручной).

Используя информацию систем-датчиков СПКР-85 обеспечивает:

1. Контроль следующих параметров полета:
 - 1) угла атаки;
 - 2) нормальной перегрузки;
 - 3) угла крена;
 - 4) приборной скорости;
 - 5) отклонения от заданной высоты полета на эшелоне;
 - 6) изменений скорости и направления ветра («сдвиг ветра») на этапах взлета и захода на посадку, ухода на 2-ой круг.
2. Вычисление пороговых значений контролируемых параметров полета (т. е. границ рекомендуемых и эксплуатационных допусков этих параметров с учетом запасов на суммарные погрешности их формирования).
3. Выдачу в виде двоичного кода информации о пороговых значениях параметров полета в СЭИ.

4. Формирование и выдачу в КИСС разовых предупреждающих сигналов о приближении и достижении параметрами полета своих пороговых значений с учетом их приоритетности, а также выдачи в КИСС и ССЛО информации о готовности и работоспособности вычислителей СПКР-85, в том числе об исправности линий связи и достоверности информации, поступающей в виде последовательного двоичного цифрового кода из систем-датчиков информации.

5. Формирование и выдачу разовых команд при превышении заданных значений скоростей и высот.

СПКР-85 состоит из двух вычислителей предупреждения критических режимов типа БВУ-6. Вычислители БВУ-6 расположены на стеллаже в техотсеке № 2, в районе шпангоутов 12-15.

Связи СПКР-85.

В процессе своего функционирования СПКР-85 взаимодействует с рядом систем, обеспечивающих выполнение возложенных на нее задач:

- 1) системой воздушных сигналов СВС;
- 2) бесплатформенной инерциальной навигационной системой HG2030AE21;
- 3) вычислительной системой самолетовождения ВСС;
- 4) радиовысотомером РВ-85;
- 5) пультом управления ПУ-56М вычислительной системы управления полетом ВСУП;
- 6) комплексной информационной системой сигнализации КИСС;
- 7) системой электронной индикации СЭИ;
- 8) системой сбора и локализации отказов ССЛ;
- 9) тормозной системой 75Т-271;
- 10) датчиками положения рычагов управления двигателями (РУД).

А также:

- 1) речевым информатором АЛМАЗ-УП;
- 2) системой кондиционирования воздуха СКВ 6510;
- 3) блоками питания и защиты фар БПЗ-3;
- 4) системой перемещения закрылков СПЗ-6.

Схема связи СПКР-85 с взаимодействующими системами приведена на рис.3.1.

1. СВС выдает информацию о высотнo-скоростных параметрах полета, углах атаки.

2. БИНС обеспечивает СПКР-85 информацией об инерциальных параметрах полета.

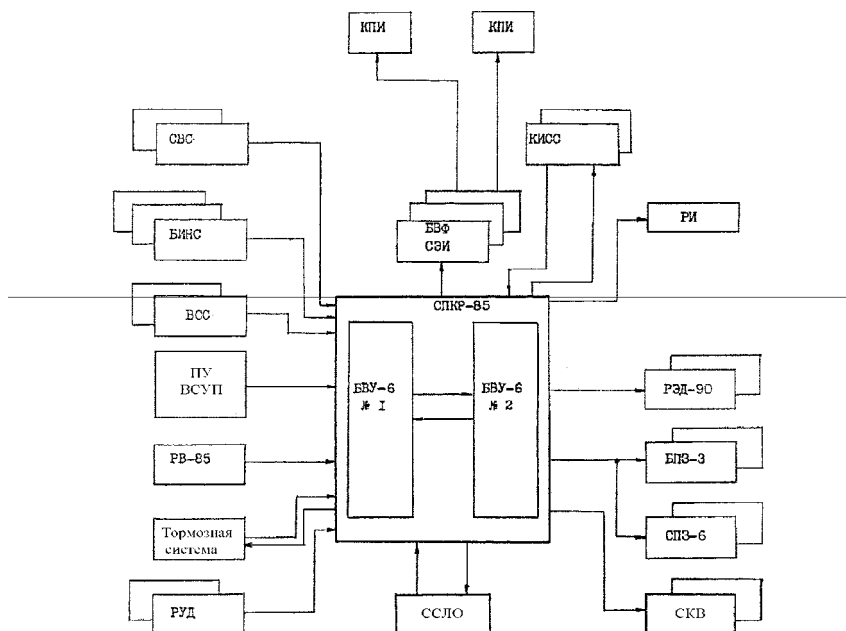


Рис.3.1. Схема связи СПКР-85

3. ВСС обеспечивает выдачу в СПКР-85 информации о полной полетной массе.

С пульта ПУ ВСУП выдается информация о заданной высоте эшелона.

РВ обеспечивает СПКР-85 информацией о высоте полета относительно земли.

КИСС обеспечивает СПКР-85 информацией о текущем угле отклонения закрылков и предкрылков, о состоянии основных стоек шасси, а также принимает следующую информацию от СПКР-85:

1) для отображения в кадре БЛОКИ информацию об отказе вычислителей СПКР-85;

2) для звуковой сигнализации информацию о достижении допустимого угла атаки или допустимой максимальной или минимальной нормальной перегрузки;

7. СЭИ отображает на своих индикаторах принимаемую от СПКР-85 информацию:

- 1) максимально допустимая приборная скорость;
- 2) минимально допустимая приборная скорость;
- 3) допустимый угол атаки;
- 4) максимально допустимая нормальная перегрузка;
- 5) о достижении допустимого угла атаки;
- 6) о допустимой максимальной или минимальной нормальной перегрузки;

7) о достижении допустимой максимальной или минимальной нормальной перегрузки;

8) о превышении максимально допустимой приборной скорости;

9) скорость приборная меньше минимально допустимой скорости;

10) крен левый или правый велик;

11) о недопустимом отклонении от эшелона $60 \text{ м} < /ЛНЭш/ < 150 \text{ м}$;

12) об опасном отклонении от эшелона $/ЛНЭш/ > 150 \text{ м}$;

13) о приближении к заданному эшелону $60 \text{ м} < /ЛНЭш/ < 150 \text{ м}$;

14) о выходе на заданный эшелон $/ЛНЭш/ < 60 \text{ м}$;

15) о величине «сдвига ветра» больше допустимого значения;

16) о величине «сдвига ветра» больше критического значения;

17) об отказе вычислителей СПКР-85 .

Кроме того, БВФ СЭИ транслируют предназначенную для записи на МСРП информацию от СПКР-85.

8. ССЛО при проведении наземного контроля выдает в СПКР-85 команду на включение СПКР-85 в режим расширенного контроля.

ССЛО принимает от СПКР-85 для хранения, отображения и передачи в МСРП информацию об отказах как вычислителей СПКР-85, так и взаимодействующих с СПКР-85 систем, включая линии связи СПКР-85 с этими системами.

9. Из тормозной системы СПКР-85 получает информацию в виде разовой команды о состоянии тормозов шасси.

10. С датчиков положения РУД СПКР-85 получает информацию в виде разовых команд о положении РУД

11. Речевой информатор АЛМАЗ-УП воспроизводит речевые сообщения по сигналам из СПКР-85:

- 1) «СКОРОСТЬ МАЛА»;
- 2) «СКОРОСТЬ ВЕЛИКА»;
- 3) «ОТКЛОНЕНИЕ ОТ ЭШЕЛОНА»;
- 4) «КРЕН ВЕЛИК»;
- 5) «СДВИГ ВЕТРА».

12. СПКР-85 выдает разовые команды о превышении заданных значений скоростей и высот:

- 1) барометрическая высота $H_b > 8000$ м в СКВ 6510;
- 2) приборная скорость $V_{пр} > 400$ км/ч в блоки БПЗ-3 и в СПЗ-6;
- 3) приборная скорость $V_{пр} > V_1$ в РЭД-90;
- 4) путевая скорость $V_{пут} > 260$ км/ч в 75Т-271;
- 5) путевая скорость $V_{пут} > 60$ км/ч в 75Т-271 и РЭД-90.

Предполетная подготовка СПКР-85 к работе заключается в проведении контроля исправности в рамках ПНО, ввода и контроля исходных данных через ВСС.

При нормальной работе СПКР-85 формирует признак готовности без уведомления экипажа. Признак неготовности СПКР-85 к взлету поступает в КИСС для отображения в кадре БЛОКИ.

На исполнительном старте осуществляется периодический контроль состояния вычислителей с помощью встроенных средств контроля.

На воздушном участке взлета, при заходе на посадку и при уходе на 2-ой круг СПКР-85 формирует:

- 1) величину допустимого угла атаки $\alpha_{доп}$;
- 2) величины максимально допустимой и минимально допустимой нормальной перегрузки $n_{у макс}$ и $n_{у мин}$;
- 3) величину максимально допустимой приборной скорости $V_{макс}$;
- 4) величину минимально допустимой приборной скорости $V_{мин}$;
- 5) величину $\gamma_{доп}$;
- 6) величины сильного и умеренного сдвига ветра $\delta_{св кр}$ и $\delta_{св доп}$;
- 7) признаки достижения параметрами полета своих пороговых значений.

Величины $\alpha_{доп}$, $V_{макс}$, $V_{мин}$, $\gamma_{доп}$ отображаются на соответствующих шкалах КПИ. При достижении углом атаки своего допустимого зна-

чения $\alpha_{\text{доп}}$ на КПИ №1 и №2 появляются мигающая стрелка красного цвета над индексом текущего угла атаки и надпись красного цвета « α ПРЕДЕЛ», звучит тональный сигнал ГАИ.

При достижении нормальной перегрузкой своих допустимых значений $n_{y \text{ макс}}$ или $n_{y \text{ мин}}$ на КПИ №1 и №2 появляется надпись красного цвета « n_y ПРЕДЕЛ», счетчик текущего значения нормальной перегрузки окрашивается в красный цвет, звучит тональный сигнал ГАИ.

При достижении приборной скоростью значения максимальной приборной скорости $V_{\text{макс}}$ на КПИ № 1 и № 2 появляется мигающая стрелка красного цвета над счетчиком приборной скорости и проходит речевое сообщение «СКОРОСТЬ ВЕЛИКА».

При достижении приборной скоростью значения минимальной приборной скорости $V_{\text{мин}}$ на КПИ № 1 и № 2 появляется мигающая стрелка желтого цвета под счетчиком приборной скорости и проходит речевое сообщение «СКОРОСТЬ МАЛА».

При достижении углом крена своего допустимого значения $\gamma_{\text{доп}}$ на КПИ №1 и №2 появляется мигающая стрелка желтого цвета у верхнего индекса ВЕРТИКАЛЬ САМОЛЕТА и проходит речевое сообщение «КРЕН ВЕЛИК».

При попадании самолета в умеренный сдвиг ветра на КПИ появляется надпись желтого цвета «ВЕТЕР», мигает стрелка желтого цвета под счетчиком приборной скорости.

При попадании самолета в сильный сдвиг ветра на КПИ появляется надпись красного цвета «СДВИГ ВЕТРА», мигает стрелка красного цвета под счетчиком приборной скорости и проходит речевое сообщение «СДВИГ ВЕТРА».

На этапах набора высоты, полета по маршруту и снижения с убранной механизацией контролируются следующие параметры: угол атаки, нормальная перегрузка, приборная скорость, угол крена.

Также при полете по маршруту формируются следующие признаки:

- 1) о приближении к заданной высоте полета на эшелоне;
- 2) о выходе на заданную высоту полета на эшелоне;
- 3) о недопустимом отклонении от заданной высоты полета на эшелоне;
- 4) об опасном отклонении от заданной высоты полета на эшелоне.

5) при подходе к заданному эшелону в ручном или автоматическом режиме в зоне, ограниченной отклонением 150-160 м от заданной высоты эшелона на КПИ № 1 и № 2 счетчик заданной высоты эшелона помещается в мигающую рамку голубого цвета (до входа в зону высоты эшелона 60 м). При входе в зону высоты эшелона 60 м и при полете на высоте эшелона (в пределах 60 м) счетчик заданной высоты эшелона исчезает.

При отклонении от высоты эшелона более 60 м (но не более 150м) рамка счетчика текущей высоты окрашивается в желтый цвет и мигает, счетчик заданной высоты эшелона появляется, звучит речевое сообщение «ОТКЛОНЕНИЕ ОТ ЭШЕЛОНА».

При отклонении от высоты эшелона более 150 м счетчик заданной высоты эшелона помещается в мигающую рамку желтого цвета, рамка счетчика текущей высоты, окрашенная в желтый цвет, продолжает мигать.

Сигнализация СПКР-85 на КПИ в режимах „Взлет” („Посадка”), „Маршрут” приведена на рис. 3.1 соответственно.

При отказе вычислителя СПКР-85 или функции контроля какого-либо параметра исчезает соответствующая индикация предельных параметров на соответствующем КПИ.

Также в кадре «Блоки» КИСС по вызову выдается информация об отказе вычислителей СПКР-85.

Контроль за функционированием собственных элементов системы, а также проверка достоверности принимаемой от других систем информации обеспечивается встроенной системой контроля СПКР-85.

3.2. Система предупреждения приближения земли EGPWS

Система EGPWS обнаруживает источники угрозы на местности внизу и впереди по полету самолета, выполняет анализ информации об этих источниках угрозы и предупреждает экипаж, что самолет находится в ситуации, развитие которой может привести к непреднамеренному столкновению с земной поверхностью.

Дистанция упреждения подачи предупредительных сигналов достаточна по времени для своевременного реагирования экипажа. Сигналы предупреждения воспроизводятся в виде речевых сообщений, текстов на КПИ и ИМ №2 в формате ДВ/СИГН и цветного изо-

бражения рельефа местности впереди по полету самолета на КИНО №1 и №2.

Система EGPWS обеспечивает сигнализацию предупреждений в следующих режимах работы:

Режим 1. Чрезмерная скорость снижения. Выдаются речевые сообщения SINKRATE или (при развитии ситуации) PULL UP; одновременно на КПИ №1 и №2 высвечивается текст желтого цвета СПУСК ОПАСНЫЙ или текст красного цвета ТЯНИ ВВЕРХ и мигает стрелка под центром символа самолета.

Режим 2. Чрезмерная скорость сближения с земной поверхностью.

В режиме 2А (радиовысота менее 600 м, закрылки не в посадочном положении, самолет не находится на оси глиссады):

Выдается речевое сообщения TERRAIN, TERRAIN, на КПИ №1 и №2 высвечивается текст желтого цвета ЗЕМЛЯ. Если расстояние до поверхности земли продолжает уменьшаться выдается речевое сообщения PULL UP, и на КПИ №1 и №2 высвечивается текст красного цвета ТЯНИ ВВЕРХ.

В режиме 2Б закрылки в посадочном положении, сообщения выдаются на высотах ниже 300 м. При этом если шасси находятся в посадочном положении, то выдается только речевое сообщения TERRAIN, TERRAIN и на КПИ №1 и №2 высвечивается текст желтого цвета ЗЕМЛЯ.

Режим 3. Потеря высоты на взлете или при уходе на второй круг.

На радиовысотах менее 700 м, закрылки и шасси не в посадочной конфигурации.

Выдается речевое сообщение DON'T SINK, одновременно на КПИ №1 и №2 высвечивается текст желтого цвета НЕ СНИЖАЙСЯ.

Режим 4

Режим 4А. Крейсерский полет и заход на посадку, шасси убраны или закрылки не в посадочном положении.

Радиовысота менее 150 м скорость менее 340 км/ч. Выдается речевое сообщение TOO LOW TERRAIN, одновременно на КПИ №1 и №2 высвечивается текст желтого цвета НИЗКО ЗЕМЛЯ.

Радиовысота менее 150 м, скорость менее 340 км/ч выдается речевое сообщение TOO LOW GEAR; одновременно на ИМ №2 высвечивается текст желтого цвета НИЗКО ШАССИ, мигает ЦСО.

Режим 4Б. Крейсерский полет и заход на посадку, шасси выпущены, закрылки не в посадочном положении.

Радиовысота менее 300, скорость более 290 км/ч, Выдается речевое сообщение TOO LOW TERRAIN, одновременно на КПИ №1 и №2 высвечивается текст желтого цвета НИЗКО ЗЕМЛЯ.

Радиовысота менее 80 м скорость менее 290 км/ч, выдается речевое сообщение TOO LOW FLAPS, одновременно на ИМ №2 высвечивается текст желтого цвета НИЗКО ЗАКРЫЛКИ мигает ЦСО.

Режим 5. Недопустимое отклонения вниз от радиотехнической глиссады при заходе на посадку. Обеспечивает два уровня сигнализации.

Сигнал 1 уровня возникает, когда радио высота менее 300 м и отклонение самолета ниже глиссады по планке положения равно 1,3 точки или более. Выдается речевое предупреждение GLIDESLOPE; которое звучит в полсилы, одновременно на КПИ №1 и №2 высвечивается текст желтого цвета GLIDESLOPE, мигает стрелка под символом самолета.

Сигнал 2 уровня возникает, когда радио высота менее 100 м, отклонение самолета от глиссадной зоны по планке положения 2 точки и более. При этом речевые сообщения звучат громче и выдаются каждые 3 с.

Режим отключается вручную кнопкой ГЛИС, расположенной на щитке СППЗ и автоматически восстанавливается, когда самолет спускается ниже 10 м или набирает высоту выше 600 м над уровнем аэродрома.

Режим 6. Выдача уведомительного сигнала на радио высоте 150 м (500ф) – тон.

Оповещение оповещает пилотов о снижении ниже допустимого уровня над преждевременном подстилающей поверхностью. Оповещение о выходе на этот снижения допустимый уровень не зависит от конфигурации самолета и является функцией радиовысоты и дистанции до центра ближайшей ВПП (для ВПП с твердым покрытием длиной более 500 м.), имеющейся в базе данных EGPWS.

При попадании самолета в область оповещения выдается речевое сообщение TOO LOW TERRAIN, одновременно на КПИ №1 и №2 высвечивается текст желтого цвета НИЗКО ЗЕМЛЯ.

Сигнализация и индикация на КИНО №1 и №2 обеспечивается при установке индикация переключателя режимов на ПУ СЭИ в положение СППЗ рельефа местности установленном на диапазоне. При этом впереди лежащая местность впереди по полету изображается в кадре зонами зеленого, желтого и красного цветов самолета зависимости от относительной высоты рельефа (в этой зоне) и высоты полета самолета. Неопасная зона изображается черным цветом, море - голубым.

Рельеф, превышающий высоту полета самолета более, чем на 600м изображен зонами красного цвета.

Рельеф, высотой до 600 м и 150 м ниже (80 м при выпущенных шасси) полета самолета изображен зонами желтого цвета. Кадр ориентирован по курсу.

При подлете к этим зонам (за 40-60 сек) выдается речевое сообщение CAUTION TERRAIN одновременно на КИНО №1 и №2 высвечиванием текст желтого цвета ЗЕМЛЯ ВПЕРЕДИ и в кадре GPWS на КИНО появляется зона сплошного желтого цвета.

Если экипаж не принял необходимые действия, то за 30 с до опасной зоны выдается речевое сообщение TERRAIN, TERRAIN, PULL UP - одновременно на КИНО №1 и №2 высвечивается текст ЗЕМЛЯ ВПЕРЕДИ красного цвета в красной мигающей рамке и автоматически устанавливается кадр СППЗ в диапазоне 20 км

EGPWS представляет собой моноблок.

EGPWS получает входную информацию от следующих систем: БИНС 1,2, СВС 1,2, МНРЛС, TCAS-II, РВ 1,2, ВСС 1,2, СНС 1,2, СЭИ, ILS 1,2, датчиков обжатого положения передней стойки шасси, выпущенного положения левой стойки шасси, выпущенного положения закрылков.

EGPWS выдает информацию в СЭИ, КИСС, МСРП, АВСА, ССЛО, РИ.

Схема взаимодействия EGPWS со смежными системами представлена на рис. 3.2.

Ввод в режим ТЕСТ обеспечивается от кнопки Контроль на панели наземной подготовки и от кнопки на лицевой панели блока.

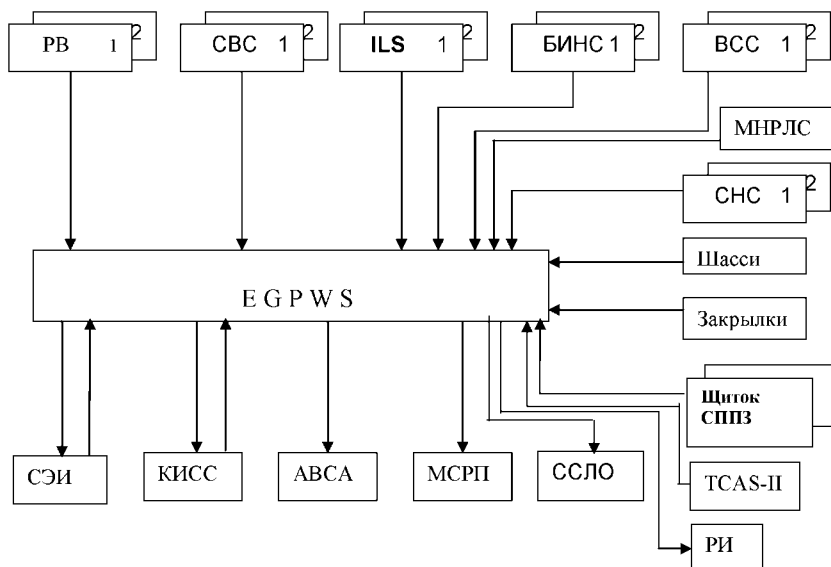


Рис. 3.2. Схема связи EGPWS с взаимодействующими системами

3.3. Система предупреждения столкновений TCAS-II

Бортовая система предупреждения столкновений TCAS-II (далее по тексту БСПС) предназначена:

- для обзора воздушной обстановки и обнаружения оборудованных радиолокационными ответчиками режима RBS (A, C, S) приближающихся воздушных судов (ВС-н), находящихся в зоне действия системы;
- для отображения их положения на КИНО № 1 и № 2 СЭИ в виде символов;
- для предупреждения экипажа о возникновении опасной ситуации и выдачи звуковых и визуальных рекомендаций на выполнение маневра в вертикальной плоскости для предупреждения столкновений.

В состав БСПС входят:

- процессор TRA-81A (в дальнейшем процессор) 1 шт.
- блок ответчика RBS/„S” TRA-67A (в дальнейшем ответчик) 1 шт.

- пульт управления СТА-81А (в дальнейшем пульт управления)
1 шт.

- направленные антенны ANT-81А 2 шт.

- ненаправленные антенны L-диапазона 2 шт.

БСПС определяет и отслеживает ВС-н, оборудованные ответчиками, отвечающими на запросы в режиме RBS (А, С или S).

В системе непрерывно анализируется и оценивается потенциальная угроза со стороны ВС-н, выдаются предупреждающие сигналы, высвечивающиеся на КИНО № 1 и № 2 (в виде разных по форме и цвету символов, отображающих степень близости и опасности ВС-н), и выдаются визуальные и звуковые (на английском языке) рекомендации экипажу для предупреждения столкновений.

Отслеживание ВС-н осуществляется приемом сигналов на верхнюю и нижнюю направленные антенны.

Не направленные антенны L-диапазона предназначены для работы ответчика.

Визуальные команды выдаются на КПИ № 1 и № 2 в виде диапазонов зеленого и красного цвета на шкале вертикальной скорости, соответствующих рекомендуемым и запрещенным значениям. Рекомендуемый диапазон вертикальных скоростей окрашивается зеленым цветом, запрещенный - красным. Звуковые сообщения передаются через динамики в кабине экипажа и в авиационные гарнитуры КВС и второго пилота.

Взаимосвязь систем.

Для нормальной работы БСПС необходимо поступление в нее данных от следующих самолетных систем:

- информации о курсе, крене и тангаже, выдаваемой в коде по ARING429 от инерциальной системы;

- информации о баровысоте, выдаваемой в коде по ARING429 от двух CBC;

- информации о радиовысоте, выдаваемой в коде по ARING429 от двух РВ-85 литер 07;

- сигнал обжатия от концевого выключателя обжатия стойки шасси. Из БСПС информация выдается;

- на СЭИ в коде по ARING429 для визуализации изображения;

- на АВСА-Э через блоки ССН и МН-УК1 для прослушивания экипажем сигналов специального назначения;

- импульсы бланкирования на радиодальномеры ДМЕ № 1 и № 2; в КИСС и в ССЛО для отображения отказов.

4. СИСТЕМА ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ СВС-96

Система воздушных сигналов СВС-96 (далее СВС) предназначена для измерения, вычисления и выдачи на индикацию экипажу и в бортовые системы информации о высотно-скоростных параметрах и угле атаки.

СВС представляет собой счетно-решающее устройство цифрового типа. В качестве датчиков полного и статического давлений применены датчики абсолютного давления.

Система осуществляет коррекцию на аэродинамическую поправку высотно-скоростных параметров и угла атаки на основе хранящихся в памяти вычислителя коэффициентов коррекции.

ПРИМЕЧАНИЕ. При проверке в лаборатории проверяемые точки должны задаваться с учетом закона компенсации аэродинамических поправок, приведенного в паспорте на СВС.

СВС выполняет свои функции при поступлении на ее входы следующих сигналов:

- 1) статического давления ($P_{ст}$);
- 2) полного давления ($P_{п}$);
- 3) температуры торможения (П-104);
- 4) местного угла атаки ($\alpha_{мест}$);
- 5) давления относительно уровня QNH, QFE или $P_{ст}$;
- 6) дискретных сигналов (о положении закрылков и шасси; команда на проведение «Тест-контроль» от ССЛЮ, об отказе обогрева ППД и ДАУ);

7) СВС обеспечивает вычисление и выдачу потребителям по четырем независимым линиям связи последовательным кодом следующих значений:

- 1) абсолютной барометрической высоты $H_{абс}$;
- 2) относительной барометрической высоты $H_{отн}$;
- 3) приборной скорости $V_{пр}$;
- 4) истинной скорости $V_{ист}$;
- 5) числа M ;
- 6) максимально-допустимой приборной скорости V_{max} ;
- 7) температуры наружного воздуха T_n ;
- 8) температуры торможения T_t ;
- 9) динамического давления $P_{дин}$;
- 10) полного давления $P_{полн}$;

11) местного угла атаки $\alpha_{\text{мест.}}$;

12) истинного угла атаки $\alpha_{\text{ист.}}$;

13) барокоррекции $P_o, P_z, P_{\text{ст.}}$

Параметры $H_{\text{отн.}}, V_{\text{пр.}}, M, \alpha_{\text{ист.}}, P_o, P_z, P_{\text{ст.}}$ индицируются of КПИ of СЭИ.

Параметры $V_{\text{ист.}}$ и T_n - на СЭИ по вызову - при нажатии кнопки СПРАВКА. Выходные параметры: $H_{\text{отн.}}, P_z, V_{\text{пр.}}, T_n, V_{\text{ист.}}$ - индицируются как в полете, так и на земле. Выходные параметры: $V, M, \alpha_{\text{ист.}}$ индицируются только в полете при срабатывании концевых выключателей шасси ЗЕМЛЯ-ВОЗДУХ.

СВС имеет встроенное средство контроля, которое с момента включения электропитания СВС и ее датчиков осуществляет непрерывный автоматический контроль собственной работоспособности и датчиков. Встроенные средства контроля обеспечивают полноту контроля при выявлении отказов не ниже 0,95.

Наличие отказов СВС и ее датчиков фиксируется на МСРП, проверяется вызовом кадра БЛОКИ на индикаторе КИСС, отказ двух СВС сигнализируется на экранах СЭИ (выпадение бленкера).

СВС представляет собой моноблок. На самолете установлено три СВС.

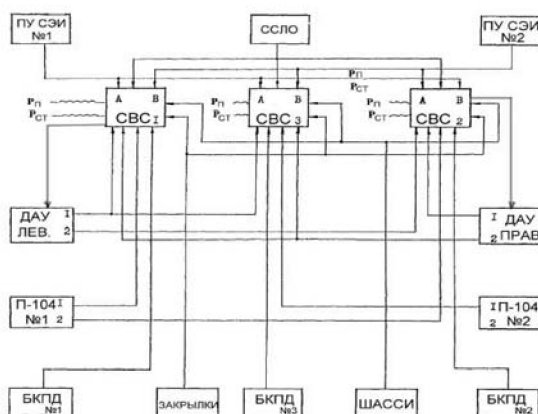


Рис. 4.1. Схема сопряжения СВС с датчиками

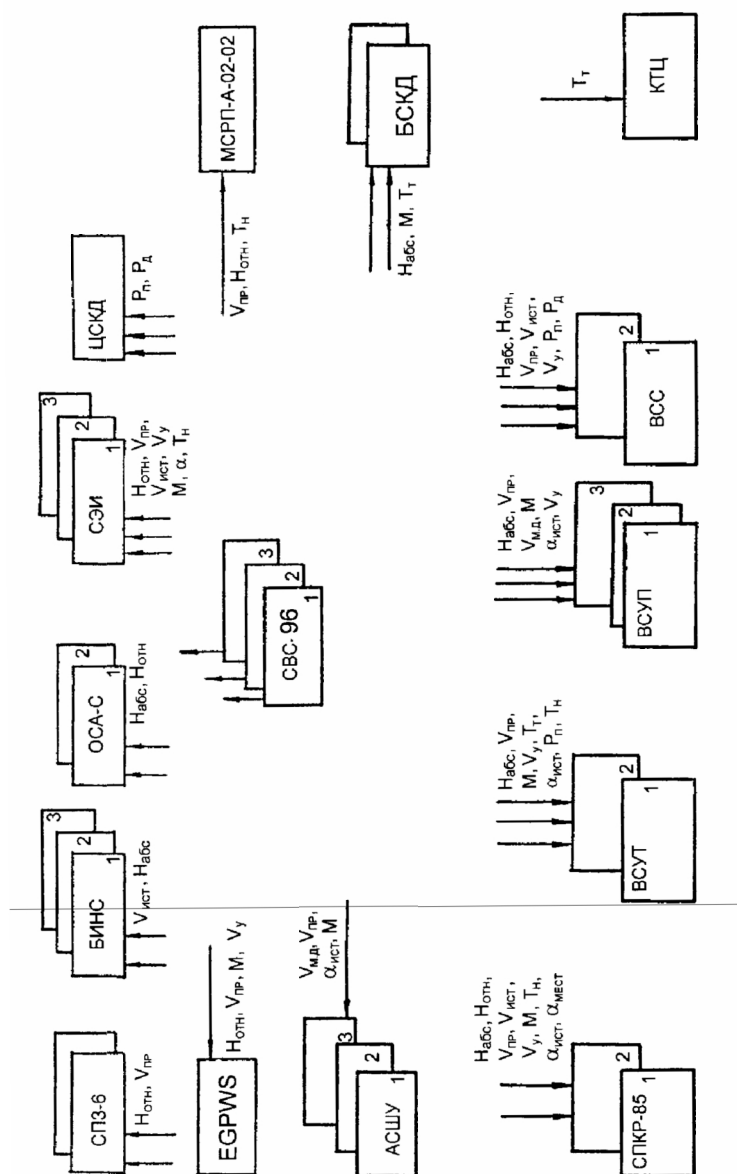


Рис.4.2

5. БЕСПЛАТФОРМЕННАЯ ИНЕРЦИАЛЬНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА ADIRS HG2030 AE21 ФИРМЫ HONEYWELL

Бесплатформенная инерциальная навигационная система ADIRS HG2030 фирмы HONEYWELL (далее - IRS) на лазерных гироскопах является основным датчиком пилотажной информации и параметров пространственного положения самолета.

IRS измеряет, вычисляет и выдает потребителям по трем независимым выходам следующую информацию в двоичном 32-х разрядном коде:

- 1) ускорения вдоль осей самолета (продольное, боковое и вертикальное);
- 2) траекторный и путевой углы;
- 3) траекторное ускорение;
- 4) угловые скорости изменения углов курса, крена и тангажа;
- 5) путевую скорость и ее составляющие (Север - Юг, Запад - Восток);
- 6) скорость и направление ветра;
- 7) инерциальные высоту и скорости;
- 8) углы курса (магнитный и истинный), крена и тангажа;
- 9) географические координаты.

Техническое состояние IRS индицируется на ВСС, ССЛО-95, КИСС.

Режимы работы

IRS имеет два режима работы:

1. „ВЫКЛЮЧЕНО”.
2. „НАВИГАЦИЯ” (с подрежимом „ВЫСТАВКА”).

IRS включается в режим „НАВИГАЦИЯ” сразу после подачи питания.

Режим „НАВИГАЦИЯ” состоит из трех последовательных подэтапов:

1. „СТАРТОВЫЙ ТЕСТ”.
2. „ПОЛНАЯ ВЫСТАВКА”.
3. „НАВИГАЦИЯ”.

Подрежим „ВЫСТАВКА”

Во время стартового теста осуществляется проверка исправности IRS встроенными средствами контроля. Длительность подэтапа 45 с.

На подэтапе полной выставки (гирокомпасирование) IRS выставляет свои оси по местной вертикали и истинному меридиану (истинный Север). Длительность подэтапа - 9,5 мин.

Выставка производится нормально на широтах от 73° Северной широты до 70° Южной широты.

На широтах свыше указанных выставка может не завершиться или после завершённой выставки возможно ухудшение навигационной точности.

В процессе 10-минутной выставки с ВСС в IRS должны быть введены истинные значения места стоянки самолета. В противном случае автоматический переход в подэтап „НАВИГАЦИЯ” будет задержан (на время не более 1 мин после получения начальных данных местоположения и текущих времени и даты).

Выставка не выполняется и система выдает признак отказа в следующих случаях:

1. При отличиях введенных данных местоположения самолета от хранящихся в памяти системы координат места посадки более чем на 1°.
2. При несравнении вычисленного значения широты от введенной более чем на 1°20'.
3. На рулении или при буксировке самолета со скоростью более 0,15 м/с.
4. Если температура системы ниже минус 15°С.

Для устранения отказа необходимо:

В первом и втором случаях - повторить ввод начальных данных с ВСС. При этом последние принятые IRS значения широты и долготы должны быть идентичны предыдущим. Если отказ не устраняется повторным вводом φ_0 и λ_0 , выключить систему на время не более 5 с и произвести повторную выставку с вводом правильных значений широты и долготы места стоянки самолета.

В третьем случае подэтап „ВЫСТАВКА” включается автоматически через 30 с после прекращения движения.

В четвертом случае подэтап „ВЫСТАВКА” включается немедленно после прогрева системы до температуры минус 15°С.

Подрежим трехминутной повторной выставки включается путем кратковременного (до 5 с) отключения и повторного включения электропитания IRS, находящейся в режиме „НАВИГАЦИЯ”. Путевая скорость при этом не должна превышать 20 узлов (36 км/ч).

В процессе трехминутной выставки в IRS должны быть введены данные местоположения, которые проверяются в IRS путем сравнения с вычисленными. Они не должны отличаться по широте более чем на $0,5^\circ$ и по долготе - более чем на 1° .

Повторная трехминутная выставка инициализируется с существующими углами крена, тангажа, курса. Скорости обнуляются.

При несравнении данных местоположения должно быть произведено выключение и повторное включение IRS с последующей выставкой гирокомпасированием.

Режим „НАВИГАЦИЯ”

„НАВИГАЦИЯ” - основной режим работы IRS в полете.

IRS обеспечивает работу в неограниченном диапазоне угловых положений самолета без каких-либо поправок от внешних источников и возможность глобальной навигации.

Магнитный курс и магнитный путевой угол вычисляются как алгебраическая сумма магнитного склонения (как функция текущего местоположения в диапазоне от 73° Северной широты до 69° Южной широты) и истинного курса и истинного путевого угла.

Магнитное склонение в каждой данной точке вычисляется с использованием четырехмерной сетки данных с двухмерной линейкой интерполяции.

Данные для таблиц получают от Национальной океанской и атмосферной администрации и должны обновляться каждые 10 лет. Магнитная карта оптимизирована для 1990 года.

Скорость и направление ветра вычисляются из вектора инерциальной скорости и истинной скорости СВС (при $V_{ист} > 180$ км/ч).

Вертикальная навигация вычисляется из V_y СВС и $H_{абс.}$. На основании этих данных IRS вычисляет угол наклона траектории θ и ускорение вдоль траектории, инерциальные вертикальную скорость и высоту. Инициализация вычисления вертикальных параметров происходит в ходе выставки IRS.

6. БОРТОВАЯ АППАРАТУРА РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ И ПОСАДОЧНЫХ СИСТЕМ

Бортовая аппаратура радиотехнических и посадочных систем предназначена для определения параметров полета, обеспечивающих решение задач навигации и посадки, и включает в себя:

- 1) систему навигационную спутниковую СНС-2;
- 2) аппаратуру радиотехнической системы посадки ILS-85;
- 3) аппаратуру радиотехнической системы ближней навигации;
- 4) радиодальномер ДМЕ/Р-85;
- 5) автоматический радиокompас;
- 6) радиовысотомер малых высот.

6.1. Система навигационная спутниковая СНС-2

На самолете установлены два комплекта системы СНС-2.

Система СНС-2 (в дальнейшем СНС) предназначена для вычисления навигационных параметров самолета при работе в зоне действия навигационных искусственных спутников Земли (ИСЗ), выдачи этих параметров в вычислитель ВСС для коррекции счисленных координат, в комплексную систему электронной индикации и сигнализации СЭИ для индикации и в систему предупреждения приближения земли EGPWS.

Антенна системы, представляющая собой всенаправленную микрополосковую конструкцию круговой поляризации, принимает сигналы спутниковых систем GPS и GLONASS и выдает их в антенный усилитель.

Антенный усилитель предназначен для усиления высокочастотных сигналов, полученных из антенны, и выдачи их в БСП-11.

При наличии в памяти приемника альманаха ИСЗ, вращающихся вокруг Земли, СНС выбирает до 16 исправных спутников, обеспечивающих наибольшую точность определения навигационных параметров (при минимальном геометрическом факторе). Каналы приемника настраиваются на эти спутники и принимают сигналы от них.

По информации выбранных 5 и более спутников система формирует и выдает координаты самолета, его высоту, путевую скорость и ее составляющие, путевой угол, магнитный угол, а также оценку порога целостности информации.

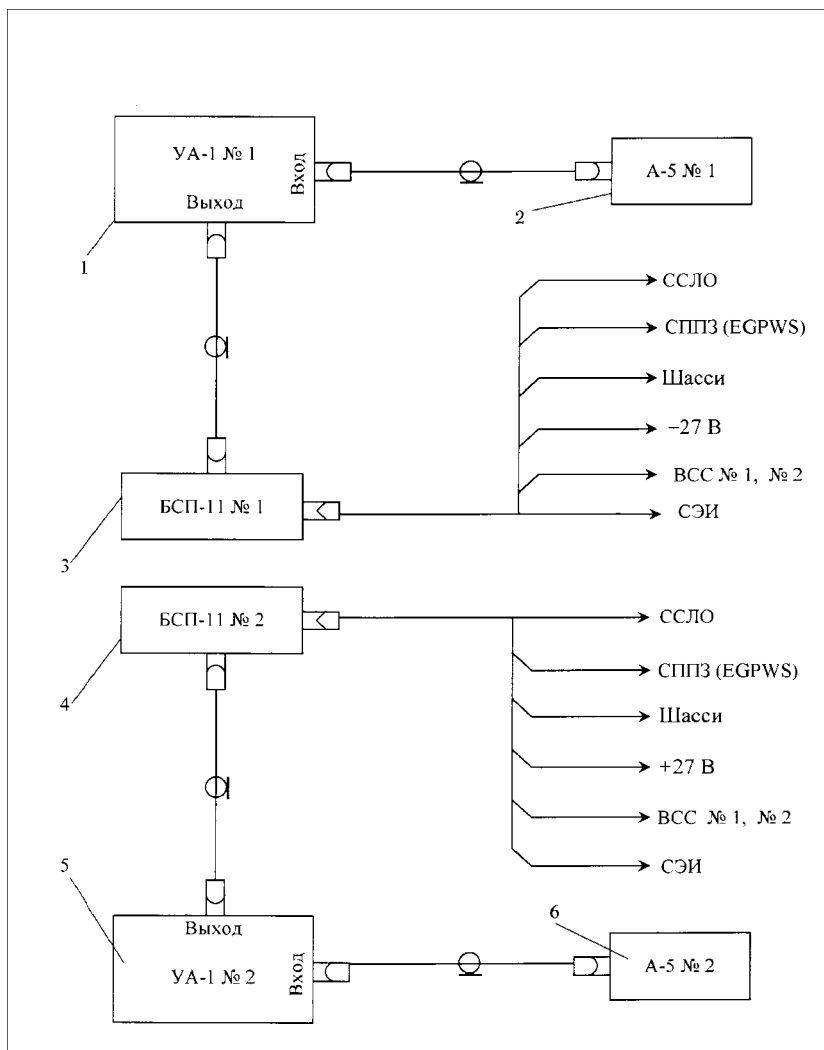


Рис. 6.1. Схема электрическая СНС:

1. Усилитель антенный УА-1 № 1;
2. Антенна А-5 № 1;
3. Блок спутникового приемника БСП-11 № 1;
4. Блок спутникового приемника БСП-11 № 2;
5. Усилитель антенный УА-1 № 2;
6. Антенна А-5 № 2

После захвата сигналов хотя бы одного спутника производится прием и запись альманаха всех спутников, а в дальнейшем поиск и захват сигналов остальных ИСЗ в изложенной выше последовательности.

Захват сигналов ИСЗ, их прием и обработка позволят системе вычислить:

- дальность до каждого ИСЗ и скорость изменения этой дальности;
- координаты и скорость их изменения для каждого спутника, сигналы которого захвачены СНС;
- всемирное координированное время (UTC).

Наличие указанных данных позволяет решать задачи вычисления для целей навигации координат, высоты и скорости самолета, уточнения времени UTC, а также оценить точность вычисления указанных параметров.

В процессор вычислителя СНС необходим также ввод следующих данных:

- код используемого эллипсоида;
- тип созвездия (GPS, GLONASS) или смешанное созвездие;
- код или величину порога сигнализации целостности.

Эти данные процессор должен получать по двум каналам управления. При отсутствии данных или отказе обоих каналов управления указанные данные устанавливаются в СНС по умолчанию, а именно:

- эллипсоид WGS-84;
- тип созвездия - смешанный (GPS+GLONASS);
- порог сигнализации целостности - 0,555 км.

Работают одновременно оба комплекта, а выработанные ими параметры передаются всем потребителям параллельно. Отказ одного из комплектов СНС не нарушает работы второго, и работа всех потребителей продолжается без каких-либо сбоев.

Сигнал «Обжатие шасси» используется на земле для расширенного контроля СНС.

Система работает в режимах:

- «Начальный пуск»;
- «Автономный».

Работа в режиме «Начальный пуск».

После подачи питания производится:

- автоматический контроль собственной работоспособности;
- поиск, опознавание и захват сигналов ИСЗ, попавших в диаграмму направленности антенны;
- прием и обработка навигационных данных от спутников, формирование и выдача исходных данных.

При этом СНС выдает потребителям произвольные значения навигационных параметров с матрицей НВД (нет вычисленных данных).

После окончания указанных процедур система автоматически переходит в «Автономный режим».

2. Работа в режиме «Автономный».

Для работы системы в этом режиме в нее должны быть введены данные, о которых сказано в пункте 3. При наличии этих данных системой:

- принимаются и обрабатываются данные, поступающие от спутников, а также от ИС;
- контролируется принимаемая информация с автоматическим исключением из обработки некачественных данных;
- контролируется целостность навигационных измерений и определение навигационных параметров с учетом заданной величины порога сигнализации целостности, определяемым этапом полета или введенной внешней командой.
- формируется и выдается навигационная информация потребителям последовательным биполярным двоичным кодом в соответствии с ГОСТ 18977-79.

В зависимости от исправности системы информация потребителям выдается с матрицей состояния:

- нормальная работа;
- нет вычисленных данных;
- предупреждение об отказе.

Индикация параметров, режимов работы и состояния системы отображается на экранах МПУИ ВСС (страница «СНС») и СЭИ. При отказе обоих комплектов или при необходимости отмена коррекции ВСС от СНС производится нажатием клавиши 4П на МПУИ ВСС, страница «ДАННЫЕ А».

В систему из ВСС поступает информация о пороге сигнализации целостности, эллипсоиде пользователя, о типе созвездия, а также выходная информация от инерциальных систем.

Из СНС потребителям поступает текущая навигационная информация, сообщения НАВ, НВД, ОТК.

6.2. Аппаратура радиотехнической системы посадки ILS-85

На самолете установлена трехканальная аппаратура радиотехнической системы посадки метрового диапазона ILS-85, состоящая из трех приемников, установленных отдельно на групповом стеллаже, и одной антенно-фидерной системы, состоящей из глиссадной и курсовой антенны, имеющих отдельные выходы на каждый из трех приемников.

Аппаратура системы посадки ILS-85 (далее по тексту ILS) предназначена для:

- приема сигналов курсового и глиссадного радиомаяков системы ILS, определения по ним информации об отклонениях самолета от курса и глиссады посадки и выдачи этой информации в систему электронной индикации (СЭИ), в вычислительную систему управления полетом (ВСУП) и другим потребителям;

- ретрансляции в режиме ПОСАДКА заданного на КПРТС или ВСС курса ВПП в систему электронной индикации.

В состав аппаратуры системы посадки ILS входят:

- 1) три радиоприемных блока БРП (далее по тексту - приемники ILS);

- 2) антенна глиссадная АГ-006;

- 3) антенна курсовая АКУ-005 в составе:

- а) колодка соединительная (2 шт.);

- б) устройство симметрирующее (3 шт.);

- в) вибратор (2 шт.);

Схема электрическая общая аппаратуры ILS-85 приведена на рис. 6.2.

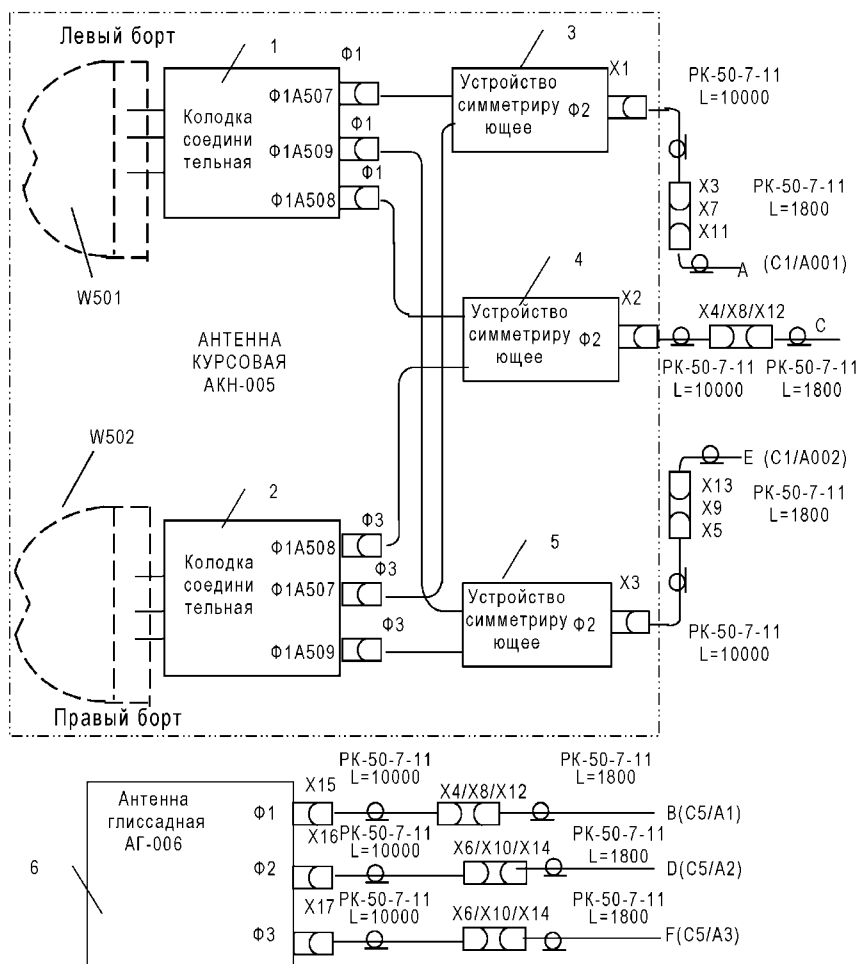


Рис. 6.2. Схема электрическая общая аппаратуры ILS-85:
 1 - колодка соединительная левая; 2 - колодка соединительная правая;
 3 - устройство симметрирующее; 4 - устройство симметрирующее;
 5 - устройство симметрирующее; 6 - антенна глissадная АГ-006

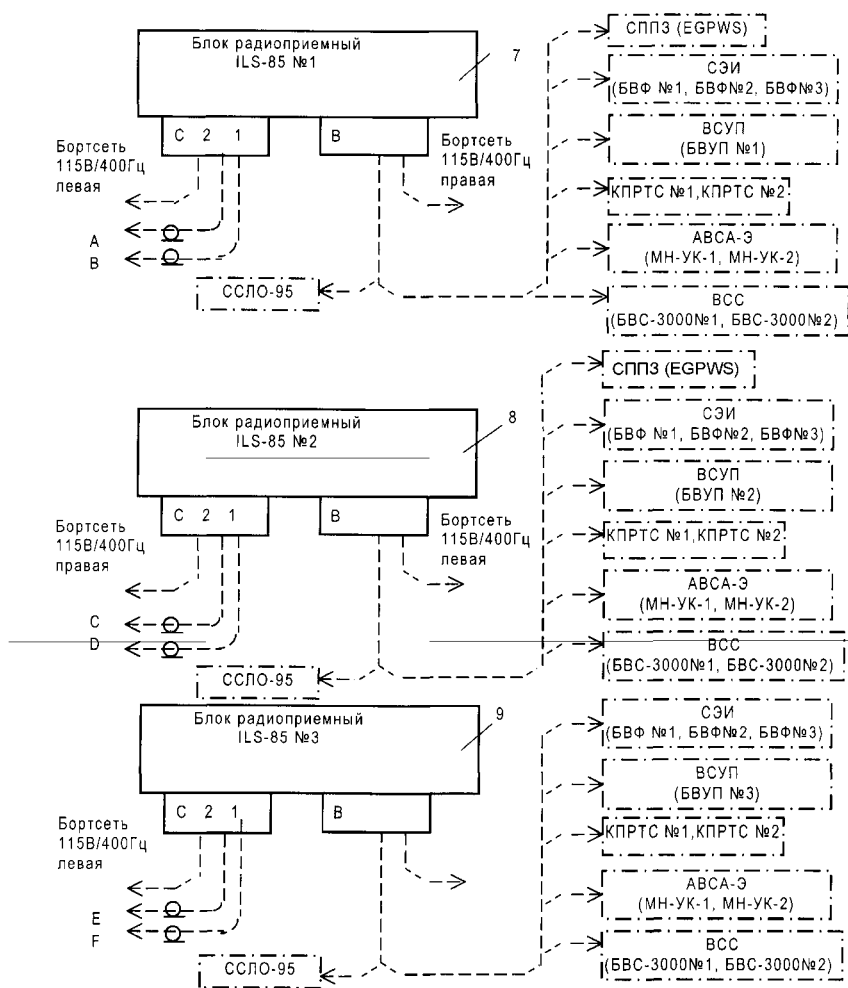


Рис. 6.2 а. Схема электрическая общая аппаратуры ILS:

- 1 - блок радиоприемный ILS №1;
- 2 - блок радиоприемный ILS №2;
- 3 - блок радиоприемный ILS №3

Аппаратура ILS работает в следующих режимах:

1) «Посадка» - режим работы, в котором осуществляется прием сигналов курсового и глиссадного радиомаяков типа ILS и выработка отклонений от курса и глиссады посадки;

2) «Контроль» - режим работы, в котором по сигналам “Контроль”, выдаваемым КПРТС или ВСС, вырабатываются тестовые значения отклонения от равносигнальных зон курса и глиссады “вверх - влево”, “вниз - вправо” и индикация контрольного значения частоты настройки на КИНО (КПИ) СЭИ.



Рис. 6.3. Органы управления и индикации зоны НАВИГАЦИЯ на КПРТС для аппаратуры ILS

6.3. Аппаратура радиотехнической системы ближней навигации VOR-85

На самолете установлена двухканальная аппаратура радиотехнической системы навигации метрового диапазона VOR-85, состоящая

из двух приемников, установленных на групповом стеллаже, и одной антенно-фидерной системы, состоящей из навигационной антенны, имеющей общий выход на два приемника, и маркерной антенны, подключенной только к первому приемнику.

Аппаратура системы VOR-85 (далее по тексту VOR) предназначена для:

- определения текущего азимута (пеленга) на радиомаяк VOR и выдачи его значения в ВСС, для совместной (с полученной от ДМЕ информации о дальности) коррекции численных координат местоположения самолета;

- ретрансляции в СЭИ значения заданного азимута (из КПРТС или ВСС);

- обеспечения самолетовождения по радиомаякам VOR, по индицируемым СЭИ и РМИ курсовым углам (КУР) VOR, текущему азимуту и угловому отклонению от заданного азимута;

- выдачи в АВСА-Э звуковых сигналов, принимаемых от маяков VOR (опознавание, дополнительная справочная информация);

- определения момента пролета маршрутных и посадочных маркерных радиомаяков с обеспечением соответствующей звуковой (через АВСА-Э) и световой (СЭИ и табло МАРКЕР) сигнализации.

В состав аппаратуры системы посадки VOR входят:

1. Два блока радиоприемных БРП (далее по тексту приемник VOR);

2. Антенна маркерная АБ-045;

3. Устройство питания антенн УПА;

4. Делитель мощности ВО-029;

5. Антенно-фидерное устройство, в составе:

- а) антенна АУ-003М;

- б) делитель мощности ВО-029;

- в) радиочастотные кабели.

Схема электрическая общая аппаратуры VOR-85 приведена на рис. 6.4.

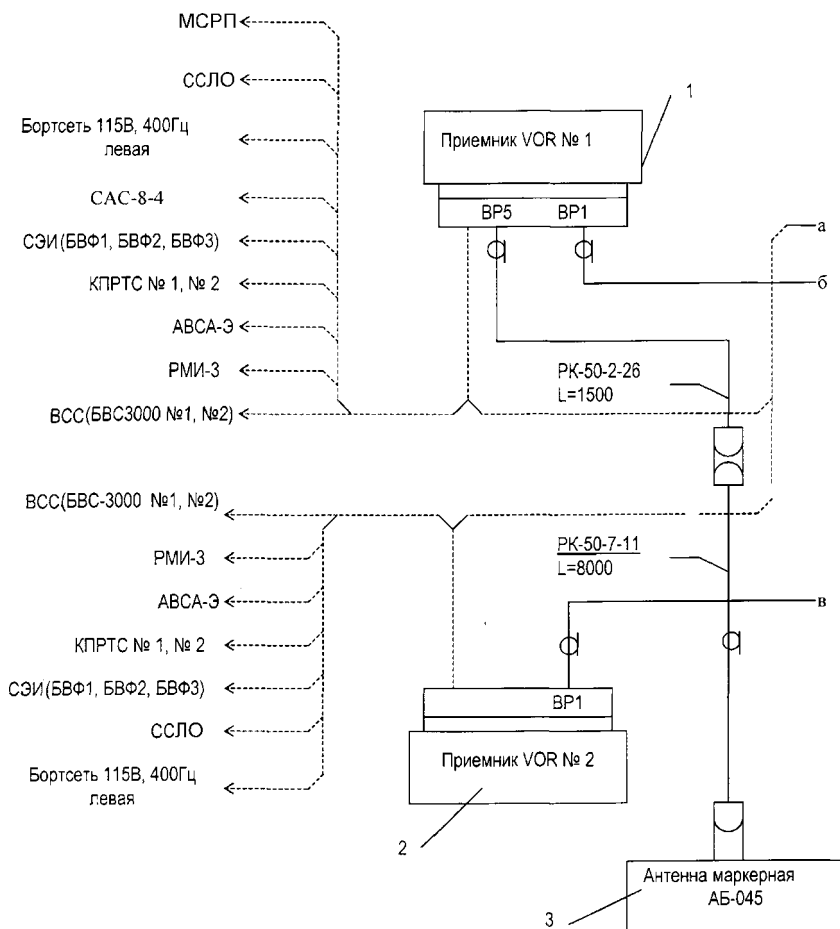


Рис. 6.4. Схема электрическая общая аппаратуры VOR-85:

- 1 - приемник VOR № 1;
- 2 - приемник VOR № 2;
- 3 - антенна маркерная АБ-045

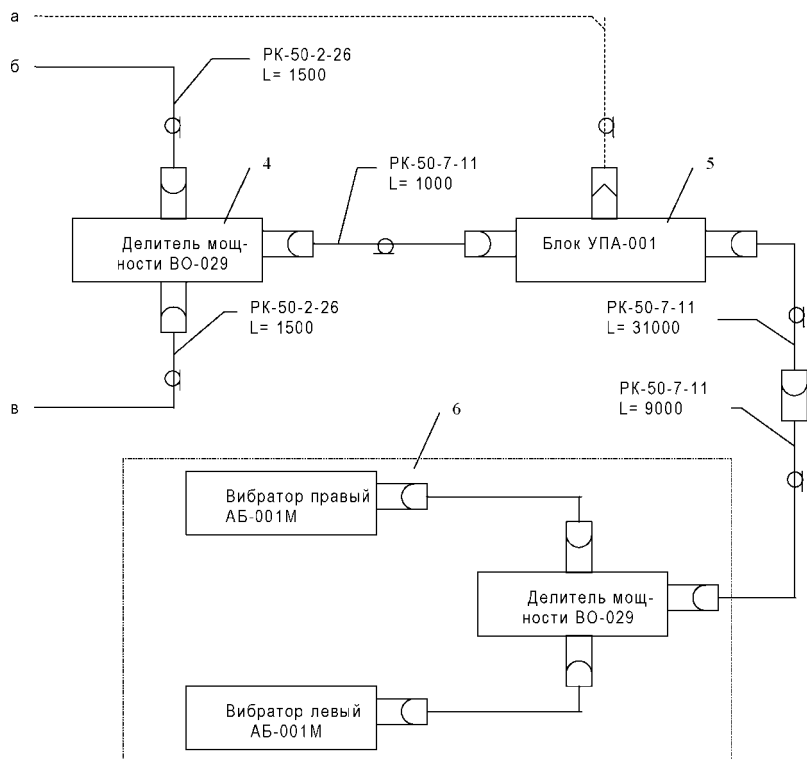


Рис. 6.4 а. Схема электрическая общая аппаратуры VOR-85
4 - делитель мощности ВО-029; 5 - блок УПА-001; 6 - антенна АУ-003М

6.4. Радиодальномер DME/P-85

В качестве аппаратуры радиодальномера на самолете установлены два комплекта радиодальномера DME/P-85, каждый со своей антенной.

Радиодальномер DME/P-85 (далее по тексту DME) предназначен для измерения наклонной дальности самолета относительно наземных радиомаяков типа DME/N (DME/W) и DME/P, а также системы TACAN и выдачи ее значений в BCC для совместной с VOR коррекции координат, счисленных BCC, навигации по указанным радиомаякам, а также индикации измеренной дальности в СЭИ и на РМИ.

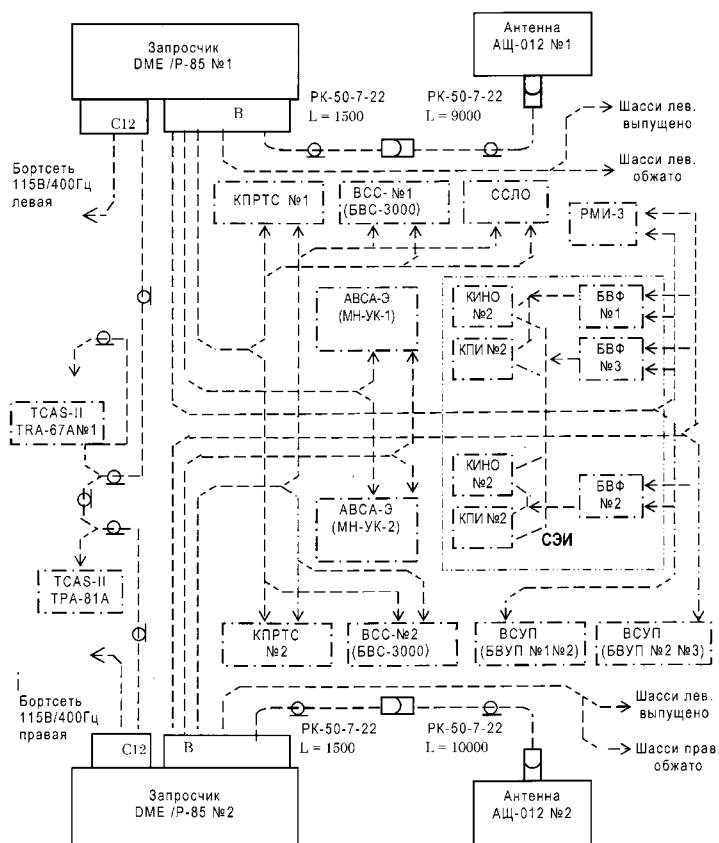


Рис. 6.5. Схема электрическая общая радиодальномера DME/P-85

6.5. Радиовысотомер малых высот РВ-85

На самолете установлены три комплекта радиовысотомера малых высот РВ-85.

Радиовысотомер РВ-85 предназначен для непрерывного измерения текущей высоты полета самолета над любой поверхностью и выдачи ее потребителям в виде последовательного цифрового кода: в систему СЭИ на блоки БВФ-№1, №2 и №3; в систему ВСУП на блоки БВУП №1, №2, №3; в систему ССЛО; в систему СППЗ (EGPWS); в систему БСПС (TCAS-II), в МНРЛС (RDR-4B).

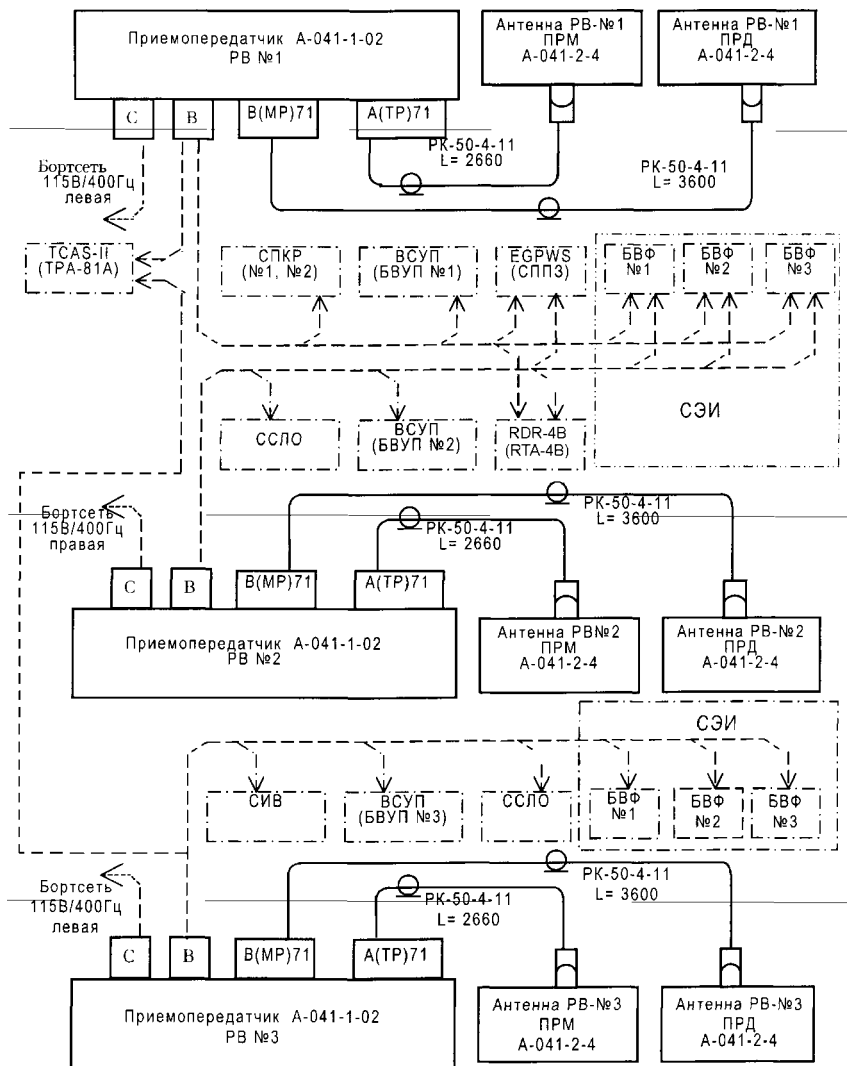


Рис. 6.6. Схема электрическая общая радиовысотмера РВ-85

7. СРЕДСТВА ОТОБРАЖЕНИЯ ИНДИКАЦИИ, СИГНАЛИЗАЦИИ И СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ

Средства отображения индикации, сигнализации и системы контроля предназначены для отображения и индикации пилотажно-навигационной информации, контроля работы систем ПНО и включают в себя:

- 1) систему электронной индикации СЭИ-85-2;
- 2) резервные приборы;
- 3) систему сбора и локализации отказов ССЛО-95.

7.1. Система электронной индикации СЭИ-85-2

Система электронной индикации СЭИ-85-2 (далее по тексту СЭИ) предназначена для приема, обработки и отображения на экранах электронных индикаторов пилотажно-навигационной информации.

Функционально СЭИ состоит из следующих блоков:

- индикатор многофункциональный ИМ-8 - 4 шт. (КПИ №-1 и №-2, КИНО №-1 и №-2);
- блок вычисления и формирования БВФ-1-2 - 3 шт. (БВФ № 1, № 2 и № 3);
- пульт системы индикации ПУ СЭИ-2-1 - 2 шт. (ПУ СЭИ № 1 и № 2).

1. Пульт управления индикацией ПУ СЭИ осуществляет:

- выставку барометрического давления и высоты принятия решения;
- выбор режимов индикации КИНО;
- переключение диапазонов отображения (карты, метеоинформации, рельефа местности и воздушной обстановки);
- снятие информации: снятие изображения карты в режиме МНРЛС и СППЗ; снятие изображения воздушной обстановки в режиме КУРС;
- включение отображения посадочных параметров;
- вызов/снятие на КПИ информации от радиотехнических систем;
- снятие отказной информации;

- вызов справочной информации;
- выбор магнитного курса;
- вызов (сброс) информации от радиотехнических систем;
- вызов (дополнительно) параметров в британской системе единиц (приборной скорости, высоты барометрической, вертикальной скорости и расстояния до ППМ-НА и дальности до DME);
- регулировку яркости графических изображений и фона неба, изображения метеообстановки и рельефа местности на правом индикаторе;
- включение данных от АРК;
- переключение индикации с КПИ на КИНО;
- переключение на резервный БВФ (№ 3);
- отключение пульта.

Выставка барометрического давления и высоты принятия решения с ПУ СЭИ производится следующим порядком:

Стандартное барометрическое давление:

- переключатель ВЫСТАВКА установить в положение STD.

На индикаторе КПИ в “Технологическом окне” отображается STD 1013,2, а сверху надпись ВВЕДИ;

- кнопкой ВВОД ввести давление. Значение параметра в “Технологическом окне” и надпись ВВЕДИ гаснут, а на основном месте этого параметра отображается STD 1013,2

Барометрическое давление дня на уровне аэродрома:

- переключатель установки заданных значений установить в положение QFE.

На индикаторе КПИ в “Технологическом окне” отображается QFE 1013,2, а сверху надпись ВВЕДИ:

- кремальерой ВЫСТАВКА в “Технологическом окне” КПИ установить давление аэродрома;

- кнопкой ВВОД ввести давление. Значение параметра в “Технологическом окне” и надпись ВВЕДИ гаснут, а на основном месте этого параметра отображается информация о введенном QFE и $H_{\text{бар}}$ (в метрах).

Барометрическое давление дня на уровне моря:

- установить переключатель БРИТ в положение БРИТ;

- переключатель ВЫСТАВКА установить в положение QNH.

На индикаторе КПИ в “Технологическом окне” отображается QNH 1013,2, а сверху надпись ВВЕДИ:

- кремальерой ВЫСТАВКА в “Технологическом окне” КПИ установить давление, приведенное к уровню моря;

- кнопкой ВВОД ввести давление. Значение параметра в “Технологическом окне” и надпись ВВЕДИ гаснут, а на основном месте этого параметра отображается информация о введенном QNH и $P_{\text{бар}}$ (в футах).

Высота принятия решения:

- переключатель ВЫСТАВКА установить в положение ВПР.

На индикаторе КПИ в “Технологическом окне” отображается ВПР 700, а сверху надпись ВВЕДИ;

- кремальерой ВЫСТАВКА в “Технологическом окне” КПИ установить высоту принятия решения;

- кнопкой ВВОД ввести параметр.

Значение параметра в “Технологическом окне” и надпись ВВЕДИ гаснут, а на основном месте этого параметра отображается информация о введенной ВПР (счетчик индицируется только при нажатой кнопке ВВОД).

Кремальера ВЫСТАВКА представляет собой подпружиненный регулятор скорости изменения значений счетчика в “технологическом окне”.

В исходном положении (риска кремальеры совпадает с риской на панели пультa) изменение показаний счетчика не происходит.

Для увеличения (уменьшения) показаний счетчика кремальера поворачивается по часовой (против часовой) стрелки. При страгивании кремальеры последний разряд счетчика изменяется на единицу младшего разряда.

При повороте кремальеры до щелчка изменение показаний счетчика происходит со скоростью единицы младшего разряда в секунду. При дальнейшем повороте кремальеры скорость изменения показаний счетчика увеличивается пропорционально углу поворота кремальеры.

При отпускании кремальеры она возвращается (под действием пружины) в исходное положение и показания счетчика перестают изменяться, фиксируется установленное значение.

При отказе пульта (выявленного встроенным контролем) переключение на управление системой от исправного пульта осуществляется автоматически, а при отказе органов управления пульта нажатием кнопки ОТКЛ ПУЛЬТ на неисправном пульте.

2. Каждый блок БВФ обеспечивает прием информации от систем пилотажно-навигационного комплекса по кодовым линиям связи и разовых команд от самолетных систем (шасси, закрылки, РУД).

При нормальном функционировании датчиков:

- БВФ № 1 формирует изображение в соответствии с входной информацией от каналов № 1 датчиков;
- БВФ № 2 - от каналов № 2 датчиков;
- БВФ № 3 - от каналов № 3 датчиков (для трехканальных датчиков) или от канала № 1 (для двухканальных датчиков).

3. Индикатор ИМ-8 предназначен для отображения пилотажно-навигационной информации.

В зависимости от состава индицируемых параметров ИМ-8 выполняет следующие функции:

- 1) комплексного пилотажного индикатора (КПИ);
- 2) комплексного индикатора навигационной обстановки (КИНО).

На КПИ отображается пилотажная информация (авиагоризонт, высотно-скоростные параметры, заданные и предельные значения параметров и др.) в объеме, необходимом для каждого этапа полета.

На КИНО отображается навигационная информация, вид и объем которой определяется положением переключателя КИНО на ПУ СЭИ:

- РН - режим индикации по данным радиотехнических систем навигации и посадки;
- СЕВЕР - режим индикации карты маршрута полета по данным навигационного вычислителя в ориентации на север;
- КУРС - режим индикации карты маршрута полета по данным навигационного вычислителя в ориентации по курсу самолета с изображением информации от СПС;

- МНРЛС - режим индикации метеообстановки, наложенной на карту, в ориентации по курсу самолета;

- СППЗ - режим индикации рельефа местности, наложенной на карту в ориентации по путевому углу;

- СПС - режим индикации информации о воздушной обстановке.

Выбор вариантов отображения навигационной информации производится с ПУ СЭИ.

СЭИ функционирует в двух режимах:

1) рабочем;

2) расширенного контроля.

Рабочий режим системы устанавливается автоматически при подаче на систему электропитания от бортовых источников.

Режим расширенного контроля устанавливается при поступлении от ССЛО разовой команды „Контроль”. Окончание режима расширенного контроля СЭИ определяется моментом снятия разовой команды „Контроль” и переходом СЭИ в рабочий режим. Для исключения включения режима расширенного контроля и индикация его результатов на этапах полета предусмотрена блокировка по разовым командам „Шасси обжато”.

Режимы функционирования определяются командами от ССЛО и стоек шасси и соответствуют данным табл. 7.1.

Таблица. 7.1. Режимы функционирования от команд ССЛО и стоек шасси

Разовая команда „Контроль” от ССЛО	Разовые команды обжатия стоек шасси	Режим функционирования
1	1	Расширенный контроль
1	0	Рабочий режим
0	1	Рабочий режим
0	0	Рабочий режим

„1” - наличие разовой команды.
„0” - отсутствие разовой команды.

The diagram illustrates the architecture of the RDR-4B system, showing the interaction between various components and data flows.

Central Processing Unit (CPU): The CPU is divided into three channels (1, 2, 3) and a control unit (CU). It is connected to various input and output devices.

Input/Output Devices:

- КПД (Keyboard):** Connected to the CPU channels 1, 2, and 3.
- ВЭФ (Display):** Connected to the CPU channels 1, 2, and 3.
- ПЧ (Printer):** Connected to the CPU channels 1, 2, and 3.
- СЧ (Scanner):** Connected to the CPU channels 1, 2, and 3.

Memory Unit (МЭ): Connected to the CPU channels 1, 2, and 3.

Control Unit (КУ): Connected to the CPU channels 1, 2, and 3.

Data Flows:

- ЦИФ (Digital):** Data flows from the CPU channels 1, 2, and 3 to the memory unit (МЭ) and the control unit (КУ).
- АНАЛОГ (Analog):** Data flows from the keyboard (КПД), display (ВЭФ), and printer (ПЧ) to the CPU channels 1, 2, and 3.
- СЭМ (Control and Management):** Data flows from the control unit (КУ) to the CPU channels 1, 2, and 3.

System Components:

- КПД (Keyboard):** Provides input to the CPU channels.
- ВЭФ (Display):** Provides output to the CPU channels.
- ПЧ (Printer):** Provides output to the CPU channels.
- СЧ (Scanner):** Provides input to the CPU channels.
- МЭ (Memory Unit):** Stores data for the CPU channels.
- КУ (Control Unit):** Controls the CPU channels.

System Architecture:

- The system is divided into three main sections: **СЭМ** (Control and Management), **АНАЛОГ** (Analog), and **ЦИФ** (Digital).
- The **СЭМ** section contains the CPU and CU.
- The **АНАЛОГ** section contains the keyboard, display, and printer.
- The **ЦИФ** section contains the memory unit and scanner.

258

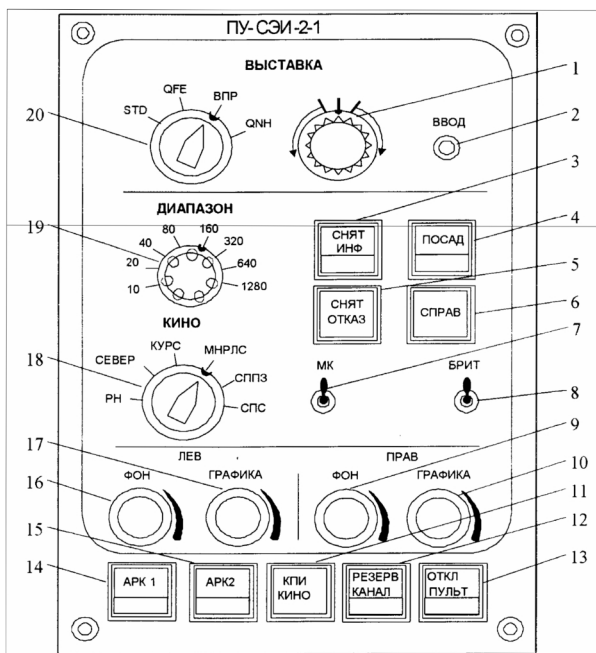


Рис. 7.2. Пульт управления Системы электронной индикации (ПУ СЭИ):

1 - кремальера для выставки значений барометрических давлений и ВПР; 2 - кнопка ввода выставленных значений; 3 - кнопка снятия карты в режиме МНРЛС и СППЗ, а также для снятия формата СПС с изображения карты; 4 - Кнопка вывода на индикацию посадочных параметров; 5 - кнопка снятия индикации недостоверного параметра; 6 - кнопка вывода на КПИ и КИНО справочных данных; 7 - переключатель вызова на индикацию магнитного курса; 8 - выключатель для вывода на индикацию значений параметров в британской системе единиц; 9 - рукоятка регулировки яркости фона неба, изображения метеообстановки и рельефа местности на правом индикаторе; 10 - рукоятка регулировки яркости графического изображения на правом индикаторе; 11 - кнопка вызова изображения КПИ на индикатор КИНО, а изображений режимов КИНО на индикатор КПИ; 12 - кнопка подключения КПИ и КИНО к резервному каналу формирования изображений; 13 - кнопка отключения отказавшего пульта СЭИ; 14 - кнопка вывода на индикацию параметров АРК №1; 15 - кнопка вывода на индикацию параметров АРК №2; 16 - рукоятка регулировки яркости фона неба; изображения метеообстановки и рельефа местности на правом индикаторе; 17 - рукоятка регулировки яркости графического изображения на левом индикаторе; 18 - переключатель режимов КИНО; 19 - переключатель диапазона (масштаба изображения) карты, радиолокационного изображения, рельефа местности и изображения воздушной обстановки; 20 - переключатель для выбора выставляемых значений параметров

7.2. Резервные приборы

Резервные приборы, включающие в себя авиагоризонт АГБ-96Р, радиомаянитный индикатор РМИ-3 и магнитный компас КИ-13БС, предназначены для отображения членам экипажа информации о пространственном положении самолета по крену, тангажу и курсу при аварийных режимах работы системы электроснабжения.

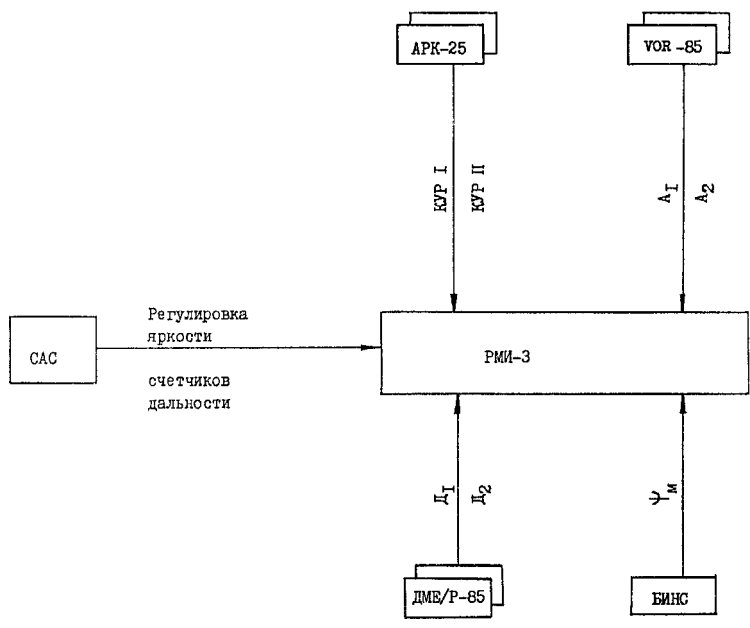


Рис. 7.2. Схема связи РМИ-3 с взаимодействующим оборудованием

7.3. Система сбора и локализации отказов ССЛО-95

Система сбора и локализации отказов ССЛО-95 (далее ССЛО) в составе ПНО предназначена для непрерывного контроля исправности аппаратуры и линий связи в полете и сокращения времени обслуживания и восстановления работоспособности ПНО на земле.

На борту самолета ССЛО выполняет следующие функции:

- управление процедурой наземного расширенного контроля ПНО при периодических формах обслуживания и после замены оборудования;

- осуществляет сбор информации по отказам, сбоям систем комплекса и линий связи в полете и при проведении расширенного наземного контроля;

- совместно с ВСК систем комплекса участвует в обнаружении места отказа с точностью до съемного блока и линии связи в полете и предполетной подготовке;

- хранение информации об отказах, зарегистрированных в энергонезависимой памяти.

Взаимодействие системы ССЛО с обслуживающим персоналом осуществляется только на земле с панели управления и индикации ВСС-95-1В (далее МПУИ).

Система ССЛО обеспечивает выполнение следующих функций:

Задание режима НРК (наземный расширенный контроль) для систем, по команде оператора с МПУИ. Для систем зарубежного производства режим НРК включает подрежим «Автономный контроль» (задается индивидуально для каждой системы по команде оператора с МПУИ).

Автоматический сбор данных о техническом состоянии от систем ПНО на земле и в полете.

Логическую обработку информации по отказам на земле и в полете по специальным алгоритмам локализации с определением наиболее вероятного места отказа до конструктивно-сменного блока или линии связи для систем.

Хранение в энергонезависимой памяти (ЭЗУ) информации по отказам систем ПНО.

Отображение всей необходимой информации об отказах по запросу оператора с МПУИ.

Формирование и выдачу на земле и в полете в систему КИСС интегральных слов состояния по обнаруженным отказам.

Проведение самоконтроля.

Выдачу всей хранимой в ЭЗУ информации в переносной загрузчик для последующей наземной обработки в условиях авиакомпаний.

Система ССЛО работает в двух основных режимах:

1. Режим «Работа».
2. Режим «Наземный расширенный контроль (НРК)».

После подачи питания на ССЛО происходит проверка системы на работоспособность средствами встроенного контроля («Самоконтроль») и на МПУИ на странице «ПУИ МЕНЮ» индицируется надпись «<ССЛО» для перехода в основное меню ССЛО в режиме «Работа». В случае обнаружения отказов в ССЛО на данном этапе одновременно с надписью «<ССЛО» индицируется надпись «ОТКАЗ ССЛО».

В данном режиме ССЛО производит:

- сбор данных о техническом состоянии от систем ПНО на земле и в полете;
- логическую обработку информации по отказам на земле и в полете по специальным алгоритмам локализации с определением наиболее вероятного места отказа до конструктивно-сменного блока или линии связи;
- отображение всей необходимой информации об отказах по запросу оператора через МПУИ;
- формирование и выдачу на земле и в полете в КИСС интегральных слов состояния по обнаруженным отказам;
- запись в ЭЗУ информации по отказам анализируемых систем после каждого полета (по размыканию концевиков левой и правой стойки шасси и достижению путевой скорости менее 60 км/час);
- выдачу данных на бортовой принтер при условии его установки на борту, проведение самоконтроля средствами ВСК.

Кроме того, в режиме «Работа» на земле ССЛО обеспечивает возможность:

- выдачи по запросу оператора с МПУИ всей хранимой в ЭЗУ информации по отказам и проводимым контролям на МПУИ или в переносной загрузчик для последующей наземной обработки в условиях АТБ;
- занесения в ЭЗУ информации по установленным на борту системам, такой как: заводской номер, установленная версия ПО, официальная версия ПО (по специальному паролю, вводимому оператором с МПУИ);
- включения в контроль и выключения из контроля установленного оборудования с записью новых масок в ЭЗУ (по специальному паролю, вводимому оператором с МПУИ).

Режим «Наземный расширенный контроль» (НРК) задается из режима «Работа» только на земле по команде оператора с МПУИ и выполняется в соответствии с внутренней диаграммой ССЛО. Выход из режима «Наземный расширенный контроль» происходит автоматически, ССЛО возвращается в режим «Работа», после чего возможен просмотр результатов проведения контроля на МПУИ и их запись в ЭЗУ по команде оператора.

Режим НРК включает в себя подрежимы «Автономный контроль», в котором НРК задается каждой системе (импортного производства) отдельно по команде оператора, и «Самоконтроль», в котором производится автономный расширенный контроль ССЛО.

8. ЦИФРОАНАЛОГОВАЯ АВТОМАТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ШТУРВАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ

Автоматическая система штурвального управления АСШУ-204М (в дальнейшем АСШУ) в совокупности с системой управления рулями СУР-204 составляет электродистанционный контур управления самолетом.

Функциональная схема АСШУ-204М и взаимодействующих с ней систем приведена на рис. 8.1.

АСШУ-204М функционально подразделяется на основной контур управления и на резервный контур управления.

В состав АСШУ-204М входят:

1. Цифровые блоки вычислителей устойчивости и управляемости продольного канала управления БВУУ-1-3М 3 шт.
2. Цифровые блоки вычислителей устойчивости и управляемости бокового канала управления БВУУ-1-5М 3 шт.
3. Блоки БУК-8-1 резервного контура управления 3 шт.
4. Датчики положения миништурвала по тангажу строенные ДПС-64 шт.
5. Датчики положения миништурвала по крену строенные ДПС-64 шт.
6. Датчики положения педалей строенные ДПС 64 шт.
7. Датчик обратной связи положения выходного звена МРЗ строенный ДПС-6 1 шт.
8. Датчики углового положения стабилизатора строенные ДПС-62 шт.
9. Датчики угловых скоростей по курсу ДУСУ-М 6АС 6 шт.
10. Датчики угловых скоростей по тангажу ДУСУ-М 12АС 6 шт.
11. Датчики угловых скоростей по крену ДУСУ-М 18АС 3 шт.
12. Датчики нормальной перегрузки ДЛУК-36 шт.
13. Пульт предполетного обслуживания ППО-5 11 шт.
14. Вычислитель контроля БВУУ-1 41 шт.
15. Блоки трансформаторов БТ 53 шт.

Основной контур управления АСШУ обеспечивает:

1. С помощью вычислителей продольного канала БВУУ-1-3М выработку сигналов управления по тангажу через руль высоты, сигналов балансировки по тангажу через стабилизатор, сигналов на установку дополнительного загрузчика через механизм регулирования загрузки (МРЗ) в соответствии с алгоритмами АСШУ.

2. С помощью вычислителей бокового канала БВУУ-1-5М выработку сигналов управления по крену через элероны и интерцепторы, сигналов управления по курсу через руль направления, сигналов балансировки по крену и курсу с помощью переключателей ТРИММИРОВАНИЕ КРЕН (КУРС) в соответствии с алгоритмами АСШУ.

Резервный контур АСШУ обеспечивает:

1. Демпфирование самолета по тангажу, крену и курсу при убранных закрылках.

2. Демпфирование самолета по тангажу, крену и курсу, увеличение коэффициентов передачи от миништурвала на руль высоты и от педалей на руль направления при выпущенных закрылках.

Основной контур АСШУ совместно с СУР обеспечивает:

1. Штурвальное управление самолетом по тангажу, крену и курсу.

2. Приемлемые характеристики устойчивости и управляемости в соответствии с требованиями норм.

3. Ограничение угла тангажа самолета на взлете.

4. Балансировку самолета по тангажу, крену и курсу.

5. Ограничение допустимого угла атаки самолета алгоритмически и через установку дополнительного загрузителя.

6. Ограничение максимальной эксплуатационной скорости самолета отклонением руля высоты и интерцепторов.

7. Ограничение угла крена в пределах ± 450 при отклонении миништурвала в пределах ± 35 мм.

8. Компенсацию уменьшения подъемной силы при полете самолета с креном.

9. Изменение величины отклонения руля направления в зависимости от скорости полета по условиям его прочности.

10. Автоматическое отклонение руля направления при отказе одного из двигателей для компенсации разворачивающего момента.

11. Автоматический выпуск интерцепторов и воздушных тормозов на пробеге.

12. Отклонение рулевых поверхностей при автоматическом и со-
вмещенном режимах управления.

13. Автоматический непрерывный контроль с момента включения системы с выдачей результатов контроля в системы КИСС, МСРП, табло и речевой информатор.

Наземный автоматизированный контроль исправности комплектующих систему блоков и линий связи с системами электродистанционного управления СДУ и приводами ПАБ-204.

АСШУ-204М представляет собой трехкратно резервированную цифро-аналоговую систему (информационные датчики и резервный контур аналоговые, вычислители основного контура - цифровые).

Функционально АСШУ делится на основной и резервный контуры. В свою очередь основной контур состоит из продольного (три блока БВУУ-1-3М) и бокового (три блока БВУУ-1-5М) каналов.

Резервный контур выполнен в виде трех аналоговых блоков БУК-8-1.

Для предполетного контроля, а также для проведения технического обслуживания системы АСШУ и целостности линий связи АСШУ с системами СДУ и ПАБ-204 используется вычислитель БВУУ-1-4 совместно с пультом ППО-5-1.

Вычислители продольного и бокового каналов включают в себя:

- микро-ЭВМ, состоящей из процессора (ПР), оперативной (ОЗУ) и постоянной (ПЗУ) блоков памяти;
- преобразователи аналоговых сигналов в цифровые (АЦП) для приема сигналов с датчиков АСШУ и смежных систем;
- преобразователи цифровых сигналов в аналоговые (ЦАП) для выдачи управляющих сигналов в смежные системы;
- устройства разовых команд (УРК) для приема из смежных систем и выдачи в смежные системы разовых команд (используется два типа разовых команд - "27 В - разрыв" и "Замыкание на корпус - разрыв");
- приемники цифровых сигналов биполярного кода (УБК) двух типов: скорость приема информации 100 кбит/с и 12,5 кбит/с;
- передатчики цифровых сигналов биполярного кода (УБК) двух типов: скорость передачи информации 100 кбит/с и 12,5 кбит/с;

Вычислители продольного и бокового каналов обеспечивают вычисление управляющих сигналов, а также непрерывный автоматический контроль входящих в АСШУ блоков, входной и выходной информации. Время вычисления от приема входной информации до выдачи результатов в смежные системы составляет 0,05 с (20 раз в сек).

Входными сигналами для вычислителей продольного канала основного контура являются:

1) Аналоговые:

X_B - отклонение миништурвала по тангажу с датчиков ДПС-6;
 $\phi_{ст}$ - угловое положение стабилизатора с датчиков ДПС-6;
 ω_z - угловая скорость тангажа с датчиков ДУСУ-М;
 n_y - нормальная перегрузка с датчиков ДЛУК-3;
 $\delta_{закр}$ - сигнал положения закрылков из системы СПЗ6;
 $\delta_{пр}$ - сигнал положения предкрылков из системы СПП6;
 $X_{мрз}$ - положение выходного звена механизма регулирования загрузки с датчика ДПС-6.

2) Цифровые:

$V_{пр}$ - приборная скорость;
 $V_{ист}$ - истинная скорость из системы СВС;
 M - число М;
 α - угол атаки;
 γ - угол крена из системы БИНС;
 ψ - угол тангажа;
 G - вес самолета из системы КТЦ;
 X_T - центровка;
 $\sigma_{всуп}$ - управляющий сигнал по тангажу из системы ВСУП.

3) Разовые команды:

- обжатого положения стоек шасси;
- разовые команды с кнопок быстрого отключения (ОТКЛ АП), расположенных на миништурвалах левого и правого пилотов;
- с выключателя отключения ПАБ от управления стабилизатором.

Входными сигналами бокового канала основного контура являются:

1) Аналоговые:

X_ψ - отклонение миништурвала по крену с датчиков ДПС-6;
 X_n - отклонение педалей с датчиков ДПС-6;
 ω_x - угловая скорость крена с датчиков ДУСУ-М;
 ω_y - угловая скорость рыскания с датчиков ДУСУ-М;
 $\delta_{закр}$ - сигнал положения закрылков из системы СПЗ6.

2) Цифровые:

$V_{пр}$ - приборная скорость из системы СВС;
 γ - угол крена из системы БИНС;
 n_2 лев, n_2 пр - величина оборотов турбин контура высокого давления двигателей из системы РЭД;

$\sigma_{\text{э ВСУП}}$ - управляющий сигнал по крену из системы ВСУП;
 $\sigma_{\text{н ВСУП}}$ - управляющий сигнал по курсу из системы ВСУП;
 $\sigma_{\text{э ВСУП}}$ - управляющий сигнал балансировки по крену из системы ВСУП;

$\sigma_{\text{н ВСУП}}$ - управляющий сигнал балансировки по курсу из системы ВСУП.

3) Разовые команды:

- балансировки по крену с переключателя ТРИММИРОВАНИЕ КРЕН;

- балансировки по курсу с переключателя ТРИММИРОВАНИЕ КУРС;

- обжатого положения основных стоек шасси;

- “РЕВЕРС1”, “РЕВЕРС2”, “МАЛЫЙ ГАЗ1”, “МАЛЫЙ ГАЗ2”, РУД1>59° и РУД2>59° с концевых выключателей пульта управления двигателями;

- разовые команды с кнопок быстрого отключения (ОТКЛ АП), расположенных на миништурвалах левого и правого пилотов;

- РАССИНХРОНИЗАЦИЯ ЗАКРЫЛКОВ из системы СПЗ6;

- разовые команды обжатого положения передней опоры;

- разовая команда КОНТРОЛЬ.

Входными сигналами резервного контура АСШУ являются:

$X_{\text{в}}$ - сигнал перемещения миништурвала по тангажу из блока БУК17 системы СДУ РВ;

$X_{\text{н}}$ - сигнал перемещения педалей из блока БУК17 системы СДУ РН;

$\omega_{\text{х}}$ - угловая скорость крена с датчиков ДУСУ-М;

$\omega_{\text{вр}}$ - угловая скорость рыскания с датчиков ДУСУ-М резервных;

$\omega_{\text{созр}}$ - угловая скорость тангажа с датчиков ДУСУ-М резервных;

$n_{\text{вр}}$ - нормальная перегрузка с датчиков ДЛУК-3 резервных;

Разовая команда $5\text{пр} > 0$ из системы СПП6.

Выходными сигналами вычислителей продольного и бокового каналов основного контура АСШУ, а также резервного являются аналоговые сигналы управления рулевыми поверхностями и МРЗ, разовые команды исправности сигналов управления и информация о состоянии системы АСШУ, поступающая в КИСС и МСРП. Питание датчиков ДПС-6 и ДУСУ-М трехфазным переменным током напряжением 36 В, частотой 400 Гц осуществляется с блоков трансформаторов БТ-5. Питание датчиков ДУСУ и ДЛУК постоянным напряже-

нием ± 15 В осуществляется от источников питания соответствующих каналов блоков вычислителей. АСПУ обеспечивает в соответствии с заданными алгоритмами формирование электрических сигналов управления рулевыми поверхностями при штурвальному управлению самолетом по тангажу, крену и курсу по сигналам с датчиков положения левого и правого миништурвалов для управления по тангажу и крену, педалей для управления по курсу.

АСПУ обеспечивает формирование электрических сигналов управления рулевыми поверхностями также и при автоматическом и совмещенном режимах управления.

Так как функционально и аппаратно продольный и боковой каналы основного контура АСПУ построены одинаково, то их работа будет описана на примере продольного канала.

Канал состоит из трех идентичных подканалов.

Сигналы с датчиков ДПС-6, ДУСУ-М, ДЛУК-3, 5з, 5пр и т.д. поступают на аналоговые входы вычислителей продольного (бокового) канала. С помощью аналого-цифрового преобразователя сигналы с датчиков преобразуются и выдаются в микро-ЭВМ в виде двоичного кода. По каналам межмашинного обмена между вычислителями продольного (бокового) канала входные сигналы с датчиков сравниваются между собой и при наличии рассогласования по величине сигнала выше порогового значения неисправный датчик от вычислителя отключается. Одновременно на цифровые входы поступает информация в биполярном коде от смежных систем о текущих значениях сигналов $V_{пр}$, $V_{ист}$, M , $n_{дв}$, G , α , ν , X_m . После преобразования в устройстве биполярного кода сигналы от смежных систем в виде двоичного однополярного кода поступают в микро-ЭВМ.

Разовые команды обжатия шасси, реверса, малого газа, балансировки, синхронизации, ОТКЛ АП, РУД1>590, РУД2>590, КОНТРОЛЬ поступают в устройство разовых команд и преобразуются в двоичный код и затем в микро-ЭВМ. Изменение балансировки должно происходить:

а) для элеронов и руля направления - при подаче в АСПУ двух одноименных разовых команд от сдвоенных переключателей соответственно по крену и курсу;

б) в продольном канале автоматически через отклонение стабилизатора.

Микро-ЭВМ производит вычисление сигналов управления в соответствии с законами управления, осуществляя при этом контроль как входных, промежуточных, так и выходных сигналов.

В случае недостоверности какого-либо выходного управляющего сигнала снимаются сопровождающие его разовые команды исправности и даже если сам управляющий сигнал по каким-либо причинам не снялся, система СДУ при снятии разовых команд исправности этот управляющий сигнал дальше не пропускает и исключает его из управления.

Один отказ в продольном и боковом каналах управления АСШУ не приводит к изменению характеристик системы управления по тангажу, крену или по курсу, и поэтому не сопровождается сигнализацией для пилотов. Одиночный отказ фиксируется в МСРП и кадре БЛОКИ КИСС и устраняется при обслуживании на земле.

При двух отказах одноименных входных сигналов либо происходит реконфигурация алгоритмов АСШУ основного контура управления, либо автоматический переход на резервный контур управления. При двух отказах одноименных выходных сигналов управления, либо при отказе двух вычислителей (продольных или боковых) происходит автоматический переход на резервный контур управления по соответствующему каналу управления (тангажу, крену, курсу). При этом отказы сопровождаются сигнализацией для пилотов.

С цифровых выходов вычислителей информация о состоянии системы АСШУ поступает на КИСС, МСРП. При наземной проверке состояния системы информация поступает также в блок наземного контроля БВУУ-1-4 и на пульт предполетного обслуживания ППО-5-1.

Резервный контур АСШУ. Входной информацией для резервного контура АСШУ являются сигналы с датчиков ДУСУ, ДЛУК и с датчиков ДПР-45 через БУК17 СДУ.

Выходные управляющие сигналы подаются на соответствующие СДУ с трех аналоговых вычислителей - три вычислителя по рулю высоты, три вычислителя по элеронам, три вычислителя по рулю направления. Отказы резервного контура АСШУ фиксируются в МСРП и КИСС, а при наземном контроле в БВУУ-1-4 и индицируются на ППО-5-1.

Функциональная блок-схема АСШУ и взаимодействующих с ней систем (рис 8.1) состоит из:

1. Датчики положения левого миништурвала по тангажу строенные ДПС-6.
2. Датчики положения левых педалей строенные ДПС-6.
3. Датчики положения левого миништурвала по крену строенные ДПС-6.
4. Датчики положения правого миништурвала по крену строенные ДПС-6.
5. Датчики положения правых педалей строенные ДПС-6.
6. Датчики положения правого миништурвала по тангажу строенные.
7. Датчик положения механизма регулирования загрузки строенный.
8. Пульт предполетного обслуживания ППО-5-1.
9. Реле ШАССИ ОБЖАТО.
10. Блок датчиков углового положения закрылков и концевых выключателей БДКВ-11 № 1 и № 2 системы СПЗ6.
11. Блок датчиков углового положения предкрылков и концевых выключателей БДКВ-11 № 1 и № 2 системы СПП6.
12. Механизм концевых выключателей МКВ-45К, МКВ-45КС системы СПП6.
13. Комплекс топливоизмерения и центровки КТЦ.
14. Блок управления приводом автоматической балансировки по тангажу через стабилизатор и приводом механизма регулирования загрузки БУП ПАБ-204.
15. Реле выпуска воздушных тормозов.
16. Инерциальная система.
17. Блоки вычислителей устойчивости и управляемости бокового канала управления БВУУ-1-5.
18. Блоки вычислителей устойчивости и управляемости продольного канала управления БВУУ-1-3.
19. Системы дистанционного управления элеронами СДУ6.
20. Системы дистанционного управления интерцепторами СДУ6.
21. Системы дистанционного управления рулем высоты СДУ6.
22. Комплексно-информационная система сигнализации КИСС.
23. Многоканальная система регистрации параметров МСРП.

24. Привод автоматической балансировки стабилизатора ПАБ-204.

25. Датчик углового положения стабилизатора ДПС-6.

26. Датчик углового положения стабилизатора ДПС-6.

27. Датчики угловой скорости рыскания резервного контура ДУСУ-М-6АС.

28. Датчики линейных ускорений капиллярные резервного контура ДЛУК-3.

29. Датчики угловой скорости тангажа резервного контура ДУСУ-М-12АС.

30. Датчики линейных ускорений капиллярные основного контура ДЛУК-3.

31. Датчики угловой скорости рыскания основного контура ДУСУ-М-6АС.

32. Датчики угловой скорости тангажа основного контура ДУСУ-М-12АС.

33. Датчики угловой скорости крена ДУСУ-М-18АС.

34. Системы дистанционного управления рулем высоты СДУ6.

35. Системы дистанционного управления интерцепторами СДУ6.

36. Системы дистанционного управления элеронами СДУ6.

37. Системы дистанционного управления рулем направления СДУ6.

38. Блоки управления и контроля резервного контура АСШУ БУК-8-1.

39. Вычислитель контроля БВУУ-1-4.

40. Вычислители системы управления полетом ВСУП.

41. Система воздушных сигналов СВС.

42. Регулятор электронный двигателя РЭД.

43. Блоки трансформаторов БТ-5.

44. Концевые выключатели балансировки по тангажу.

45. Концевые выключатели триммирования по крену и Концевые выключатели триммирования по курсу.

46. Кнопка отключения автоматического режима на штурвале правого пилота АП ОТКЛ.

47. Кнопка отключения автоматического режима на штурвале левого пилота АП ОТКЛ.

- [illegible]

Рис. 8.1. Функциональная блок-схема АСПУ и взаимодействующих с ней систем

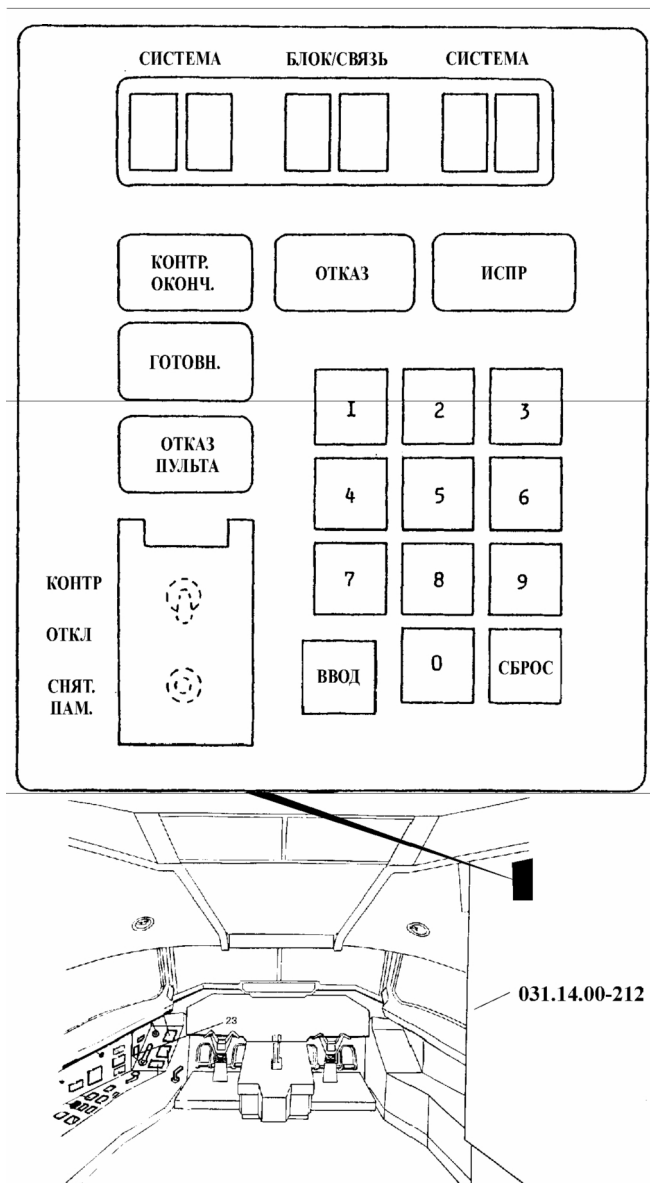


Рис. 8.2. Размещение пульта предполетного обслуживания ППО-5-1 на панели наземной подготовки

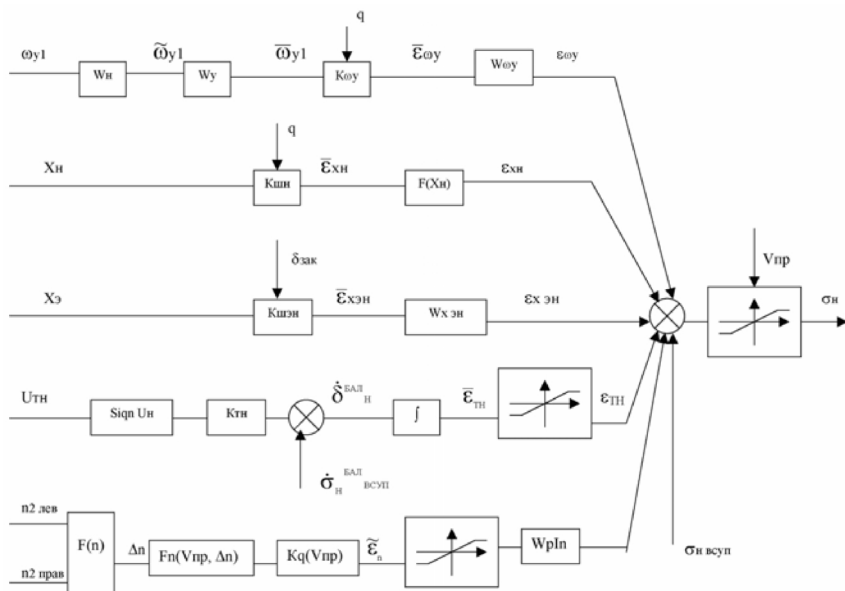


Рис. 8.3. Структурная схема путевого канала АСШУ

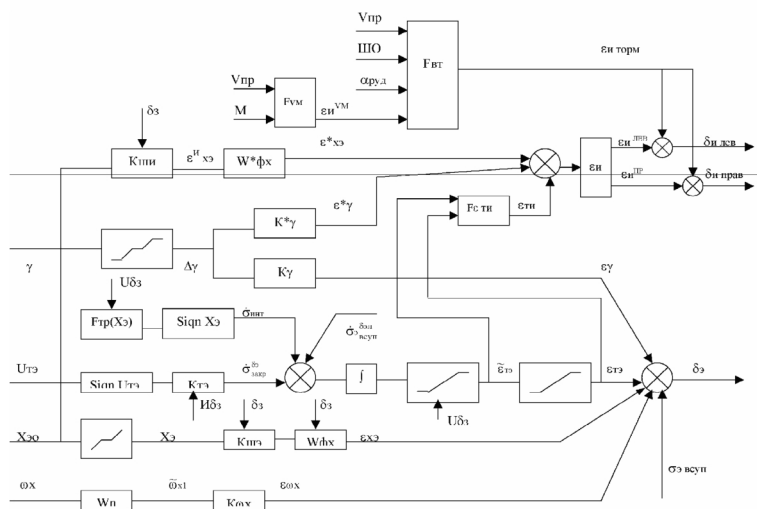


Рис. 8.4. Структурная схема поперечного канала управления АСШУ

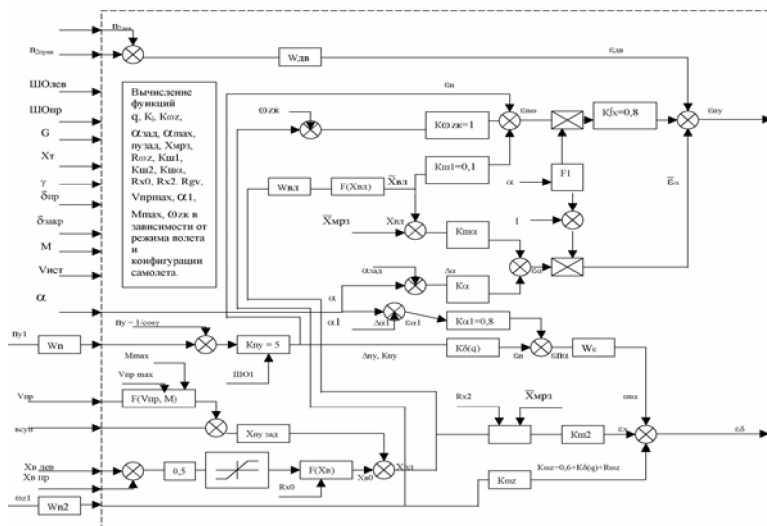


Рис. 8.5. Структурная схема продольного канал управления АСПУ

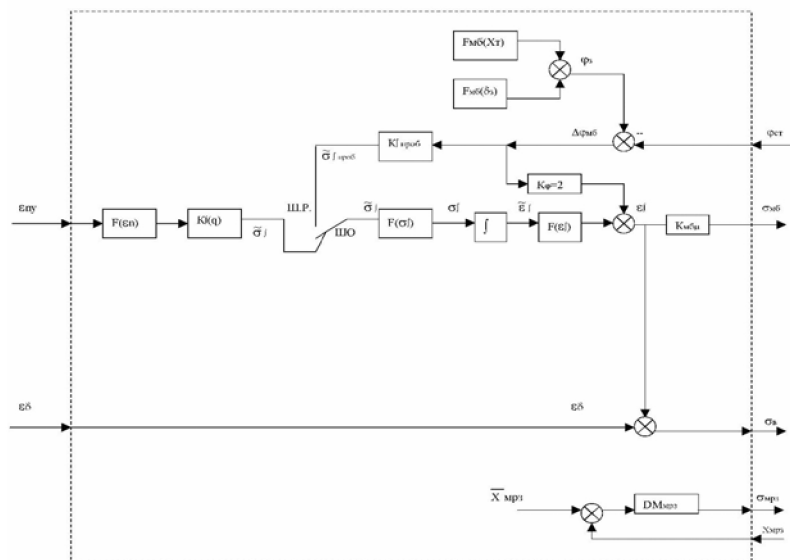


Рис. 8.5 а. Структурная схема продольного канала управления АСПУ

ЧАСТЬ III. ЦИФРОВЫЕ СИСТЕМЫ ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ САМОЛЕТА A-380

1. ЭЛЕКТРОДИСТАНЦИОННАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ (FLIGHT CONTROL)

1.1. Общее

A380 имеет электродистанционную систему управления по проводам «fly by wire».

Органы управления (рис 1.1) могут быть разделены на две категории:

Органы основной системы управления, которые управляют самолетом по трем осям (крен, тангаж, рыскание) и выполняют вспомогательные функции.

Предкрылки и закрылки, выполняющие задачи создания высокой подъемной силы.

На самолете A380 вводит следующие основные совершенствования:

Замещение всех механических резервных органов управления электрическими.

Добавление нового переключателя триммирования по тангажу, заменяющего колесико триммера в связи с удалением механического управления триммером тангажа.

Объединение Системы Ведения (BC/FG) и функции полетных ограничений (ПО/FE) в основных полетных компьютерах.

Введение активной системы стабилизации для продольной и поперечной осей с целью уменьшения размеров горизонтального и вертикального оперения.



Рис. 1.1. Поверхности управления

1.2. Описание системы

Система основного управления (рис. 1.2) составлена из:

Трех Первичных Компьютеров ПК/PRIMs. Каждый ПК может полностью обеспечивать управление самолетом под нормальным, непосредственным и резервным правилом. ПК производит функции:

- Управления Полетом.
- Ведения Самолета.
- Полетных ограничений.
- Трех вторичных компьютеров ВК/SECs. ВК могут обеспечивать управление только в непосредственном правиле.
- Два Концентратора Данных Управления Полетом КДУП/FCDCs, которые:
- Концентрируют данные и посылают их в Систему Контроля и Отображения СКО/CDS для отображения на Главном Полетном Дисплее ГПД/PFD, E/WD (Engine/Warning Display-дисплей двигателей и предупреждений), System Display SD(System Display-системный дисплей).
- Посылают данные Полетную Систему Предупреждения ПСП (FWS).
- Посылают данные на Центральную Систему Обслуживания ЦСО/CMS.
- Органов управления палубами самолета.
- Управляемые поверхности и сервоприводы.
- Электрическая резервная система, управляющая самолетом в случае отказа всех Первичных и Вторичных компьютеров.

ПК и ВК построены по-разному, используют различные технологии программного обеспечения для повышения надежности системы.

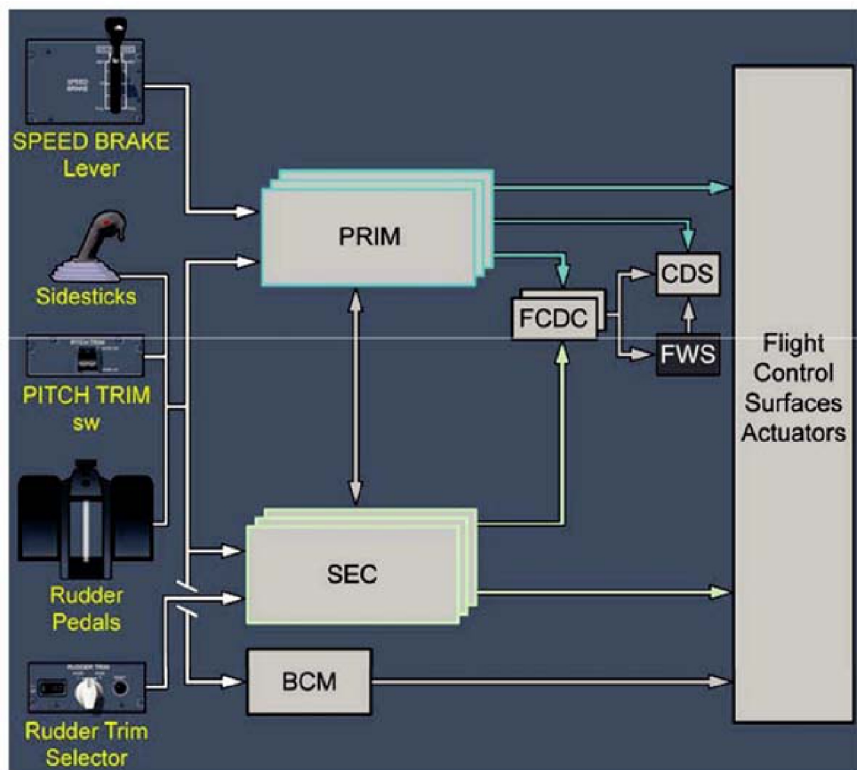


Рис. 1.2. Функциональная схема системы основного управления

Работа

Управляющий сигнал, вычисленный ПЕРВком и ВТОРком. Каждый из этих компьютеров может выполнять две функции:

Вычислительная функция:

Перевод команд экипажа или Системы Ведения ВС в цели для самолета, и вычисляет соответствующие отклонения поверхностей, которые посылаются другим компьютерам.

Сравнивает ответную реакцию самолета с целевой, чтобы проверить, выполнены ли команды.

Исполнительная функция, приводящая в движение поверхности и отслеживающая их положение, чтобы проверить, достигнуто верное отклонение.

Один из ПЕРВком главный. Он производит вычислительную функцию, посылает команды другим компьютерам. Каждый из трех ПЕРВком и трех ВТОРком производит выполнение функций на своих назначенных поверхностях. Как часть вычислительной функции, главный ПЕРВком производит самоконтроль, проверяя, совпадает ли реакция самолета вычисленным целям для него. Если обнаружено нарушение в работе, главный ПЕРВком передает вычислительную функцию другому ПЕРВком. Главный ПЕРВком продолжает выполнять исполнительную функцию, в зависимости от нарушения в работе. Если все ПЕРВком вышли из строя, каждый ВТОРком производит вычислительные и исполнительные функции. Среди ВТОРком главных нет.

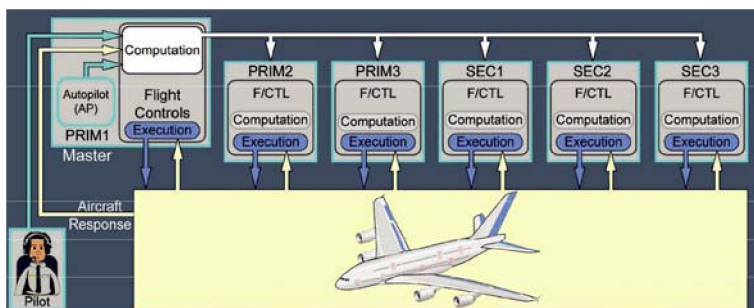


Рис. 1.3. Режим нормальной работы:
COMPUTATION – вычисление; EXECUTION -исполнение

Сервоприводы

A380 имеет три типа сервоприводов (рис.1.4):

Обычных сервоприводов, включающих:

- Силовой привод;
- Гидравлический блок, подсоединенный к одному источнику гидравлической энергии на самолете;
- Сервопоршень, принимающий команды от управляющих компьютеров и контролирующий направление перемещения штока силового привода;
- Традиционное сервоуправление не работает, если нет источника гидравлической энергии.

Электрогидростатические приводы ЭГП/ ЕНА, включающие:

Силовой привод.

Гидравлический блок.

Электрогидравлическая система генерирования, которая принимает команды от компьютеров, управляющих полетом. Направление вращения и скорость электрогидравлической системы генерирования определяют направление и скорость перемещения штока силового привода.

ЭГП полностью изолированы от источников гидравлической энергии самолета. ЭГП могут функционировать без обеспечения гидроэнергией, но нуждаются в электричестве.

Гидравлические рулевые приводы с электрическим резервированием ГРПЭР/ ЕВНА, представляющие собой комбинацию обычных сервоприводов и Электрогидростатических.

В нормальном режиме они работают, как простые сервоприводы, при отказе гидравлики, работают как Электрогидростатические.

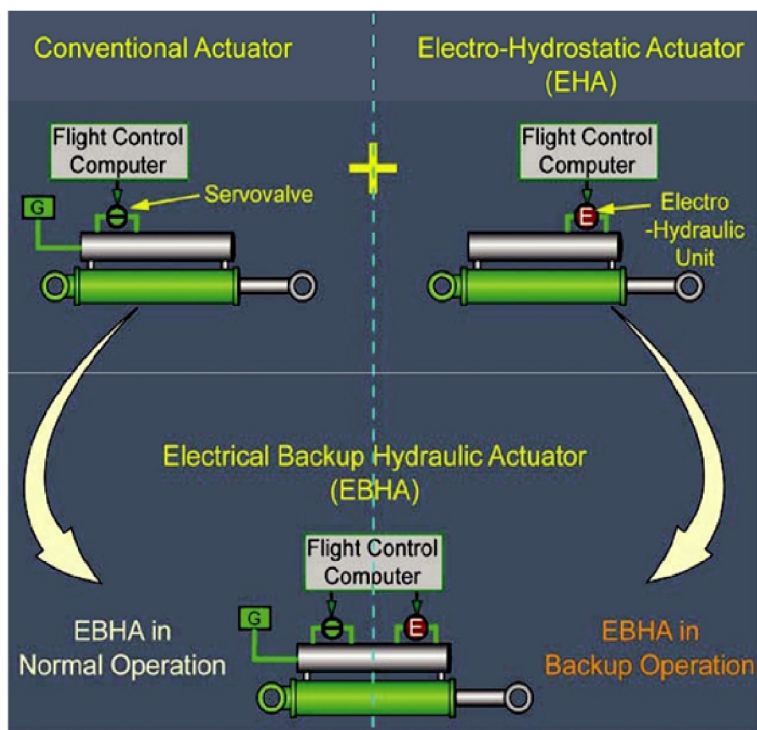


Рис. 1.4. Сервоприводы

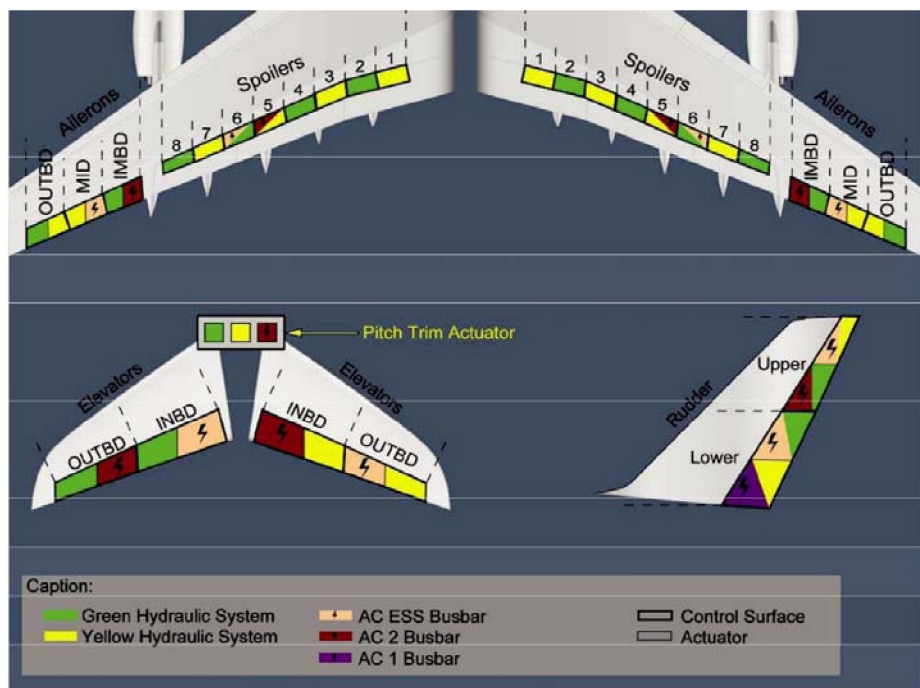


Рис. 1.5

1.3 Функции органов управления

Первичные функции:

Поперечное управление (Крен +рыскание). Оно обеспечивается:

- Всеми элеронами.
- Спойлеры с 3го по 8й.
- Обоими рулями направления.

Курсовые команды посылаются:

- Джойстиками на ПЕРВкомы и ВТОРкомы.
- Педалями и триммерами педалей на ПЕРВкомы и ВТОРкомы.

мы.

- С панели управления триммерами - только на ВТОРком.
- Автопилотом – только на ПЕРВкомы.

Управление тангажом. Обеспечено:

- Рулями высоты при кратковременных воздействиях.

- Переставным стабилизатором ПС/THS при долгосрочных воздействиях.

Команды тангажа посылаются:

- Джойстиком на ПЕРВкомы и ВТОРкомы.
- Переключателя триммирования на ПЕРВкомы и ВТОРкомы (только на земле или в непосредственном правиле).

- Автопилотом только на ПЕРВком.

Второстепенные функции:

- Функция аэродинамического тормоза.
- Целью аэродинамического тормоза является увеличить сопротивление самолета с приемлемым влиянием на комфорт пассажиров. Аэродинамический тормоз требует отклонения всех спойлеров (интерцепторов). Команды крена имеют приоритет перед командами воздушного тормоза. Автоматическая уборка производится при выполнении одного из условий:

- Сработала защита по углу атаки (ЗУА/АОА).
- Перегрузка ниже 0,3 при нормальном и запасном законе управления.

- При уходе на второй круг.
- В случае отказа, спойлеры отключаются симметричными парами.

- Наземная функция спойлеров.

Задачей наземной функции является:

- Прижать самолет к земле и уменьшить риск отскока на ка-сании.

- Увеличить эффективность тормозов.
- Замедлить самолет.
- Наземная функция спойлеров задействует отклонение всех спойлеров.

- Функция зависания элеронов.

- Целью зависания элеронов является увеличить действие закрылков и предкрылков по созданию высокой подъемной силы. Все элероны зависают вниз, когда закрылки выпущены. Они продолжают исполнять функцию создания крена.

- Функция Снижения Нагрузки (ФСН/LAF).

- Целью ФСН является снизить знакопеременные и статические нагрузки на крыло при маневрах и в турбулентности. В ФСН задействованы спойлеры (интерцепторы) с 6 по 8 и все элероны. ФСН доступна только в нормальном законе управления.

Функция контроля зоны эксплуатационных режимов* (КЗЭР). Эта функция выполняет следующие операции:

- Вычисление характерных скоростей.
- Вычисление Зоны эксплуатационных режимов.
- Распознавание ненормальных погодных условий (как, например, сдвиг ветра). к примеру - зависимость допустимой перегрузки от скорости (Flight Envelope).

1.4. Правила управления

1.4.1. Общее

Полетное управляющее правило определяет зависимость между командами экипажа и откликом самолета на них.

Основные задачи нормального управляющего правила:

Обеспечивать инстинктивные и комфортные характеристики управления.

Обеспечивать комфорт пассажиров и экипажа.

Защитные меры предотвращают выход самолета из нормальной зоны допустимых режимов.

Полномочия пилота преобладают внутри нормальной зоны эксплуатационных режимов. Полномочия пилота постепенно уменьшаются по мере выхода из нормальной зоны и перехода от нормальной зоны к периферийной.

Постепенная перестройка управляющего правила имеет место в зависимости от числа и типа отказов (доступности компьютеров, сенсоров и приводов). Существуют различные уровни управляющих правил, являющихся комбинацией правил и мер защиты:

Нормальное правило: Для нормальной работы (даже после одиночного отказа сенсоров, электросистемы, гидросистемы или Первичного Компьютера).

Резервное правило

Непосредственное правило.

ПРИМЕЧАНИЕ: *Одиночный отказ не может спровоцировать потерю нормального правила.*

Управляющие правила и меры защиты, применимые к этим правилам обобщены в нижеследующих рисунке и таблице.

Нормальная/периферийная Зона режимов и защита при нормальном правиле



Рис. 1.6. Правила управления

Таблица 1.1

	Нормальное правило	Резервное правило	Непосредственное правило
Продольное управляющее правило	Нормальное правило тангажа	Нормальное правило тангажа (с меньшей эффективностью)	Непосредственное правило тангажа
Поперечное правило управления	Нормальное поперечное правило	В зависимости от отказов: Нормальное поперечное правило (менее эффективное) или непосредственное по крену/резервное по рысканию	• Непосредственное правило по крену • Резервное правило по рысканию
Защита	Вся активна	Большая часть защиты утеряна	Нет
Автопилот	Доступны все режимы	Доступны в зависимости от отказа	Нет

1.4.2. Нормальное правило

Управление по тангажу

С целью обеспечения оптимальных характеристик управления во все фазах полета, нормальное правило управления тангажом меняется, в соответствии с фазами полета и обеспечивает следующие правила управления:

Правило Вращения

Цель:

Обеспечить равномерное вращение всех масс самолета, снижая риск задевания хвостом о полосу.

Свойства:

Вращение в непосредственном режиме

Ослабление в случае необходимого темпа увеличения тангажа во избежание задевания хвостом о землю

Нормальное правило тангажа

Цель:

Контролировать траекторию полета самолета путем запрашивания перегрузки и сохранять область допустимых режимов.

Свойства:

Отклонение джойстика выражается в изменение вертикальной перегрузки, из чего следует изменение траектории полета.

Когда пилот отпускает джойстик, траектория сохраняется.

Ограничение перегрузки до:

-1 g / +2.5 g в полетной конфигурации;

0 g / +2 g при выпущенных предкрылках и закрылках.

Автотриммирование

Компенсирование тангажа при отклонении спойлеров, выпуске и уборке предкрылков/ закрылков, изменениях тяги.

Правило Выравнивания

Цель:

Обеспечить поведение самолета подобное традиционному самолету при выравнивании и дать возможность точного управления вертикальной скоростью и моментом касания.

Свойства:

Выравнивание в непосредственном режиме (без автотриммирования)

Правило опускания ПОШ

Цель:

Обеспечить комфортное опускание передней опоры без вмешательства всех тормозных средств.

Свойства:

Опускание ПОШ без прижатия в полосе

Полетное правило

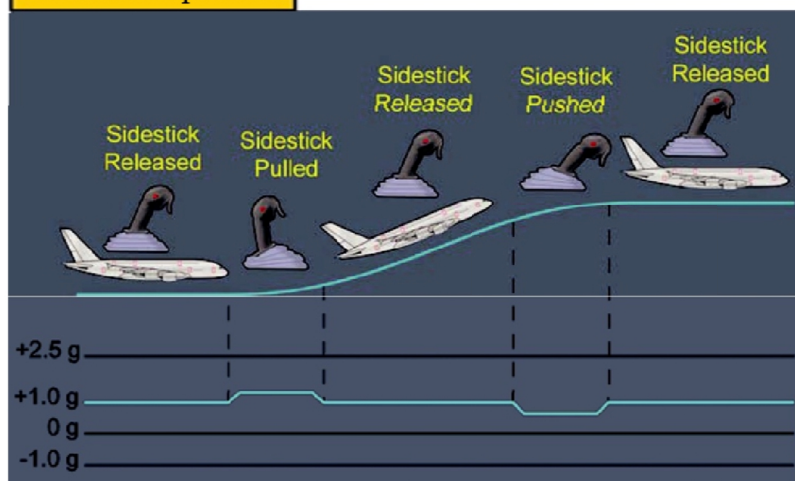


Рис. 1.7. Полетное правило

Поперечное управление

Нормальное правило поперечного управления

Цель:

Управлять по осям крена и рыскания запросами темпа крена и рыскания.

Свойства:

Результатом отклонения джойстика является запрос темпа крена с координацией поворота.

Нейтральная спиральная устойчивость в вираже до 33° крена:

Автоматическое триммирование по тангажу.

Угол крена поддерживается при отпусании ручки джойстика.

Положительная спиральная устойчивость в вираже восстанавливается при угле крена свыше 33° :

Нет автоматического триммирования по тангажу.

Угол крена возвращается к 33° при нейтральном положении джойстика.

Ограничение угла крена до:

67° в полетной конфигурации;

60° в взлетно-посадочных конфигурациях;

45° при срабатывании защиты по превышению скорости или угла атаки.

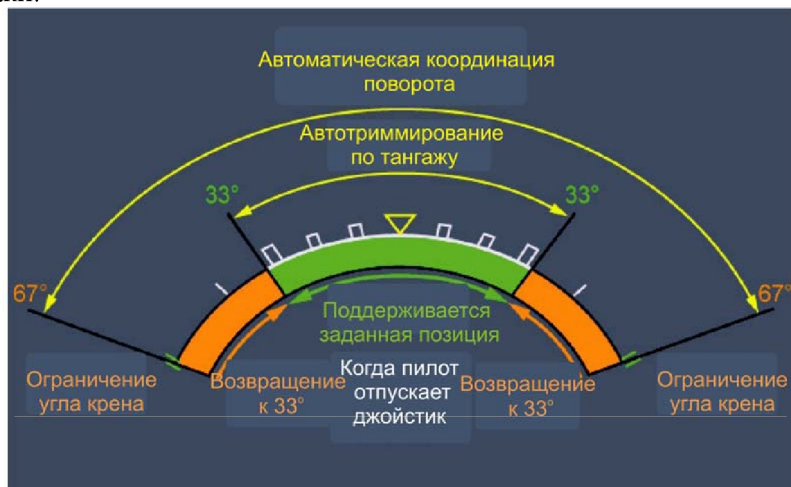


Рис. 1.8. Поперечное управление

Земное поперечное правило управления

Цель:

Способствовать управлению самолетом на земле.

Свойства:

Угол крена пропорционален отклонению джойстика. Если джойстик установлен в нейтральное положение, крыло сохраняет прежнее положение.

Отклонение педалей выражается в пропорциональный темп рыскания, вместо пропорционального управления РН и рулением.

Защита

Защита по скорости

Цель:

Ограничить возможный выход скорости/ числа М за пределы V_{max}/M_{max} при любых положениях рукоятки джойстика.

Не оказывать влияния на полет на скоростях V_{max}/M_{max} .

Свойства:

Возможности пилота опустить нос самолета снижены и постепенное отклонение РУ вверх применяется для стабилизации самолета на скорости $V_{max}+25$ узлов (46 км/ч)/ $M_{max}+0,06$ при полном отклонении рукоятки от себя.

Защита по тангажу.

Цель:

Повысить эффективность защиты по углу атаки и защиты по превышению скорости в чрезвычайных условиях.

Свойства:

Ограничение тангажа на:

-15° / +30° на высокой скорости;

-15° / +25° на низкой скорости.

Защита по углу атаки.

Цель:

Предохранять самолет от сваливания при маневрах и порывах ветра;

Обеспечить безопасность полета и хорошую управляемость на высоких углах атаки;

Не создавать помех полетным скоростям и маневрам.

Свойства:

Угол атаки ограничен

$\alpha_{защиты}$ при нейтральной ручке джойстика;

α_{max} при полном отклонении ручки назад;

При достижении When reaching α_{floor} ($\alpha_{защиты} < \alpha_{допуст} < \alpha_{max}$), устанавливается ВЗЛ тяга;

Убираются воздушные тормоза;

Деактивируется, как только отклонение ручки джойстика дается команда на угол атаки, меньший, чем $\alpha_{защиты}$.

Отказ двигателя или асимметричность самолета.

Полетные правила управления обеспечивают особые характеристики управления в случае отказа двигателя. Без каких бы то ни было корректирующих действий происходит:

Стабилизация углов крена и рыскания.

Плавное отклонение курса.

Безопасность полета.

Управляющее правило вычисляет на взлете, целевое значение угла рыскания, обеспечивающее оптимальное триммирование (т. е оптимальное отклонение органов управления креном с целью минимизировать отклонение спойлеров). Различие между текущим и целевым значениями рыскания показывается голубым символом на главном полетном дисплее (только на взлете).

Рекомендуются кратковременные действия для:

Достижения нулевого или целевого угла рыскания с помощью педалей;

Последующей стабилизации курса использованием рукоятки джойстика;

Ровного полета отпусканьем джойстика, отсутствием усилий на педалях (триммирование РН).

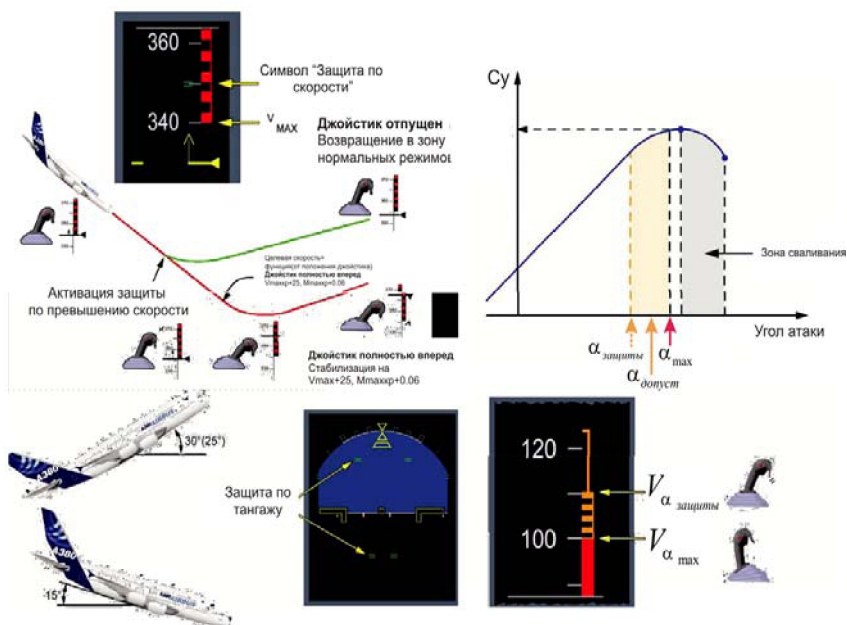


Рис. 1.9

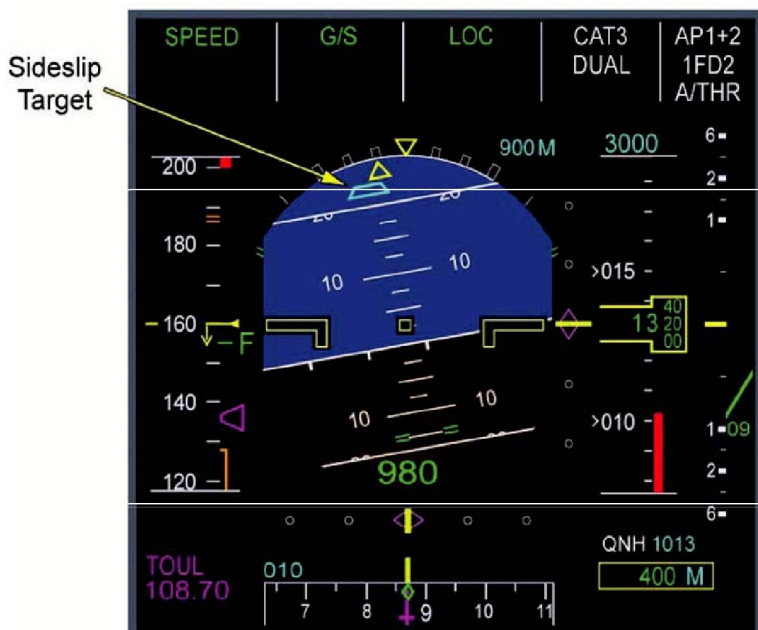


Рис. 1.10

1.4.3. Резервное правило

Правила продольного управления

Нормальный закон управления по тангажу все еще доступен, но менее эффективен, в зависимости от числа и вида отказов, скорости и конфигурации.

Правила поперечного управления

В зависимости от числа и вида отказов, доступны следующие правила управления:

Нормальное поперечное правило, но менее эффективное, в зависимости от числа и вида отказов, скорости и конфигурации;

Непосредственное правило по крену и резервное по рысканию;

Непосредственное правило по крену.

Цель:

Обеспечивать контроль по оси крена самолета через непосредственную связь между рукояткой управления и поверхностями управления по крену.

Свойства:

Линейный отклик с предпочтением командам по крену;

Достаточные но не чрезмерные отклонения (или полномочия) для обеспечения достаточной эффективности;

Резервное правило по рысканию.

Цель:

Обеспечивать контроль по оси рыскания выдачей команд на РН путем отклонения педалей.

Свойства:

Координация поворота;

Обратная связь темпа рыскания для обеспечения устойчивости.

Защита

Защита показывается утерянной. Однако некоторые ее виды могут быть по-прежнему доступны.

1.4.4. Непосредственное правило

Правила продольного управления

Непосредственное правило по тангажу.

Цель:

Управлять по оси тангажа через выдачу команд на РВ, пропорциональных отклонению рукоятки джойстика.

Свойства:

Нет автотриммирования;

Обратная связь по темпу изменения тангажа для обеспечения устойчивости;

Поведение самолета соответствующее для выполнения посадки и достаточные полномочия для компенсации выпуска/уборки воздушного тормоза, изменения тяги двигателей, и ли отклонения предкрылков/закрылков.

Правила поперечного управления

Непосредственное по крену и резервное по рысканию.

Защита

Все виды защиты утеряны. Обычные звуковые сигналы сваливания и превышения скорости заменяют защиту нормального правила.

Электрическая дублирующая система управляет самолетом в случае отказа всех первичных и вторичных компьютеров или источников их питания. Электрическая дублирующая система полностью

отделена от системы нормального управления и полагается на доступность «зеленых» или «желтых» источников гидравлической энергии и использует специальные датчики и преобразователи в устройствах управления экипажа.

Резервный управляющий модуль управляет и контролирует только:

- Переставной стабилизатор;
- Внутренние секции элеронов;
- Внутренние секции рулей высоты;
- Верхнюю и нижнюю секции РН.

Правила особого управления применяются всякий раз при включении электрической резервной системы и имеют следующие свойства:

- Гашение колебаний по тангажу;
- Гашение колебаний по рысканию;
- Непосредственное управление креном.

1.5. Резервирование

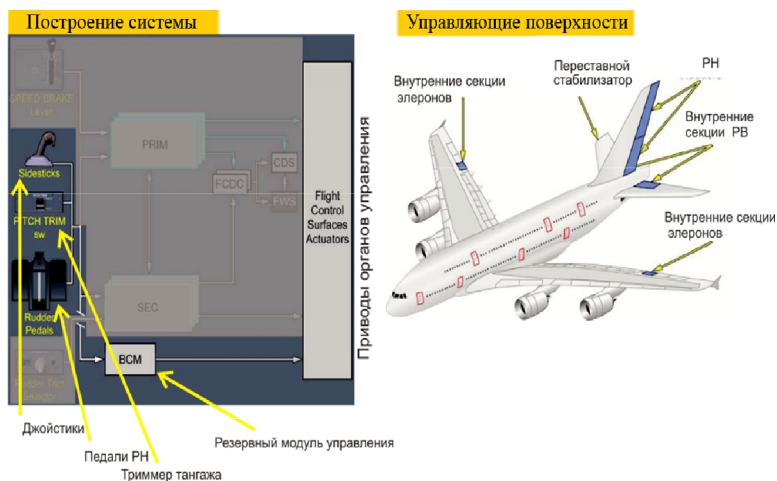


Рис. 1.11. Резервирование

1.6. Элементы управления и контроля



Рис. 1.12 Элементы управления и контроля

Элементы управления Панель F/CTL над головой



Рис. 1.13. Панель F/CTL

Рычаг воздушного тормоза



Панель управления триммированием тангажа и РН



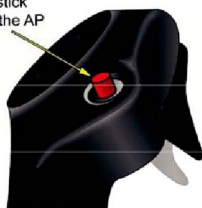
Рис.1.14. Рычаг воздушного тормоза и панель управления триммированием тангажа и РН

Джойстики и логика их приоритетности

Кнопка на джойстике используется для приема приоритета от другого джойстика:

- * Пилот может дезактивировать другой джойстик и принять полное управление нажав и удерживая кнопку на своем джойстике
- * Если кнопка держится нажатой более 30 секунд, приоритетность фиксируется и другой джойстик остается дезактивированным
- * Дезактивированный джойстик может быть активирован вновь одновременным нажатием кнопки
- *

Sidestick pb:
To takeover from
opposite sidestick
or disengage the AP



Нормальная работа: Отклонен только один джойстик



+ Звуковое сообщение
«СОВМЕСТНЫЙ
ВВОД»

Вводимые данные Капитаном и Вторым пилотом алгебраически суммируются. Максимальный результирующий ввод ограничен полным отклонением одного джойстика



«ПРИОРИТЕТ
ЛЕВОГО» + Звуковое
сообщение

Капитан ВС нажимает кнопку в то время, пока второй пилот отклоняет джойстик. Капитан получает приоритет.

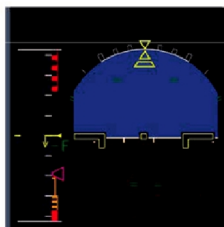
Рис.1.15. Джойстики и логика их приоритетности

Индикаторы

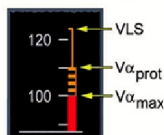
Главный полетный дисплей:

Нормальное правило

Нормальные показания на FMA



Защита по тангажу
Защита по крену

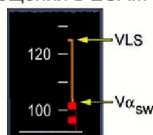


Резервное правило

Нормальные показания на FMA



+Звуковое предупреждение
+сообщения в ECAM

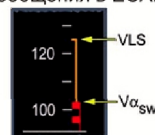


Непосредственное правило

Нормальные показания на FMA
+сообщение USE MAN TRIM
(ИСПОЛЬЗУЙТЕ РУЧНОЕ ТРИММИРОВАНИЕ ТАНГАЖА)



+Звуковое предупреждение
+сообщения в ECAM



—VLS-Минимальная выбираемая скорость—

$V\alpha_{prot}$ -скорость срабатывания защиты по углу атаки

$V\alpha_{sw}$ -скорость предупреждения о сваливании

ECAM- Electronic Centralised Aircraft Monitor- система контролирует функционирование самолета в целом и выдает информацию пилотам.

FMA - индикатор режима полета

Рис. 1.16. Главный полетный дисплей

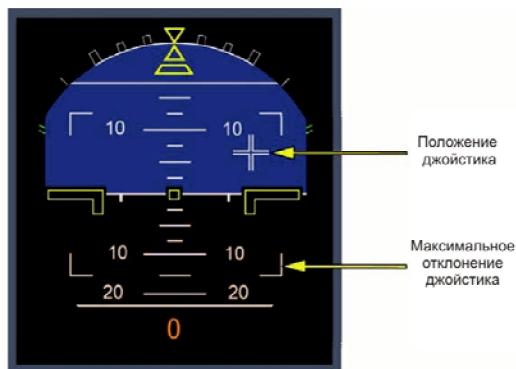


Рис. 1.17

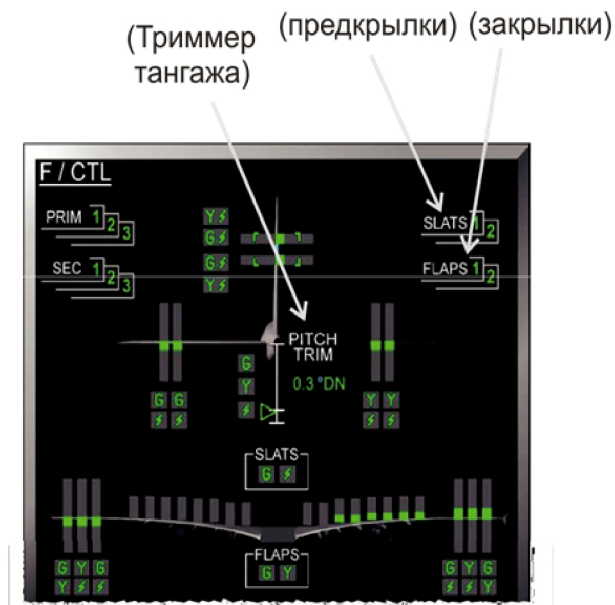


Рис. 1.18. Страница ECAM SD F/CTL- контроля систем/ управления полетом

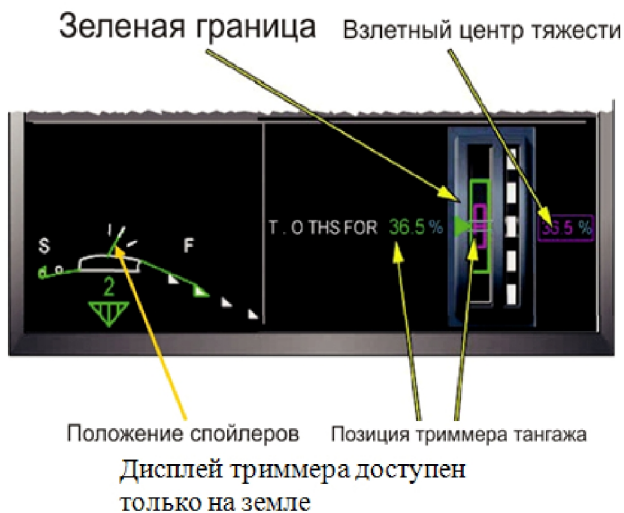


Рис.1.19. Дисплей положения механизации и триммера на главном полётном дисплее

2. АВТОМАТИЧЕСКАЯ ПОЛЕТНАЯ СИСТЕМА AFS (AUTO FLIGHT SYSTEM)

2.1. Описание системы

AFS имеет:

Три компьютера основного контроля полета и ведения (**PRIM**), которые воздействуют на Автопилот **AP**, задатчика полета **FD** (*Flight Director*), Автотяга **A/THR**;

Три компьютера управления полетом **FMC** (*Flight Management Computers*), которые воздействуют на две системы управления полетом **FMS**.

Экипаж работает с **AFS** посредством:

Одной Панели Контроля **AFS –AFS CP** (*AFS Control Panel*) **AFS CP** является основным инструментом для работы с системой ведения самолета **FG**. Многофункциональные дисплеи **MFD** (*Multi Function Displays*) могут резервно дублировать **AFS CP**;

Два многофункциональных дисплея **MFD**. **MFD** является основным инструментом для работы с **FMS**;

Два главных полетных дисплея **PFD** (*Primary Flight Displays*), которые отображают;

Основные полетные параметры;

Цели ведения **BC** (напр. цели для скорости и высоты) ;

Располагаемый и исполняемый режимы на Указателе Полетных Режимов **FMA** (*Flight Mode Annunciator*);

Указания по ведению **BC** для Полетного Задатчика **FG**;

Приборная информация о подходе.

Два навигационных дисплея **ND** (*Navigation Displays*), которые отображают вертикальную и курсовую составляющие полетных планов, и связанную с ними навигационную информацию;

Две кнопки отключения Автопилота на каждом джойстике;

Четыре Рычага Управления Двигателем (**Thrust Lever**) и две кнопки отключения Автотяга **A/THR**.

2.2. Система ведения полета FG (Flight Guidance)

2.2.1. Общее

Задачей Системы Ведения Полета FG (*Flight Guidance*) является обеспечение кратковременного управления самолетом по вертикали и горизонтали, включая управление по скорости или числу М, основываясь на определенных целях.

Для решения этих задач FG контролирует:

Автопилоты (AP1 и AP2), которые обеспечивают ведение ВС в процессе полета, рассчитывая команды по углу тангажа, крена и рыскания;

Полетные Указатели FD (*Flight Directors*) (FD1 и FD2), которые отображают команды ведения ВС на главных полетных дисплеях PFD, Это позволяет экипажу вести самолет в ручном режиме или отслеживать команды Системы Ведения Полета FG на главных полетных дисплеях PFD, когда включен автопилот;

Автотяги A/THR, контролирующей тягу двигателей.

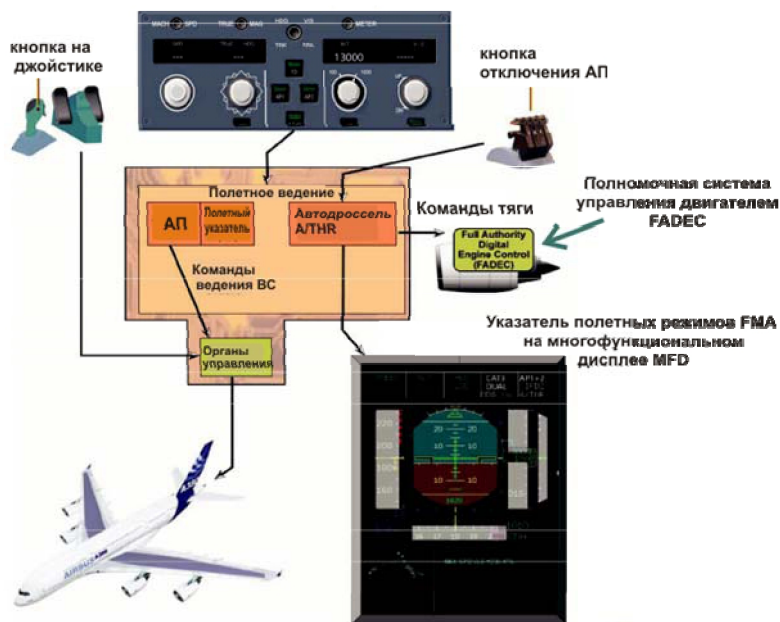


Рис. 2.2. Система ведения полета

Проведение полета может осуществляться двумя различными способами:

- **Выбираемое (селективное) ведение**

Экипаж выбирает цели, используя Панели Контроля AFS AFS CP. Эти цели посылаются непосредственно в Систему Ведения Полета FG.

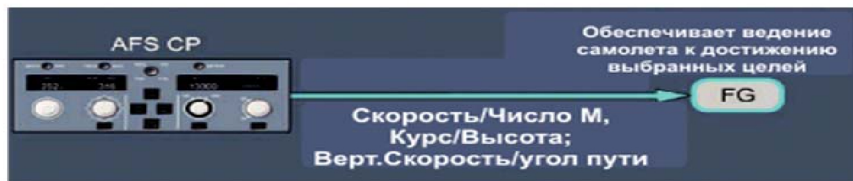


Рис. 2.3. Выбираемое ведение

- **Управляемое ведение**

Система Ведения Полета FG использует цели, рассчитанные системой управления полетом FMS, чтобы производить регулируемое ведение ВС.



Рис. 2.4. Управляемое ведение

Выбираемое ведение всегда имеет приоритет перед управляемым ведением.

Вертикальное и курсовое ведения могут выбираться и управлять-ся независимо друг от друга.

Однако, управляемое ведение по вертикали невозможно, когда выбрано выбираемое ведение по горизонтали.

Скорость может быть задана селективно или управляемо вне зависимости курсового или вертикального ведения.

Экипаж может включать режимы Системы Ведения Полета FG посредством:

Панели Контроля AFS CP: кнопками LOC (*локалайзер*), APPR(*подход*), ALT(*высота*), AP1(*автопилот*), AP2, A/THR (*автотяга*).

Кнопперами на Панели Контроля AFS CP (SPD(скорость), HDG/TRK (курс/траектория), ALT(высота) and V/S-FPA selection knob):

Когда кноппер выбора нажат, включен режим управляемого ведения;

Когда кноппер выбора вытянут, выбран режим выбираемого ведения;

Режимы работы системы ведения полета отображаются на Указателе Полетных Режимов FMA главных полетных дисплеев PFD.

2.2.2. Построение системы

Имеются три первичных компьютера **PRIM**. Каждая может работать с одним или обоими автопилотами AP и/или полетными указателями FD, и/или Автотягой A/THR.

Главный PRIM (*Master PRIM*) – это первичный компьютер, имеющий наивысшую степень полномочий при работе. 1й Подчиненный PRIM (*Slave 1 PRIM*) имеет вторую степень полномочий, и наконец 2й Подчиненный (*Slave 2 PRIM*) имеет третью степень полномочий.

Все PRIM имеют одинаковые полномочия, когда:

PRIM1 является главным;

PRIM2 является 1м подчиненным (*Slave 1 PRIM*);

PRIM3 является 2ым подчиненным (*Slave 2 PRIM*);

Главный PRIM имеет приоритет командовать АП/ AP , ПЗ/ FDs и

Если главный PRIM теряет высшую степень полномочий, то работающие с ним AP, FD , A/THR не отключаются, а переводятся на работу с 1ым подчиненным PRIM.

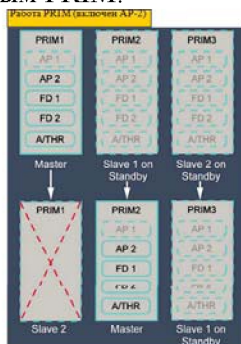


Рис. 2.5. Построение системы

2.2.3. Режимы ведения полета

Система ведения полета FG работает, используя следующие режимы:

Курсовые режимы AP/FD: контролируют курсовую траекторию.

Вертикальные режимы AP/FD контролируют либо:

Траекторию в вертикальной плоскости;

Скорость (Число М).

Режимы A/THR: Контролируют либо:

Тягу;

Скорость (Число М).

Эти режимы являются выбираемыми либо управляемыми

Таблица 2.1. Выбираемые и управляемые режимы FG

Ведение	Управляемые Режимы	Выбираемые режимы
Курс	NAV LOC*, LOC LOC B/C*, LOC B/C F-LOC*, F-LOC RWY, RWY TRK GA TRK	HDG, TRACK
Вертикальная плоскость	SRS CLB ALT*, ALT ALT CRZ*, ALT CRZ ALT CSTR*, ALT DES G/S*, G/S F-G/S*, F-G/S	OP CLB ALT*, ALT ALT CRZ*, ALT CRZ OP DES V/S, FPA
Курс и вертикальная плоскость	LAND FLARE ROLL OUT	
Скорость/Число М	SPEED, MACH С передачей в FMS.	SPEED, MACH С передачей в AFS CP.

ПРИМЕЧАНИЕ: Режимы со * являются запрашиваемыми режимами соответствующих режимов:

Например режим G/S*-захватывает глиссаду в то время как режим G/S удерживает самолет на глиссаде.

2.2.3.1. Режимы автопилота/полетного указателя AP/FD

Курсовые режимы AP/FD

Таблица 2.2. Курсовые режимы AP/FD

Режим	Описание
• NAV	• NAV направляет самолет вдоль курсового полетного плана, определенного FMS • Взаимодействие с вертикальными режимами: вертикальные управляемые режимы берут во внимание скорость / число М из требования полетного пути СУП
• LOC • LOC B/C	• LOC направляет самолет вдоль луча указателя положения («Локалайзера») • LOC B/C направляет самолет на обратном курсе вдоль луча указателя положения («Локалайзера»).
• HDG / TRACK	• HDG / TRACK направляет самолет вдоль выбранного AFS направления или маршрута полета

Вертикальные режимы AP/FD

Таблица 2.3. Вертикальные режимы AP/FD

Режим	Описание
Изменения эшелона • CLB / DES • OP CLB / OP DES	• CLB / DES (Набор/снижение) направляет самолет вдоль вертикального пути на полетном плане FMS, беря во внимание высоту и скорость, взятые с полетного плана • OP CLB / OP DES обеспечивает набор или снижение до выбранной AFS высоты, поддерживая целевую скорость (TARGET SPEED) (управляемую или выбираемую), поддерживая заданный уровень тяги. Высота, требуемая полетным планом не учитывается
Удержание высоты • ALT • ALT CRZ • ALT CSTR	• ALT поддерживает заданную APC высоту • ALT CRZ достигает и поддерживает крейсерскую высоту • ALT CSTR поддерживает высоту, требуемую из полетного плана FMS.
• V/S / FPA	• V/S / FPA достигает и поддерживает вертикальную скорость, задаваемую FMS или путевой угол, выбранный на Контрольной панели AFS

• G/S	• G/S направляет самолет вдоль линии глissады.
• SRS	• SRS направляет самолет вдоль вертикального пути на скорости, определенной руководством SRS

Объединенные и общие режимы AP/FD

Таблица 2.4. Объединенные и общие режимы AP/FD

Общий режим	Вертикальный режим	Курсовой режим	Описание
• TAKEOFF /ВЗЛЕТ	SRS	RWY RWY TRK	• SRS направляет самолет вдоль вертикального пути на скорости, определенной руководством SRS • RWY ведет самолет вдоль луча LOC до высоты 15 метров • RWY TRK удерживает самолет на линии пути, по которой он бы летел при включенном режиме на высоте 15 метров
• ILS APPROACH	G/S	LOC	• G/S направляет самолет вдоль линии глissады • LOC направляет самолет вдоль линии указателя положения («Локалайзера») • LAND направляет самолет вдоль линии указателя положения и линии глissады при снижении ниже 120 метров и выравнивает самолет до касания.
	LAND FLARE ROLLOUT		• FLARE(выравнивание) производит выравнивание и устанавливает A/THR, если он включен, на MГ
• FLS APPROACH • GO AROUND (GA)	F-G/S SRS	F-LOC GA TRK	• F-LOC направляет самолет вдоль воображаемого луча указателя положения FLS.

			• SRS направляет самолет вдоль вертикальной линии пути для поддержания скорости, которую самолет имел бы при включенной GA или VAPP, исходя из того, которая выше GA TRK держит самолет на линии, по которой он летел бы при включенном режиме GA (<i>уход на второй круг</i>).
--	--	--	---

2.2.3.2. Режимы автотяги A/THR

Режим Автотяги контролирует тягу 4х двигателей, и может работать независимо или совместно с Автопилотом/ Полетным указателем AP/FD:

Если AP/ выключены, A/THR всегда контролирует скорость или число M;

Если AP и/или FD включены, A/THR и вертикальный режим AP/FD связаны.

A/THR посылает команды от тяги на Полномочную Электронную Систему Контроля Двигателя **FADEC** (*Full Authority Digital Engine Control*).

Рычаги управления двигателем (РУД)

Экипаж использует РУД для:

Ручного выбора тяги двигателя;

Снять или включить A/THR;

Включения режимов **TAKEOFF** (*взлет*) и **GO AROUND** (*уход на второй круг*).

4 упора разделяют каждый из секторов РУД на 3 сегмента:

TO GA: Максимальная взлетная тяга;

FLX MCT: Максимальная продолжительная тяга (или FLX на взлете, в соответствии с настройками температуры по странице FLX/TO на странице Многофункционального дисплея MFD);

CL(*набор*): Максимальная тяга при наборе высоты;

IDLE: Малый газ.

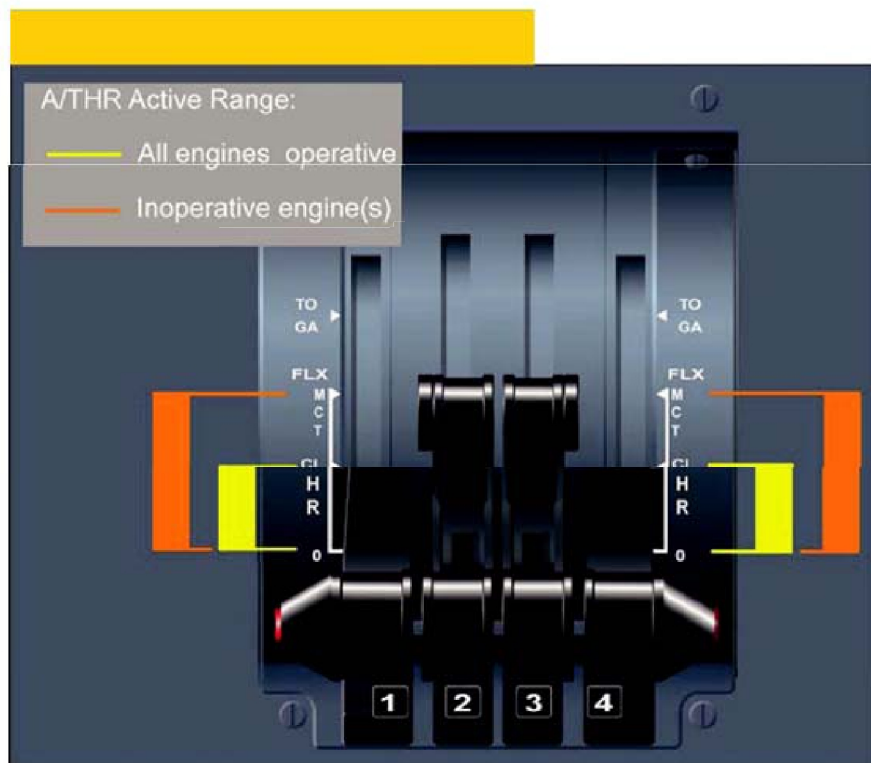


Рис. 2.6. Рычаги управления двигателем

Режимы работы A/THR

Кроме этапа взлета, для нормальной работы A/THR требуется, чтобы РУДы были на отметке «CL» (набор) или «MCT» (макс продолжительный).

Режимы работы A/THR автоматически выбираются в согласовании с режимами AP/FD.

Таблица 2.6. Режимы работы A/THR

A/THR Modes	Description
SPEED/MACH (<i>скорость/число М</i>)	• A/Др достигает и поддерживает целевые скорость/число М • AP/FD, если включен, управляет вертикальным путем.
THRUST(<i>тяга</i>) THR MCT(<i>макс прод тяги</i>) THR CLB (<i>набора</i>) THR LVR(<i>макс режим до набора</i>) THR IDLE (МГ) THR DCLB (<i>прекр набора</i>) THR DES (<i>снижение</i>) ALPHA FLOOR (<i>достиж допустимого угла атаки</i>)	• Автотяга управляет определенным уровнем тяги • Вертикальный режим AP/FD управляет скоростью/числом М

2.2.3.3. Взаимодействие между AP/FD и A/THR

Вертикальный режим AP/FD определяет связанный с ним режим A/THR:

Когда вертикальный режим AP/FD управляет целевой скоростью/числом М, а режим A/THR управляет тягой;

Когда вертикальный режим AP/FD управляет вертикальной траекторией, а режим A/THR контролирует целевые скорость/число М.

Вертикальный режим AP/FD и связанные режимы A/THR.

Таблица 2.7. Взаимодействие между AP/FD и A/THR

AP/FD		A/THR	
Вертикальные режимы	Цели	Режимы	Цели
SRS OP CLB CLB OP DES DES	Управление целевой скоростью/числом М	Режимы THRUST(<i>тяги</i>)	Управление тягой
V/S / FPA ALT*, ALT ALT CSTR* ALT CSTR ALT CRZ*, ALT CRZ DES по геометрическому пути G/S*, G/S F-G/S, F-G/S* LAND общий FLARE общий при включенном FD	Управление вертикальной траекторией	SPEED/MACH (скорость/Число М)	Управление целевой скоростью/числом М
FLARE общий при включенном АП ROLL OUT общий	Управление вертикальной траекторией	THRUST	Управление тягой на МГ
Нет		SPEED/MACH	Управление скоростью/числом М

2.2.4 Элементы управления и индикации

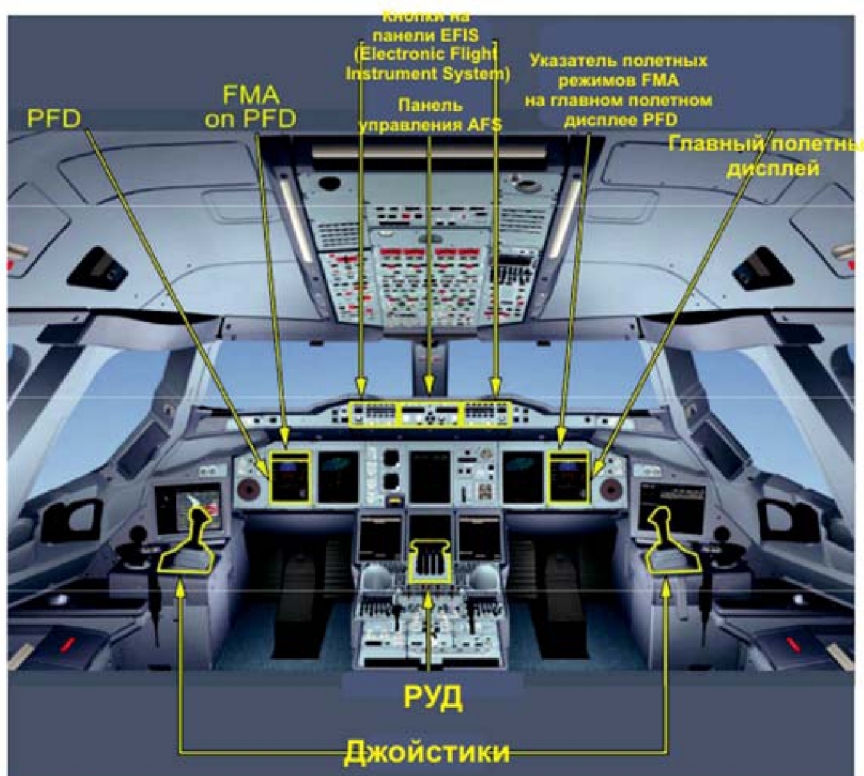


Рис. 2.7. Элементы управления и индикации



Рис. 2.8. Указатель полетных режимов FMA на PFD



Рис. 2.9. Панель управления AFS

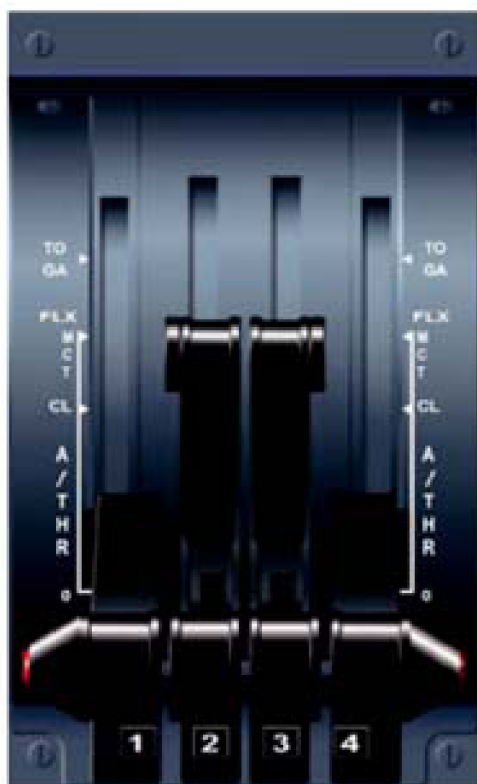


Рис. 2.10. РУДы



Рис. 2.11. Полетный указатель на PFD



Рис. 2.12. Панель управления EFIS

2.3. Система управления полетом FMS

2.3.1. Общее

Система управления полетом FMS (*Flight Management System*) способствует выполнению экипажем законченных полетных операций, обеспечивая функции:

- Навигации;
- Вычисления местоположения самолета;
- Радионавигационной настройки;
- Полусной навигации;
- Полетного планирования;
- Создание полетного плана;
- Пресмотр полетного плана;
- Прогнозирование полетного плана;
- Выполнения вычисления и оптимизации;
- Долговременного ведения;
- Вывод информации на дисплеи MFD, ND, PFD.

2.3.2. Построение системы

На самолете две системы управления полетом FMS:

FMS 1 на стороне Капитана;

FMS 2 на стороне второго пилота.

Каждая FMS использует:

Компьютер, называемый **Компьютером управления полетом FMC** (*Flight Management Computer*).

Следующие системные интерфейсы кабины пилотов:

Один **Многофункциональный дисплей MFD** (*Multi Function Display*);

Один **Блок управления курсором и клавиатурой KCCU** (*Keyboard and Cursor Control Unit*);

Один **Навигационный дисплей ND** (*Navigation Display*);

Один **Главный полетный дисплей PFD** (*Primary Flight Display*);

Одна **Панель управления Электронной полетной приборной системой EFIS— EFIS CP** (*EFIS Control Panel*);

Есть три компьютера FMC: FMC-A, FMC-B и FMC-C.

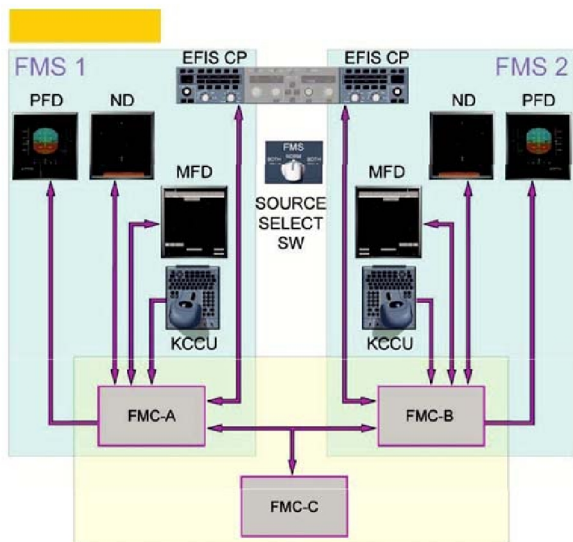


Рис. 2.13. Построение системы

Есть три различных режимов работы: сдвоенный, независимый и одиночный.

Сдвоенный режим: FMS 1 и FMS 2 исправны.

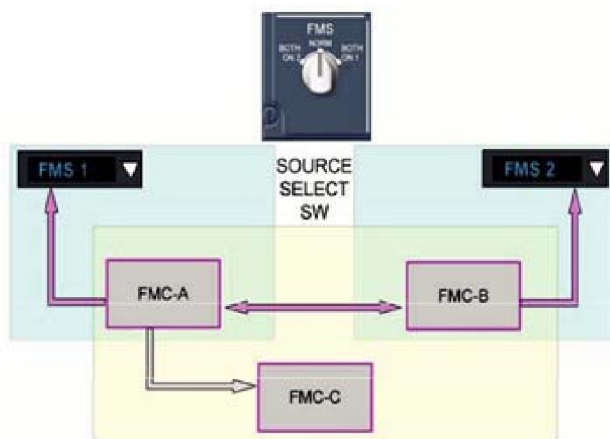


Рис. 2.14. Нормальная работа

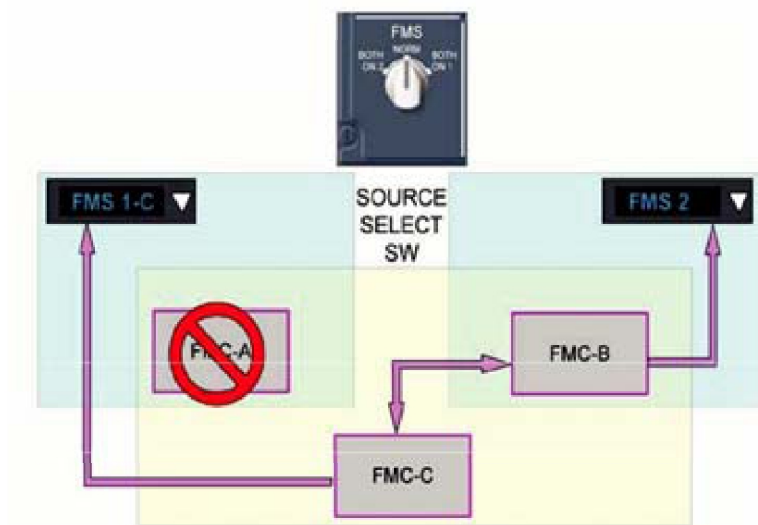


Рис. 2.15. Отказ одного FMC

FMC-A обеспечивает информацией FMS 1, FMC -B обеспечивает информацией FMS 2 и компьютер FMC -C является резервным.

Из двух компьютеров , один FMC является «главным», а другой – «подчиненным», зависимости от того, который автопилот активен и от выбранной позиции переключателя FMS SOURCE SELECT SW (*ВЫБОР ИСТОЧНИКА*).

Два активных FMC независимо друг от друга рассчитывают данные и обмениваются, сравнивают и синхронизируют эти данные. Резервным компьютер не производит никаких вычислений, но обычно он обновляется главным FMC. Например: отказ FMC-A.

В этом случае FMC-C Обеспечивается данными FMS 1

Независимый режим:

И FMS 1 и FMS 2 работоспособны, но нет обмена данными между ними из-за рассогласования по одному или более критичным пунктам, таким как местоположения самолета, центровка и т.д.

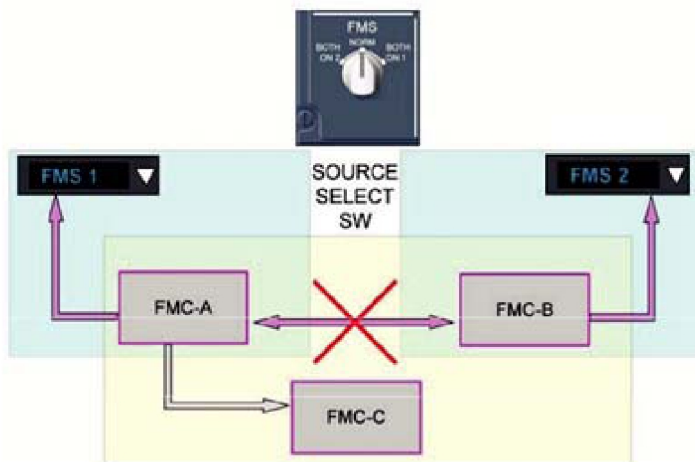


Рис. 2.16. Независимый режим

Одиночный режим:

Потеря двух FMC ведет к выходу из строя FMS 1 или FMS 2.

Экипаж выводит данные от работающей FMS на обе стороны с помощью переключателя FMS ВЫБОР ИСТОЧНИКА.

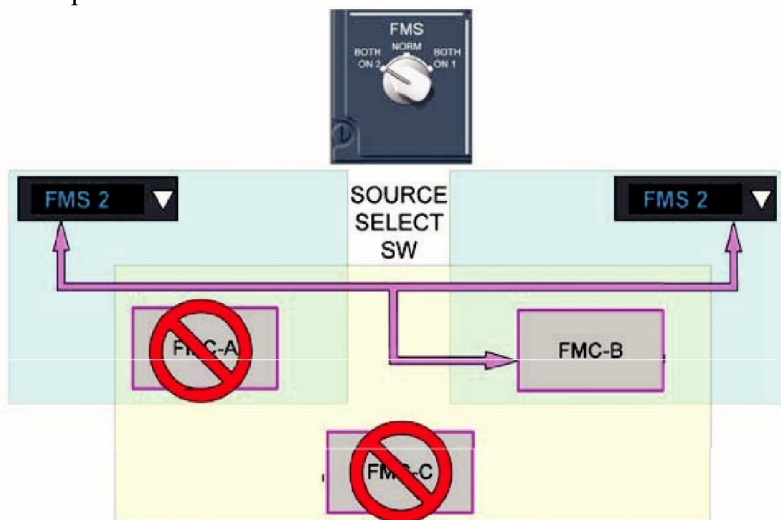


Рис. 2.17. Одиночный режим

2.3.3. Навигация

Вычисление местоположения

Функция вычисления местоположения состоит из определения наилучшей оценки позиции самолета и вычисления точности этой оценки.

Вычисление местоположения

Каждая FMS вычисляет свою собственную позицию самолета и ее точность, используя три источника:

Инерциальный с помощью системы соотношения воздушной и инерциальной информации **ADIRS** (*Air Data and Inertial Reference System*);

Глобальную Систему Позиционирования GPS с помощью много-режимного приемника **MMR**;

Радионавигационный, используя Радионавигационные средства **NAVAIDS**.

Местоположение, вычисленное FMS это комбинация инерциального местоположения и местоположения по GPS или радио, в зависимости от того, какой инструмент обеспечивает наиболее точные данные. Это отражено в четырех навигационных методах в порядке уменьшения приоритетности:

Инерциальный - GPS (IRS/GPS);

Инерциальный - DME/DME (IRS/DME/DME);

Инерциальный - VOR/DME (IRS/VOR/DME);

Только инерциальный (IRS);

ПРИМЕЧАНИЕ: *Вычисление местоположения самолета FMS всегда использует инерциальное местоположение. И такое вычисление невозможно, если инерциальное местоположение недоступно. В таком случае, все функции FMS по навигации и планированию полета становятся недоступными.*

FMS Position Computation.

Точность Местонахождения по FMS

FMS непрерывно вычисляет Неточность Оценки Местоположения **EPU**(*Estimated Position Uncertainty*). EPU используется, вместе с Требуемыми Навигационными Характеристиками **RNP** (*Required Navigation Performance*), чтобы определить навигационную точность.

FMS постоянно сравнивает фактическую EPU с текущими RNP и назначает навигационное качество как:

- * **ВЫСОКОЕ**, если EPU меньше или равна RNP;
- * **НИЗКОЕ**, если EPU больше чем RNP.

Навигационное качество должно удовлетворять Требованиям Летной Годности по Точности **AAAR**.

FMS Position Computation

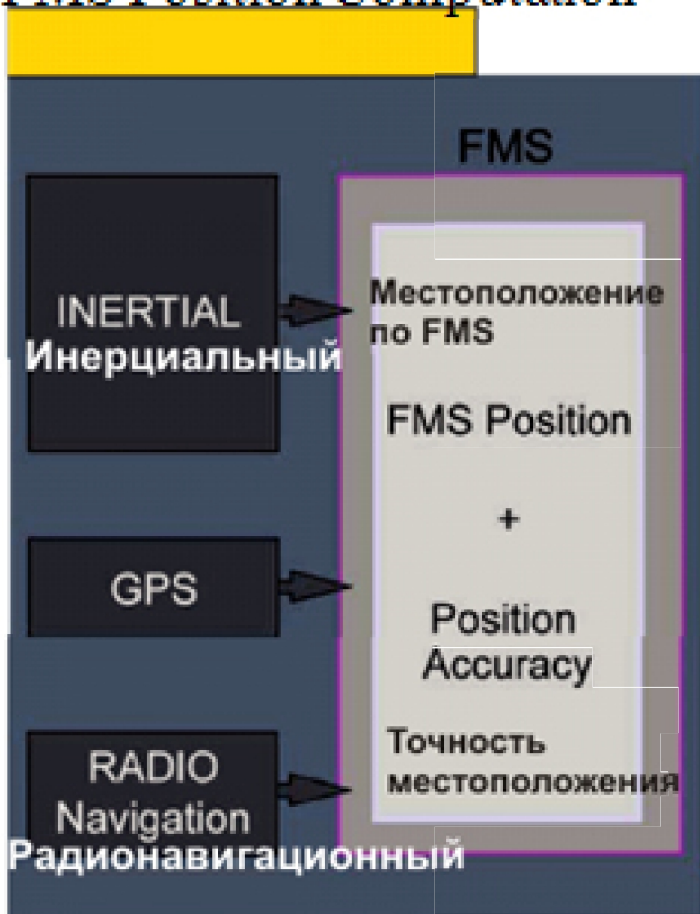


Рис.2.18. Точность местонахождения по FMS

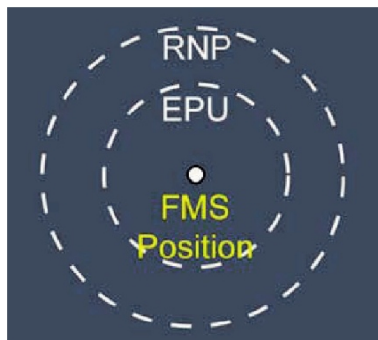


Рис.2.19

Радионавигационная Настройка

FMS автоматически настраивает:

- NAVAIDS используемое для вычисления радио местоположения;
- NAVAIDS для отображения на навигационном дисплее ND;
- Посадочную систему NAVAIDS.

В двоясненном и независимом режимах FMS, каждая FMS настраивает NAVAIDS своей стороны:

- 1 VOR – Всенаправленный азимутальный радиомаяк (*VHF Omni-directional Radio Range*);
- 4 DME Всенаправленные дальномерные радиомаяки (*Distance Measuring Equipment*);
- 1 ILS Система инструментального захода на посадку (*Instrument Landing System*);
- 1 ADF автоматический радиоконпас — (*automatic direction finder*).

В одиночном режиме работы FMS или в случае сбоя связи между FMS и ее RMP–панелью радиоуправления (*Radio Management Panel*), доступная FMS будет настраивать NAVAIDS на обеих сторонах.

Настройка NAVAIDS какой-либо стороны происходит через RMP этой стороны, для того чтобы синхронизировать настройку NAVAIDS между FMS и RMP.

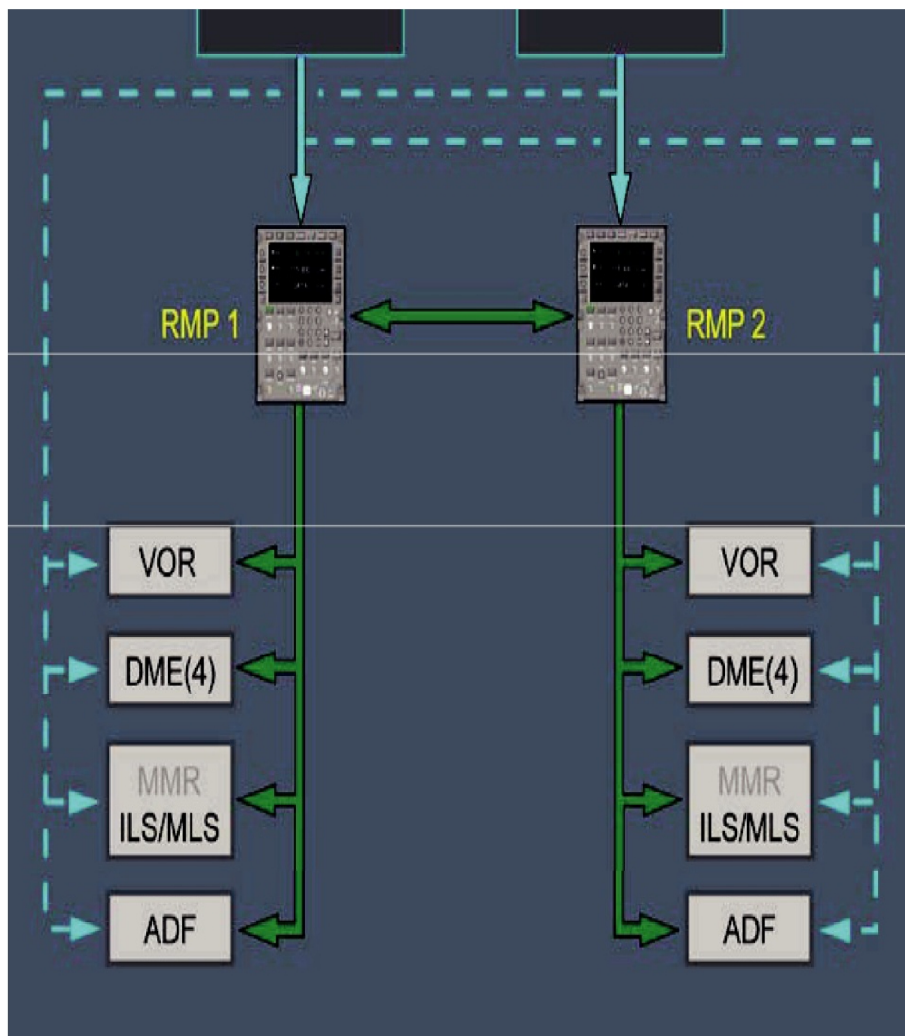


Рис.2.20

ПРИМЕЧАНИЕ: Навигационные средства NAVAIDS, отображенные на Навигационном Дисплее ND и NAVAIDS посадочной системы, также могут быть настроены вручную на странице POSITION / NAVAIDS или на RMP. Ручная настройка всегда имеет приоритет над автоматической.

FMS(1)

123

ACTIVE

POSITION

SEC

DATA

CONFIG

POSITION / NAVAIDS

TUNED FOR DISPLAY

TUNED FOR FMS1 NAVIGATION

VOR 1

STU

117.50

VOR/DME

VOR 2

GUP

115.8

VOR/DME

ADF 1

TOE

415.0

BFO

ADF 2

BFO

LS

MTBN

510

075 °

-3.0 °

MLS/DME

RETURN

MSG LIST

LINE 1 - 35 CHAR

LINE 2 - 35 CHAR

Рис. 2.21

Резервная навигационная система

Интегрированная Резервная Инструментальная Система ISIS это независимая система на случай отказа ADIRS, CDS или сетей авионики.

2.3.3.1. Самолетовождение

2.3.3.1.1. Общее

Навигационная система составлена из:

Навигационных источников для вычисления положения самолета:

ADIRS (Air Data and Inertial Reference System-система соотношения воздушной и инерциальной информации);

Навигационных датчиков;

MMR (Multi-Mode Receiver –многорежимный приемник);

Радионавигационные средства –**NAVAIDS**;

Радиовысотомеры–(**RA**–Radioaltimeters);

Запасная навигационная система: **ISIS** (Integrated резервная Instrument System– интегрированная запасная приборная система).

Системы, оказывающие содействие экипажу в различных ситуациях:

SURV (SURVeillance-Наблюдение), оповещающая экипаж обо всех существующих угрозах в пределах самолета;

OANS (Onboard Airport Navigation System–Бортовая система аэропортовой навигации), помогающая экипажу в навигации по аэропортам.

2.3.3.1.2 *ADIRS (Air Data and Inertial Reference System-система соотношения воздушной и инерциальной информации)*

2.3.3.1.2.1. Описание системы

ADIRS (Air Data and Inertial Reference System-система соотношения воздушной и инерциальной информации) является центром в навигации самолета. Она обеспечивает параметрами воздушной информации и инерциальными параметрами различные самолетные системы (включая систему управления и систему управления полетом **FMS**) и систему контроля и отображения информации (**CDS**). **ADIRS** состоит из трех *ADIRU* (Air Data and Inertial Reference Units-блоков соотношения воздушной и инерциальной информации).

- Секция Воздушных сигналов (*The Air Data (AD)*) вычисляет первичные параметры воздушной информации, используя информацию от различных приемников(зондов), установленных на фюзеляже:

- Один многофункциональный приемник (*Multi-Function Probe (MFP)*) на каждый *ADIRU* обеспечивает измерения полного давления (P_t), полной температуры (TAT) и угла атаки (AOA);

- Один приемник угла скольжения (*SSA*) на каждый *ADIRU* обеспечивает измерение угла скольжения;

- Два интегрированных приемника статического давления (*ISPs*) на каждый *ADIRU* обеспечивает измерение статического давления (P_s).

Секция Инерциального соотношения (*IR*) вычисляет первичную инерциальную информацию, используя данные от инерциальных акселерометров и гироскопов.

При нормальной работе, часть *IR* автоматически выравнивается, используя позицию, взятую с GPS.



Рис. 2.21

2.3.3.1.2.2 Управление

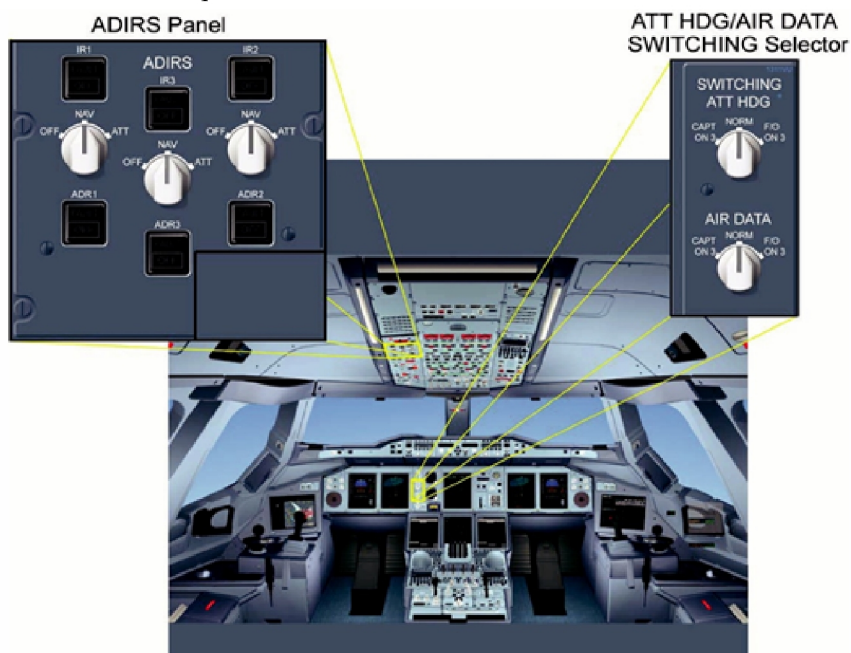


Рис.2.22

2.3.3.1.3 Многорежимный приемник (MMR)

Основной функцией системы **MMR (Multi-Mode Receiver – многорежимного приемника)** является выдавать руководства по траектории полета самолету во время финального подхода и посадки.

Система **MMR** составлена из:

- Двух многорежимных приемников MMR;
- Двух активных антенны GPS;
- Одной антенны Локалайзера;
- Одной глissадной антенны.

Одной антенны захвата глissады

MMR включает следующие функции:

Функция **ILS (Instrument Landing System - приборной посадочной системы)**;

Функция Системы управления полетом на посадке FLS (The FMS Landing System);

Функция GPS (Global Positioning System - глобальной системы позиционирования);

Функция смешанного вождения по Локалайзеру/Вертикальному вождению (The Mix Localizer/Vertical Navigation (MIX LOC/VNAV);

Функция посадочной системы по GPS (опционально).

Антенны многорежимного приемника.



Рис. 2.23

2.3.3.1.4 *ISIS (Integrated Standby Instrument System– интегрированная резервная приборная система)*

2.3.3.1.4.1 *Общие*

ISIS (Integrated Standby Instrument System– интегрированная резервная приборная система) обеспечивает резервное полетное и навигационное отображение в случае ADIRS, FMS или CDS.

ISIS составлен из:

Двух независимых блоков **ISIS**, блока **SFD** (*Standby Flight Display- резервного полетного отображения*) и блока **SND** (*Standby Navigation Display резервного навигационного отображения*):

Одного резервного приемника воздушного давления (ПВД);

Двух резервных приемников статического давления (P_s);

Внутренних гироскопов;

В дополнение к **ISIS**, имеется один магнитный компас, показывающий магнитный курс.



Рис. 2.24

2.3.3.1.4.2 Описание системы

ISIS имеет два независимых блока: **SFD** и **SND**.

В нормальной конфигурации:

Блок **SFD** вычисляет и отображает параметры соотношения воздушной и инерциальной информации;

Блок **SND** вычисляет и отображает навигационную информацию и информацию о полетном плане.

Каждый блок может выполнять все функции **ISIS** Each unit can perform all the **ISIS** functions.

2.3.3.1.4.3 Элементы управления и индикаторы

SFC дает информацию:

- О тангаже и крене;

- О скольжении;
- Отображает данные ILS;
- О вычисленной скорости;
- О поперечных ускорениях;
- Высоту;
- Технических дефектах скорости и высоты;
- О числе Маха.

SND обеспечивает:

- Резервные Навигационные средства (NAVAIDS);
- Возможность вручную вводить путьевые точки.

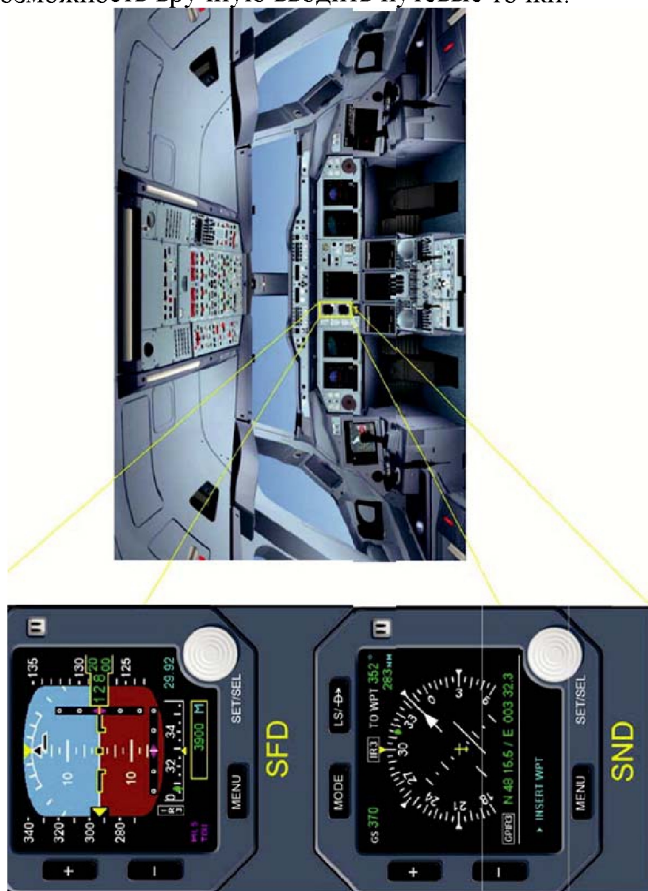


Рис. 2.25

2.3.3.1.5 Системы наблюдения (SURV)

2.3.3.1.5.1 Общее

Целью **SURV (SURVeillance-системы наблюдения)** является группировать все самолетные наблюдательные функции в единую систему с интегрированной панелью управления.

SURV обеспечивает работу:

- Функцию **Системы предупреждения о столкновении с землей TAWS (Terrain Awareness and Warning System)** при опасности сближения с землей;
- Функцию **Погодного радара WXR (Weather Radar)** с функциями обнаружения прогнозируемого Сдвига ветра (WXR) и Турбулентности (TURB) для опасностей неспокойной атмосфере;
- Наблюдательную функцию **Системы избегания столкновения в воздухе TCAS (Traffic Collision Avoidance System–)** для опасностей воздушных столкновений и функции транспондера (передатчика-ответчика) (XPDR).

2.3.3.1.5.2 Построение системы

SURV имеет две системы наблюдения (SYS 1 и SYS 2).

Каждая из систем **SYS** может выполнять все функции внешнего наблюдения, сгруппированные в пары:

- WXR/TAWS;
- TCAS/XPDR..

2.3.3.1.5.3 Система предупреждения о столкновении с землей TAWS

TAWS включает в себя *Систему предупреждения о близости земли GPWS (Ground Proximity Warning System)* с пятью режимами.

Дополнительно, **TAWS** имеет следующие функции, основанные на всемирной базе земной поверхности:

- Информирования и Отображения *Земной поверхности/помехи TAD (Terrain/obstacle Awareness and Display)*, вычисляющую зону предупреждения впереди самолета;
- Чистоты земной поверхности *TCF (Terrain Clearance Floor)*, дополняющая 4й режим **GPWS** , снабжая предупреждениями основанными на недостаточной чистоте земной поверхности в посадочной конфигурации самолета.

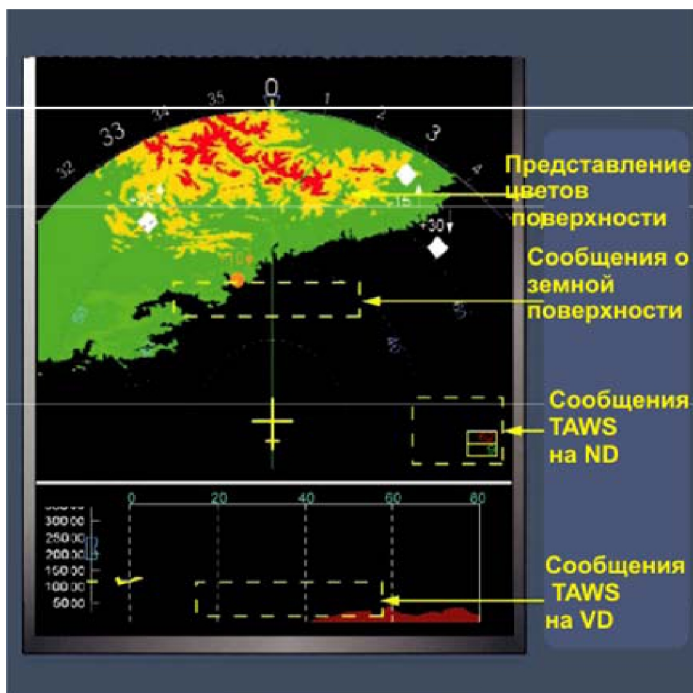


Рис. 2.26. Система предупреждения о столкновении с землей

2.3.3.1.5.4 Погодный радар

Погодный радар WXR включает обнаружение прогнозируемого сдвига ветра PWS (Predictive Windshear) и турбулентности TURB. Погодный радар непрерывно сканирует воздушное пространство вблизи самолета и хранит эту 3х-мерную информацию в базе данных.

Система использует базу данных для отображения картинок с различных точек обзора:

- При автоматическом выборе, погода отображается на навигационном (ND) и вертикальном (VD) дисплеях также по пути полетного плана системы управления полетом (FMS), и на угле вертикальной траектории системы ADIRS;
- При ручном выборе:

Навигационный дисплей **ND** отображает погодную информацию в соответствии с выбранным:

углом наклона;

возвышению (высоте над или под самолетом).

Дисплей вертикального положения **VD** отображает информацию в зависимости от выбранного азимута.

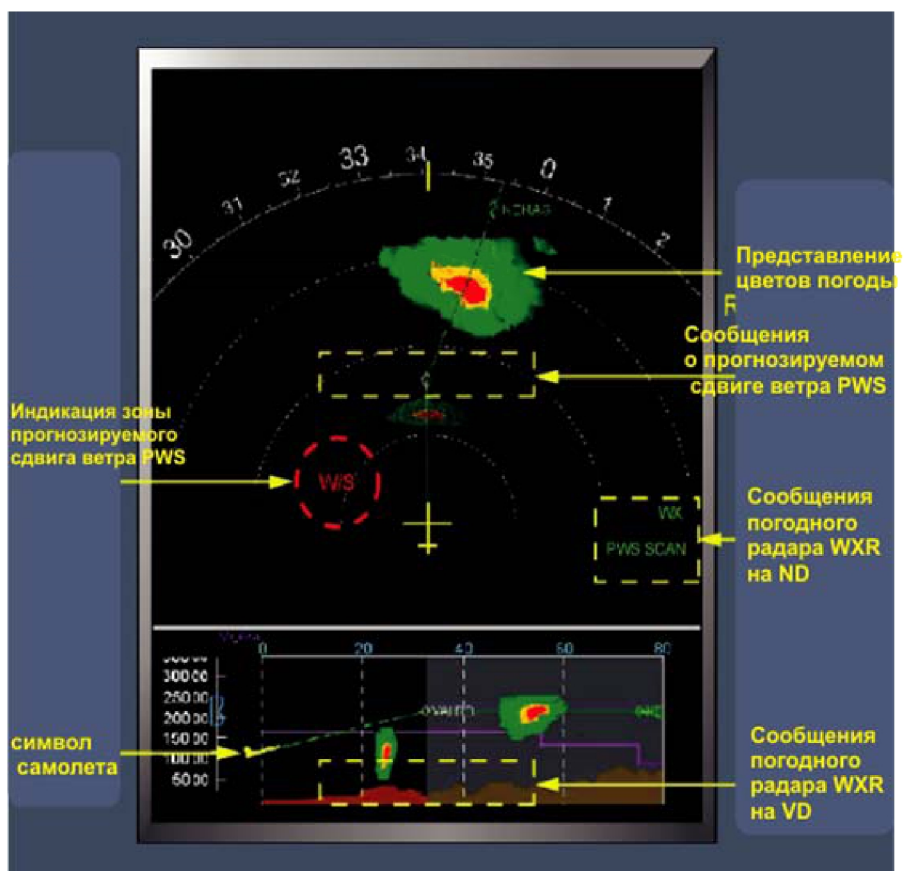


Рис. 2.27. Погодный радар

2.3.3.1.5.5 Система избегания столкновения в воздухе TCAS

Система TCAS обнаруживает и отображает окружающие самолеты, имеющие транспондер (передатчик-ответчик). Она вычисляет потенциальные угрозы столкновения и делает соответствующие рекомендации.

TCAS отображает на горизонтальном дисплее воздушное движение в пределах объемной зоны вокруг самолета:

При автоматическом выборе, верхняя и нижняя границы этой объемной зоны установлены для отображения всех вторгающихся самолетов вдоль пути полета;

При ручном выборе экипаж может выбирать между двумя отображениями: СВЕРХУ (ABV) и СНИЗУ (BLW).

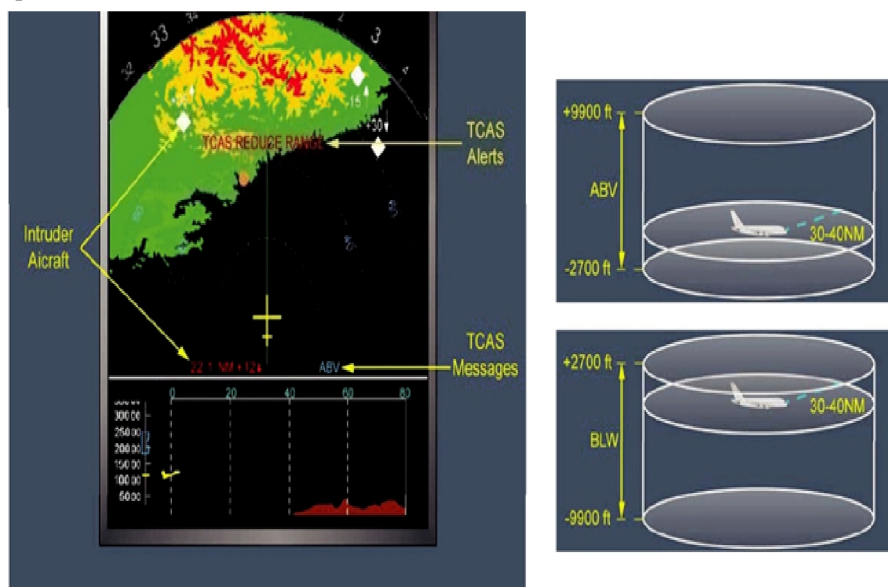


Рис. 2.28. Система избегания столкновения в воздухе TCAS

2.3.3.1.5.6 Управление и контроль работы

Панель системы наблюдения SURV

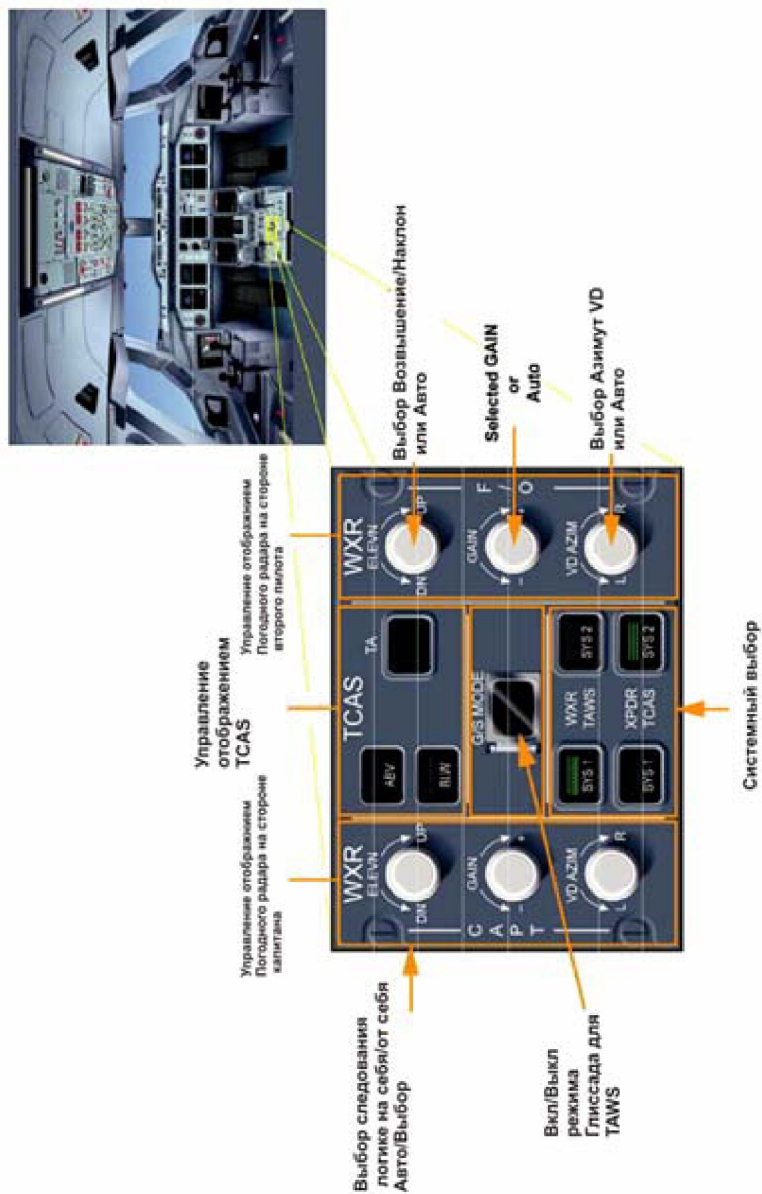


Рис. 2.29. Управление и контроль работы

Страница системы наблюдения SURV на многофункциональном дисплее MFD.



- Дублирование панели управления SURV
- Дополнительные системные переключатели

Рис. 2.30. Страница системы наблюдения SURV на многофункциональном дисплее MFD

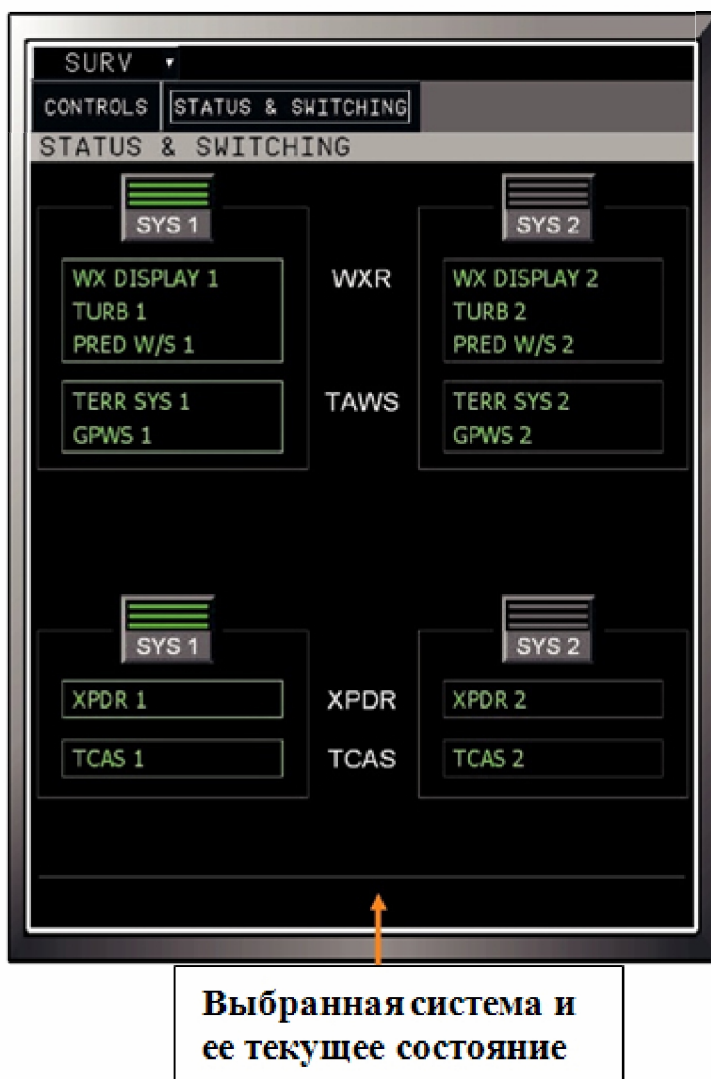


Рис. 2.31. Выбранная система и её текущее состояние

Панель управления Электронной полетной
Панель радиуправления RMP приборной системой EFIS
(*Electronic Flight Instrument System*)

Выбор отображения информации от SURV



Рис. 2.32. Панель управления электронной полетной 1

Ключ SQWK



Рис. 2.33. Панель управления электронной полетной 2

2.3.3.1.6 Бортовая система аэропортовой навигации OANS (On-board Airport Navigation System)

2.3.3.1.6.1 Общее

Бортовая система аэропортовой навигации **OANS** (*Onboard Airport Navigation System*) снабжает экипаж улучшенными осведомлениями о положении самолета на поверхности аэропорта путем отображения подвижной карты аэропорта.

OANS создает навигационную карту аэропорта, используя:

- Данные по аэропорту, сохраненные в базе данных;
- Самолетную информацию в основном от системы управления полетом (FMS) и ADIRS;
- Данные, введенные экипажем.

Панель управления Электронной полетной приборной системой EFIS (*Electronic Flight Instrument System*) управляет отображением навигационной картинкой на навигационном дисплее.

Экипаж использует блок управления курсором и клавиатурой KCCU (*Keyboard and Cursor Control Unit*) для непосредственной работы с навигационной картинкой.

2.3.3.1.6.2 Управление и индикаторы



Рис. 2.34. Управление и индикаторы

2.3.4. Планирование полета

2.3.4.1 *Общее*

Главной целью Системы Управления Полетом FMS является помощь экипажу в полетном планировании. Экипаж может ввести полетный план в FMS. Этот полетный план включает суженную **курсовую** и **высотную** траектории. Когда все необходимые данные введены, FMS вычисляет и отображает скорость, высоту, время и прогнозы по топливу, связанные с полетным планом.

Экипаж может изменять полетный план в любое время:

Если изменения сделаны в курсовом полетном плане, то такие изменения называются **курсовым пересмотром**;

Если изменения сделаны в высотном полетном плане, они называются **высотным пересмотром**.

FMS может одновременно держать в памяти четыре полетных плана:

Один активный полетный план: для долгосрочного курсового и высотного ведения самолета и для навигационной автонастройки;

Три **вторичных** полетных плана: эскизы для сравнения прогнозов, для упреждения отклонений или для хранения заложенных полетных планов.

2.3.4.2 *Создание полетного плана*

Курсовой полетный план включает в себя план вылета DEPARTURE, крейсерский CRUISE и план прибытия ARRIVAL и состоит из путевых точек, связанных с полетным планом ветками и переходами между этими ветками.

Полетный план может быть создан любым из трех способов:

Вставкой пары начало/пункт назначения и затем ручным выбором отправления, путевых точек, воздушных линий и прибытия;

Вставкой маршрута авиакомпании, хранящегося в базе данных;

Посылкой запроса в авиакомпанию на землю за передачей на самолет активного Полетного Плана F-PLN.

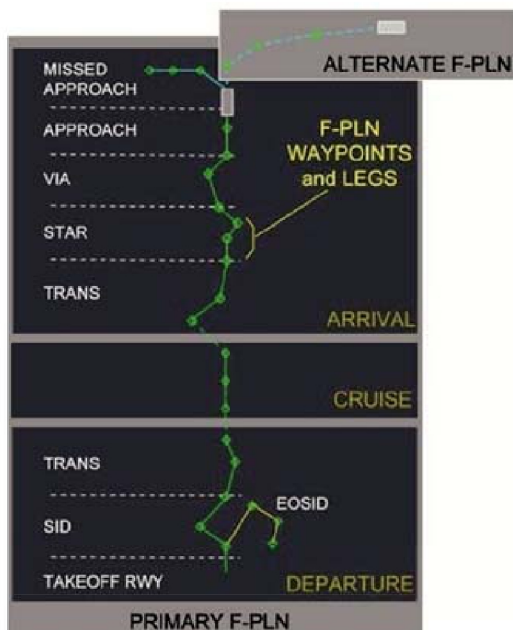


Рис. 2.35. Создание полетного плана

2.3.4.3 Пересмотры Полетного Плана

Экипаж может производить следующие курсовые пересмотры:

- Удалять и вставлять путевые точки;
- Для вылета: Взлетная ВПП, SID (маршруты вылета) и связь;
- Для прилета: ВПП, тип подхода, STAR (маршрут прибытия в терминал), связь;
- Сегменты Воздушных линий;
- Удерживаемые схемы;
- Запасной аэропорт.

Экипаж также может производить следующие высотные пересмотры:

- Временные ограничения (constraints);
- Скоростные ограничения;
- Этапы постоянного числа M;
- Ограничения высоты;

- Эшелоны;
- Ветер.

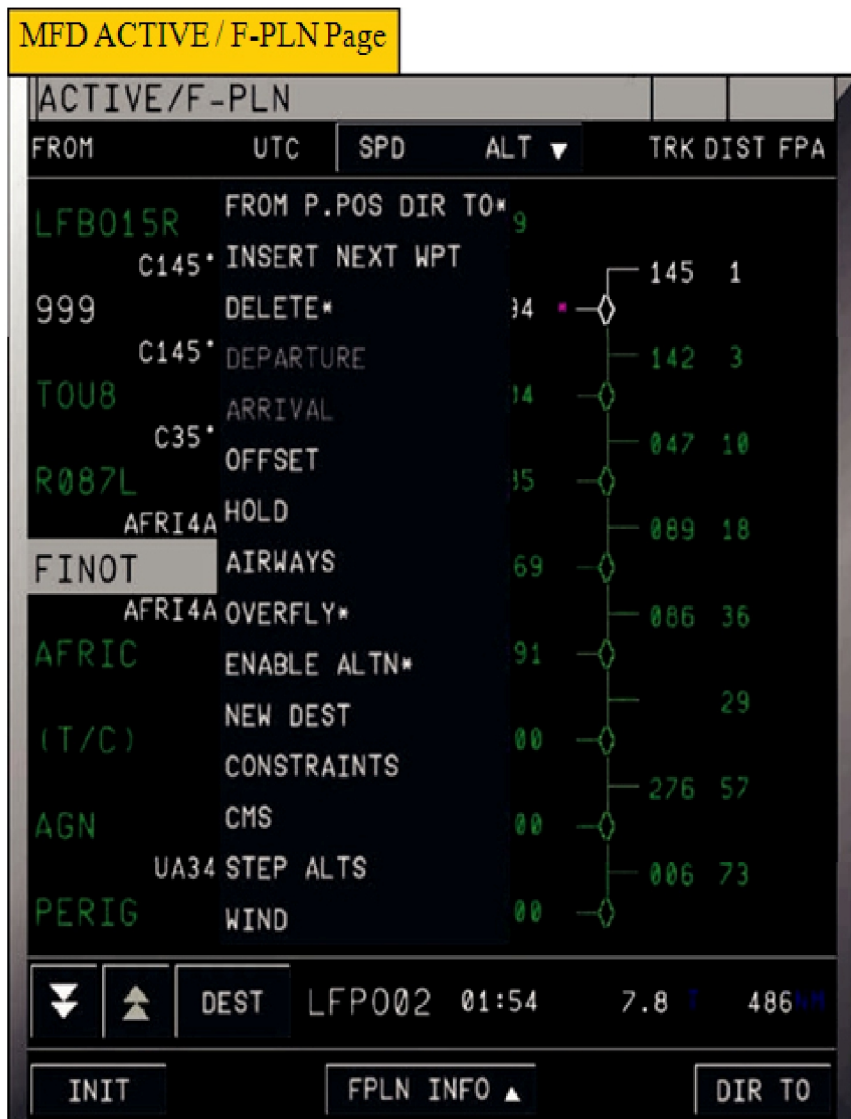


Рис. 2.36. Пересмотры полетного плана 1

Страница MFD ACTIVE/INIT

ACTIVE/INIT			
FLT NBR	AB123	ACFT STATUS	CPNY F-PLN REQUEST
FROM	LFBO	TO	LFPO
ALTN	LFPG	RECEIVED OIS F-PLN ▼	
CPNY RTE	TLSORY	RTE SEL	
ALTN RTE	NONE	ALTN RTE SEL	
CRZ FL	FL 320	CRZ TEMP	-50 °C
CI	30	TROPO	36090 FT
TRIP WIND	HD000	WIND	
		CPNY WIND REQUEST	
		OIS WIND REQUEST*	
IRS			
DEPARTURE		RTE SUMMARY	
NAVAIDS			
FUEL&LOAD			
T.O PERF		CPNY T.O REQUEST	

Рис. 2.37. Пересмотры полетного плана 2

Страница MFD ACTIVE / FUEL&LOAD

ACTIVE / FUEL&LOAD			
GW	---	CG	---
		FOB	---
ZFW	190.0	ZFWCG	31.0 %
BLOCK	20.0	FUEL PLANNING*	
TAXI	0.5	PAX NBR	000
TRIP	176.1	07:30	CI 30
RTE RSV	9.8	5.0 %	JTSN GW
ALTN	5.3	00:02	
FINAL	0.0	00:00	TOW 489.5
EXTRA	- 1.7	00:00	LW 313.4
	UTC	EFOB	MIN FUEL AT DEST
DEST	LFPO 14:55	13.4	---
ALTN	LFPG 14:57	8.1	
RETURN			

Рис. 2.38. Пересмотры полетного плана 3

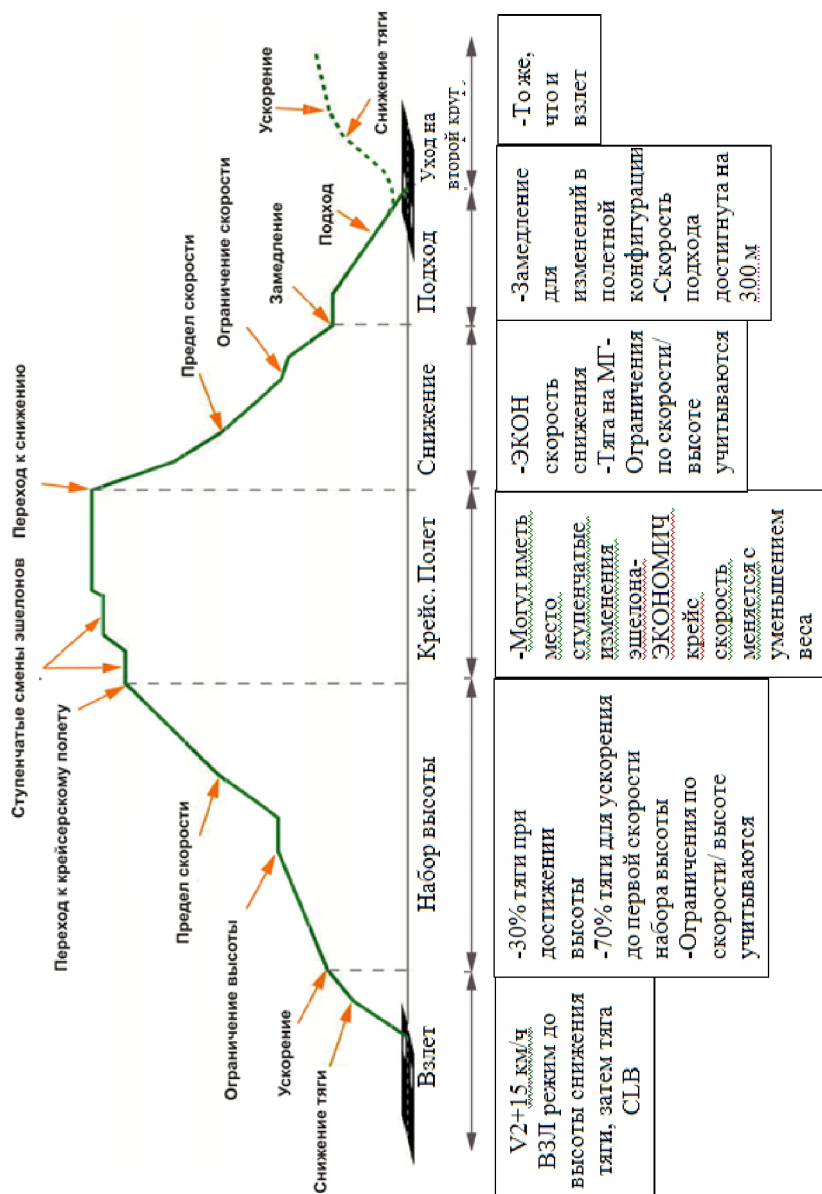


Рис. 2.39. Прогнозы

2.3.5. Эффективные вычисления и оптимизация

Для каждого этапа высотного плана FMS вычисляет оптимизированный профиль скорости/числа М и дополнительно вычисляет для:

Взлета: Характерные скорости;

Набора высоты: Оптимальную целевую скорость;

Крейсерского полета: Оптимальный эшелон и ЭКОНОМИЧЕСКОЕ число М;

Снижение: Оптимальную целевую скорость и профиль снижения;

Подход: Характерные скорости.



Рис. 2.40. Эффективные вычисления оптимизация

2.3.6. Долгосрочное ведение ВС

FMS отправляет задания Системе Ведения FG:

- Чтобы вести самолет по введенному полетному плану (При включенном АП);

- Для отображения Полетного Указателя FD на MFD.

2.3.7. Элементы управления и индикаторы

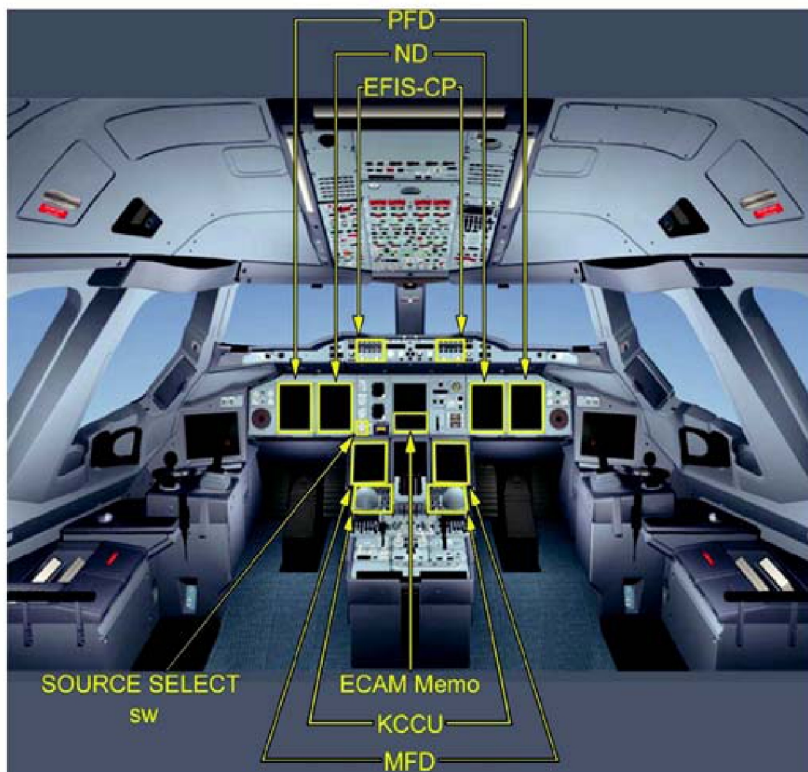


Рис. 2.41. Элементы управления и индикаторы

PFD- Основной Полетный Дисплей;

ND- Навигационный Дисплей;

EFIS-CP-контрольная панель EFIS;

KCCU-контрольная панель курсора и клавиатуры;

MFD-многофункциональный дисплей;

SOURCE SELECT sw - переключатель ВЫБОР ИСТОЧНИКА;

ECAM Мемо- панель памяти ECAM.

Многофункциональный дисплей MFD

МФД отображает текстовые данные от FMS. Есть более 50 страниц FMS, обеспечивающих информацией о полетном плане, местоположении самолета, характеристиках полета. МФД является интерактивным: Экипаж может переходить от страницы к странице, получать консультацию, вводить и изменять данные посредством KCCU.

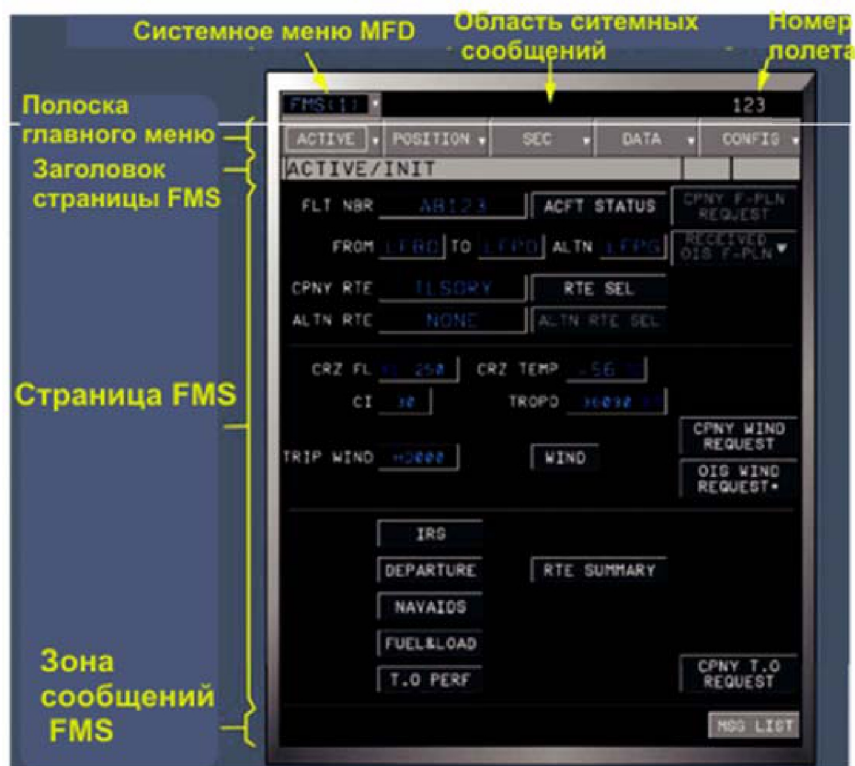


Рис. 2.42. Многофункциональный дисплей MFD

Блок управления курсором и клавиатурой KCCU (Keyboard and Cursor Control Unit)

Экипаж использует KCCU для:

Перехода по страницам FMS на MFD;

Ввода и изменения данных на MFD;

Производства пересмотров полетного плана на курсовом навигационном дисплее.



Рис. 2.43. Блок управления курсором и клавиатурой

Навигационный Дисплей ND (*Navigation Display*) and Главный Полетный дисплей PFD (*Primary Flight Display*)

Навигационный ND и Главный полетный PFD дисплеи отображают графическую и текстовую информацию, связанную с управлением полетом. ND показывает курсовую и вертикальную части полетного плана. На курсовой части ND экипаж может делать некоторые изменения курсового плана FMS посредством KCCU. Диалоговым является только курсовой ND.

Панель управления Электронной полетной приборной системы EFIS - EFIS CP

С панели управления EFIS экипаж управляет текстовой и графической информацией FMS, появляющейся на навигационном дисплее ND.

Переключатель выбора источника– SOURCE SELECT sw.



Рис. 2.44. Главный полетный дисплей.
Панель управления электронной полетной приборной системы.
Переключатель выбора источника

Переключатель FMS SOURCE SELECT sw позволяет экипажу связать все управляющие интерфейсы с обеих сторон кабины с компьютером FMC на стороне Капитана ВС при выборе позиции «Оба»

на 1» BOTH ON 1 или же на компьютер FMC второго пилота при выборе позиции «Оба на 2» . BOTH ON 2



Рис. 2.45. Система управления FMS

2.4. Сети авионики и интегрированной модульной авионики

2.4.1. Общее описание системы

Все бортовые системы сообщаются друг с другом посредством двух резервированных сетей авионики вместо привычных проводов

Эти системы контролируются и управляются с помощью:

Обычной авионики, с компьютерами, которые относятся к конкретным системам;

Интегрированной модульной авионики ИМА, с компьютерами, которые могут контролировать и управлять несколькими системами через несколько приложений.

2.4.2. Интегрированная модульная авионика (ИМА)

ИМА состоит из:

Центральных обрабатывающих модулей ввода/вывода СРІОМ (Core Processing Input/Output Modules) которые непосредственно подключены к сети авионики. Каждый **СРІОМ** может контролировать и управлять несколькими системами самолета;

Модули ввода/вывода ІОМ (Input/Output Modules) которые действуют как интерфейс для обычной авионики, которая не может напрямую подключаться к сети авионики. Для резервирования, каждый из агрегатов обычной авионики подключен к двум **ІОМ** для того чтобы получить доступ к сети авионики.

2.4.3. Сети авионики

Все бортовые системы подключены к обеим сетям авионики. Информация, поступающая от бортовых систем приходит в сеть авионики через несколько точек входа, играющих роль переключателей.

Эти переключатели автоматически управляют связями между бортовыми системами the aircraft systems:

Они подсоединяют бортовые системы к сети;

Они направляют определенным образом информацию, которой обмениваются между собой подключенные бортовые системы.

ПРИМЕЧАНИЕ: Критично важные системы могут всегда общаться между собой через традиционные провода, обеспечивая возможность сообщения при отказе обеих сетей авионики.

Обычная авионика против ІМА

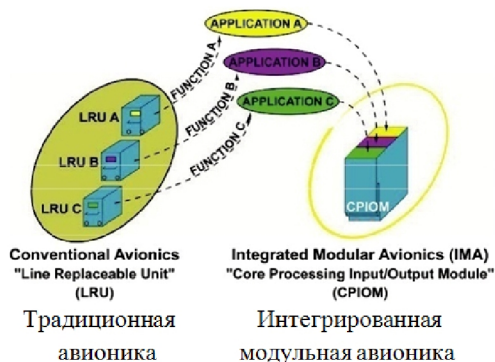


Рис. 2.46. Обычная авионика против ІМА

Построение сетей авионики

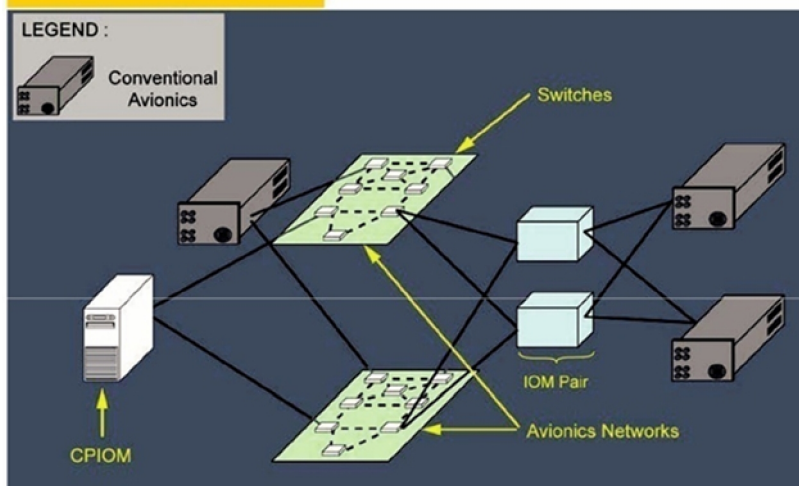
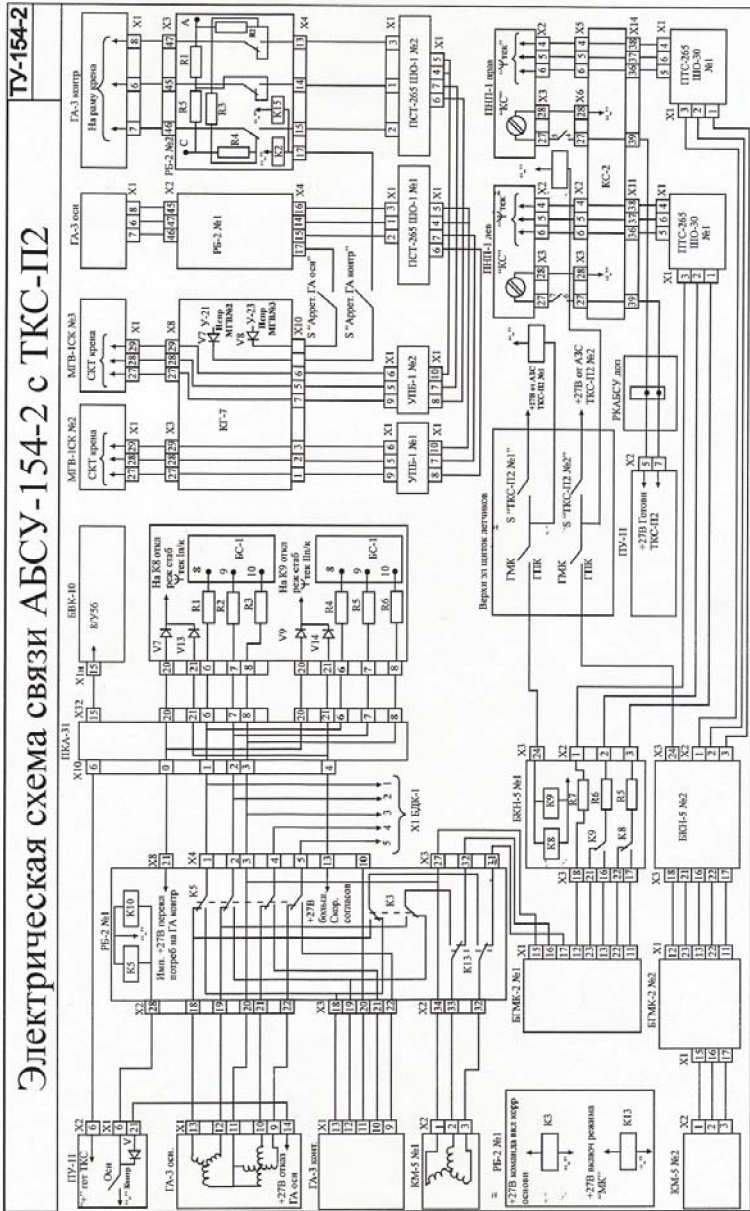


Рис. 2.47 Построение сетевой авионики

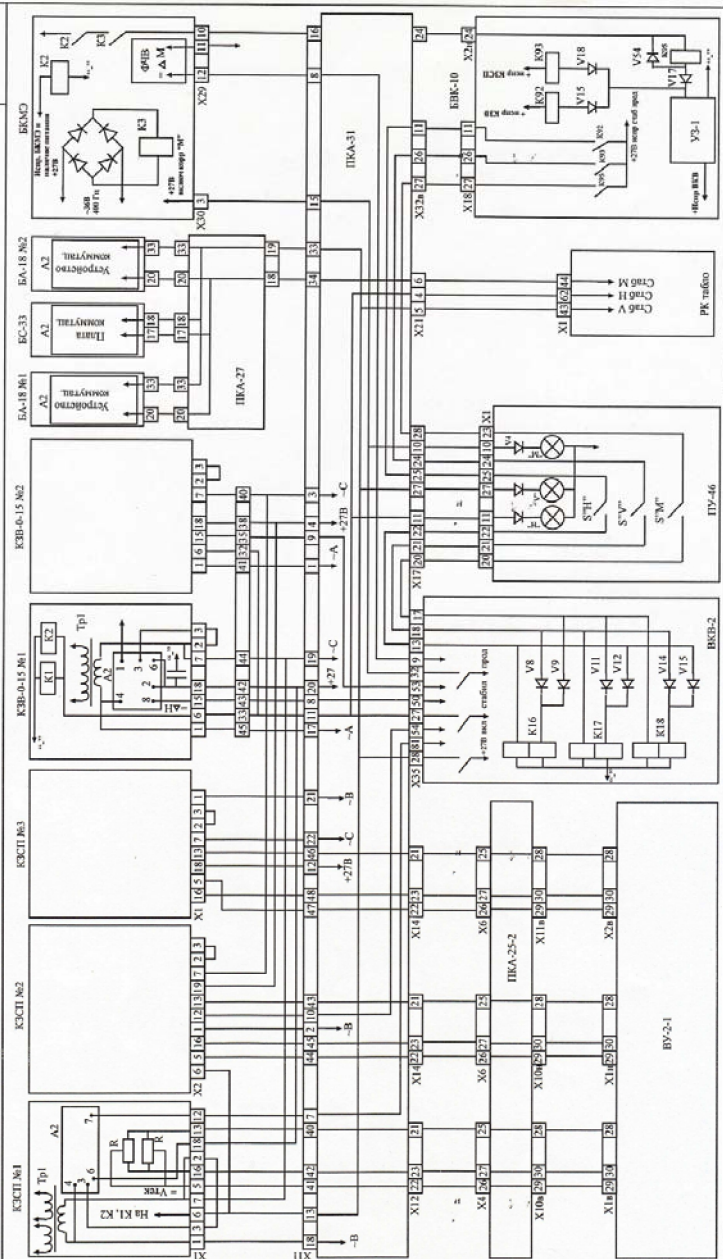
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Автоматизированное управление самолетами и вертолетами/ С. М. Федоров, В. В. Драбкин, В. М. Кейн [и др.]. – М.: Транспорт, 1977. – 245 с.
2. Бортовые системы управления самолетом / Ю. В. Байбородин, В. В. Драбкин, Е. Г. Сменковский [и др.]. – М.: Транспорт, 1975. – 336 с.
3. Белгородский, С.Л. Автоматизация управления посадкой самолета / С.Л. Белгородский. – М.: Транспорт, 1972. – 352 с.
4. Берталанфи, Л. Фон. Общая теория систем - В кн.: Исследования по общей теории систем/ Л.Фон Берталанфи. – М.: Наука, 1969. – 202 с.
5. Боднер, В.А. Системы управления летательными аппаратами/ В.А. Боднер. – М.: Машиностроение, 1973. – 506 с.
6. Бородин, В.Т. Управление полетом самолетов и вертолетов / В. Т. Бородин, Г. И. Рыльский. – М.: Машиностроение, 1972. – 242 с.
7. Ипатов, М.И. Техничко-экономическая оценка конструкций автомобилей при проектировании М.И. Ипатов. – М.: Машгиз, 1963. – 350 с.
8. Козарук, К.С. Навигационно-пилотажное оборудование самолета Ту-154 / К.С. Козарук. – М.: Машиностроение, 1978. – 350 с.
9. Селезнев, В. П. Навигационные устройства / В.П. Селезнев. – М.: Машиностроение, 1974. – 600 с.
10. Системы автоматического управления и навигации сверхзвуковых пассажирских самолетов. – М.: ЦАГИ, 1969. № 299.
11. Сосновский, А.А. Радиотехнические средства ближней навигации и посадки летательных аппаратов / А.А.Сосновский, И.А. Хаймович. – М.: Машиностроение, 1975, – 200 с.
12. Холл, А. Опыт методологии для системотехники /А. Холл. – М.: Советское радио, 1975. – 447 с.

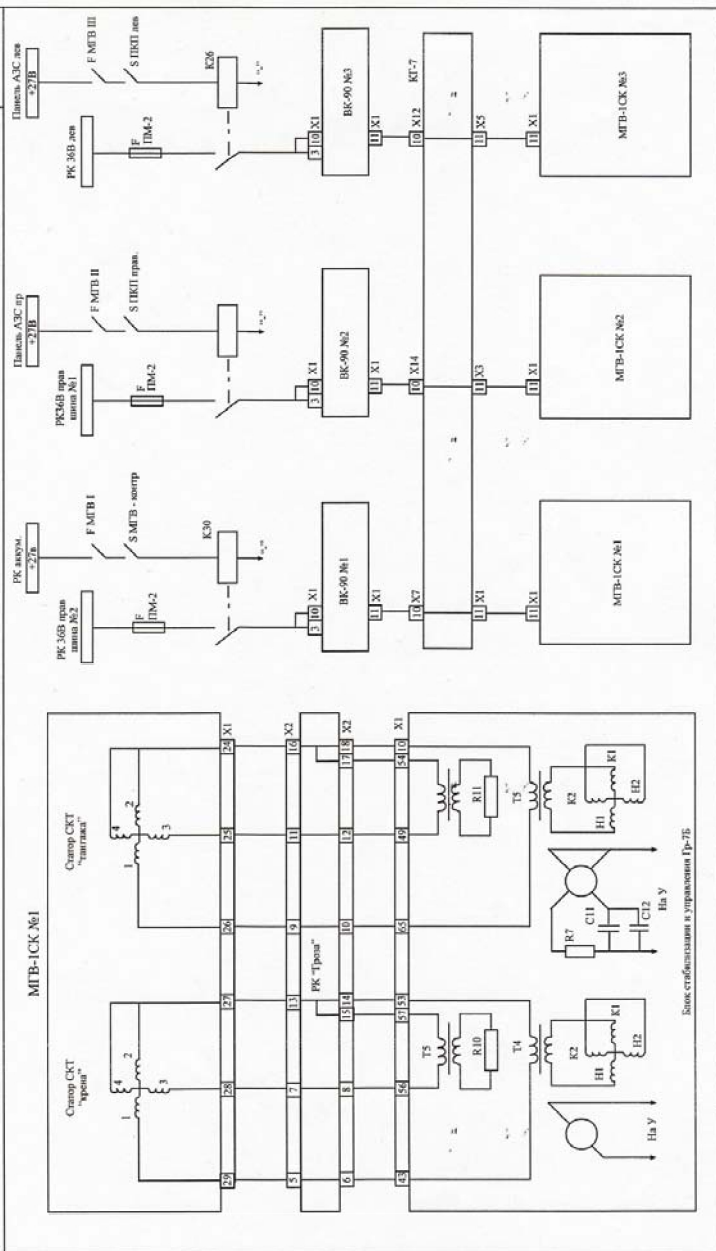


ТУ-154-2

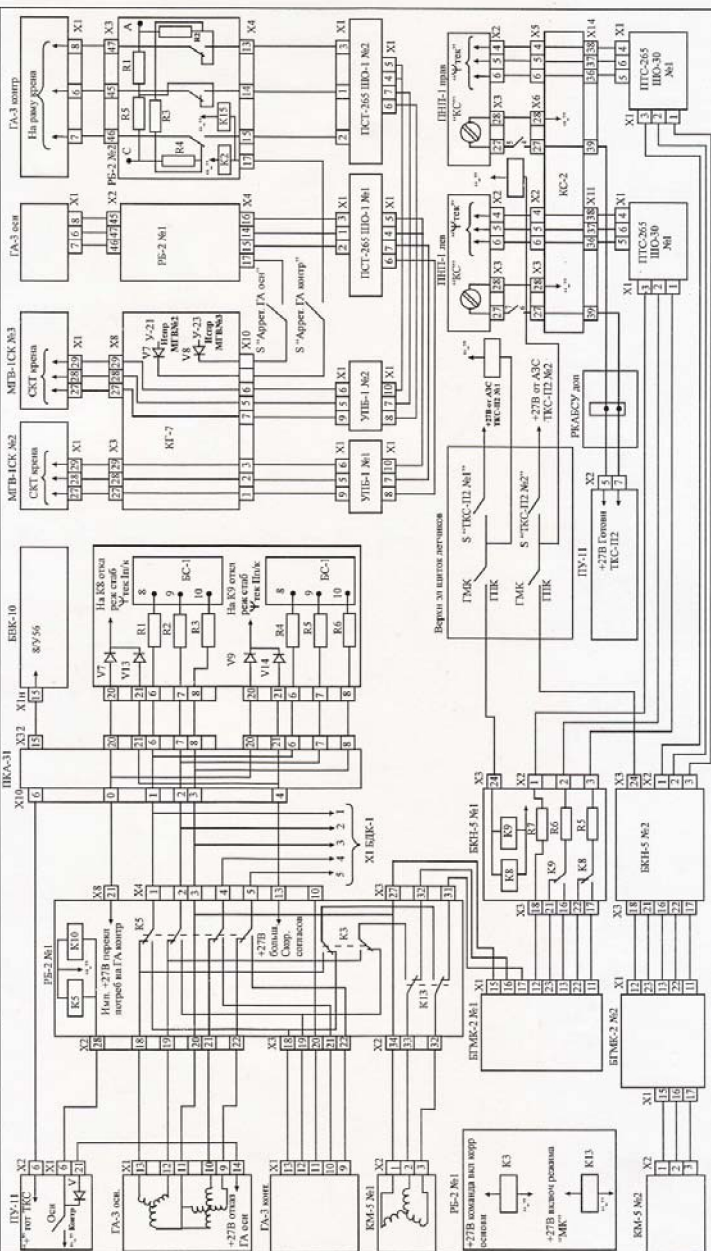
Электрическая схема связи АБСУ-154-2 с СВС-ПН-15М



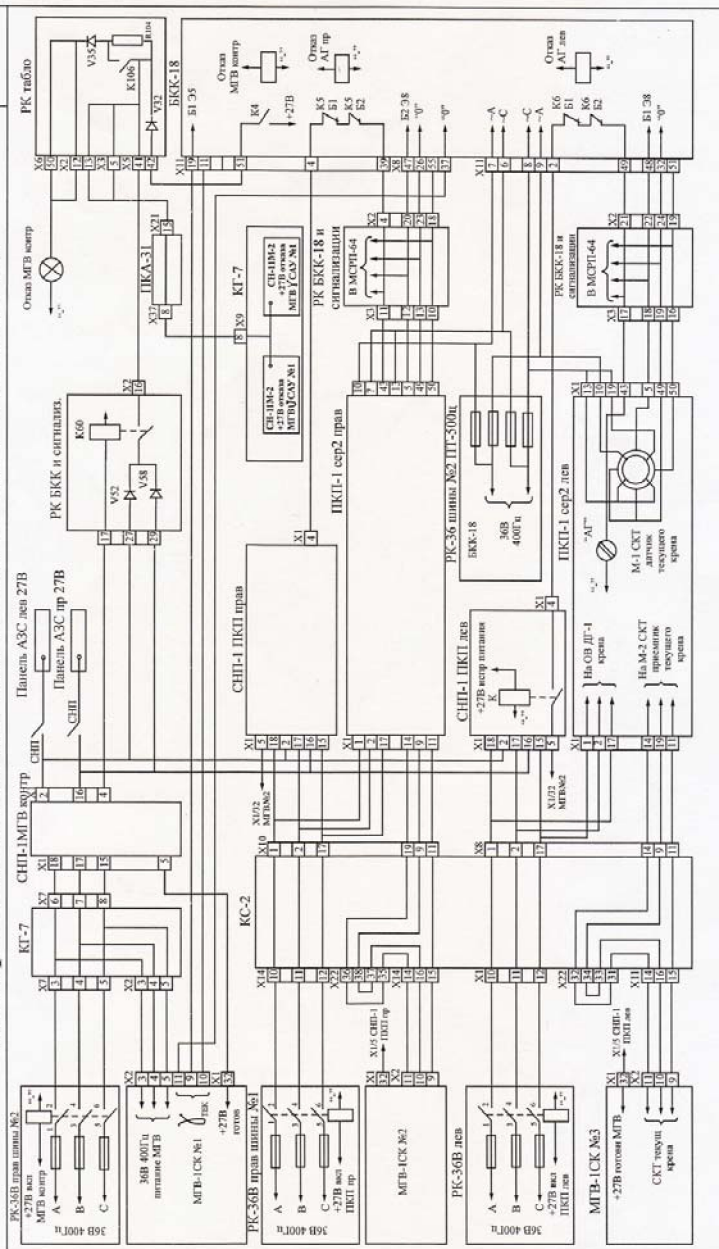
Электрическая схема связи АБСУ-154-2 с р/л “Гроза” и ВК-90



Электрическая схема связи АБСУ-154-2 с ТКС-П2

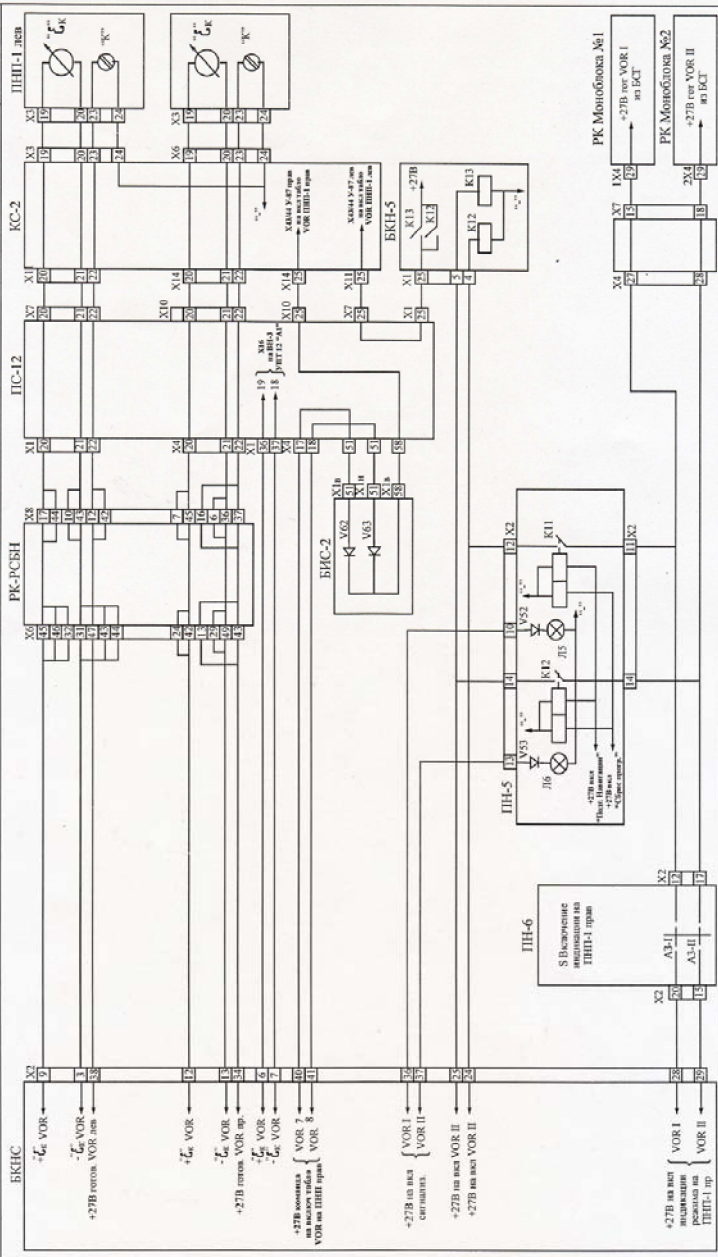


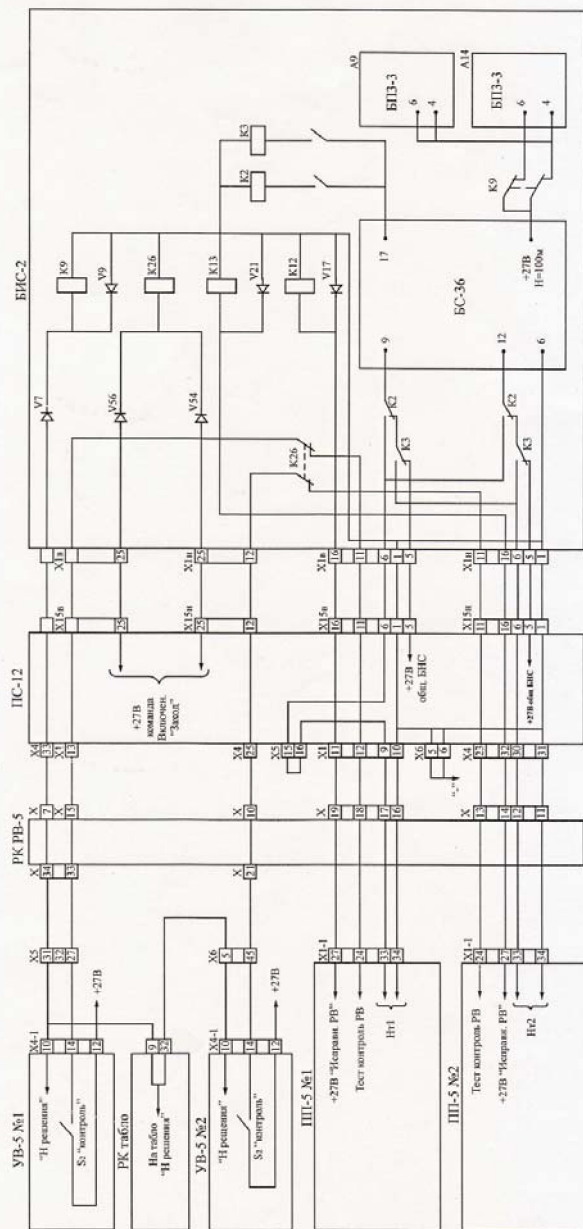
Электрическая схема связи АБСУ-154-2 с БКК-18



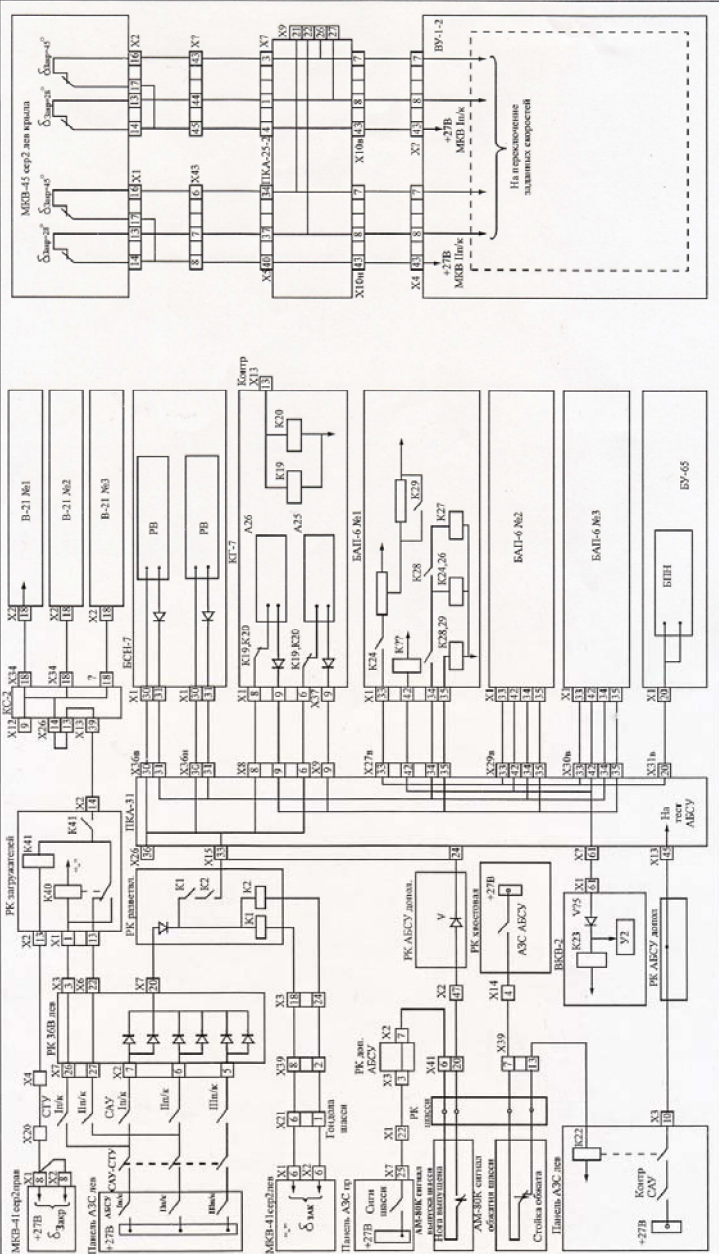


Электрическая схема связи бокового канала АБСУ-154-2 с КУРС-МП-2 в режиме "VOR"



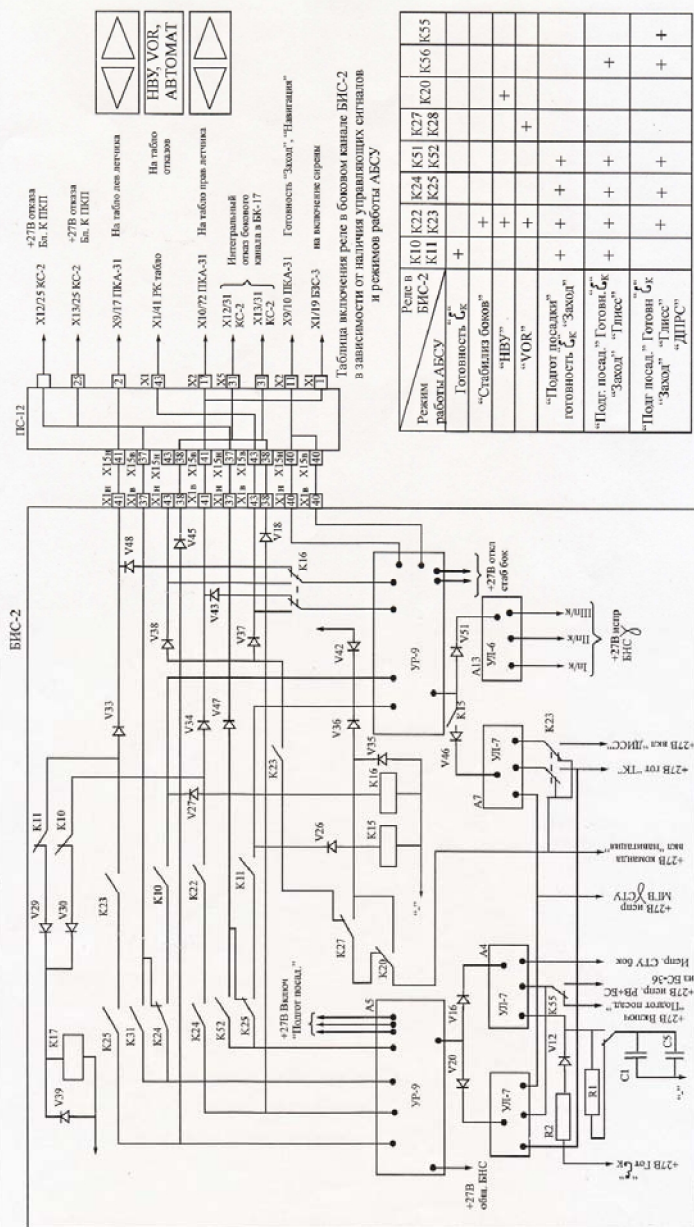


Электрическая схема связи АБСУ-154-2 с КВ закрылков и шасси



Электрическая схема логики формирования интегрального отказа и исправности бокового канала в режиме "Заход/Навигация"

ТУ-154-2



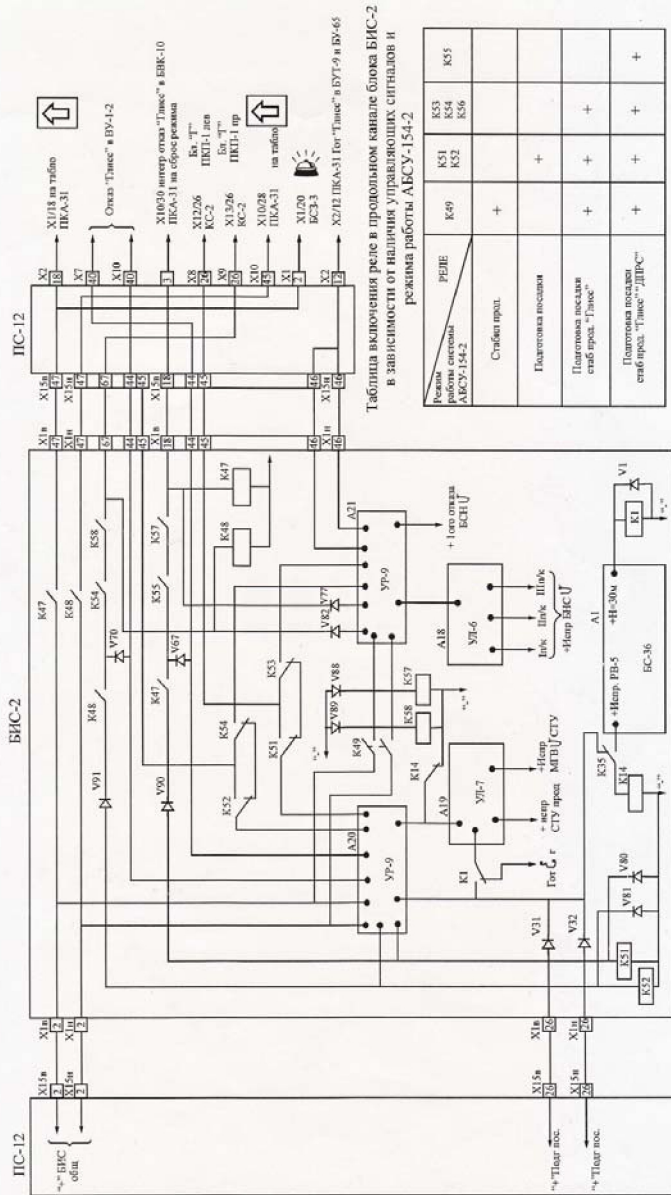


Таблица включения реле в продольном канале блока БИС-2
в зависимости от наличия управляющих сигналов и
режима работы АБСУ-154-2

Результаты испытаний системы АДЭС-134-2	РЕЗУЛЬТАТЫ	К-49	К51 К52	К53 К54 К56	К55
Стабилизатор		+			
Подготовка персонала			+		
Подготовка персонала стаб. прел. "Гризе"		+	+	+	
Подготовка персонала стаб. прел. "Гризе" "ДПС"		+	+	+	+

(+) - Реле под напряжением



Электрическая схема логики формирования интегрального отказа и исправности
продольного канала в режиме "Заход"

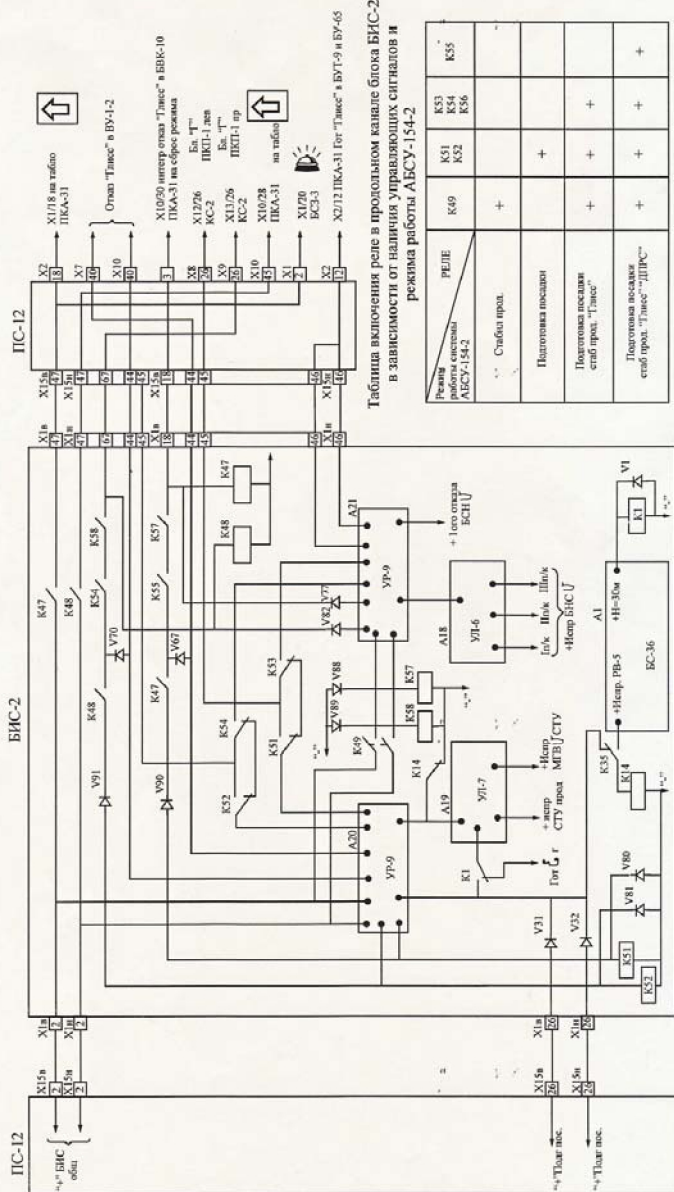


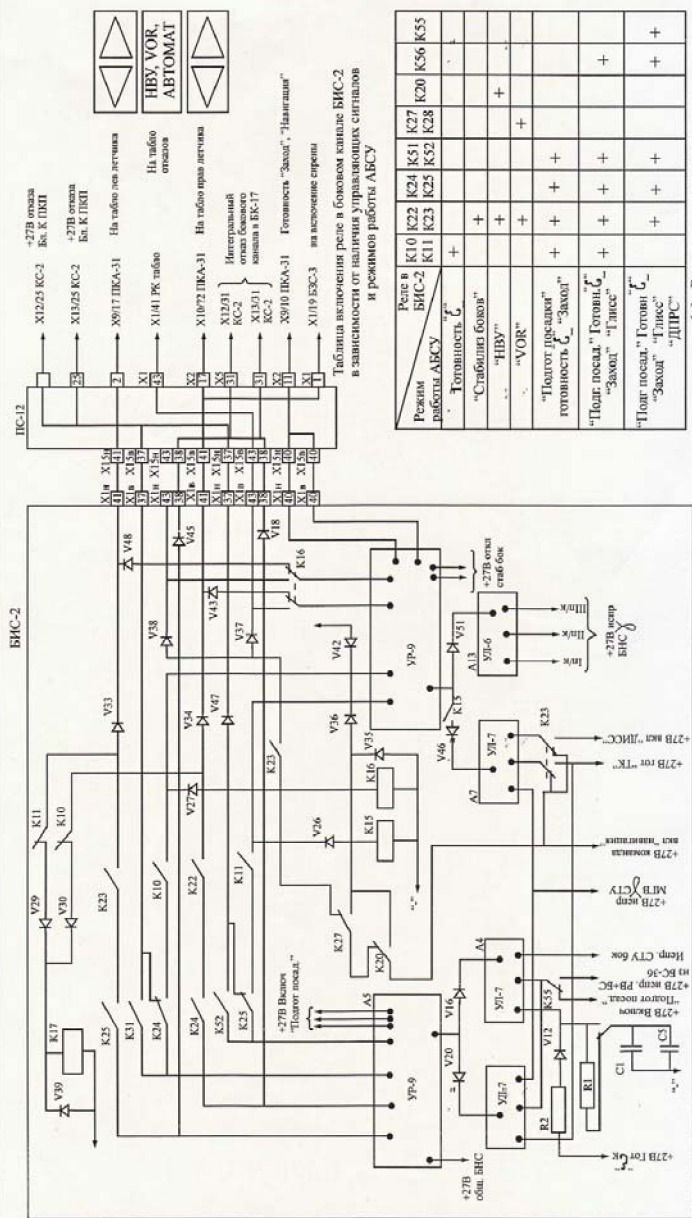
Таблица включения реле в продольном канале БИС-2
в зависимости от наличия управляющих сигналов и
режима работы АБСУ-154-2

Режим работы системы АБСУ-154-2	РЕЛЕ	K31 K32	K33 K34 K35	K36
Слаби прол.		+		
Подготовка посадки			+	
Подготовка посадки стаб прол. "Тягос"		+	+	+
Подготовка посадки стаб прол. "Тягос" -ДПРС"		+	+	+

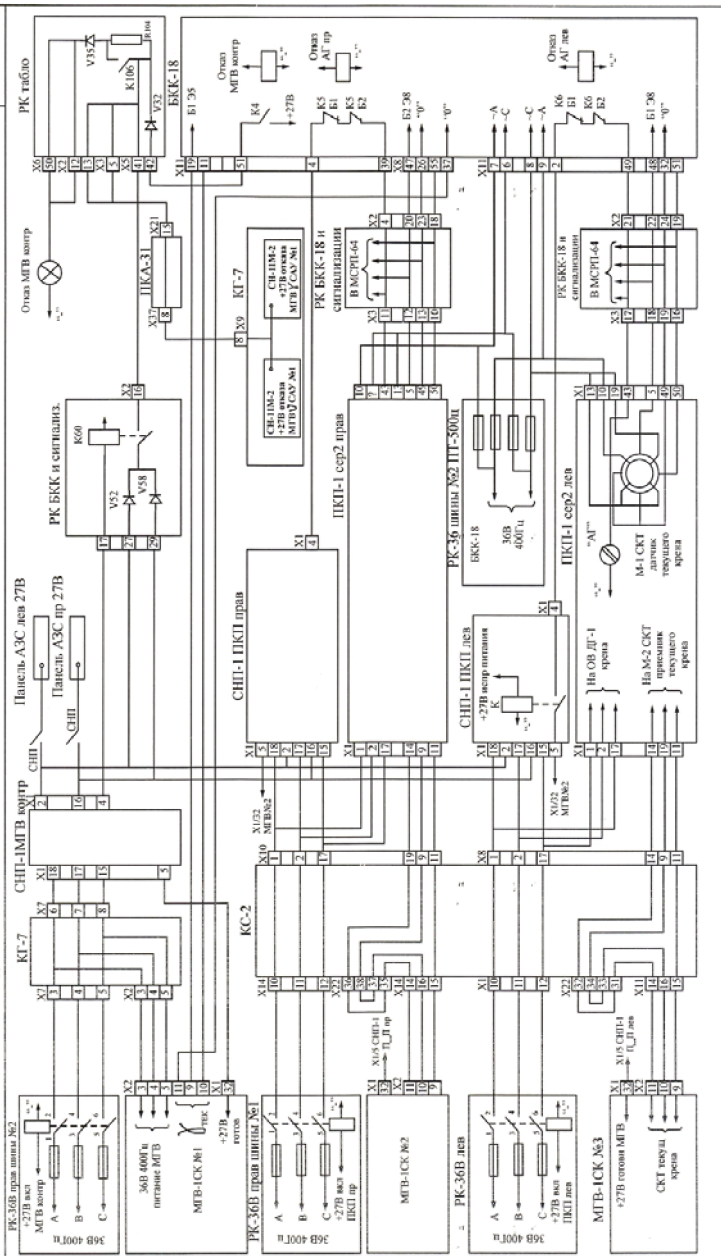
(+) - Реле под напряжением

Электрическая схема логики формирования интервального отказа и исправности боковогоканала в режиме "Заход/Навигация"

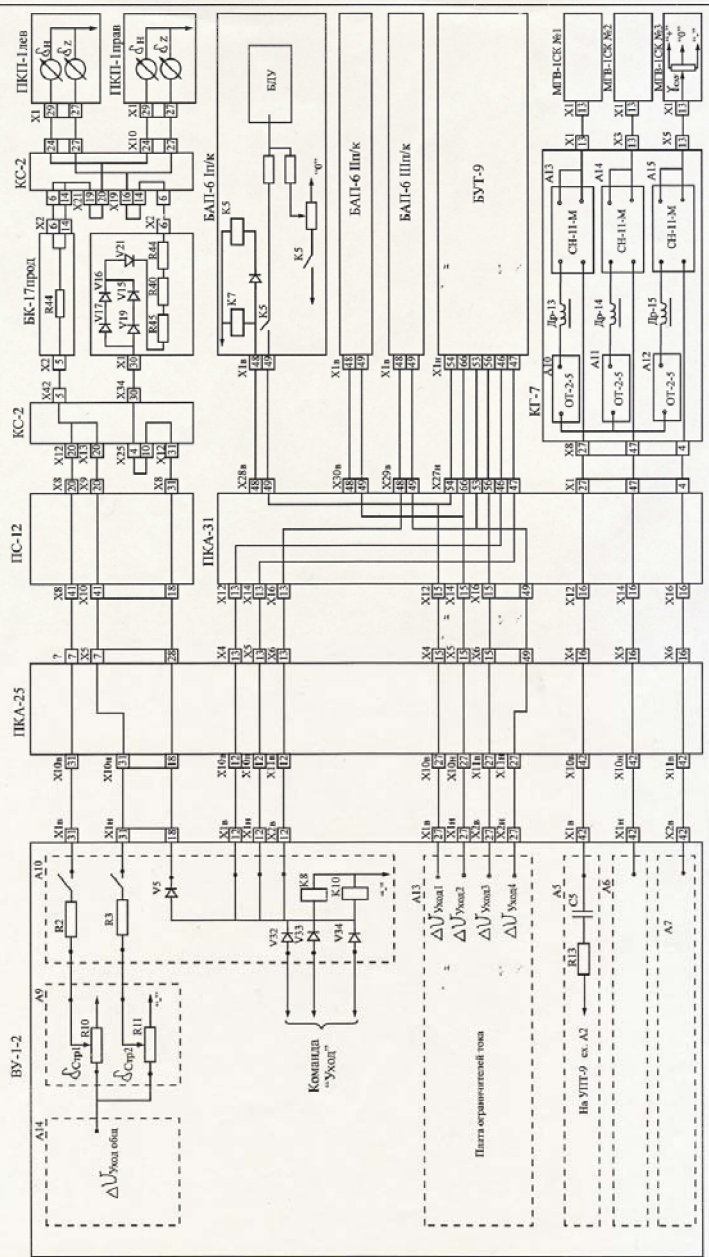
ТУ-154-2



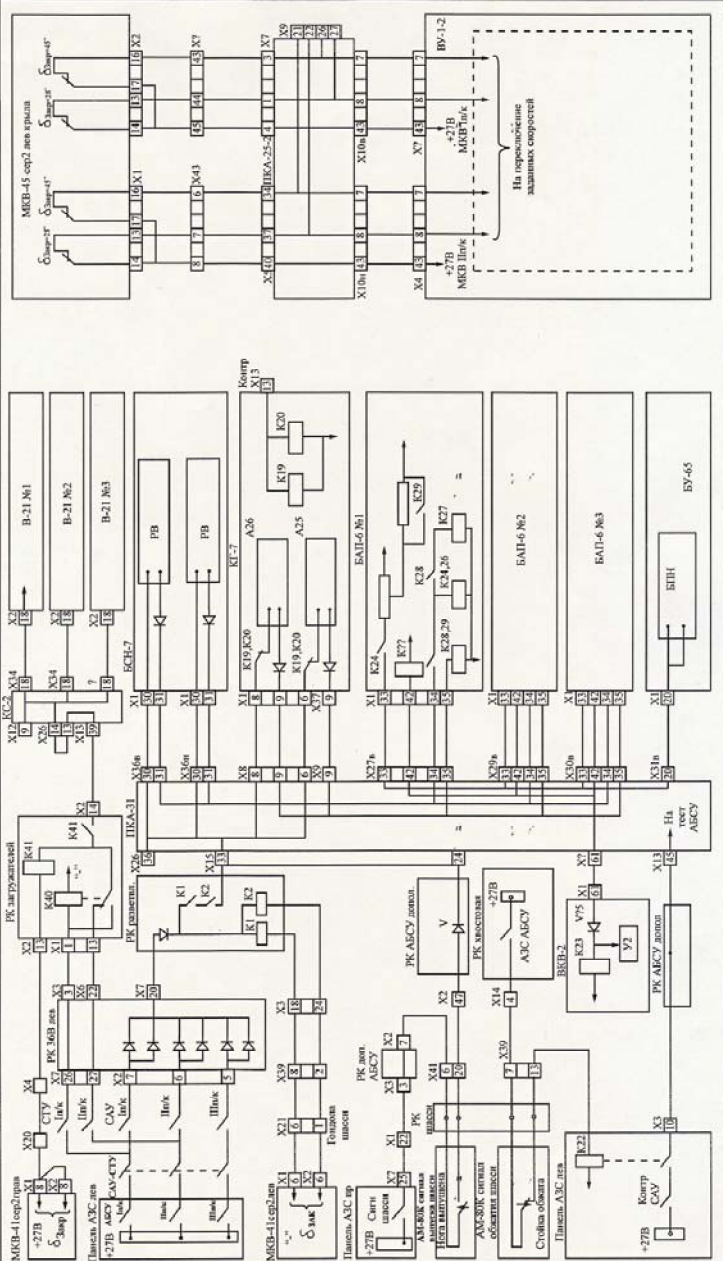
Электрическая схема связи АБСУ-154-2 с БКК-18



Электрическая схема связи АБСУ-154-2 с ВУ-1-2

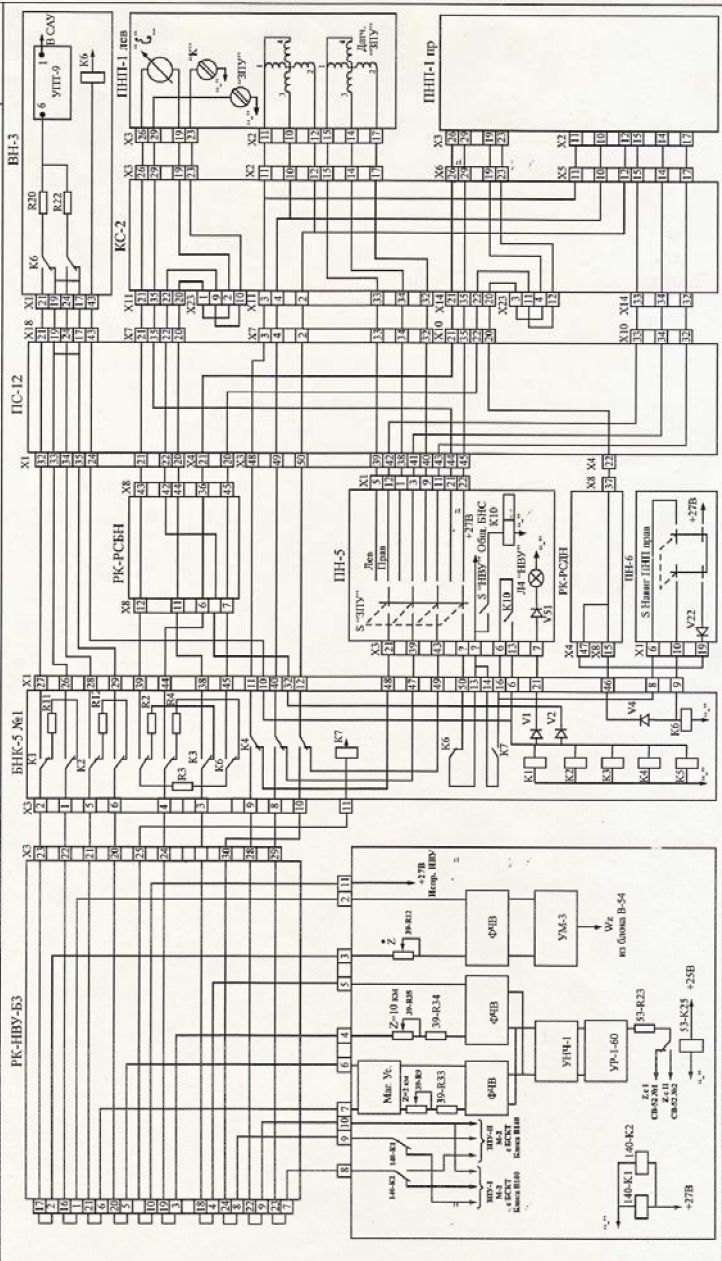


Электрическая схема связи АБСУ-154-2 с КВ закрылков и шасси

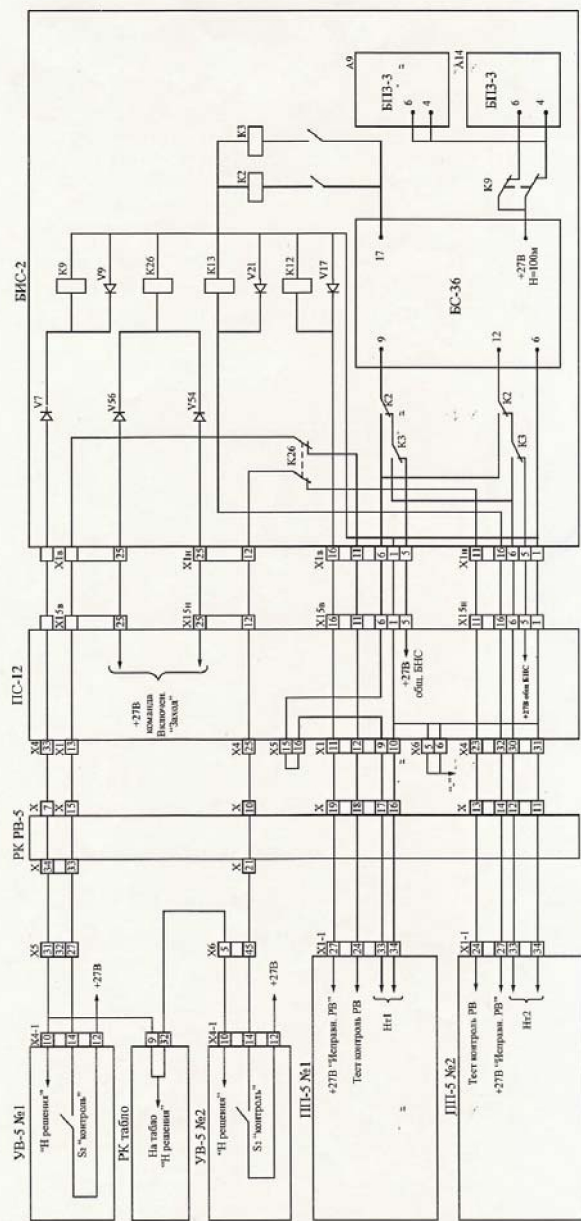


ТУ-154-2

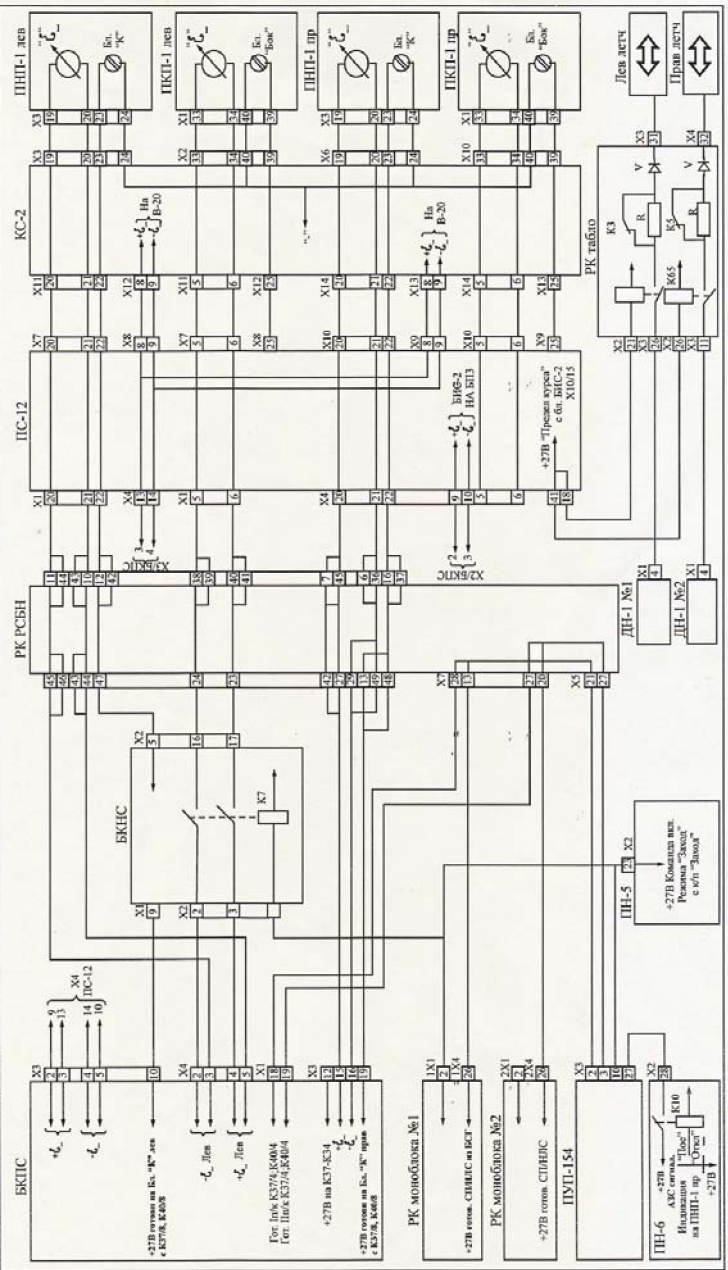
Электрическая схема связи АБСУ-154-2 с НВУ-БЗ



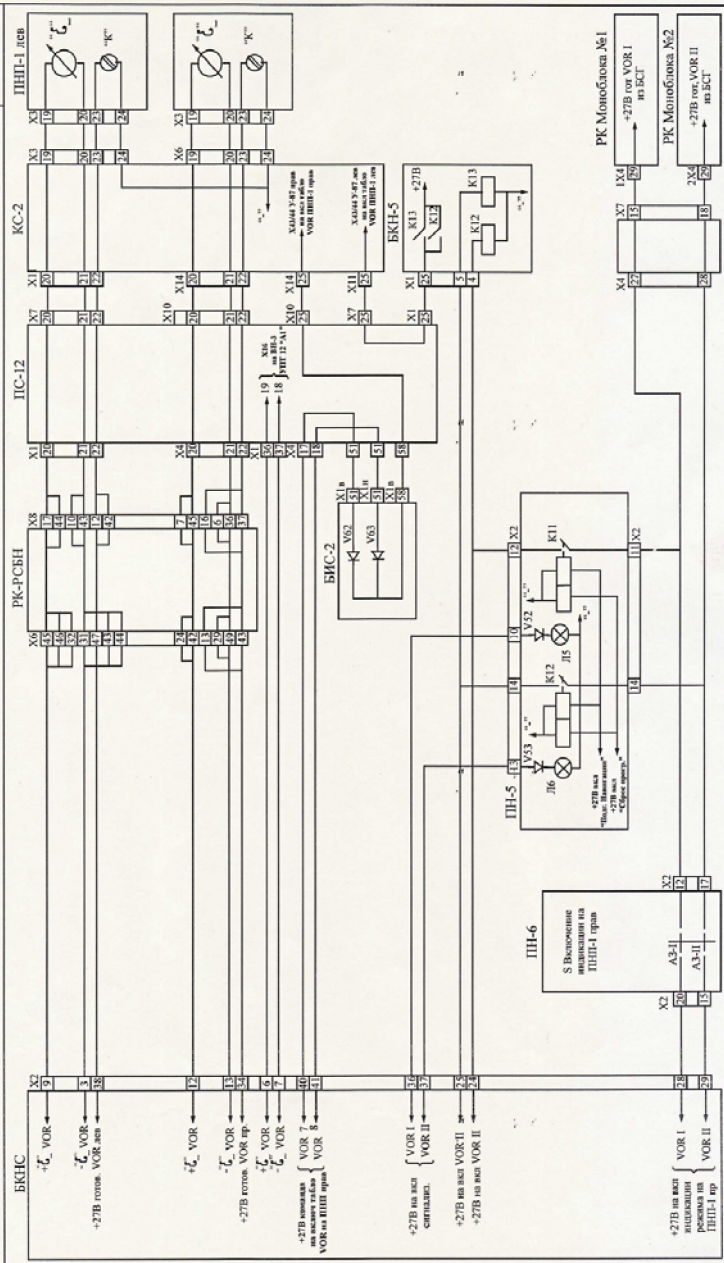
Электрическая схема связи АБСУ-154-2 с РВ-5



Электрическая схема связи бокового канала АБСУ-154-2 с Курс-МП-2 в режиме "Посадка"

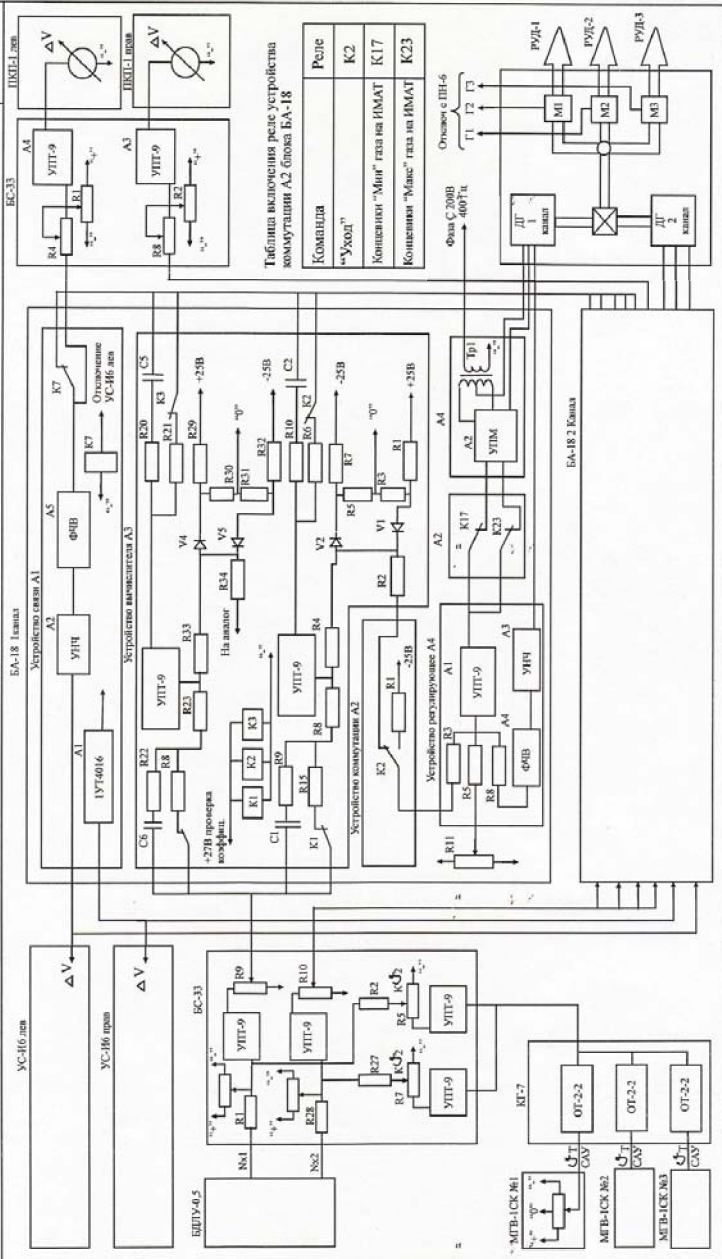


Электрическая схема связи бокового канала АБСУ-154-2 с КУРС-МП-2 в режиме "VOR"



Функциональная схема автомата тяги АТ-6-2

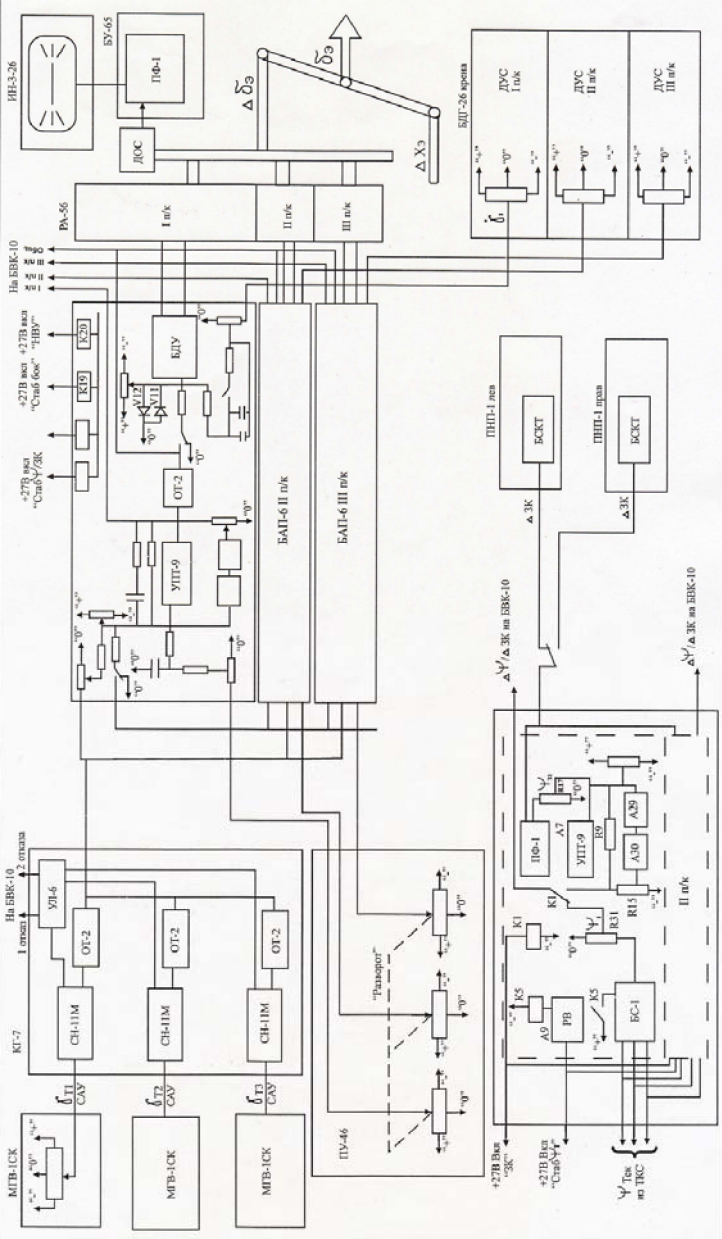
TY-154-2





Функциональная схема бокового канала в режиме “Стабилизации и управления”

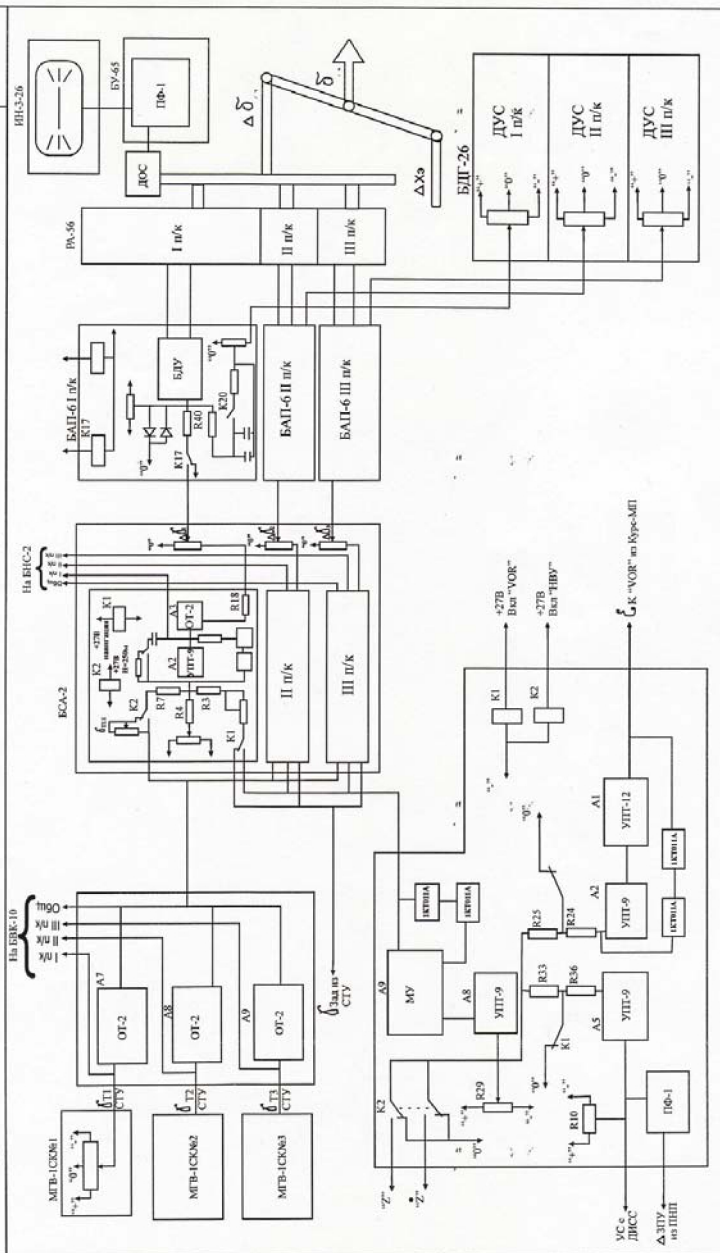
ТУ-154-2



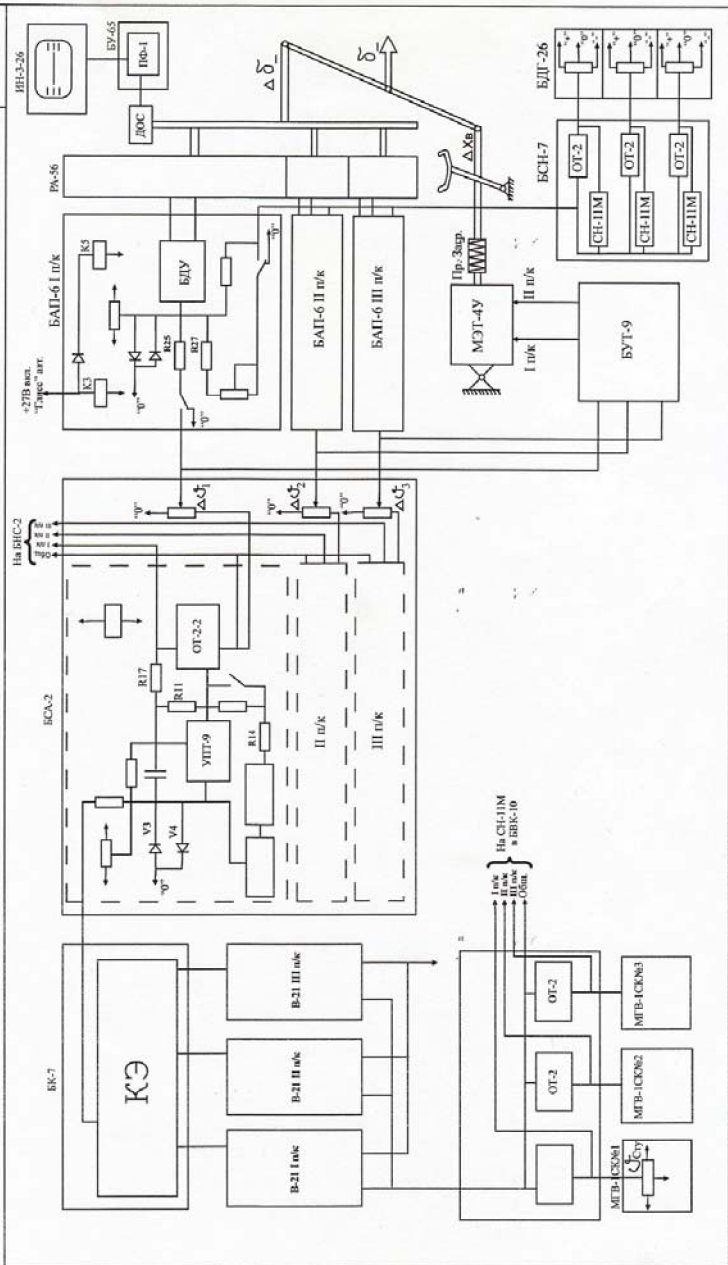


Функциональная схема бокового канала в режиме "НАВИГАЦИЯ"

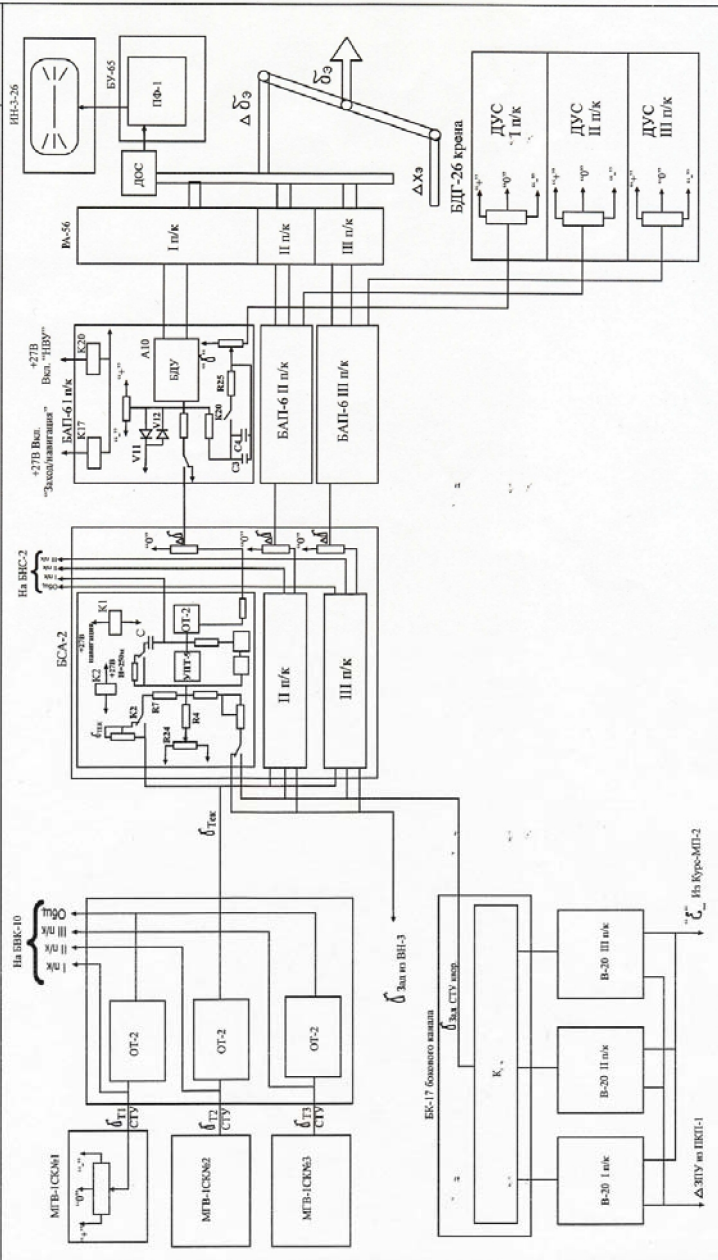
ТУ-154-2



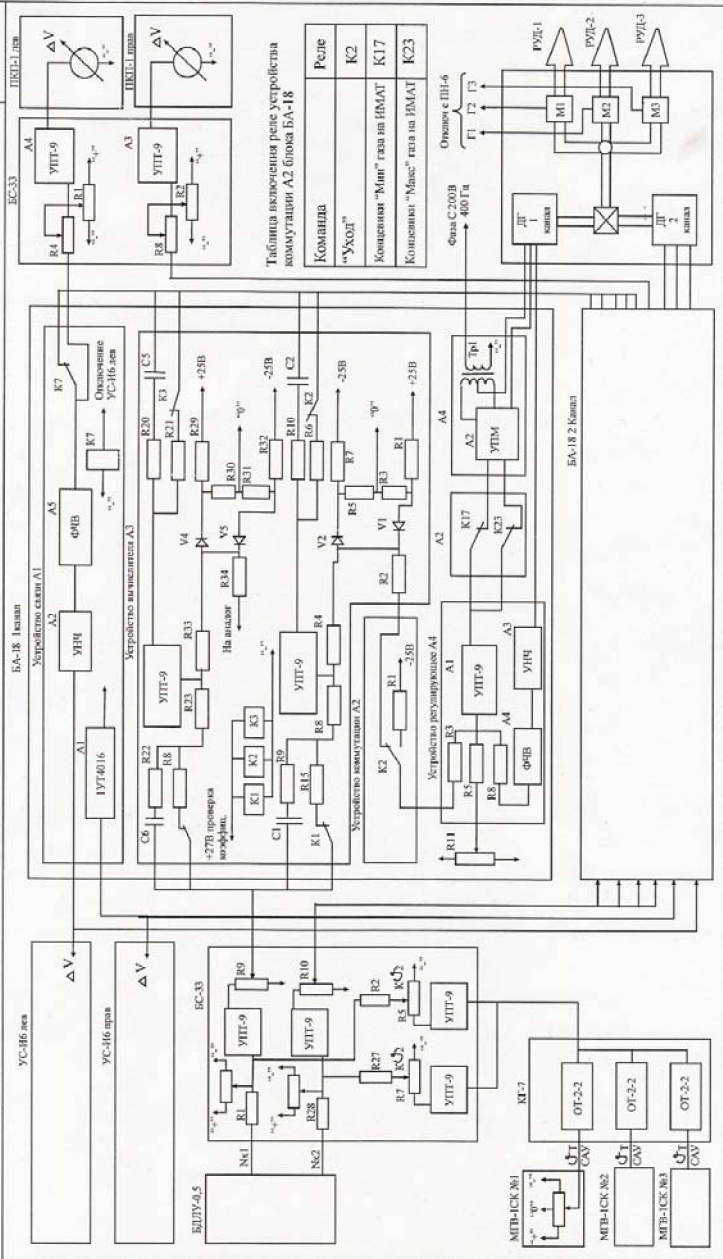
Функциональная схема продольного канала в режиме "Заход на посадку"



Функциональная схема бокового канала в режиме "Заход на посадку" ТУ-154-2



Функциональная схема автомата тяги АТ-6-2



Функциональная схема АБСУ-154-2 в режиме “Уход”

ТУ-154-2

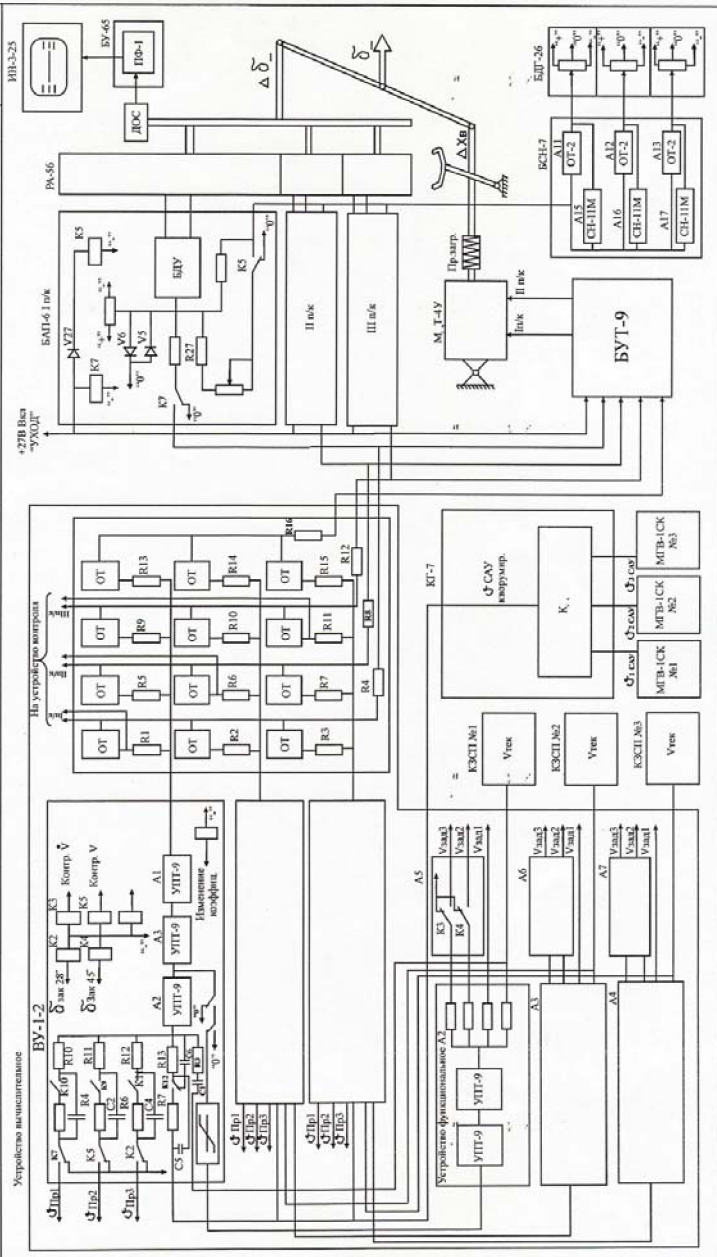


Схема включения сигнализации "СП", "VOR", "HB" на ПНП-1

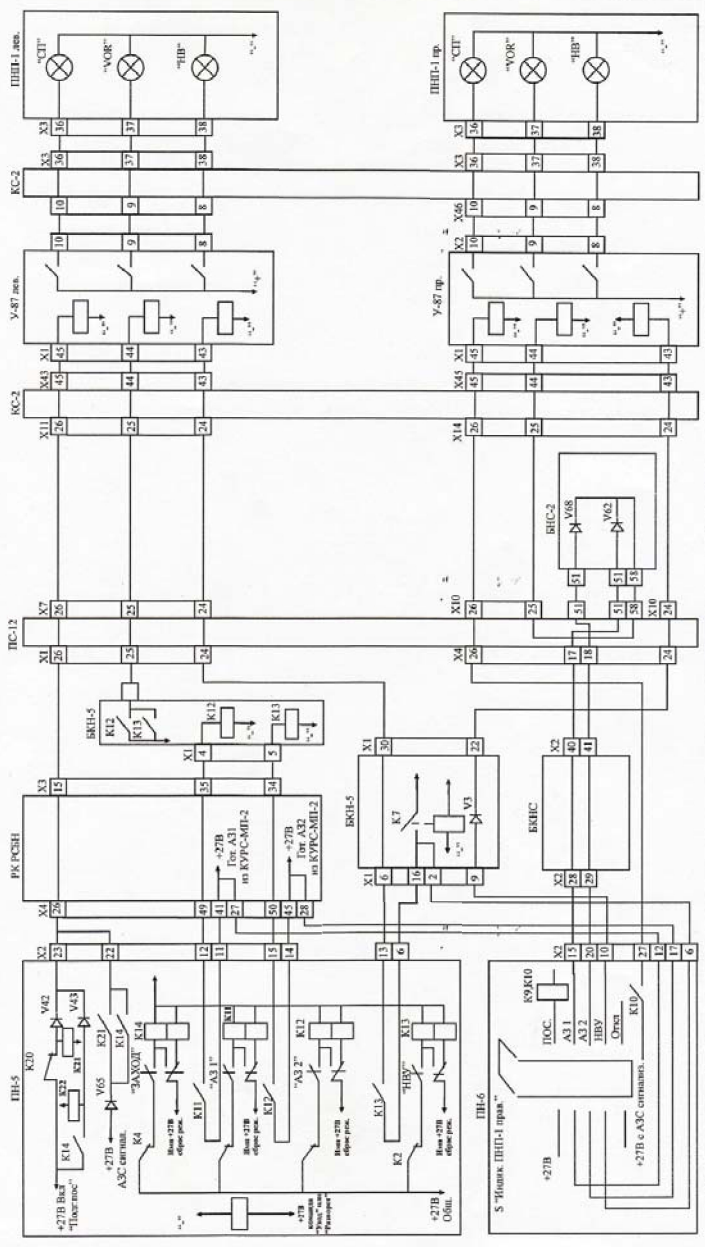
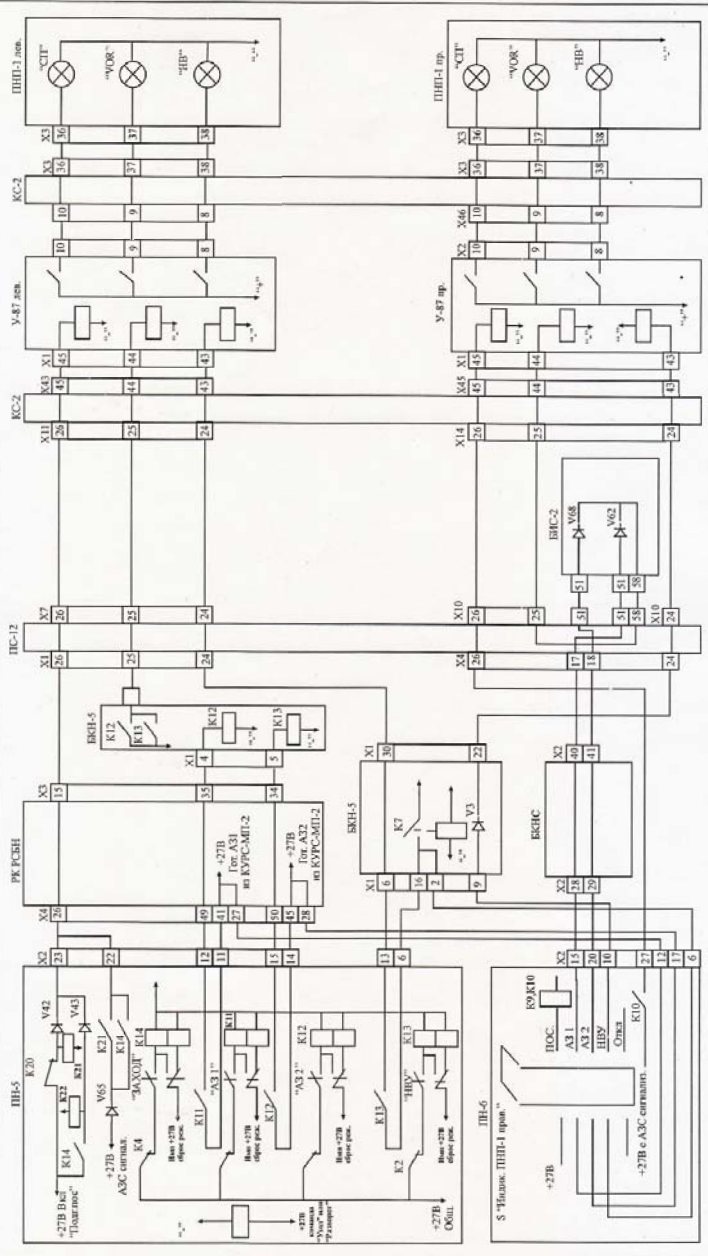


Схема включения сигнализации "СП", "VOR", "HB" на ПНП-1



Учебное издание

Коптев Анатолий Никитович

**АВИАЦИОННОЕ И РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ
ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

Книга 3

Учебное пособие

В авторской редакции
Компьютерная верстка А.А. Моисеев

Подписано в печать 20.09.2011. Формат 60х84 1/16.
Бумага офсетная. Печать офсетная. Печ. л. 24,5.
Тираж 300 экз. Заказ .

Самарский государственный аэрокосмический университет
443086. Самара, Московское шоссе, 34.

Изд-во Самарского государственного аэрокосмического университета.
443086. Самара, Московское шоссе, 34.