

БОРТОВЫЕ ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩИЕ СИСТЕМЫ

629.32/11
11-33

ВЫСШЕЕ
ОБРАЗОВАНИЕ
УЧЕБНИК

С. М. ФЕДОРОВ
О. И. МИХАЙЛОВ
Н. Н. СУХИХ

**БОРТОВЫЕ
ИНФОРМАЦИОННО-
УПРАВЛЯЮЩИЕ
СИСТЕМЫ**

 ИЗДАТЕЛЬСТВО · ТРАНСПОРТ ·

С. М. ФЕДОРОВ
О. И. МИХАЙЛОВ
Н. Н. СУХИХ

БОРТОВЫЕ ИНФОРМАЦИОННО- УПРАВЛЯЮЩИЕ СИСТЕМЫ

Под редакцией
доктора технических наук,
профессора С. М. Федорова

Допущено
Департаментом
воздушного транспорта
Министерства транспорта России
в качестве учебника
для высших летных
учебных заведений
гражданской авиации



МОСКВА "ТРАНСПОРТ" 1994

Федоров С. М., Михайлов О. И., Сухих Н. Н. Бортовые информационно-управляющие системы: Учеб. для вузов; Под ред. С. М. Федорова. — М.: Транспорт, 1994. — 262 с.

Рассмотрены состав бортовых информационно-управляющих систем, структура и летная эксплуатация пилотажно-навигационных комплексов современных воздушных судов, включая самолеты нового поколения Ил-96-300 и Ту-204. Показаны перспектива развития, использование бортовых систем искусственного интеллекта, в том числе экспертных систем.

Для слушателей Академии и курсантов высших летных училищ гражданской авиации, может быть полезен летному составу.

Ил. 128, табл. 6, библиогр. 27 назв.

Книгу написали: С. М. Федоров — предисловие, гл. 8...11; О. И. Михайлов — гл. 3...6; Н. Н. Сухих — гл. 1, 2, 7, 12.

Рецензенты: д-р техн. наук А. Н. Синяков (кафедра "Приборы и автоматы" Санкт-Петербургской Академии аэрокосмического приборостроения), д-р техн. наук В. А. Русол

Заведующий редакцией Л. В. Васильева

Редактор И. В. Иванова



Ф 3206040000 - 150 / 049(01) - 94 119 - 94

ISBN 5-277-01365-2

© С. М. Федоров, О. И. Михайлов,
Н. Н. Сухих, 1994

ПРЕДИСЛОВИЕ

Пилотажно-навигационное оборудование современных воздушных судов представляет собой сложные многофункциональные и многорежимные автоматизированные комплексы. В этих комплексах можно выделить информационно-измерительную и вычислительно-управляющую части. В целом они образуют бортовую информационно-управляющую систему, предназначенную для решения задач управления и навигации на всех этапах полета. Повышение уровня безопасности и регулярности полетов в сложных метеоусловиях требует высокой степени автоматизации процесса управления. Известно, что 70 — 80 % всех авиационных происшествий определяется неблагоприятным влиянием человеческого фактора. Автоматизация управления должна снизить эту зависимость, связанную с "несовершенством" человека при управлении быстропротекающими процессами, особенно в условиях дефицита времени и стресса.

Существующие бортовые информационно-управляющие системы (БИУС) могут быть разделены на два типа: аналоговые и цифровые. К аналоговым относятся: АП-34Б (Ми-8), БСУ-ЗП (Ил-18, Ту-134), АБСУ-154 (Ту-154), САУ-1Т (Ил-62), АБСУ-134 (Ту-134), САУ-42 (Як-42), ПКВ-252 (Ка-32), САУ-1Т-2-86 (Ил-86) и соответствующее им приборное оборудование. Цифровые системы управления устанавливаются на воздушных судах (ВС) нового поколения (Ил-96-300, Ту-204, Ту-334, Ил-114, Ка-38 и др.).

Современные бортовые информационно-управляющие системы отличаются большой сложностью. Их эксплуатация требует высокой квалификации летного состава, умения правильно оценивать возможности бортового пилотажно-навигационного оборудования в той или иной ситуации, возникающей в полете.

Учебник соответствует утвержденной программе по дисциплинам "Бортовые информационно-управляющие системы" и "Авиационные вычислительные комплексы и системы управления" и рассчитан на слушателей очного и заочного обучения Академии гражданской авиации по специализациям "Летная эксплуатация" и "Воздушная навигация". Он также может быть использован слушателями и курсантами высших летных учебных заведений.

Авторы ставили перед собой задачу так изложить вопросы построения и применения современного пилотажно-навигационного оборудования, чтобы летный состав понимал особенности функцио-

нирования существующих и перспективных бортовых информационно-управляющих систем. В этом существенное отличие настоящей книги от большинства других, ориентированных на лиц, занимающихся разработкой или технической эксплуатацией подобных систем.

В книге подробно рассмотрены общие принципы построения бортовых информационно-управляющих систем, разнообразные датчики первичной информации и информационно-измерительные системы, приборы контроля работы силовых установок, а также принципы работы устройств регистрации и расшифровки полетной информации.

Большое внимание отведено вопросам автоматизации процессов управления полетом ВС. Рассмотрены принципы построения систем управления заходом на посадку и управления выравниванием, а также предотвращения критических режимов полета.

Отдельно рассмотрены функциональные и структурные схемы аналоговых (самолеты Ту-154, Як-42, Ил-86) и цифровых (самолеты Ил-96-300, Ту-204, Ил-114) бортовых систем управления полетом, включая вопросы контроля, индикации и сигнализации. Кратко приведены особенности функционирования систем управления вертолетов (Ми-8, Ка-32).

Заключительная часть книги посвящена перспективам развития бортовых информационно-управляющих систем.

Авторы благодарны рецензентам за высказанные замечания, способствовавшие улучшению книги.

Глава 1

ОБЩИЕ ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ БИУС

1.1. Назначение

Традиционным направлением, связанным с автоматизацией процессов управления различными объектами в любых отраслях народного хозяйства, включая и ГА, является использование автоматизированного управления, при котором управляемый объект подвергается совокупности воздействий, реализуемых техническими средствами на основе заданного набора алгоритмов. Однако внедрение автоматизированных систем управления не позволило исключить человека из контура управления, что объясняется усложнением самих объектов управления, условий их эксплуатации и, как следствие, необходимостью принятия творческих решений при отказе техники в условиях недостаточной или неопределенной информации. Данные обстоятельства, а также широкое внедрение ЭВМ способствовали бурному развитию автоматизированных систем, выполняющих как функции управления, так и информирования человека-оператора (Ч — О) с целью принятия им решения в различных ситуациях. Автоматизированные системы управления, обладающие широкими возможностями информационного обеспечения человека, получили название информационно-управляющих систем (ИУС).

Информационно-управляющая система является связующим звеном между Ч — О, объектом управления (ОУ) (управляемой системой) и окружающей средой. При этом Ч — О инициирует управляющие воздействия при ручном или полуавтоматическом управлении (рис. 1.1, а) или выполняет функции контроля при автоматическом управлении (рис. 1.1, б). На данном рисунке управляющие воздействия обозначены штриховыми стрелками, информационные сигналы — стрелками без штриховки.

Характер объекта управления влечет за собой принципиальные особенности ИУС. В ГА в качестве ОУ укрупненно могут быть воздушное судно и авиапредприятие. При этом в понятие авиапредприятия входят авиакомпании, объединенные авиаотряды, отдельные аэропорты, агентства воздушных сообщений, авиаремонтные заводы, строительно-монтажные управления, учебные заведения, научно-исследовательские институты. Если объектом управления является воздушное судно, то следует рассматривать бортовую информационно-управляющую систему (БИУС), где в качестве Ч — О выступает экипаж. Основой БИУС в этом случае является пилотажно-навигационный комплекс (ПНК) воздушного судна. При данном объекте управления в качестве ИУС в принципе может высту-

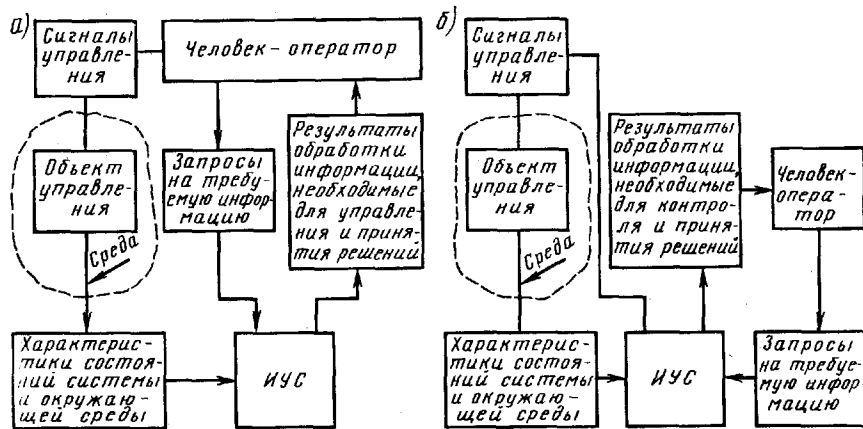


Рис. 1.1. Структура ИУС

пять и автоматизированная система УВД (АС УВД). Однако в этом случае ВС формально рассматривается как "другой" ОУ (по сравнению с БИУС), так как здесь анализируется иной набор переменных состояний системы и ВС считается материальной точкой. Кроме того, управление ВС диспетчер осуществляет не непосредственно, а с помощью указаний экипажу, который уже и формирует управляющие воздействия.

Исследование такой двухуровневой ИУС представляется весьма затруднительным и осуществляется, как правило, отдельно на уровне "борта", т. е. БИУС, и на уровне "земли", т. е. ИУС в системе АС УВД, где объектом управления уже будет являться информация, передаваемая диспетчером экипажу по каналу "земля — борт".

Если объектом управления является авиапредприятие, то ИУС может трансформироваться в традиционную АСУ. При этом при дальнейшей конкретизации ОУ можно выделить АСУ технологическими процессами (АСУТП) и АСУ организационно-экономического управления предприятием (АСУП). АСУТП и АСУП — важнейшие компоненты интегрированной АСУ. АСУТП в авиапредприятии может функционировать как ИУС в соответствии с рис. 1.1, АСУП — как правило, в соответствии с рис. 1.1, а. Здесь Ч — О — это пользователь конкретной системы.

Основой любой ИУС является ЭВМ (или вычислительная система), формирующая как сигналы управления, так и информационные сигналы для Ч — О, необходимые для принятия им соответствующего решения. Независимо от вида объекта управления совершенствование ИУС возможно по двум направлениям: формирование новых принципов (законов) управления и разработка новых методов и средств информационной поддержки принятия решения (СИПР) человеком.

1.2. Структура БИУС

Бортовая информационно-управляющая система представляет собой совокупность датчиков информации, систем обработки и отображения информации, системы управления, предназначенных для пилотирования и навигации самолета.

БИУС — связующее звено между экипажем, самолетом и окружающей внешней средой. В состав БИУС входит также система регистрации полетной информации (СРПИ), одним из назначений которой является разработка эффективных мер предотвращения авиационных происшествий. Основным представителем подобных систем служит магнитная система регистрации параметров полета (МСРП). Конечная задача БИУС — обеспечение безопасного управления ВС на различных этапах полета при действии внешних возмущений (прежде всего ветровых), возможных отказов оборудования и прочих условий с заданной точностью, комфортностью и другими возможными критериями. Управление при этом осуществляется в реальном масштабе времени.

В зависимости от уровня автоматизации решаемых задач можно выделить следующие виды БИУС: с низким, средним и высоким уровнем автоматизации. Под автоматизацией будем понимать как автоматизацию процессов управления самолетом, так и автоматизацию обработки и представления необходимой экипажу информации для принятия им решений в различных ситуациях в полете.

Структурная схема БИУС с низким уровнем автоматизации представлена на рис. 1.2. Сигналы датчиков информации (чувствительных элементов) 1 преобразуются, как правило, в индивидуальных вычислителях, или преобразователях 2. Преобразованные сиг-

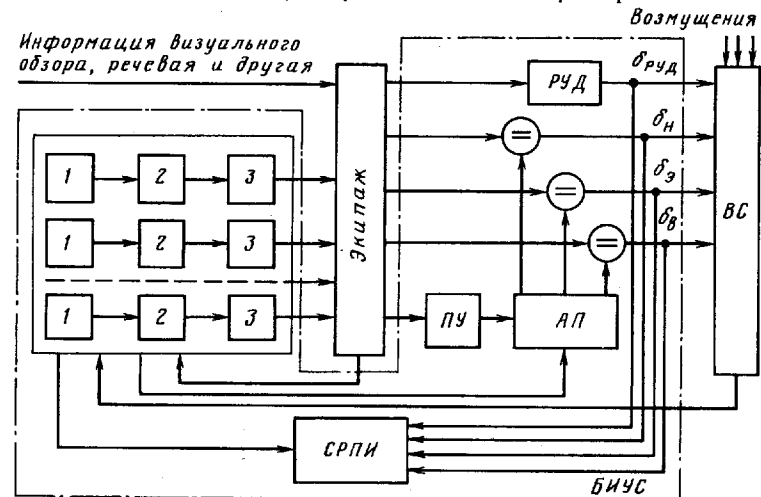


Рис. 1.2. Структурная схема БИУС с низким уровнем автоматизации

налы поступают на устройства индикации и сигнализации \mathcal{Z} , обычно также индивидуальные. Эти устройства размещены на приборной доске и в других местах кабины ВС. Здесь всю основную работу по сопоставлению информации осуществляет экипаж. Он воспринимает не только информацию, выдаваемую приборами, сигнализаторами, но и информацию визуального обзора (например, в режимах взлета, захода на посадку), речевую информацию службы управления воздушным движением и другие виды информации. Пилотирование ВС осуществляется либо с помощью органов управления (штурвальный режим), либо с помощью автопилота (автоматический режим). Пульт управления (ПУ) автопилота, обеспечивающего прежде всего стабилизацию и управление угловым движением ВС, позволяет экипажу выбрать нужный режим управления. В бортовых БИУС с низким уровнем автоматизации функции управления приборами и информационными подсистемами, заключающиеся во включении и выключении подсистем на различных этапах, режимах полета и в различных ситуациях, составляют значительную нагрузку для экипажа. Фактически представленная на рис. 1.2 БИУС является пилотажно-навигационным оборудованием (не комплексом) ВС. Примером такой БИУС может служить бортовое оборудование самолета Ан-24 (автопилот АП-28Л1, датчики информации, авиагоризонт АГД-1, измерители курса ГПК-52АП и ГИК-1 и другие приборы). Приборы, в основном механические и электромеханические, строятся по простейшей схеме: датчик — преобразователь — индикатор.

БИУС с низким уровнем автоматизации развивались в течение длительного времени и из небольшой совокупности изолированных друг от друга приборов превратились в совокупность сложных подсистем (курсовая система, система воздушных сигналов, навигационный вычислитель, радиосистемы ближней и дальней навигации и т. д.). Постепенные количественные изменения в пилотажно-навигационном оборудовании привели к качественному скачку — созданию БИУС со средним уровнем автоматизации, основой которых является пилотажно-навигационный комплекс.

Создание ПНК связано с дальнейшим развитием самолетов гражданской авиации, особенно магистральных. С каждым новым поколением самолетов требования к точности навигации и пилотирования повышаются, и обеспечить ее традиционными методами становится все труднее. Комплексование, интеграция пилотажно-навигационного оборудования на базе бортовых вычислительных машин, позволяющих реализовать оптимальные алгоритмы обработки информации и управления, способны существенно повысить точность навигации и пилотирования. То, что на изолированных приборах с индивидуальными аналоговыми вычислителями было недостижимым, становится возможным в БИУС. Структура такой БИУС представлена на рис. 1.3. Сигналы датчиков информации (1...n) поступают в вычислители подсистем, как правило, аналогового ти-

па. Выходные сигналы подсистем и датчиков подаются в бортовую вычислительную машину (БВМ), систему индикации и сигнализации, а также непосредственно в систему автоматического управления полетом (САУП), обеспечивающую управление не только угловым, но и траекторным движением.

Экипаж, воспринимая информацию системы сигнализации и индикации, информацию визуального обзора, речевую и другую информацию, управляет ВС либо непосредственно воздействуя на органы управления, либо через пульт управления САУП. При этом возможны штурвальный, директорный и автоматический режимы управления ВС.

Однако данное поколение БИУС — это в основном еще аналоговые системы с ограниченными возможностями реализации сложных алгоритмов управления и обработки информации. Если в них и используется цифровая БВМ (БЦВМ), то только для решения частных задач обработки информации и управления. Переход с одного режима работы на другой осуществляется по командам экипажа. Включение и выключение подсистем также чаще всего выполняет экипаж. Один из существенных недостатков подобной БИУС —

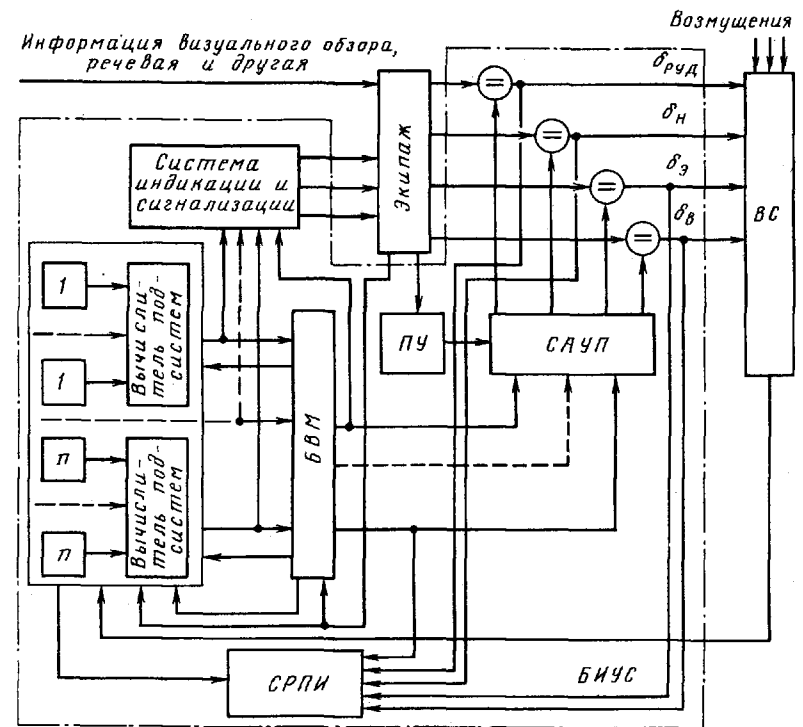


Рис. 1.3. Структурная схема БИУС со средним уровнем автоматизации

наличие слишком большого числа органов включения, настройки и управления, сигнализации и индикации в кабине. К бортовым БИУС со средним уровнем автоматизации можно отнести ПНК отечественных самолетов Ту-154, Ил-62, Як-42, Ил-86 и ряда других. Если в первых двух указанных БИУС используются аналоговые вычислители как в навигационной, так и в пилотажной частях комплекса, то в ПНК самолетов Як-42 и Ил-86 для выполнения навигационных расчетов используются уже БЦВМ.

БИУС самолетов нового поколения являются системами с высоким уровнем автоматизации (рис. 1.4). Сигналы датчиков информации — чувствительных элементов (1...n) — поступают в БЦВМ обработки информации (таких БЦВМ может быть одна или несколько). В ней осуществляются оптимальное по точности оценивание вектора состояния системы, контроль исправности датчиков, контроль выдерживания ограничений, формируются сигналы управления датчиками. Обработанная информация поступает на систему индикации и СИППР, а также на управляющую БЦВМ, назначение которой — реализация оптимальных по заданным критериям алгоритмов управления ВС, силовой установкой и подсистемами, входящими в БИУС.

При рассмотрении данной БИУС следует выделить две принципиальные особенности, касающиеся возможностей подсистемы управления и подсистемы информационной поддержки принятия решения экипажем. Развитие математических методов теории управления и быстро растущие возможности цифровой вычислительной техники создают реальные предпосылки для реализации нелинейных и адаптивных методов управления (с самооптимизацией, самонастройкой, переменной структурой, реконфигурацией и пр.). Это позволит обеспечить высокое качество управления в условиях широкого изменения характеристик самолета, среды и отказов бортового оборудования, снизить требования к допускам на элементы системы, сократить срок летных испытаний, повысить надежность и универсальность системы управления. Подобное существенное расширение функциональных возможностей подсистемы управления сочетается с использованием средств снижения информационно-логической загрузки экипажа.

Кроме системы сигнализации применяются СИППР, которые совместно с БЦВМ обработки информации позволяют обеспечивать экипаж разъяснительной или рекомендательной информацией при возникновении особых ситуаций (ОС) в полете. Реализация подобных СИППР возможна не только на основе решения сколь угодно сложных формализованных задач, но и с помощью логико-лингвистических моделей и соответствующих средств искусственного интеллекта (ИИ) и, в первую очередь, экспертных систем (ЭС). В качестве выходных устройств СИППР, необходимых для формирования подсказки экипажу, могут использоваться дисплеи (алфавитно-цифровые и графические) или устройства синтеза человеческой ре-

чи. Конечно же, и система индикации претерпит здесь существенные изменения и будет построена на базе цветных электронно-лучевых трубок. Важным функциональным элементом подобной БИУС является система сбора и локализации отказов (ССЛО), предназначенная для проверки работоспособности подсистем БИУС при наземном контроле системы. На земле и в полете при получении информации по отказам и сбоям от взаимодействующих подсистем БИУС в виде слов состояния ССЛО осуществляет ее логическую обработку по специальным алгоритмам, выдает информацию о месте отказа, сбоя, обрыва линии связи между отдельными подсистемами, присваивает этому отказу порядковый номер, привязывает момент появления отказа к времени и запоминает данную информацию в запоминающем устройстве.

В качестве цифрового ПНК для отечественных самолетов нового поколения Ту-204 и Ил-96-300 служит базовый комплекс стандарт-

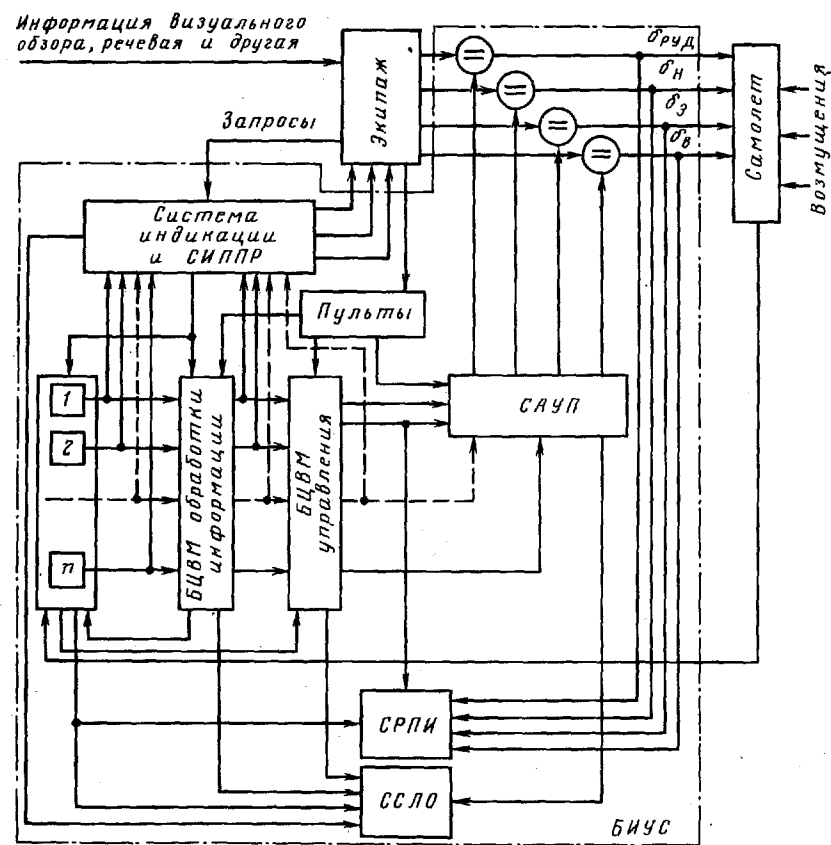


Рис. 1.4. Структурная схема БИУС с высоким уровнем автоматизации

ного цифрового пилотажно-навигационного оборудования (БКСЦПНО). Однако данный комплекс нельзя в полной мере отнести к БИУС с высоким уровнем автоматизации, так как здесь фактически отсутствует СИППР в том понимании, которое было сформулировано выше. Анализ зарубежных подобных систем показывает, что в настоящее время и в них отсутствуют БИУС с системой СИППР, построенных на базе ИИ. Лишь в отдельных публикациях можно встретить упоминание о подобных системах, установленных на военных ВС.

1.3. Требования к процессам самолетовождения

Самолетовождение — сложный технологический процесс, объединяющий навигацию и управление (пилотирование) ВС. В воздушной навигации рассматривается кинематика движения ВС с целью определения навигационных элементов положения и движения, характеризующих пространственное положение ВС и его перемещение относительно воздушной среды и поверхности Земли. При анализе процессов управления ВС необходимо рассматривать динамику движения объекта.

Постановка навигационной задачи основывается на определении программных, фактических и требуемых значений навигационно-пилотажных параметров относительно воздушной среды и земной поверхности, характеризующих соответствующие траектории полета.

Полету любого назначения предшествуют расчет программной траектории и составление (разработка) заданной навигационной программы полета. Рассчитанная программная траектория, обеспечивающая наиболее безопасный и экономический полет, может быть задана аналитически или графически в различных системах координат. Аналитически она выражается конечными уравнениями движения центра масс самолета, которые в широко распространенной ортодромической прямоугольной системе координат имеют вид:

$$\left. \begin{aligned} Z_3 &= Z_3(T); \\ S_3 &= S_3(T); \\ H_3 &= H_3(T), \end{aligned} \right\} \quad (1.1)$$

где Z_3, S_3, H_3 — заданные (программные) ортодромические прямоугольные координаты пространственного места самолета (ПМС) в заданный момент времени T .

В общем случае уравнения (1.1) — сложные функции, выражающие зависимость между программными координатами и заданными навигационно-пилотажными параметрами для различных отрезков траектории. Поэтому в практике навигации прибегают к более простым способам задания пространственно-временной (программ-

ной) траектории полета. Упрощение достигается путем задания проекций программной траектории полета на горизонтальную и вертикальную плоскости. Эти проекции представляют собой соответственно маршрут и профиль полета, которые могут быть изображены графически. Поэтому для указания программной траектории полета экипажу задают маршрут полета, время пролета его опорных пунктов, а также профиль полета. Полет по программной траектории согласно навигационной программе должен выполняться в соответствии с Руководством по летной эксплуатации. В нем регламентируются правила, условия и ограничения по летной эксплуатации и пилотированию самолета данного типа.

Обеспечение наиболее точного совпадения фактической траектории полета с программой — основное в теории и практике самолетовождения. Для этого необходимо, чтобы в любой момент времени в полете выполнялись условия:

$$\left. \begin{aligned} Z(T) - Z_3(T) &= \Delta Z(T) \rightarrow 0; \\ S(T) - S_3(T) &= \Delta S(T) \rightarrow 0; \\ H(T) - H_3(T) &= \Delta H(T) \rightarrow 0, \end{aligned} \right\} \quad (1.2)$$

где $Z(T), S(T), H(T)$ — текущие значения ортодромических прямоугольных координат ПМС в заданный момент времени T .

Условия (1.2) будут выполняться в реальном полете при совпадении фактических навигационных и пилотажных режимов полета с заданными. Фактический режим полета (навигационный или пилотажный) под влиянием всех факторов, зависящих как от экипажа, так и от внешних условий, будет отличаться от заданного. Заданный режим полета (навигационный и пилотажный) определяется программой полета. Режимы полета, выполняемые для устранения расхождения между заданными и фактическими, называются требуемыми.

Навигационно-пилотажные параметры, характеризующие соответствующие режимы полета, тесно переплетаются между собой. Нельзя говорить о точном выдерживании заданного маршрута или о точном выходе в пункт назначения по месту и времени, если при этом не будет обеспечен заданный пилотажный режим полета. С другой стороны, строгого выдерживания пилотажного режима недостаточно при полете по заданному маршруту без учета изменений навигационных параметров. Чем выше степень автоматизации полета самолета, тем теснее взаимосвязь процессов навигации и пилотирования. Требования к процессам управления изложены достаточно подробно в гл. 8.

Конечной целью использования БИУС на борту ВС, кроме обеспечения точности самолетовождения, является предупреждение ошибок, обусловленных человеческим фактором, и обеспечение высокого уровня безопасности полетов.

1.4. Влияние человеческого фактора на безопасность полетов

Роль человеческого фактора (ЧФ) в обеспечении безопасности полетов огромна. Это обусловлено тем, что все процессы по организации, обеспечению и выполнению полетов осуществляются людьми — авиационными специалистами различного профиля. ЧФ может оказывать различное влияние на исход полета:

позитивное, когда специалист успешно выполняет свои функции и, используя опыт, профессиональное мастерство, парирует возникающие под воздействием неблагоприятных факторов опасные отклонения;

негативное, когда в процессе трудовой деятельности специалист случайно или в силу профессиональной некомпетентности сам совершает неправильные, ошибочные действия.

Поскольку в авиации изучение ЧФ проводилось главным образом в связи с расследованием авиационных происшествий, понятие "человеческий фактор" в проблеме обеспечения безопасности полетов приобрело негативный смысл и отождествляется с отрицательными последствиями воздействия человека на исход полетов. В книге в дальнейшем это понятие используется для характеристик отрицательной, ошибочной деятельности авиаспециалистов, приводящей к происшествиям различного вида.

Среди авиационных специалистов основное влияние на безопасность полетов оказывают действия командно-летного, летного состава, диспетчерского персонала службы УВД, инженерно-технического, медицинского персонала, деятельность которых непо-

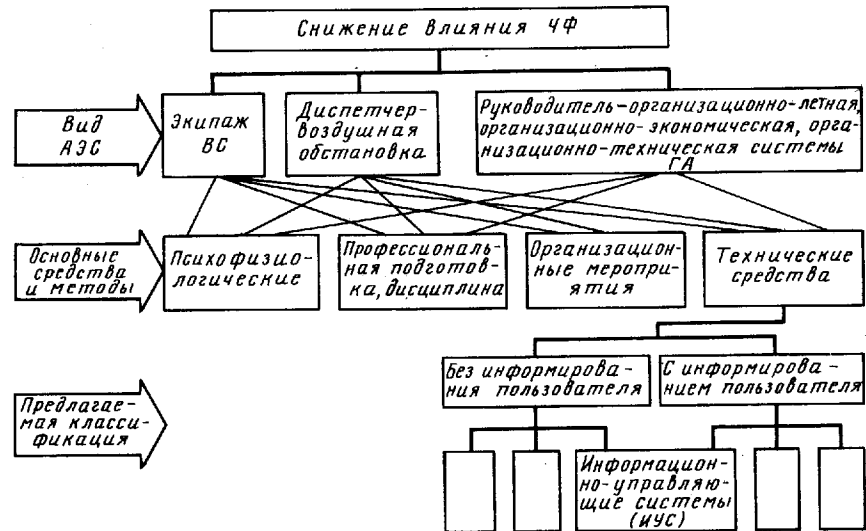


Рис. 1.5. Методы и средства снижения негативного влияния ЧФ в различных АЭС

средственно направлена на выполнение воздушных перевозок. Очевидно, что влияние различных групп авиационного персонала на состояние безопасности полетов неодинаково и определяется степенью взаимодействия с процессом выполнения полетов. Из анализа тяжелых авиационных происшествий за пятилетний период следует, что основное влияние на их возникновение оказывают ошибочные действия экипажа (около 60 %). Этот факт находит естественное объяснение, так как именно летный состав осуществляет непосредственное управление полетом и от правильности его действия в сложившейся ситуации зависит исход полета. В связи с этим проблема ЧФ именно для летного состава и прежде всего для пилотов имеет первостепенное значение.

Комплексный подход при учете влияния ЧФ на безопасность полетов отражен в международной программе оптимизации работы экипажа в кабине (CRM), рекомендованной ИКАО для всех авиационных компаний. CRM определяется как эффективное использование всех имеющихся средств, т. е. оборудования, порядка действий людей в целях обеспечения безопасного и эффективного производства полетов.

На рис. 1.5 показаны основные существующие методы и средства предупреждения ошибок, обусловленных ЧФ, для различных видов авиационных эргатических систем (АЭС). Технические средства снижения влияния ЧФ могут быть классифицированы по самым различным признакам. В настоящей книге все технические средства предлагается укрупненно разделить на две группы: без информирования пользователя (неинформационные средства), с информированием пользователя.

Рассмотрим более подробно данную проблему. Все факторы, которые могут угрожать безопасности полетов, можно разделить на четыре независимые группы: ВС, экипаж, наземные службы, атмосферные условия. Тогда вероятность авиационного происшествия можно представить в следующем виде:

$$P_{АП} = p_k^c + p_k^{nc} + p_k^a + p_k^z + p^c q_1^c + p^{nc} q_2^c + p^a q_3^c + p^z q_4^c + p^c p^a q_5^c + p^{nc} p^a q_6^c + p^c p^{nc} p^a q_7^c, \quad (1.3)$$

где $p_k^c, p_k^{nc}, p_k^a, p_k^z$ — вероятность проявления одного из катастрофических факторов, связанных с ВС, наземными службами, атмосферными условиями и экипажем; p^c, p^{nc}, p^a, p^z — вероятность проявления одного из неката-

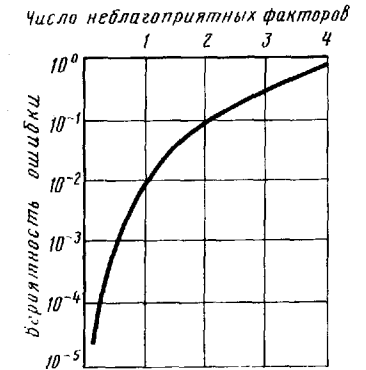


Рис. 1.6. Зависимость вероятности ошибки экипажа от числа неблагоприятных факторов

строфических факторов, входящих в данные группы; $q_1^?$, ..., $q_n^?$ — условные вероятности ошибки экипажа при проявлении одного или сочетании нескольких некатастрофических факторов.

Устанавливая нормы годности самолета, вводя сертификацию наземного оборудования, проводя отбор, обучение и контроль персонала, правомерно считать вероятность проявления катастрофического фактора (отказ всех двигателей, полный отказ системы управления, полная потеря работоспособности экипажа и т. п.) нулевой. Возникновение же в полете других факторов допустимо.

Из формулы (1.3) следует, что уменьшить вероятность авиационного происшествия можно двумя основными путями: снижением вероятностей проявления одного из некатастрофических факторов (p^c , p^a , p^s , p^z) и снижением условных вероятностей ошибок экипажа ($q_i^?$).

Первый путь применительно к самолету подразумевает создание высоконадежной конструкции, высоконадежного двигателя, безотказной или нечувствительной к отказам системы управления полетом и т. д. Второй путь предполагает разработку и внедрение средств информационной поддержки принятия решения экипажем при возникновении одного или сочетании нескольких некатастрофических факторов с учетом стресса и дефицита времени на принятие решения.

На рис. 1.6 показана кривая, характеризующая порядок вероятности опасной ошибки экипажа в зависимости от числа неблагоприятных факторов. Кривая построена на базе анализа статистики авиационных происшествий и инцидентов. Несмотря на то, что график носит оценочный характер, он правильно иллюстрирует объективные закономерности. При действии одновременно более двух неблагоприятных факторов опасная ошибка экипажа практически неизбежна.

Реализация обоих путей уменьшения величины $p_{АП}$ возможна не только при использовании на борту самолета ЭВМ, вырабатывающей как управляющие воздействия, так и информационную подсказку экипажу. В итоге это предполагает внедрение и эксплуатацию экипажем бортовой информационно-управляющей системы.

2.1. Типовая структура ПНК

Пилотажно-навигационные комплексы представляют собой большие системы, отличающиеся значительной сложностью. При изучении ПНК их целесообразно разделять на более простые комплексы и подкомплексы. Обычно их делят на два комплекса: навигационный и пилотажный.

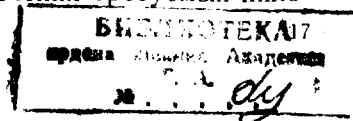
Пилотажный комплекс (ПК) — это комплекс оборудования, осуществляющий стабилизацию центра масс ВС на заданной опорной траектории и управление его поворотом вокруг центра масс с обеспечением требуемых пилотажных характеристик и безопасности полета при автоматическом, полуавтоматическом и ручном пилотировании. Часто ПК называют бортовой системой автоматического управления полетом (бортовой САУ).

Навигационный комплекс (НК) — это комплекс оборудования, определяющий траекторию полета центра масс ВС, выдающий информацию об отклонении центра масс от программной траектории и информацию о текущем положении центра масс ВС в пространстве. В состав НК может входить цифровая или аналоговая вычислительная машина, которая в ряде случаев вырабатывает управляющие сигналы в пилотажный комплекс.

Границей между ПК и НК служат те переключающие устройства, которые отключают сигналы отклонения центра масс ВС от программной траектории, поступающие из НК в ПК на режимах полуавтоматического и автоматического пилотирования.

Обычно ПК принято разделять (рис. 2.1) на два подкомплекса: систему траекторного управления (СТУ) и систему штурвального управления (СШУ). Система траекторного управления, состоящая из системы формирования командных сигналов и системы обработки сигналов рассогласования, предназначена для стабилизации центра масс ВС на заданной траектории и управления поворотом ВС вокруг центра масс. Состав и структура СТУ определяются совокупностью решаемых задач. К ним относятся: автоматический и полуавтоматический взлет; автоматический полет по заданному курсу; автоматическая стабилизация углового положения самолета; автоматическая стабилизация высоты полета; автоматическая стабилизация скорости полета; автоматический и полуавтоматический заход на посадку и уход на второй круг; автоматическое приземление и пробег по взлетно-посадочной полосе (ВПП).

Система штурвального управления, состоящая из системы перемещения органов управления и системы улучшения пилотажных характеристик, предназначена для обеспечения требуемых пило-



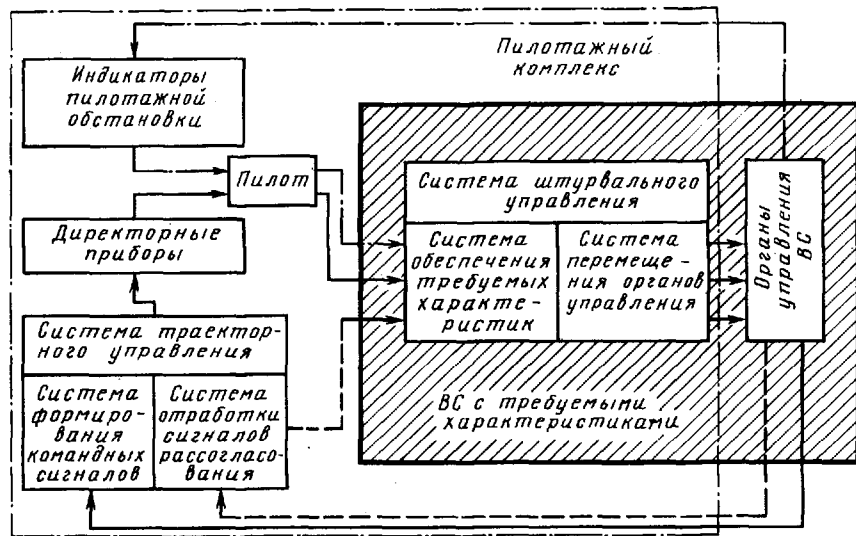


Рис. 2.1. Функциональная схема пилотажного комплекса

тажных характеристик (демпфирования, устойчивости и управляемости) и предотвращения возможности выхода ВС на опасные режимы при автоматическом, полуавтоматическом и ручном пилотировании. Состав и структура СШУ определяются аэродинамическими и геометрическими особенностями конкретного ВС.

Границей между СТУ и СШУ являются те переключающие устройства, которые могут отключить команды, поступающие из СТУ в СШУ в процессе автоматического пилотирования. В этом случае информация об отклонении центра масс ВС от заданной траектории и информация о его повороте вокруг центра масс поступает из СТУ только на индикаторы и сигнализаторы.

Система штурвального управления должна работать при любом из трех возможных способов пилотирования: автоматическом, полуавтоматическом и ручном. Она органически связана с ВС и вместе с ним образует "ВС с требуемыми пилотажными характеристиками". Это касается ВС со стреловидными крыльями. Если пилотажные характеристики ВС удовлетворяют необходимым требованиям, то не возникает потребности в специальной подсистеме улучшения пилотажных характеристик. Разделение ПК на СШУ и СТУ открывает более широкие возможности проведения унификации оборудования пилотажного комплекса, так как структура СШУ определяется конструктивными особенностями конкретного самолета, а структура СТУ — решаемыми задачами. Самолеты разной конструкции, но предназначенные для решения одних и тех же задач могут иметь разные СШУ, но однотипные СТУ, и наоборот, самолеты одной и той же конструкции, но предназначенные для выполнения разных задач

могут иметь одинаковые СШУ и разнотипные СТУ. Динамические контуры СШУ являются внутренними по отношению к динамическим контурам СТУ.

Типовой состав навигационного комплекса определяют следующие функциональные блоки: навигационный вычислитель (НВ) (аналоговый или цифровой); устройства управления, индикации и сигнализации; датчики навигационной информации 1-й и 2-й групп.

К устройствам управления, индикации и сигнализации относятся различные пульты (ПВИ, ПВП, ППК, ПУ и т. д.), индикаторы (ИНО, планшет, ПНП, ПКП, РМИ и т. д.), которые служат для управления режимами работы комплекса, ввода и индикации навигационных параметров.

Датчики навигационной информации (ДНИ) служат для измерения параметров различных физических полей, на основе которых определяются навигационные элементы полета. ДНИ условно делятся на две группы. Первая обеспечивает определение навигационных элементов движения (курса, скорости, угла сноса, крена, тангажа, высоты), вторая — определение навигационных параметров, характеризующих положение ВС относительно опорных линий и навигационных точек или положение объектов относительно ВС (азимут, дальность, пеленг, курсовой угол, разность дальностей).

К ДНИ 1-й группы относятся курсовые приборы и системы, предназначенные для определения заданного или расчетного курсов, выполнения разворотов на заданные углы и для выдачи сигналов курса в навигационные вычислители, навигационно-пилотажные и другие системы, на индикаторы.

Точная курсовая система ТКС-П является типичным представителем систем, построенных по принципу объединения различных датчиков курсовой информации. В последнее время получают распространение более совершенные курсовые приборы, сопряженные с НВ ПНК. Это базовые системы формирования курса (БСФК) и базовые (единые) системы курса и вертикали (БСКВ). БСФК формирует по данным гироскопа, курсовых вертикалей или инерциальной курсовых вертикалей курс ВС с возможностью коррекции от внешних источников курса. БСКВ формирует по данным инерциальной системы, курсовых вертикалей или инерциальной курсовых вертикалей значение курса ВС и обеспечивает формирование сигналов, подтверждающих достоверность сигналов курса и вертикали методом сравнения их значений от отдельных систем. БСФК и БСКВ автономны и в сочетании с навигационным вычислителем обеспечивают надежную и точную курсовую информацию потребителю ПНК. В сочетании с НВ они измеряют и формируют соответствующие курсы. Основным принципиальным отличием БСФК и БСКВ от других курсовых систем является их способность сопрягаться с НВ и получать от него информацию (сигналы внешней коррекции). В остальном принципиального отличия от других систем нет, за исключением некоторых технических решений: БСФК и БСКВ присущи те же

основные элементы курсовой системы: индукционный датчик, кор-ректсионный механизм, курсовой гироскоп и т. д.

В настоящее время на ВС устанавливают инерциальные навига-ционные системы (ИНС); которые могут использоваться как авто-номные средства навигации и в качестве датчиков курса, осевого положения и скорости ВС для НВ ПНК.

Важнейшим составным элементом современных ПНК является до-плеровская РЛС (доплеровский измеритель скорости и угла сноса — ДИСС). Измеряемые ими доплеровские частоты часто используются для вычисления путевой скорости и угла сноса или проекций путевой скорости на оси навигационной системы координат.

Помимо инерциальных и доплеровских систем навигации по-лучают распространение инерциально-доплеровские навигац-ионные системы (ИДС), сочетающие в себе достоинства ИНС и ДИСС. Такое комплексирование обеспечивает новые качества системы в сравнении с ИНС. Например, ИДС не требует столь продолжитель-ной выставки перед полетом.

Для решения задач самолетовождения на ВС необходимо нали-чие информации о приборной и истинной скорости, высоте, скорости набора и снижения, температуре. Эти данные выдаются системой сбора и обработки информации, которая состоит из аэродинамиче-ских и термодинамических датчиков, устройств преобразования, воздушных сигналов и устройств (приборов) индикации для исполь-зования информации экипажем. Для получения истинных значений воздушных параметров экипажу в полете приходится производить соответствующие расчеты для исключения методических, аэродина-мических и инструментальных погрешностей.

Большие скорости современных ВС не позволяют экипажу про-изводить сложные расчеты. Кроме того, расширение диапазона и повышение необходимой точности измерений, увеличение объема измеряемых параметров при жестком ограничении габаритных раз-меров и массы приборов, а также необходимость выдачи пилотаж-но-навигационной информации в виде электрических сигналов обус-ловили необходимость комплексирования отдельных разнотипных приборов в системы и комплексы. Представителями таких систем и комплексов являются система воздушных сигналов (СВС) и инфор-мационный комплекс высотно-скоростных параметров (ИКВСП). В СВС и ИКВСП предусматривается автоматический учет инстру-ментальных, аэродинамических и методических поправок.

Вычисленные в вычислительном устройстве системы значения истинной скорости, числа M и барометрической высоты выдаются на указатели и различные потребители ПНК в виде электрических сигналов.

Выполнение полета по заданной воздушной трассе или маршру-ту с целью вывода ВС на заданный пункт или аэродром посадки требует от экипажа точного знания текущего местоположения (МП).

В навигации существуют два метода определения местоположе-ния:

получение координат МП на основании внешней информации, при реализации которого координаты МП называются абсолютными;

получение координат МП счислением пути, при реализации ко-торого координаты МП называются относительными.

Относительными координаты МП называются потому, что они отсчитываются относительно какого-либо МП, т. е. ранее опреде-ленных координат (абсолютных), таким образом, они зависимы от последних. Абсолютные координаты МП не зависят от ранее опре-деленных координат.

Относительные координаты МП получают на борту для обеспе-чения непрерывного самолетовождения в результате обработки внешней информации от датчиков навигационной информации 1-й группы, т. е. относительные координаты определяют счислением пути, основанным на интегрировании вектора путевой скорости от ДИСС или ускорений ВС по времени в ИНС. Следует отметить, что это позволяет получать собственно не сами координаты МС, а толь-ко их приращение во времени от ранее определенных абсолютных координат.

Основным недостатком метода счисления пути является то, что при нарушении процесса счисления (отказе НВ или его систем) восстановить текущие координаты МС уже невозможно. Для этого необходимо определять абсолютные координаты от внешнего источ-ника.

Следует также отметить, что процесс счисления приводит к по-явлению с течением времени возрастающей погрешности для ДНИ 1-й группы. Таким образом, достоверная информация со временем утрачивается и, следовательно, эти координаты необходимо перио-дически корректировать.

Для коррекции относительных координат МС необходимо опре-делять абсолютные координаты. Техническими средствами опреде-ления абсолютных координат являются датчики навигационной ин-формации 2-й группы, с помощью которых определяют координаты относительно опорных линий и навигационных точек или положение объ-ектов (ориентиров) относительно ВС. К таким ДНИ относятся РСБН, РСДН, VOR, АРК и др.

Место самолета с помощью ДНИ 2-й группы может быть опре-делено непосредственно по фиксации момента пролета ВС над ори-ентирами, радиомаяком (РМ) или косвенно путем определения ли-ний положения ВС относительно РМ (ориентира) и последующим пересчетом параметров этих линий положения в место ВС в приня-той системе координат. Информацию, полученную от ДНИ 2-й груп-пы, называют позиционной, а методы и средства навигации соответ-ственно позиционными. В качестве источников позиционной информации используют наземные РМ, визуальные и радиолокаци-

онные ориентиры, небесные тела (светила и искусственные спутники Земли).

Точность определения абсолютных координат зависит только от совершенства позиционных средств навигации, условий измерения, а также взаимного расположения ВС и источников информации.

При использовании методов определения абсолютных координат МС помимо дискретных измерений возможен и непрерывный контроль пути при условии непрерывного получения позиционной информации. Технически это реализуется в НК, имеющих режимы непрерывной радиокоррекции от РСБН (в районе аэродрома, зоне действия РМ), РСДН и СНС. Этого же можно достичь применением работающих автономно радионавигационных систем типа "Омега" и спутниковых систем навигации (СНС). Однако следует подчеркнуть, что определение абсолютных координат в большинстве случаев в современных комплексах используют дискретно, т. е. через определенные промежутки времени, для коррекции относительных координат МП, полученных в результате счисления.

Кроме коррекции численных НВ координат МП в НК с ЦВМ предусматривается автоматическая коррекция курса (в режиме комплексной обработки информации), а также ручная коррекция ИНС и ТКС.

Все существующие ПНК в зависимости от используемой элементной базы и принципов формирования управляющих сигналов делятся на аналоговые и цифровые. В связи с достижениями вычислительной техники к перспективным ПНК относятся лишь цифровые, в которых можно обеспечить высокую степень стандартизации и унификации оборудования при меньших затратах и массе. В цифровых ПНК можно не только повышать надежность, но и реализовывать принципиально новые электронные способы отображения пилотажно-навигационной информации на цветных мониторах, что позволяет снижать нагрузку на экипаж в полете. Цифровые ПНК разработаны для самолетов нового поколения: Ту-204, Ил-96-300, Ту-334 и др.

Наиболее сложными для автоматизации являются заход на посадку и посадка самолета. Международная организация гражданской авиации (ИКАО) определила пять основных эксплуатационных категорий или посадочных минимумов, характеризующихся высотой принятия и дальностью видимости на ВПП, по которым осуществляются заход на посадку и посадка. Под высотой принятия решения понимается высота, на которой должен быть начат маневр ухода ВС на второй круг, если до этой высоты не был установлен надежный контакт с наземными ориентирами по курсу посадки, позволяющий выполнить безопасную посадку самолета.

К основным эксплуатационным категориям относятся:

I, предусматривающая выполнение захода на посадку до высоты принятия решения 60 м при дальности видимости на ВПП не менее 800 м (60×800 м);

II, предполагающая выполнение захода на посадку до высоты принятия решения 30 м при дальности видимости на ВПП не менее 40 м (30×400 м);

IIIА, предполагающая заход на посадку, посадку и руление по ВПП при дальности видимости на ВПП не менее 200 м (0×200 м);

IIIВ, предполагающая заход на посадку, посадку, руление по ВПП и рулежным дорожкам при видимости на ВПП не менее 50 м (0×50 м);

IIIС, предполагающая заход на посадку, посадку, руление по ВПП и рулежным дорожкам без использования внешних ориентиров (0×0 м).

Освоение полетов в условиях I — III категорий требует применения совершенных и высоконадежных бортовых систем управления полетом. Потребная степень автоматизации процессов управления увеличивается с ростом номера эксплуатационной категории. Исключительно высокой должна быть надежность систем управления. По принятым английским авиационным требованиям из 10 млн. автоматических посадок лишь одна может закончиться неудачно, т. е. вероятность неудачного завершения автоматической посадки по III категории должна быть не более 10^{-7} .

Сейчас стремятся снизить значение вероятности неудачной посадки до 10^{-8} , что может быть достигнуто только в резервированной аппаратуре, использующей высоконадежные схемы и элементы. Существующие аналоговые ПК обеспечивают заход на посадку по II категории. Цифровые ПК строятся в соответствии с требованиями IIIА и IIIВ категорий ИКАО.

Возможность захода на посадку и посадки в соответствии с той или иной категорией ИКАО зависит, естественно, не только от установленного ПК (бортовой САУ), но и от оборудования аэродромов соответствующими посадочными средствами и подготовленности экипажей ВС. Только наличие этих трех составляющих позволяет перейти к эксплуатации ВС в сложных метеорологических условиях, т. е. сделать авиацию всепогодной. Сдерживающим фактором здесь является обеспеченность аэродромов соответствующими посадочными средствами, установка которых требует больших капитальных затрат.

2.2. Контроль ПНК

Повышение уровня автоматизации полета неизбежно приводит к усложнению структуры ПНК, увеличению числа составляющих его элементов (аппаратурных или программных). Выполнение возложенных на ПНК функций возможно лишь при надежном его функционировании. Для обеспечения высокой эксплуатационной надежности ПНК необходимо выполнить следующие требования: уменьшить интенсивность отказов составляющих элементов; обес-

печить нормальное функционирование системы даже при появлении отказов.

Выполнение первого требования достигается применением высоконадежных элементов с широкими допусками на изменение их характеристик при внешнем воздействии. Решение второй задачи связано с построением отказоустойчивой системы, способной выполнять свои функции и после возникновения неисправностей или отказов. Организация такой системы предусматривает применение резервирования, приводящего к использованию различных видов избыточности в системах управления. Если для аналоговых ПНК единственным видом избыточности является аппаратная, то для цифровых систем возможно также использование информационной и алгоритмической избыточности.

Реконфигурации системы, связанной с подключением резервных элементов, предшествует диагностирование ПНК, состоящее в определении его состояния в настоящий момент времени. Процесс установления соответствия фактического технического состояния ПНК заданному называется контролем. Результат контроля может выдаваться или не выдаваться экипажу. Как правило, информация об отказах элементов ПНК выдается экипажу после выхода за пределы функциональных возможностей системы резервирования. Перспективным направлением является не только сигнализация факта отказа, но также и предоставление экипажу подсказки в виде рекомендательной или командной информации о необходимых последующих действиях (см. гл. 12).

Для решения задач контроля ПНК в процессе выполнения полета используются различные бортовые средства контроля (БСК). Их можно классифицировать по следующим признакам: конструктивной реализации, степени автоматизации, способу обработки информации.

Согласно признаку конструктивной реализации БСК делят на встроенные и внешние. Встроенные средства контроля имеют общее конструктивное исполнение с ПНК. Внешние средства выделяются в отдельные блоки. По степени автоматизации БСК классифицируются на неавтоматизированные, автоматизированные и автоматические. В зависимости от способа обработки информации БСК можно разделить на аналоговые, цифровые и аналого-цифровые. Следует также указать на группу наземно-бортовых средств контроля (НБСК), состоящую из двух частей: бортового устройства регистрации, устанавливаемого на ВС, и аппаратуры обработки регистрируемой в полете информации.

БСК в общем случае выполняют следующие функции:
определение в полете отказа контролируемых блоков с возможной выдачей соответствующей информации экипажу;
отключение отказавшего элемента и проведение реконфигурации контролируемой системы для обеспечения ее работоспособности;

регистрацию параметров и накопление информации об отказах элементов;

оперативную передачу информации об отказах на землю.

В состав БСК в общем случае должны входить блоки: определения, индикации отказа и подключения резерва; регистрации параметров; накопления информации об отказах; оперативной передачи информации об отказах на Землю. В БСК, как правило, применяются лишь первые два указанных блока. Использование средств цифровой техники позволяет эксплуатировать БСК с полным набором функциональных возможностей, что приводит к повышению достоверности результатов контроля бортовых систем управления.

В БСК для детектирования отказа с последующим подключением резерва используются различные методы, представляющие собой совокупности специальных правил и процедур. При этом методы контроля аналоговых и цифровых ПНК существенно отличаются.

Контроль аналоговых ПНК. В аналоговых БСК реализуются следующие основные методы контроля: сравнение текущего значения параметра с заданным (пороговым) значением; сравнение выходного сигнала системы с выходным сигналом аналога этой системы; места "голосования" (мажоритарный метод); определение отказа тест-контролем.

Для сравнения текущего значения параметра с заданным (пороговым) значением воспользуемся следующим уравнением:

$$x_{\Delta} = W(p)F(x)x, \quad (2.1)$$

где x_{Δ} — контрольный сигнал; $W(p)$ — передаточная функция фильтра системы измерения этого параметра; $F(x)$ — нелинейность, определяющая пороговое значение выдачи сигнала превышения допустимого уровня; x — контролируемый параметр.

Фильтр с передаточной функцией $W(p)$ используется для учета характера ограничений, зависящих от условий и этапа полета. Так, граничные значения отклонений рулей зависят от их балансировочного положения, а допустимое значение угла атаки — от скорости и высоты и т. д.

Характеристика нелинейности $F(x)$ в общем случае имеет вид:

$$F(x) = \begin{cases} 0 & \text{при } x \leq +x_{\text{доп}}; \\ 0 & \text{при } -x \geq -x_{\text{доп}}; \\ 1 & \text{при } x > +x_{\text{доп}}; \\ 1 & \text{при } -x < -x_{\text{доп}}. \end{cases}$$

Ограничения $x_{\text{доп}}$ могут быть равны друг другу по модулю (например, по крену). Можно встретить и несимметричные ограничения (например, по углу атаки и числу M). Учет изменений допустимых значений контролируемого параметра производится за счет изменения коэффициентов передаточной функции $W(p)$ или характеристики нелинейности.

Для устранения сложных сигналов отказов, которые могут быть вызваны кратковременными, не представляющими опасности для системы изменениями контролируемых параметров, применяется порогово-временной метод детекции отказа. Уравнение такого детектора отличается от формулы (2.1) наличием функции временной задержки $F(t)$:

$$x_{\Delta} = W(p)F(x)F(t)x, \quad (2.2)$$

где $F(t) = \begin{cases} 0 & \text{при } t \leq t_{\text{зад}}; \\ 1 & \text{при } t > t_{\text{зад}}. \end{cases}$

Временную задержку можно также осуществить без введения нелинейного звена $F(t)$ соответствующим выбором постоянной времени передаточной функции.

Сравнение выходного сигнала системы с выходным сигналом аналога заключается в контроле разности сигналов на выходе контролируемого объекта и его модели. В бортовых системах в качестве моделей используют аналоговые устройства (аналоги), реализующие передаточные функции контролируемого объекта.

Пусть имеется система, передаточная функция которой

$$W_o(p) = \prod W_1(p), W_2(p), \dots, W_n(p).$$

Модель аналога этой системы

$$W'_o(p) = \prod W'_1(p), W'_2(p), \dots, W'_n(p).$$

При данном методе контроля должно выполняться условие $W_o(p) = W'_o(p)$. Сравнив выходные сигналы основной системы и аналога на пороговом или порогово-временном устройстве, можем зафиксировать отказ. Таким образом, уравнение данной системы контроля имеет вид

$$x_{\Delta} = [W_o(p) - W'_o(p)]F(x)F(t),$$

где $F(x)$ и $F(t)$ — нелинейные функции [см. (2.2)].

Разновидностью системы сравнения с аналогом является дублированная система параллельного действия, состоящая из двух подобных систем, каждая из которых является аналогом другой системы.

В многократно резервированных системах применяется мажоритарный метод или метод "голосования". Сущность метода заключается в следующем: если, например, система трехканальная, то вероятность того, что выходной сигнал одного из трех одинаковых агрегатов при отказе будет отличаться от выходного сигнала двух остальных агрегатов, значительно больше, чем вероятность того, что в двух агрегатах одновременно будет такой отказ, при котором их выходной сигнал будет одинаков.

Таким образом, отказавшим считается агрегат, выходной сигнал которого отличается от сигналов двух других агрегатов. Конечно, резервирование должно быть таким, чтобы число резервных каналов было нечетным. Кроме кворум-элемента для реализации данного метода используется также компаратор, фиксирующий разность между текущим значением параметра данного входа и осредненным значением по всем входам и сигнализирующий о превышении допустимого значения этой разности.

Сигналы от контролируемых объектов поступают на кворум-элемент. При малом расхождении входных сигналов на выходе элемента получается среднеарифметическое значение этих сигналов. Если разность одного из входных и выходного сигналов превысит некоторое заданное значение, это означает отказ одного из объектов контроля, о чем сигнализирует соответствующий детектор отказа. По данному сигналу неисправный объект отключается. При втором отказе другого объекта контроля выдается второй сигнал отказа, что приводит к отключению двух оставшихся объектов.

Контроль систем автоматического управления с помощью специально формируемых сигналов называется тест-контролем. По своей временной характеристике он может быть непрерывным и дискретным. При реализации метода тест-сигнал подается на вход объекта контроля и один из входов устройства сравнения. Второй вход данного устройства сравнения связан с выходом объекта контроля. С выхода устройства сравнения выдается сигнал отказа до тех пор, пока сигнал с выхода объекта контроля не скомпенсирует тест-сигнал. Если объект работоспособен, сигнал отказа отключается.

Контроль цифровых ПНК. Методы контроля цифровых ПНК существенно отличаются от предыдущих методов для аналоговых систем управления в части контроля вычислительной системы, так как остальные агрегаты систем в основном имеют одинаковую структуру, элементную базу и принципы функционирования. Методы и средства контроля бортовых цифровых вычислительных систем (а соответственно и ПНК в целом) разделяются на аппаратные и программные. Все виды аппаратного контроля требуют избыточности оборудования, а программные методы — непроизводительных затрат машинного времени. В бортовых ЦВМ часто существующие виды аппаратного контроля применяются совместно с программными методами.

Аппаратные методы. Бортовые цифровые вычислительные системы, входящие в состав ПНК, контролируются следующим образом: по модулю; на четность (нечетность); путем "эхо-контроля" цепей передачи информации. При этом обычно используются либо две однотипные синхронно работающие БЦВМ, либо система троированного оборудования с применением мажоритарных элементов.

В основу метода контроля по модулю положено соотношение

$$A \equiv r_a \pmod{M}. \quad (2.3)$$

Взаимозависимость между числами A , r_a и M имеет вид

$$A = Ml + r_a,$$

где A , M , l и r_a — целые числа; A — любое контролируемое n -разрядное число; M — модуль, или делитель; l — частное; r_a — остаток от деления числа A на модуль M (контрольный код числа A).

При данном методе контроля каждому контролируемому числу придается еще m дополнительных разрядов, в которые записывается контрольный код, т. е. остаток r_a . Если записать все числа в виде (2.3), то после этого их можно будет складывать, перемножать, а результаты записывать так:

$$\sum_{i=1}^p A_i \equiv \sum_{i=1}^p r_{ai} \pmod{M}; \quad (2.4)$$

$$\prod_{i=1}^p A_i \equiv \prod_{i=1}^p r_{ai} \pmod{M}. \quad (2.5)$$

Выражения (2.4) и (2.5) означают, что сумма (произведение) чисел сравнима с суммой (произведением) остатков этих чисел по модулю M .

При контроле по модулю сбоя (отказы) обнаруживаются с высокой достоверностью, однако этот метод требует значительного увеличения числа контрольного оборудования.

Контроль на четность — наиболее простой способ обнаружения единичной ошибки. Для осуществления такого контроля необходимо добавление к информационным разрядам передаваемого кода числа одного дополнительного (контрольного) разряда. В контрольный разряд записывается контрольный код k — значение суммы цифр всех разрядов кода числа по модулю 2 в случае контроля на четность и отрицание такой суммы в случае контроля на нечетность, т. е.

$$k = a_1 + a_2 + \dots + a_n,$$

где "+" — символ двоичного сложения; a_i — значение i -го разряда двоичного контролируемого числа A .

В приемном устройстве производится сложение цифр всех разрядов передаваемого числа по модулю 2, включая и значение цифр контрольного разряда. Если $k + a_1 + a_2 + \dots + a_n = 0$, то при контроле на четность ошибки нет. Если указанная сумма равна 1, то имеет место ошибка при передаче кода числа.

Под передачей информации понимается передача данных, команд и управляющей информации. Метод "эхо-контроля" цепей передачи информации заключается в том, что содержимое приемного

регистра возвращается на передающий регистр и производится поразрядное сложение всех позиций передающего регистра с соответствующими позициями приемного регистра. При отсутствии ошибок передающий регистр должен содержать нули во всех позициях. Любая ошибка передачи даст ненулевой результат на передающем регистре.

Принцип работы устройства контроля в системе из двух однотипных БЦВМ заключается в выделении сигнала ошибки схемой сравнения, соединенной с выходами одноименных блоков двух БЦВМ. Сигнал ошибки выделяется только той схемой сравнения, которая контролирует неисправные два блока. Исправные блоки при этом имеют одинаковые выходные сигналы и, следовательно, на выходе их схем сравнения сигнал ошибки отсутствует.

Одно из важнейших требований, предъявляемых к устройству контроля, заключается в том, чтобы оно не снижало быстродействия двух БЦВМ по сравнению с одной из них, входящих в систему. Кроме того, важно и требование обеспечения возможности автономной работы любой одной БЦВМ из дублированной системы. Выполнение этого требования позволит продолжить решение задачи при отказе одной БЦВМ на другой, исправной.

Такой метод контроля обладает высокой эффективностью по выявлению сбоев (отказов), так как вероятность одновременного сбоя (отказа) двух одинаковых блоков в обеих однотипных машинах ничтожно мала.

При контроле с применением троированного оборудования с мажоритарным элементом в БЦВМ наряду с увеличением вероятности безотказной работы увеличивается и достоверность функционирования вследствие автоматического устранения последствий сбоев (отказов) при помощи мажоритарных элементов. Поэтому такой вид резервирования, применяемый в цифровых вычислительных системах управления полетом, можно считать своеобразным видом контроля, так как при этом решается важнейшая задача контроля — увеличение достоверности функционирования БЦВМ.

Программные методы. Они применяются только для контроля средств цифровой техники. Иногда эти методы называются алгоритмическими, иногда совместно алгоритмическими и программными.

Для максимального уменьшения недопустимых искажений обрабатываемой БЦВМ информации необходимо увеличить вероятность достоверной реализации заданного алгоритма. Решить данную задачу можно введением алгоритмической избыточности, которая определяется как преобразование алгоритма к виду, обеспечивающему более достоверную переработку информации. Алгоритмическую избыточность удобно подразделить на избыточность алгоритма и избыточность программы, реализующей данный алгоритм.

Целесообразность такого разделения объясняется тем, что алгоритм не связан с конкретной БЦВМ и затрагивает лишь этап преобразования информации. В отличие от алгоритма программа полно-

стью определяется свойствами БЦВМ и учитывает такие важные этапы обработки информации, как хранение, получение и выдача информации. Поэтому в общем задачу повышения функциональной надежности БЦВМ введением алгоритмической избыточности следует связывать с программой, реализующей данный алгоритм.

Одним из наиболее распространенных методов алгоритмического контроля, т. е. введения алгоритмической избыточности, является использование усеченного алгоритма. Контроль в данном случае заключается в том, что задача, решенная по какому-либо алгоритму, проверяется затем решением по сокращенному, т. е. усеченному

алгоритму. Например, при вычислении интеграла $\int_a^b x dx$ с заданной

точностью (шагом интегрирования) можно в качестве сокращенного алгоритма использовать тот же самый, но с большим шагом интегрирования. Очевидно, что при решении задачи по сокращенному алгоритму точность решения будет меньше, чем по основному. Однако сравнение результатов позволяет оценить правильность решения задачи. К сожалению, не для каждого алгоритма можно сформировать его усеченный вариант.

Избыточность программы предусматривает введение в нее дополнительных контрольных и исправляющих программ. Методы введения избыточности в программу можно разделить на методы тестового контроля и программно-логические.

Методы тестового контроля основаны на реализации специальных программ решения контрольных и имитационных задач. Контролирующие тесты позволяют определить наличие неисправности. При выполнении тест-программы осуществляются заданные операции и в конечном итоге сравнение результатов с заранее известными ответами. Данная программа охватывает работу всех узлов БЦВМ в различных режимах. Тестовый контроль обеспечивает автоматический контроль работы машины на борту ВС в течение предполетной подготовки и всего времени полета с момента включения.

Программно-логические методы предусматривают введение в программу специальных логических либо дополнительных вычислительных операций, не связанных с алгоритмом и предназначенных для повышения достоверности обработки информации. Этот вид контроля включает в себя методы двойного счета, контрольной задачи, многократного запоминания и проверки хода программы.

Сущность метода двойного счета состоит в повторном решении задачи. Результаты двух просчетов сравниваются, и их совпадение считается признаком достоверности. При их несовпадении решение может повторяться до тех пор, пока не будут получены два одинаковых результата. В этом случае последнее решение принимается за правильное. Возможны варианты реализации метода: повторение всей программы, разделение программы на участки и двойной про-

счет каждого участка программы. Данный метод, обнаруживая сбои, не позволяет определить отказы аппаратуры.

В тех случаях, когда имеется возможность найти в программе какие-либо контрольные соотношения, целесообразно использовать метод контрольной задачи. Например, если вычисляются функции $\sin x$ и $\cos x$, то проверку счета можно произвести с помощью соотношения $\sin^2 x + \cos^2 x = 1$. Однако не всегда удастся найти подобные контрольные соотношения.

Многократное запоминание информации осуществляется в оперативном запоминающем устройстве (ОЗУ) БЦВМ в тех случаях, когда данная информация имеет особую важность. При использовании этого метода данные хранятся в трех устройствах памяти. При этом каждая ячейка памяти дублируется двумя. В этом случае выполняется поразрядное сравнение содержимого трех ячеек и осуществляется выбор на основе мажоритарного принципа.

Проверка хода программы основана в основном на контроле длительности ее выполнения. При этом можно обнаружить опасное заикливание всей программы или ее отдельных модулей. Контроль длительности осуществляется с использованием счетчика времени (таймера). Показания таймера сравниваются заранее известным допустимым временем счета программы.

2.3. Связь ПНК с системой УВД

Все данные, используемые в процессе УВД, можно разделить на статические, т. е. не меняющиеся в процессе работы системы, и динамические, которые должны непрерывно обновляться.

Статическая информация включает в себя характеристики ВС и трасс. К характеристикам ВС относятся диапазоны вертикальных скоростей при наборе высоты и снижении, зависимости расхода топлива от высоты и скорости и т. д. К характеристикам трасс относятся координаты контрольных пунктов, точек пересечения и излома трасс; магнитные путевые углы, длина, ширина и нижний безопасный эшелон отдельных участков; условный номер трассы. Статическая информация должна храниться в системе непрерывно.

Промежуточное положение между статической и динамической занимает информация, содержащаяся в планах полетов, так как планы могут корректироваться в процессе полета. План полета должен содержать номера ВС и трассы, время вылета, прохождения контрольных пунктов и прибытия в пункт назначения, запас топлива, сведения о наличии на борту радиолокационного ответчика.

К динамической информации относятся номер ВС, координаты и высота, остаток топлива, метеорологические условия. Основными источниками динамической информации являются радиолокационные станции (РЛС). С их помощью определяют координаты ВС. Для

получения сведений о бортовом номере, высоте и остатке топлива используют радиолокационные системы с активным ответом. Если ВС не оборудовано ответчиком, эти сведения передаются экипажем по радиотелефонной связи и вводятся в автоматизированную систему диспетчером или оператором с пульта.

Схема простейшего контура системы УВД представлена на рис. 2.2. В данном примере диспетчер принимает решение и ведет управление. Информацию об окружающей обстановке он получает с помощью радиолокационного и радиопереговорного устройств. По заданному плану-программе движения в соответствии с инструкциями и другими регламентами и выработанной схемой, установленной организацией движения, а также с учетом сложившейся воздушной обстановки диспетчер может принять решение о необходимости изменения движения ВС. Если при этом система УВД является автоматизированной (АСУВД), то часть функций диспетчера выполняется автоматически с помощью вычислительного устройства.

Сведения о метеоусловиях на различных участках трасс должны вводиться в систему автоматически с помощью телетайпов в буквенно-цифровой форме. Также должны вводиться данные от других диспетчерских подразделений и из других аэропортов. В современных системах УВД информация о высоте, бортовом номере, запасе топлива и других параметрах, а также возможных сигналах бедствия отображается на индикаторе в виде так называемых формуляров самолета или формуляров сопровождения.

Определение на борту ВС различных параметров полета осуществляется с помощью ПНК, выдающего необходимую информацию для управления ВС, а также необходимые сигналы в преобразующую и шифрующую часть бортового ответчика.

Перспективным направлением развития бортового и наземного оборудования является комплексирование в целях выполнения многоцелевых функций самолетовождения и УВД. Различные системы и линии передачи становятся составными частями бортовых ПНК и наземных комплексов АСУВД.

Существующий в настоящее время вторичный радиолокационный канал (наземный радиолокатор и самолетный ответчик), являющийся основным источником координатной информации для АСУВД, имеет ряд существенных недостатков, которые носят принципиальный характер. Среди них можно выделить низкую разрешающую способность, возможную потерю целей из-за лепестковой структуры диаграммы направленности в вертикальной плоскости и затенения антенн ВС при эволюциях, искажение передаваемой информации при наложениях ответных сигналов ВС, появление ложных целей при отказах определенной части самолетной и наземной аппаратуры, перегрузку запросчиков с ростом плотности движения и ответчиков, которые могут находиться одновременно в зоне действия нескольких вторичных РЛС.

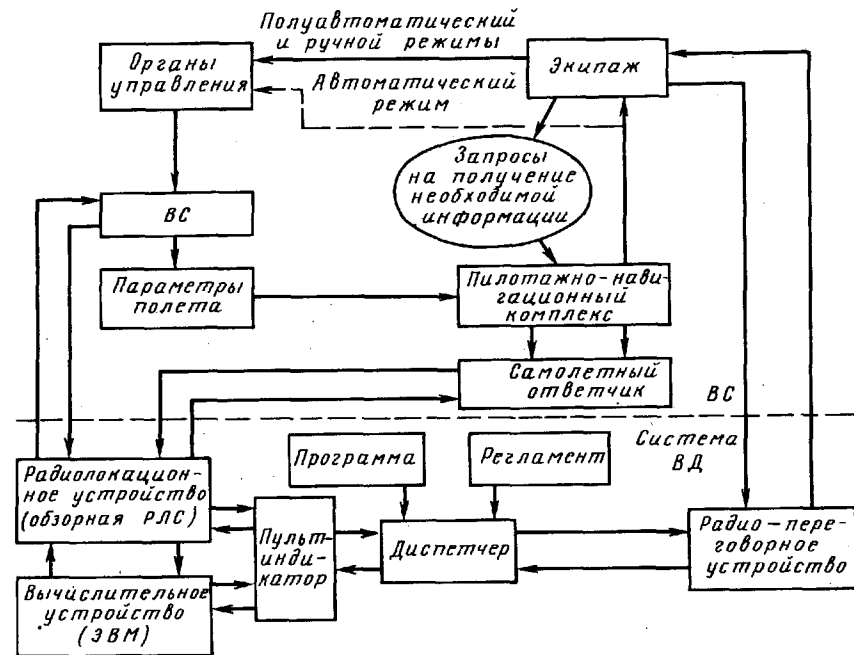


Рис. 2.2. Схема простейшего контура системы УВД

В связи с этим в ряде стран, включая Россию, осуществляется разработка качественно новой системы вторичной радиолокации, использующей принцип индивидуального адресного запроса каждого ВС. Переход на адресный режим работы позволяет создавать высокоэффективные линии передачи данных "борт — земля". Появляется возможность автоматизации процесса передачи управляющей и консультативной информации на борт ВС от системы УВД и увеличения объема информации, передаваемой автоматически с борта самолета.

Внедрение цифровой линии передачи данных системы вторичного радиолокатора (ВРЛ) с адресным запросом позволит экипажу более широко использовать преимущества автоматизации, уменьшить число системных ошибок, вызванных радиосвязью, обеспечить своевременную передачу информации экипажу. Все это, в свою очередь, приведет к повышению безопасности, экономичности и пропускной способности системы УВД, уменьшению загрузки диспетчера и экипажа.

С внедрением дискретно-адресных систем вторичной радиолокации и цифровых линий передачи данных "борт — земля" появится возможность реализации межмашинного обмена информацией между бортовым ПНК и наземными средствами УВД. Целесообраз-

ность совместной обработки информации бортовой (БСОК) и наземной (НСОК) систем оценки координат, т. е. их комплексирование, определяется двумя факторами. БСОК и НСОК решают, по существу, одни и те же задачи. Принципиальным отличием является лишь то, что НСОК оценивает траектории не одного, а нескольких ВС. При выполнении полетов БСОК и НСОК взаимодействуют между собой, и это оказывает влияние на эффективность их работы. НСОК может рассматриваться как система, контролирующая работу БСОК.

Схема бортовой (БС) и наземной (НС) систем оценки координат (рис. 2.3) включает блоки определения координат и формирования заданной траектории. БСОК обеспечивает движение ВС по заданной планом полета траектории. Для этого из блока формирования заданной траектории на вход системы траекторного управления (СТУ) поступает текущий план полетов в виде вектора состояния $\bar{X}_n^*(t)$. Он представляет собой конкретную реализацию исходного плана полетов $\bar{X}_n(t)$ и в отличие от последнего задает желаемую пространственно-временную траекторию с учетом условий полета, оперативных ограничений со стороны службы УВД. Система траекторного управления в соответствии с текущим планом вырабатывает управляющие воздействия $\bar{u}(t)$ и через систему управления угловым положением ВС обеспечивает движение ВС по заданной траектории.

Для компенсации возмущающих воздействий $\bar{V}(t)$ и погрешностей в системе управления, учесть которые в принципе невозможно, в СТУ необходима обратная связь. Она осуществляется через блок определения координат. С блока определения координат на вход СТУ подается измеренное значение вектора состояния $\bar{v}(t)$, которое отличается от фактического $\bar{X}(t)$ на значение погрешностей измерения $\bar{\sigma}(t)$:

$$\bar{v}(t) = \bar{X}(t) + \bar{\sigma}(t).$$

Обратная связь позволяет осуществить устойчивое движение ВС по заданной траектории согласно текущему плану полета.

Наземная система оценки координат включает системы сбора и первичной обработки, вторичной обработки, экстраполяции координат и блок определения предельных отклонений.

Задача НСОК — обеспечение системы УВД информацией о фактических и прогнозируемых положениях ВС для устранения конфликтных ситуаций полета, а также контроль за работой БСОК.

После вторичной обработки сглаженные значения координат $\bar{X}(t)$ поступают в блок определения предельных отклонений. В случае отклонения от плана полета сверх установленных норм (выход с трассы, за ограничительный пеленг и т. п.) срабатывает ключ K , и в СТУ вводится корректирующий сигнал. В настоящее время это осуществляется с помощью радиосвязи диспетчера с экипажами ВС.

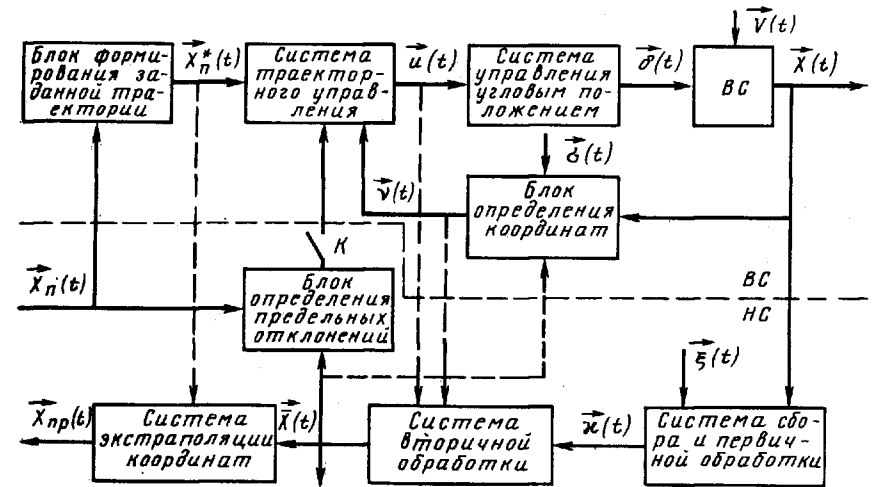


Рис. 2.3. Схема связи БСОК и НСОК

Сглаженные значения координат и скорости ВС поступают на вход системы экстраполяции координат, которая рассчитывает прогнозируемые положения ВС на заданное время $T_{п}(\bar{X}_{пр}(t))$.

Таким образом, бортовая и наземная системы оценки координат работают практически автономно, если не считать разовых корректирующих указаний службы движения. Работу НСОК и БСОК можно считать оптимальной, когда и на борту ВС, и в системе УВД обеспечивается получение вектора состояния $\bar{X}(t)$ и вектора прогнозируемого положения.

Для эффективности решения общих задач БСОК и НСОК необходимо совместное использование координатной информации, получаемой от ПНК и системы УВД. Очевидное преимущество совместной обработки данных состоит в повышении точности оценки и прогноза координат. Кроме того, такое комплексирование позволит привести БСОК и НСОК к единой системе отсчета, обеспечит резервирование источников координат на случай отказа бортовых или наземных радиотехнических средств.

Блок формирования заданной траектории, системы траекторного управления и управления угловым движением, блок определения координат, установленные на борту ВС, входят в состав ПНК.

ИЗМЕРИТЕЛИ ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ

3.1. Общие сведения

Для успешного функционирования ПНК необходимы измерения разнообразных и многочисленных параметров. Для этой цели на ВС имеются приборы, датчики и системы, использующие различные физические принципы для измерения необходимых параметров.

Приборы и датчики — это информационные устройства, преобразующие измеряемый физический параметр в вид, удобный для использования его человеком или техническим устройством. Приборами принято называть устройства, на выходе которых измеряемая величина представлена в виде, удобном для восприятия человеком с помощью органов чувств, а датчиками — устройства, выходные сигналы которых представляют собой информацию, удобную для дальнейшей обработки. Информационные системы, используя информацию от датчиков, осуществляют первичную обработку информации и приведение ее к виду, удобному для дальнейшего использования при ручном и автоматизированном управлении. Первоначально на ВС использовались только приборы, а с появлением на них автоматизированных систем управления и самолетовождения большое распространение получили датчики и информационные системы.

Современные ВС оснащаются сложными ПНК, требующими большого числа разнообразных датчиков первичной информации. В связи с использованием в настоящее время комплексных информационных и контролируемых дисплеев число приборов на рабочем месте пилотов уменьшается. Например, на самолете Ил-18 число приборов в кабине экипажа доходило до 100 ед., а на Ил-114, Ту-204, Ил-96-300 их уже в несколько раз меньше.

3.2. Измерители высоты и скорости полета

В практической авиации различают три высоты полета: абсолютную — высоту относительно уровня моря; относительную — высоту относительно какого-либо барометрического уровня, например, аэродрома взлета или посадки; истинную — высоту над подстилающей поверхностью.

Известны барометрический, радиотехнический, акустический, оптический, инерциальный и другие методы измерения высоты. Одними из наиболее распространенных методов измерения высоты полета являются барометрический и радиотехнический. Барометрический метод используется для определения относительной

высоты и необходим для полетов на трассе при выдерживании вертикального эшелона полета, так как все ВС, летящие в этом районе, измеряют высоту от одного и того же уровня, что обеспечивает безопасность полета. Радиотехнический метод обеспечивает измерение истинной высоты и, как правило, используется в районе аэродрома.

Барометрический метод измерения высоты полета основан на зависимости атмосферного давления от высоты (давление воздуха на любом уровне определяется весом столба воздуха, расположенного выше этого уровня). Функциональная связь между высотой H и давлением p не однозначна, а изменяется в зависимости от географической широты, времени года, времени суток и состояния погоды. Однако путем статистической обработки результатов многолетних метеорологических наблюдений установлена среднестатистическая зависимость $p=f(H)$, принятая в качестве международной стандартной атмосферы и используемая при градуировке барометрических высотомеров. В основу работы барометрических приборов и датчиков измерения высоты положены зависимости:

$$H = \frac{T_0}{\tau} \left[1 - \left(\frac{p}{p_0} \right)^{\frac{R\tau}{p_0}} \right]; \quad (3.1)$$

$$H = H_{11} + RT_{11} \ln \frac{p_{11}}{p}, \quad (3.2)$$

где H — высота полета; T_0 — абсолютная температура у поверхности Земли; τ — температурный градиент; p — давление на высоте; p_0 — давление у Земли; R — газовая постоянная; T_{11} , p_{11} — соответственно абсолютная температура и давление на высоте 11 000 м.

Зависимость (3.1) справедлива только до высоты 11 000 м, поскольку считается, что до этой высоты температура воздуха уменьшается по линейному закону, а затем остается постоянной до высоты 20 000 м. Как видно из (3.1) и (3.2), для измерения высоты необходимо знать давление на высоте и температуру у Земли. При градуировке высотомеров предполагается, что $T_0 = 288,15$ К; $\tau = 6,5$ °С/км; $R = 29,27$ м/°С.

Естественно, что при практическом измерении высоты T_0 и τ могут иметь другие значения, что вносит в измерение методическую погрешность, которую следует учитывать. Так, например, если фактическая температура воздуха будет отличаться от стандартной на ΔT , то методическая погрешность

$$\Delta H = \frac{\Delta T}{T} H. \quad (3.3)$$

Таким образом, измерение высоты барометрическим методом сводится к определению абсолютного давления с помощью баромет-

ра, у которого имеется возможность регулировать начало отсчета давления.

Барометрические приборы и датчики для измерения высоты. Барометрический метод измерения высоты используется для измерения относительной высоты барометрическими высотомерами типов ВД-10, ВД-20, ВД-12, ВД-17, ВБМ-2 и др., работающими по одному принципу и отличающимися только диапазонами измерения и конструктивным исполнением.

В барометрическом высотомере (рис. 3.1) статическое давление p поступает в герметичный корпус 1, где действует на чувствительный элемент — блок анероидных коробок 2. Анероидная коробка представляет собой круглую гофрированную тонкостенную коробку из упругого металла, из которой выкачан воздух, однако имеется остаточное технологическое давление около 20 Па. Атмосферное давление p уравнивается упругими силами коробки. При нарушении этого равновесия коробка деформируется и при помощи передаточного устройства 3 и стрелки 4 индицирует высоту по шкале высот 5. С помощью кремальеры 6 и отсчетного устройства 7 можно установить давление, относительно которого измеряется высота.

Кроме методических погрешностей, зависящих от метода измерения, барометрические высотомеры имеют инструментальные и аэродинамические погрешности.

К инструментальным относятся погрешности, возникающие при изготовлении самого прибора, например погрешности из-за гистерезиса анероидных коробок, изменения упругости анероидных коробок от температуры, люфтов в передаточном механизме, трения и неуравновешенности подвижных элементов. Самыми существенными являются инструментальная температурная погрешность и погрешность от трения в передаточном механизме. Температурная инструментальная погрешность обычно сводится к минимуму биметаллическими компенсаторами, а трение — применением опор с минимальным трением. Если на преодоление трения в передаточном механизме затрачивается давление $\Delta p_{тр}$, которому соответствует погрешность $\Delta H_{тр}$, то связь между величинами $\Delta p_{тр}$ и $\Delta H_{тр}$ имеет вид

$$\Delta H_{тр} = \frac{1}{\xi} \Delta p_{тр}, \quad (3.4)$$

где $\xi = dp / dH$ — вертикальный барометрический градиент.

Поскольку барометрический градиент уменьшается с увеличением высоты, то погрешность прибора $\Delta H_{тр}$ на больших высотах больше, чем на малых. Этим, в частности, объясняется увеличение ступеней вертикального эшелонирования с высотой для полетов ВС.

Под аэродинамическими понимают погрешности, связанные с трудностью (вследствие быстродвижущегося относительно воздуха

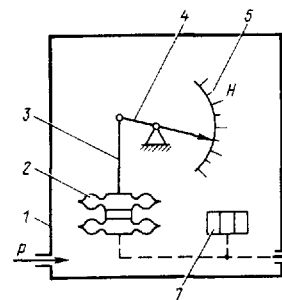


Рис. 3.1. Принципиальная схема барометрического высотомера

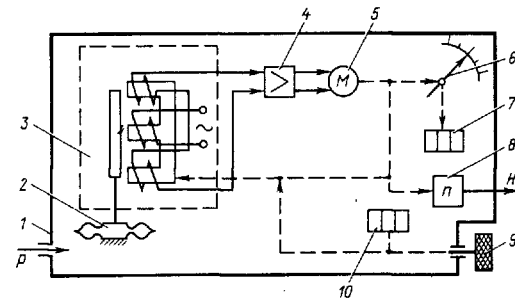


Рис. 3.2. Принципиальная схема электромеханического высотомера

ВС) найти место, где бы можно было без аэродинамических помех замерить атмосферное давление. Несмотря на то, что для отбора статического и полного давлений используются специальные пипетоприемники статического давления и приемники статического и полного давлений типа ПВД, для которых специально выбирается наиболее спокойное в аэродинамическом отношении место на ВС, давление измеряется с погрешностью, которая изменяется в зависимости от типа ВС и высоты полета.

Инструментальная и аэродинамическая погрешности представляют собой суммарную инструментальную погрешность, учитывающуюся при составлении таблиц поправок, которые прикладываются к каждому конкретному барометрическому высотомеру. Кроме того, существует методика, используемая в полете, позволяющая осреднить показания нескольких барометрических высотомеров на ВС. Большое внимание, уделяемое точности измерения высоты, объясняется прямой зависимостью безопасности полетов от точности измерения относительной высоты.

Кроме механических на ВС используются электромеханические высотомеры, обеспечивающие более точное измерение относительной высоты полета вследствие разгрузки анероидных коробок от громоздкого передаточного механизма, более точного измерения деформации анероидных коробок и автоматической компенсации аэродинамических погрешностей, сведения инструментальных погрешностей к минимуму. В настоящее время на ВС используются электромеханические высотомеры типов ВЭМ-72, УВИД.

В электромеханическом высотомере (рис. 3.2) типа УВИД (универсальный высотомер индукционный диспетчерский) статическое давление p поступает в герметичный корпус прибора 1, где воспринимается блоком анероидных коробок 2. Деформация анероидных коробок с помощью расшифровывающей электромеханической следящей системы, куда входят индукционный датчик 3, усилитель 4, двигатель 5 и механическая обратная связь, превращается в показания высоты с помощью указателя, включающего в себя стрелку 6 и цифровой инди-

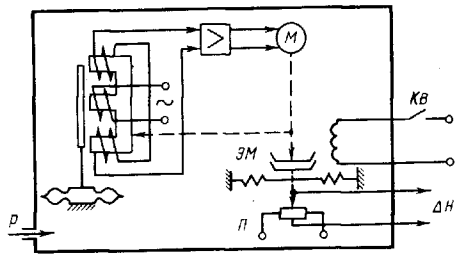


Рис. 3.3. Принципиальная схема корректора высоты

катор 7. Одновременно значение высоты с помощью потенциометрического преобразователя 8 подается в самолетный ответчик СОМ для трансляции диспетчеру УВД. Начальное давление p_0 устанавливается через кремальеру 9 путем смещения нуля в индукционном датчике и контролируется по цифровому индикатору 10.

Корректор высоты (рис. 3.3) используется на многих ВС для выдачи информации об отклонении его от заданной высоты, значение которой устанавливается экипажем. Работа прибора аналогична работе УВИД с той лишь разницей, что выходной потенциометр П выдает отклонение от высоты, на которой включается электромагнитная муфта ЭМ с помощью кнопки КВ. При этом образуется механическая связь с двигателем М, а до этого момента движок потенциометра П с помощью пружин удерживается в среднем положении. Таким образом, корректор высоты является датчиком для стабилизации заданной высоты в САУ.

Радиовысотомеры. Для измерения высоты находят применение два радиотехнических метода измерений: импульсный и частотный. Импульсный метод измерения использует радиолокационный принцип, при котором для определения высоты измеряется время прохождения радиопульса от ВС до земли и обратно. При частотном методе измерения высота полета определяется по времени задержки принимаемых на борту ВС сигналов по отношению к излучаемым, частота которых изменяется по определенному закону во времени.

Импульсный метод измерения используется для измерения больших истинных высот полета, а частотный метод — для малых.

На рис. 3.4 изображена структурная схема радиовысотомера, определяющего истинную высоту полета путем измерения времени, за которое радиоволны проходят расстояние от ВС до земли и после отражения обратно. В радиовысотомере передатчик генерирует колебания частотой f_0 , которые излучаются с помощью антенны по направлению к Земле. Отраженные от Земли сигналы поступают в приемник, туда же поступают сигналы непосредственно от генератора. Поскольку за время прохождения электромагнитных колебаний от ВС до Земли и обратно частота генерируемых колебаний

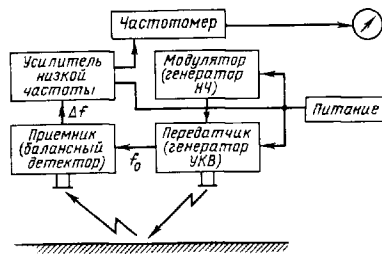


Рис. 3.4. Структурная схема радиовысотомера

успевает измениться до f_1 , на выходе приемника (балансного детектора) появляется напряжение разностной частоты $\Delta f = f_0 - f_1$, которое усиливается в усилителе низкой частоты и преобразуется частотомером в постоянный ток, пропорциональный Δf , а следовательно, и измеряемой высоте.

Широко распространенный радиовысотомер типа РВ-5 работает в диапазоне 0...750 м и измеряет истинную высоту с точностью $\pm(0,6...0,8)$ м в диапазоне 0...10 м и $6...8$ м в диапазоне 10...750 м. В высотомере предусмотрена сигнализация опасной высоты в диапазоне 0...10 м с точностью $\pm 0,5$ м, в диапазоне 10...750 м — с точностью 5 м.

Измерители скорости. Скорость полета измеряют относительно воздушного потока и поверхности Земли. Причем рассматривают горизонтальную и вертикальную составляющие скорости. Различают истинную воздушную скорость — скорость полета ВС относительно воздуха, индикаторную (приборную) в предположении, что плотность воздуха одинакова на всех высотах, и путевую — скорость полета ВС относительно Земли. Безразмерной характеристикой скорости полета самолета является число М. Известно несколько методов измерения скорости. Среди них наибольшее распространение получили аэрометрический, доплеровский и инерциальный методы.

Аэрометрический метод основан на определении скоростного (динамического) напора полностью заторможенного потока, значение которого функционально связано со скоростью. Аэродинамические силы, действующие на ВС в полете, пропорциональны скоростному напору. Например, подъемная сила определяется как

$$Y = c_y q S,$$

где c_y — коэффициент подъемной силы; S — площадь несущих поверхностей; $q = \frac{\rho V^2}{2}$ — скоростной напор.

Поэтому для поддержания требуемого режима полета важно знать индикаторную скорость, которая является мерой скоростного напора:

$$V = \sqrt{2q / \rho}, \quad (3.5)$$

где ρ — плотность воздуха у Земли.

Зависимость (3.5) используется для тарировки измерителя приборной скорости.

Для измерения истинной воздушной скорости необходимо учитывать изменение плотности воздуха с высотой и температуру наружного воздуха. В связи с этим зависимость для определения истинной воздушной скорости, получаемая из уравнения Бернулли для струи воздушного потока в предположении, что процесс сжатия

воздуха в приемнике воздушного давления близок к адиабатическому, имеет вид

$$V_n = \sqrt{\frac{2k}{k-1} gRT \left[\left(\frac{\Delta p}{p} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]},$$

где k — показатель адиабаты; R — газовая постоянная; T — абсолютная температура; p — статическое атмосферное давление; Δp — динамическое давление.

Для измерения числа M необходимо знать скорость звука в воз-

$$\text{духе } a = \sqrt{gkRT}; M = V/a. \text{ Тогда } M = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left[\left(\frac{\Delta p}{p} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}.$$

Поскольку для определения числа M нет необходимости в измерении температуры наружного воздуха, значения числа M можно измерять точнее, чем индикаторную и истинную воздушную скорости.

При измерении вертикальной скорости применяется либо метод электромеханического дифференцирования сигнала высоты, либо пневмомеханического дифференцирования статического давления. Можно использовать также инерциальный способ — интегрирование вертикальных ускорений или измерение вертикальной составляющей истинной воздушной скорости. В последнем случае вертикальная скорость связана с истинной воздушной скоростью соотношением

$$V_y = V_n \sin(\Phi - \alpha), \quad (3.6)$$

где Φ — угол тангажа; α — угол атаки.

Радиотехнический метод используется при измерении путевой скорости. При этом используется эффект Доплера, сущность которого заключается в появлении отличия в частотах принимаемых и излучаемых колебаний при изменении расстояния между излучателем и приемником этих колебаний. При этом доплеровская частота, пропорциональная путевой скорости самолета,

$$f_d = f_1 - f_0 = \frac{2f_0}{c} V_n \cos \Theta, \quad (3.7)$$

где V_n — путевая скорость; c — скорость распространения радиоволн; Θ — угол, под которым излучаются электромагнитные колебания к Земле; f_0 и f_1 — частоты излучаемых и отраженных колебаний.

При инерциальном методе скорость

$$V = \int_0^t a dt, \quad (3.8)$$

где a — абсолютное ускорение ВС, измеренное строго в горизонтальной плоскости.

При реализации этой зависимости следует учитывать параметры движения Земли в инерциальном пространстве. Этот метод реализуется в инерциальных средствах навигации.

На ВС для измерения приборной скорости используются указатели скорости типа УС-И. Наибольшее распространение для измерения приборной и истинной воздушной скорости получили комбинированные указатели скорости (КУС). В КУС (рис. 3.5) полное давление p_n поступает в чувствительный элемент — манометрическую мембранную коробку 1, а внутрь герметичного корпуса 2 — статическое давление p . Таким образом, манометрическая коробка измеряет деформацию, пропорциональную динамическому давлению $\Delta p = p_n - p$, в результате чего перемещается стрелка 8 по шкале 7, индицируя индикаторную скорость. Перемещение стрелки истинной воздушной скорости 5 относительно шкалы 6 зависит от деформации манометрической коробки и анероидной коробки 3, воспринимающей статическое давление. Передаточный механизм 4 рассчитан таким образом, что температура наружного воздуха учитывается в соответствии со стандартной атмосферой. В связи с этим приборы типа КУС имеют методическую погрешность, связанную с несовпадением фактической температуры и температуры по стандартной атмосфере. Измеритель индикаторной скорости методической погрешности не имеет. Инструментальные погрешности этих приборов обусловлены гистерезисом анероидных коробок, температурными инструментальными погрешностями, люфтами и т. д. и могут быть учтены с помощью графиков, полученных при проверке приборов.

Методическая температурная погрешность при измерении истинной воздушной скорости может быть подсчитана по формуле

$$\Delta V_n = V_n \left(1 - \sqrt{\frac{T}{T_1}} \right),$$

где V_n — показания истинной воздушной скорости прибором, проградуированным исходя из температуры T_1 стандартной атмосферы; T — фактическая температура на высоте измерения скорости.

Измеритель числа M имеет такую же принципиальную схему, как и измеритель типа КУС, с той лишь разницей, что передаточный механизм рассчитывается без учета температуры наружного воздуха.

Наибольшее распространение получили измерители вертикальной скорости типа ВАР — вариометры, в которых применен метод пневмомеханического дифференцирования. В вариометре (рис. 3.6) статическое давление p попадает в чувствительную манометрическую коробку 3 беспрепятственно, а в герметичный корпус прибора 1 — через капиллярную трубку 2. Скорость истечения через капиллярную трубку не зависит от давления на ее краях, поэтому при изменении статического давления, связанного с высотой, устанавливается некоторая разность давлений Δp внутри коробки и корпуса

прибора, пропорциональная скорости изменения высоты. Градуировочная формула, в которой перепад давлений Δp выражен через вертикальную скорость V_y , имеет вид

$$\Delta p = \frac{128lQ\mu}{\pi d^4 RT_0} V_y, \quad (3.9)$$

где l, d — длина и диаметр капилляра; Q — объем корпуса прибора; μ — коэффициент вязкости воздуха; R — газовая постоянная; T_0 — температура в корпусе прибора.

Измерители типа ВАР имеют значительные методические погрешности, связанные с запаздыванием показаний и разницей между градуировочной и фактической температурами атмосферы.

Для измерения путевой скорости используются доплеровские измерители путевой скорости и угла сноса типа ДИСС. В схеме ДИСС (рис. 3.7, а) генератор электромагнитных колебаний 1 через антенну 2 излучает электромагнитные колебания частотой f_0 в направлении Земли под углом θ . Отраженные колебания уже с частотой f_1 воспринимаются антенной и подаются в приемник 3, откуда они поступают в смеситель 4; туда же подаются колебания частотой f_0 . В результате сравнения частот f_0 и f_1 в смесителе выделяется доплеровская частота, которая в блоках 5 и 6 преобразуется в величину, пропорциональную скорости самолета.

Для измерения угла сноса, т. е. угла между вектором путевой скорости и продольной осью ВС, приемопередающая антенна излучает и принимает два узконаправленных луча, расположенных под постоянным углом друг к другу (рис. 3.7, б).

Когда угол сноса равен нулю и вектор путевой скорости \vec{V}_n совпадает с продольной осью самолета, составляющие путевой скорости V_1 и V_2 равны и поэтому доплеровские частоты f'_d и f''_d также равны. При наличии угла сноса составляющие V_1 и V_2 будут различными, и появится разность Δf_d , которая пропорциональна углу сноса, а ее знак определяет направление угла сноса.

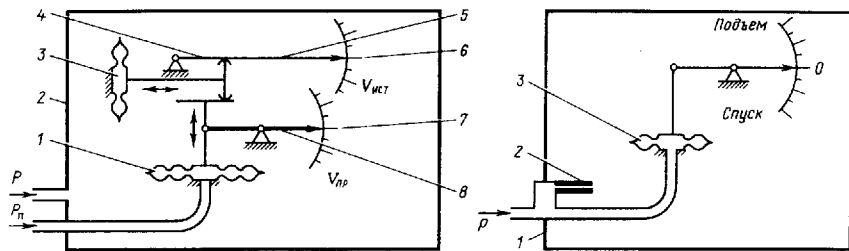


Рис. 3.5. Принципиальная схема комбинированного измерителя индикаторной и приборной скоростей типа КУС

Рис. 3.6. Принципиальная схема вариометра

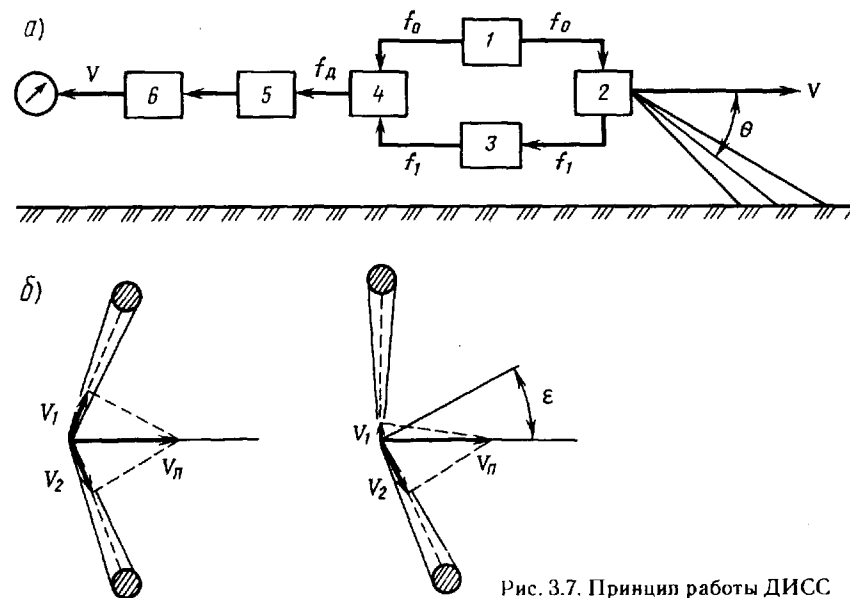


Рис. 3.7. Принцип работы ДИСС

Точность измерения путевой скорости и угла сноса зависит от стабильности генерируемой частоты f_0 и постоянства угла наклона θ излучения электромагнитных колебаний по отношению к земной поверхности. Поэтому для уменьшения погрешностей измерения предусмотрена стабилизация антенны по сигналам от бортовой гировертикали или использование многолучевых антенн.

Наиболее совершенная из эксплуатируемых ДИСС-013 измеряет путевую скорость с погрешностью $2\sigma = 0,35\%$, а угол сноса — с погрешностью $2\sigma = 0,15\%$.

Системы воздушных сигналов (СВС). Для функционирования ПНК необходима различная информация, в том числе о высоте, скорости и числе М. Для этой цели на ВС используются СВС, представляющие собой комплекс, состоящий из датчиков, измеряющих полное и статическое давление, а также температуру заторможенного потока воздуха. По этим исходным данным в централизованном вычислителе рассчитываются необходимые параметры, которые затем используются как экипажем, так и другими системами ПНК. В зависимости от типа используемого вычислителя бывают СВС аналогового или цифрового типа.

Примером системы воздушных сигналов с аналоговым вычислителем является СВС-ПН-15-4, применяемая на самолете Ту-154.

Система СВС-ПН-15-4 представляет собой счетно-решающее устройство аналогового типа. Определение воздушных параметров построено на измерении статического давления p , динамического давления Δp , температуры заторможенного потока воздуха T_T . Сис-

тема предназначена для определения и непрерывной выдачи экипажу и потребителям относительной барометрической высоты $H_{отн}$, абсолютной барометрической высоты $H_{абс}$, отклонения абсолютной барометрической высоты от заданного значения ΔH , числа M , отклонения числа M от заданного значения ΔM . Экипажу система выдает на визуальные приборы значения $H_{отн}$, M и $V_{ист}$. Кроме того, предусмотрена возможность индикации путевой скорости W , измеряемой ДИСС, на указателе скорости воздушной путевой (УСВП) и выдачи электрического сигнала, пропорционального относительной высоте, в самолетный ответчик СОМ-64.

Статическое давление в СВС-ПН-15-4 (рис. 3.8) воспринимается датчиком статического давления индуктивного типа ДДСИ и преобразуется в электрическое напряжение, пропорциональное статическому давлению, и благодаря функциональному преобразователю ПНФ преобразуется в электрическое напряжение, пропорциональное абсолютной высоте $H_{абс}$. Сравнивая полученное напряжение с напряжением, пропорциональным заданной высоте H_3 , которое поступает от указателя высоты относительной УВО, получаем напряжение, пропорциональное относительной высоте $H_{отн}$. Это значение высоты поступает как на визуальные приборы типа УВО левого и правого пилотов, так и через преобразовательный блок БППП к другим системам ВС.

Для получения значений истинной воздушной скорости $V_{и}$ и числа M требуется знать динамическое, статическое давление и температуру наружного воздуха. Сигнал, пропорциональный динамическому давлению, вырабатывает датчик динамического давления индукционный ДДДИ. Сигнал, пропорциональный статическому давлению, поступает от ДДСИ, а пропорциональный температуре — от датчика П-5. Этих данных достаточно для расчета $V_{и}$ и числа M .

Вычисленная таким образом скорость $V_{и}$ через блок БППП поступает в другие системы ВС, а значение числа M транслируется в блок коррекции числа M — электрический БКМ, в котором вырабатывается ΔM , если фактическое значение числа M отличается от заданного, которое имело ВС в момент нажатия кнопки-лампы M .

Сигнал ΔH вырабатывается в трех корректорах заданной высоты (на схеме показан один), которые представляют собой барометрические электромеханические высотомеры, где заданной высотой является та высота, на которой находится ВС в момент нажатия кнопки-лампы H на пульте управления.

Система СВС-ПН-15-4 имеет диапазон измерений по высоте 0...15 000 м, по скорости 100...1200 км/ч и числу M 0,3...1. Инструментальные погрешности по высоте в диапазоне 0...3000 м составляют $10 \text{ м} + 1\% H_{тек}$; на высотах 3...13 км — $\pm 50 \text{ м}$. Инструментальные погрешности по $V_{и}$ в диапазоне скоростей 150...400 км/ч составляют $\pm 25 \text{ км/ч}$; в диапазоне 400...900 км/ч — $\pm 12 \text{ км/ч}$ и при скорости более 900 км/ч — $\pm 24 \text{ км/ч}$.

Примером системы воздушных сигналов с цифровым вычислителем может служить система СВС-85, устанавливаемая на самолетах Ту-204 и Ил-114. Она предназначена для измерения, вычисления и выдачи экипажу и в бортовые системы информации высотно-скоростных параметров и угла атаки.

Система представляет собой счетно-решающее устройство цифрового типа, использующего в качестве датчиков полного и статического давлений частотные датчики абсолютного давления. Система корректирует восприятие статического давления и угла атаки.

Входными параметрами для системы являются: статическое давление p , полное давление p_n , температура заторможенного потока T_r , значение местного угла атаки $\alpha_{мест}$, давление на аэродроме p_0 . Кроме того, для функционирования системы требуется дискретная информация о положении закрылков и шасси, исправности системы обогрева приемников полного и статического давлений и датчиков угла атаки.

Система СВС-85 обеспечивает вычисление и выдачу потребителям по четырем независимым каналам связи последовательным кодом значений следующих параметров: абсолютной барометрической высоты $H_{абс}$; относительной барометрической высоты $H_{отн}$; приборной скорости $V_{пр}$; истинной воздушной скорости $V_{и}$; числа M ; максимально допустимой приборной скорости $V_{мд}$; температуры на-

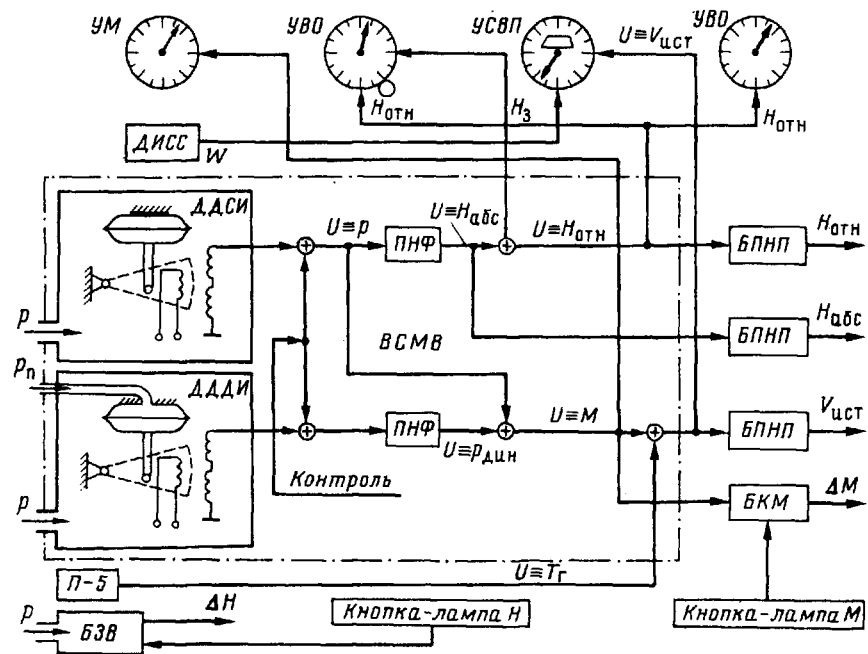


Рис. 3.8. Упрощенная функциональная схема СВС-ПН-15-4

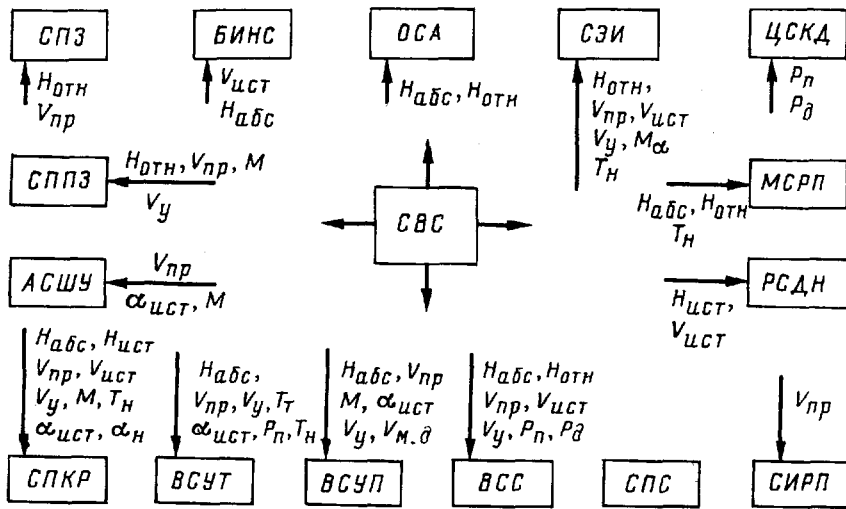


Рис. 3.9. Схема взаимодействия СВС по выходным каналам с другими системами: СПЗ — сигнализация положения закрылков; ОСА — ответчик самолетный адресный; БИНС — бесплатформенная инерциальная система; СЭИ — система электронной индикации; ЦСКД — цифровая система команд по давлению; МСРП — магнитная система регистрации параметров; РСДН — радиотехническая система дальней навигации; СИРП — система индикации разбега и пробга; СПС — система предупреждения столкновения в воздухе; ВСС — вычислительная система самолетовождения; ВСУП — вычислительная система управления полетом; ВСУТ — вычислительная система управления тягой; СПКР — система предупреждения полетом; ВСУТ — вычислительная система управления тягой; СПКР — система предупреждения критических режимов; АСШУ — автоматическая система штурвального управления; СПЗ — система предупреждения приближения Земли; $H_{абс}$, $H_{отн}$ — абсолютная и относительная высоты соответственно; $V_{пр}$, $V_{ист}$, V_y , $V_{мд}$ — скорость приборная, истинная, вертикальная, минимально допустимая; p , p_d — давление полное и динамическое; T_t , T_n — температура торможения и наружная соответственно; M — число M

ружного воздуха T_n ; температуры заторможенного потока T_t ; динамического давления p_d ; полного давления p_n ; местного угла атаки $\alpha_{мест}$; истинного угла атаки $\alpha_{ист}$; значения давления на аэродроме p_0 .

Выдача перечисленных параметров возможна при следующих эксплуатационных ограничениях: по высоте 503...15 240 м; по скоростям: вертикальной до 102 м/с, приборной 55,5...832 км/ч, истинной 185...1108 км/ч, числу M 0,1...1; температуре наружного воздуха — 50...+60 °С; давлению на уровне Земли 557...1074 Па; углу атаки 60°.

Параметры $H_{отн}$, $V_{пр}$, M , α_n , p_0 индицируются на экранах командно-пилотажных индикаторов системы электронной индикации КПИ СЭИ-85. Параметры V_y и T_n индицируются на экранах комплексного индикатора навигационной обстановки (КИНО) СЭИ-85 по вызову. Система СВС-85 имеет встроенное средство контроля, осуществляющее контроль работоспособности датчиков и вычислителей. Связь системы СВС с другими системами ВС показана на рис. 3.9.

Иногда все измерители высотно-скоростных параметров объединяют в единый информационный комплекс высотно-скоростных параметров (ИК ВСП), в котором объединены: система СВС, отдель-

ные приборы — измерители скорости, числа M , высотомеры, корректоры-задатчики высоты, система сигнализации опасной скорости. Все эти системы и приборы представляют собой единый комплекс повышенной надежности, объединенный единой системой контроля и обеспечивающий самолетные САУ, БЦВМ, МСРП и самолетные ответчики полной информацией о высотно-скоростных параметрах.

3.3. Измерители положения ВС относительно плоскости горизонта

Положение ВС относительно плоскости горизонта определяется двумя углами: тангажа и крена. Для определения этих углов необходимо знать положение вертикали места. Для этих целей на ВС используются устройства, называемые гировертикалями, основным элементом которых является гироскоп.

Классическим гироскопом принято называть симметричное относительно оси вращения быстро вращающееся тело, ось которого имеет возможность изменять свое положение в пространстве. Такая возможность появляется благодаря карданову подвесу (рис. 3.10). Гироскоп в кардановом подвесе, называемый обычно гироскопом, обладает замечательным свойством — стремлением сохранять направление своей главной оси в пространстве неизменным. Под стремлением понимается способность сопротивляться внешним силам, которые могут вывести гироскоп из равновесия, а под пространством понимается мировое пространство, связанное со звездами, а не с Землей. Это свойство объясняется возникновением момента, появляющегося у быстро вращающегося тела, если оно участвует еще и в движении вокруг оси, перпендикулярной оси основного вращательного движения.

Этот момент, называемый гироскопическим, обусловлен инерционными силами реакции на кориолисово ускорение, возникающее у тела, участвующего в сложном движении.

Гироскопический момент всегда стремится совместить ось собственного вращения с осью дополнительного вращения. Гироскопический момент M прямо пропорционален кинетическому моменту гироскопа H и скорости вынужденного движения ω :

$$M_r = H\omega. \quad (3.10)$$

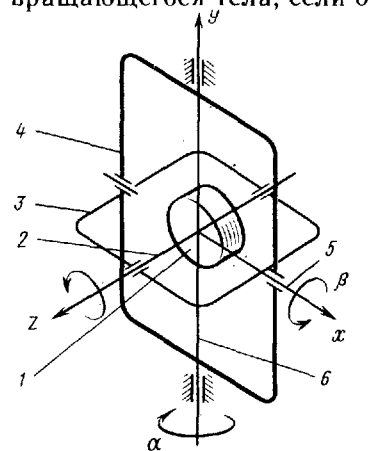


Рис. 3.10. Гироскоп с тремя степенями свободы: 1 — ротор; 2 — ось собственного вращения; 3, 4 — внутренняя и внешняя рамы карданового подвеса; 5 — внутренняя ось подвеса; 6 — внешняя ось подвеса

Кинетическим моментом H называется произведение момента инерции ротора гироскопа относительно оси собственного вращения на его собственную угловую скорость: $H = J_z \Omega$. Кинетический момент является обобщенной характеристикой гироскопа. Чем больше кинетический момент гироскопа, тем лучше он выполняет функцию пространственной памяти.

Лианеризованные дифференциальные уравнения движения гироскопа с тремя степенями свободы при действии вокруг осей кардана подвеса постоянных моментов имеют вид:

$$\begin{aligned} J_y \ddot{\alpha} - H \dot{\beta} &= M_y; \\ J_x \ddot{\beta} + H \dot{\alpha} &= M_x, \end{aligned} \quad (3.11)$$

где J_y, J_x — моменты инерции гироскопа относительно соответствующих осей; $\alpha, \dot{\alpha}, \ddot{\alpha}, \beta, \dot{\beta}, \ddot{\beta}$ — угловые скорости и ускорения вокруг осей y и x ; M_y, M_x — постоянные моменты вокруг осей y и x ; H — кинетический момент гироскопа.

Решив систему дифференциальных уравнений в предположении, что $J_x = J_y = J$, а постоянный момент действует только вокруг оси x , получим:

$$\begin{aligned} \alpha - \frac{M_x}{H} t &= \frac{J}{H^2} M_x \sin \frac{H}{J} t; \\ \beta - \frac{M_x}{H^2} &= -\frac{J}{H^2} M_x \cos \frac{H}{J} t. \end{aligned} \quad (3.12)$$

Возведя левые и правые части каждого уравнения системы (3.12) в квадрат и сложив их, найдем

$$\left(\alpha - \frac{M_x}{H} t \right)^2 + \left(\beta - \frac{M_x}{H^2} J \right)^2 = \frac{J^2}{H^4} M_x^2. \quad (3.13)$$

Выражение (3.13) является уравнением окружности, радиус которой $R = J / H^2$, а координатами ее центра будут:

$$\alpha_0 = \frac{M_x}{H} t; \quad \beta_0 = \frac{M_x}{H^2} J. \quad (3.14)$$

Из уравнения (3.13) видно, что первая координата изменяется во времени со скоростью $\dot{\alpha} = M_x / H$.

Таким образом, под влиянием постоянно действующего момента главная ось гироскопа перемещается со скоростью $\dot{\alpha} = M_x / H$ в сторону оси, к которой приложен момент. Это движение называется прецессионным, или прецессией гироскопа. Прецессионное движение отличается от обычного тем, что это движение без инерции и

возникает в плоскости, перпендикулярной плоскости действия момента. Скорость прецессии гироскопа прямо пропорциональна действующему моменту и обратно пропорциональна кинетическому моменту гироскопа. На это движение накладывается нутационное колебание, которое имеет очень малую амплитуду и большую частоту, так как всегда кинетический момент намного больше момента инерции $H \gg J$ и обычно не учитывается.

Траектория движения гироскопа, обусловленная уравнением (3.13), показана на рис. 3.11. Если моменты действуют относительно обеих осей кардана подвеса, то движение становится более сложным, но всегда основным будет прецессионное движение в сторону оси приложения момента, на которое накладываются нутационные колебания.

Лианеризованные дифференциальные уравнения, описывающие движение гироскопа под действием мгновенного импульса силы, т. е. удара, имеют вид:

$$J \ddot{\alpha} - H \dot{\beta} = 0; \quad J \ddot{\beta} + H \dot{\alpha} = 0. \quad (3.15)$$

В правой части уравнений стоит нуль, что означает, что в рассматриваемый период моменты не действуют. Если предположить, что мгновенный импульс силы действует только вокруг одной оси x , то решением системы будут выражения:

$$\alpha - \frac{J}{H} \dot{\beta}_0 = -\frac{J}{H} \dot{\beta}_0 \cos \frac{H}{J} t; \quad \beta - 0 = \frac{J}{H} \dot{\beta}_0 \sin \frac{H}{J} t, \quad (3.16)$$

где $\dot{\beta}_0$ — угловая скорость, возникающая под действием момента M_x .

Возведя левые и правые части каждого уравнения системы (3.16) в квадрат и сложив их, получим

$$\left(\alpha - \frac{J}{H} \dot{\beta}_0 \right)^2 + (\beta - 0)^2 = \frac{J^2}{H^2} \dot{\beta}_0^2. \quad (3.17)$$

Уравнение (3.17) является уравнением окружности с координатами ее центра $\alpha_{01} = \frac{J}{H} \dot{\beta}_0$; $\beta_{01} = 0$ и радиусом $R = \frac{J}{H} \dot{\beta}_0$. При малых углах α_{01} , α , β_{01} , β угловые координаты центра окружности могут быть с достаточным приближением заменены прямоугольными координатами на плоскости (рис. 3.12). Таким образом, при действии на гироскоп мгновенного импульса сил его главная ось движется по образующей конуса, а ее конец — по окружности радиусом, пропорциональным моменту инерции гироскопа относительно его главной оси и обратно пропорциональным кинетическому моменту. Это движение, называемое нутационным, происходит с очень малым радиусом и большой круговой частотой, так как в реальных гироскопах $H > J$.

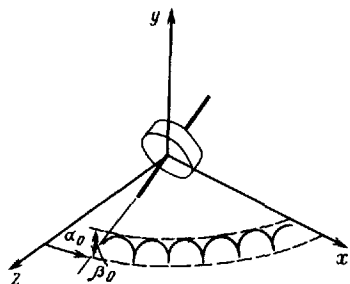


Рис. 3.11. Траектория движения гироскопа под влиянием постоянно действующего момента

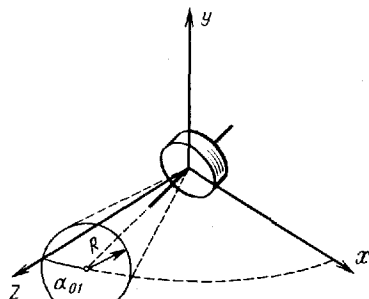


Рис. 3.12. Траектория движения гироскопа под действием мгновенного импульса силы

Из сказанного следует, что гироскоп с тремя степенями свободы устойчив к удару и реагирует на него только нутационным движением, или нутационными колебаниями с очень большой круговой частотой и малой амплитудой. Амплитуда этих колебаний уменьшается, а частота растет при увеличении кинетического момента гироскопа. Энергия колебаний невелика, и они быстро затухают за счет моментов трения в осях карданова подвеса.

Авиагоризонты. Пусть гироскоп с тремя степенями свободы установлен на ВС так, что ось Z собственного вращения расположена вертикально, ось Y — параллельно продольной оси ВС, внутренняя ось X направлена вдоль поперечной оси. ВС совершает горизонтальный полет с путевой скоростью W и истинным курсом Ψ_n (рис. 3.13).

Если во время полета ось собственного вращения гироскопа будет сохранять свое вертикальное положение, то вокруг оси X изменится угол тангажа, а вокруг оси Y — угол крена.

В связи с тем что гироскоп сохраняет положение оси собственного вращения относительно мирового пространства, а Земля вращается и ВС перемещается относительно Земли, гироскоп будет "уходить" от вертикального положения со скоростями:

$$\omega_x = -\frac{W}{R} - \omega_3 \cos \varphi \sin \Psi; \quad \omega_y = \omega_3 \cos \varphi \sin \varphi, \quad (3.18)$$

где R — радиус Земли; φ — географическая широта; ω_3 — угловая скорость вращения Земли.

Если учесть, что гироскоп уходит и под действием неизбежно присутствующих моментов трения в осях подвеса, то трехстепенной гироскоп может быть использован для запоминания положения вертикали на короткое время. Поэтому для построения вертикали места на ВС с помощью трехстепенного гироскопа ось его собственного вращения в полете надо корректировать от другого построителя вертикали. Таким построителем вертикали является физический

маятник. На рис. 3.14, а показан физический маятник, установленный на ВС, которое совершает горизонтальный полет с ускорением \bar{a} . Под действием сил инерции маятник отклоняется в сторону, противоположную действиям ускорения, на некоторый угол

$$\alpha = \text{arctg} \frac{a}{g}, \quad (3.19)$$

где g — ускорение свободного падения.

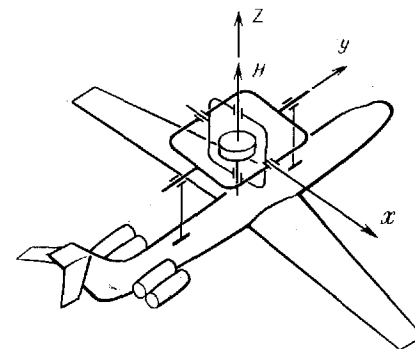


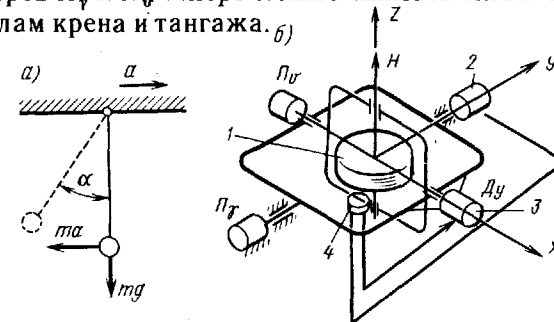
Рис. 3.13. Гироскоп с тремя степенями свободы на самолете

Таким образом, маятник, установленный на ВС, движущемся с ускорением, не может быть использован в качестве построителя вертикали. Если же гироскоп с тремя степенями свободы и физический маятник соединить таким образом, чтобы с помощью физического маятника при отсутствии ускорения устанавливать собственную ось вращения гироскопа в вертикальное положение и доверять сохранять это направление гироскопу на время действия ускорения, то получится устройство, называемое гиравертикалью, обладающее приемлемой точностью (рис. 3.14, б).

На внутренней раме карданова подвеса укреплен электролитический маятник, представляющий собой сосуд, наполненный электропроводящей жидкостью так, что остается место для воздушного пузырька. В жидкости находятся электрические контакты. В зависимости от положения сосуда относительно вертикали электрическое сопротивление между контактами изменяется, что и используется для управления двигателями D_x и D_y .

Двигатели D_x и D_y создают на осях карданова подвеса моменты, под действием которых гироскоп прецессирует, устанавливая ось собственного вращения по вертикали места, т. е. до того момента, пока электролитический маятник не займет горизонтальное положение. С потенциометров P_γ и P_ϕ теперь можно снимать сигналы, пропорциональные углам крена и тангажа. б)

Рис. 3.14. Гиравертикаль с маятниковой коррекцией: а — физический маятник; б — гиравертикаль с маятниковой коррекцией; 1 — ротор гироскопа; 2 и 3 — коррекционные моторы (датчики момента); 4 — электролитический маятник; P_ϕ и P_γ — потенциометры тангажа и крена



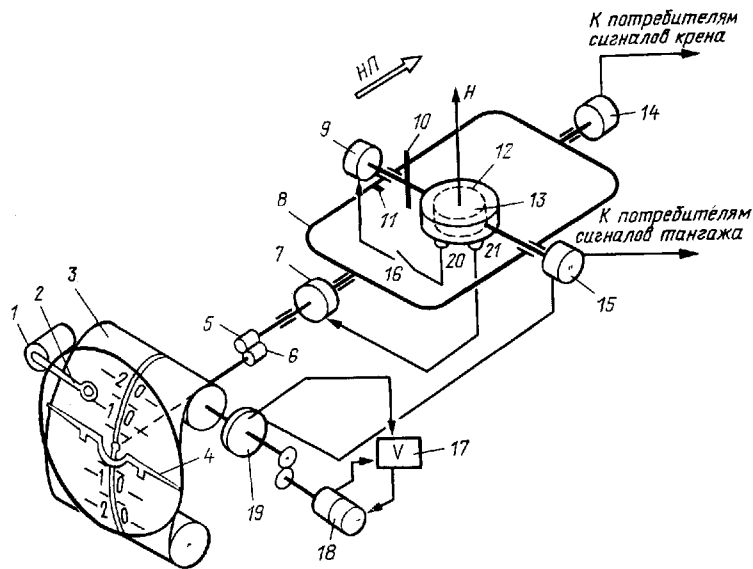


Рис. 3.15. Электромеханическая схема авиагоризонта АГБ-3: 1 — двигатель; 2 — флажок; 3 — шкала тангажа; 4 — силуэт самолета; 5, 6 — трибки; 7, 9 — датчики моментов; 8 — внешняя рама; 10, 11 — упоры; 12 — внутренняя рама; 13 — ротор гироскопа; 14, 15 — сельсин-датчики; 16 — контакт выключателя коррекции; 17 — усилитель; 18 — двигатель-генератор; 19 — сельсин-приемник; 20, 21 — однокоординатные электролитические маятники

Гировертикаль имеет погрешности, основными из которых являются: выражная из-за действия центробежного ускорения на маятник и ошибка от вредных моментов трения по осям карданова подвеса.

Гировертикаль, имеющая визуальную индикацию углов крена и тангажа, называется авиагоризонтом (рис. 3.15).

Собственная ось вращения гироскопа приводится в вертикальное положение системой маятниковой коррекции, в которую входят два однокоординатных электролитических маятника 20 и 21, управляющие коррекционными двигателями (датчики моментов) 7 и 9. В цепи поперечной коррекции имеется контакт 16, который разрывает цепь при совершении самолетом разворотов, уменьшая выраженную погрешность.

Индикация по крену осуществляется с помощью силуэта самолета 4, механически связанного с внешней осью карданова подвеса гироскопа, а по тангажу — с помощью шкалы 3, перемещающейся следящей системой, где датчиком угла является сельсин 15, установленный на оси тангажа.

Упоры 10 и 11 необходимы для предотвращения совмещения главной оси гироскопа с внешней осью карданова подвеса при углах тангажа, близких к 90° .

Время готовности прибора к работе в авиагоризонте сокращают механическим арретиром (на рис. 3.15 он не показан). Арретир приводит оси прибора в определенное положение относительно осей самолета. Если самолет находится в горизонтальном положении, то собственная ось вращения гироскопа устанавливается в вертикальное положение.

Авиагоризонт АГБ-3 имеет встроенную систему сигнализации отказа в цепи электрического питания прибора. Двигатель 1 выбрасывает в видимую часть прибора флажок 2, если обеспечивается хотя бы одна из фаз напряжения 36 В, 400 Гц или питание 27 В постоянного тока.

Точность определения углов крена и тангажа $\pm 1^\circ$, рабочие углы крена 360° , тангажа $\pm 80^\circ$.

Гировертикаль использует принцип силовой гироскопической стабилизации, который проиллюстрируем на примере одноосного гироскопического стабилизатора (рис. 3.16).

Основание, с которым связан гироскоп через подшипники внешней рамы карданова подвеса, вращается со скоростью ω против часовой стрелки. При этом в подшипниках внешней рамы неизбежно возникает момент трения $M_{тр}$, являющийся внешним моментом по отношению к гироскопу и стремящийся увлечь внешнюю ось карданова подвеса в ту же сторону. Момент $M_{тр}$, приложенный к гироскопу, вызывает его прецессию вокруг оси X со скоростью $\dot{\beta} = -M_{тр} / H$. Знак минус показывает, что прецессия происходит по часовой стрелке.

Следовательно, ротор гироскопа будет участвовать в двух движениях: вращательном вокруг собственной оси с большой скоростью и прецессионном движении со скоростью $\dot{\beta}$. В результате этого возникает гироскопический момент $M_g = H\dot{\beta}$, направленный противоположно действию $M_{тр}$ и уравновешивающий его. Так осуществляется непосредственная стабилизация, т.е. имеет место следующая схема:

$$\omega \rightarrow M_{тр} \rightarrow \dot{\beta} \rightarrow M_g = H\dot{\beta}. \quad (3.20)$$

Таким образом, для того чтобы гироскоп удерживал свое положение неизменным по углу поворота вокруг внешней оси карданова подвеса при действии $M_{тр}$, необходима скорость $\dot{\beta}$, что

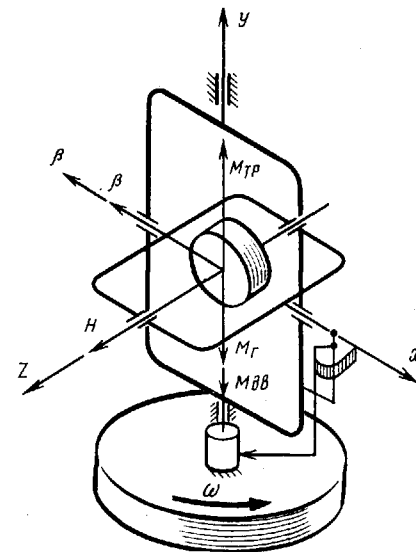


Рис. 3.16. К пояснению принципа силовой гироскопической стабилизации

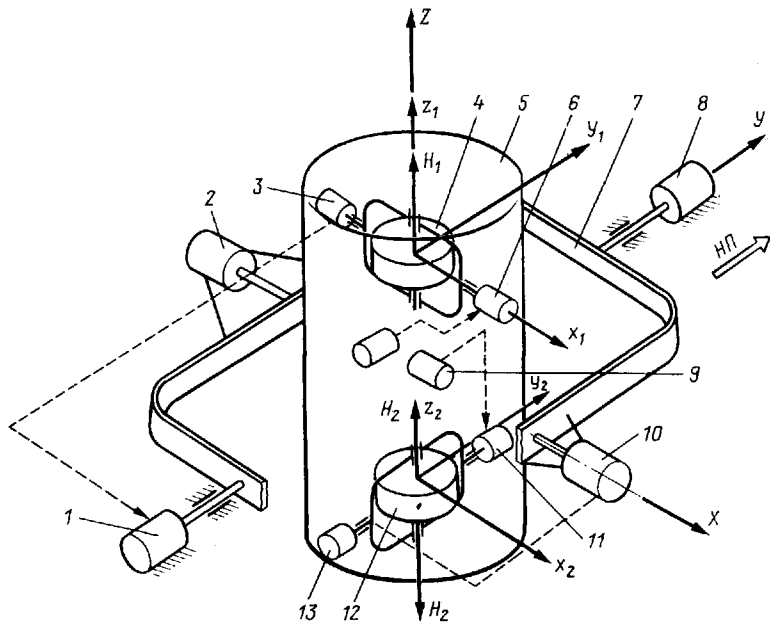


Рис. 3.17. Упрощенная электромеханическая схема ЦГВ:
 1, 10 — двигатели стабилизации; 2, 8 — потенциометры тангажа и крена; 3, 13 — потенциометры на осях прецессии гироскопа; 4, 12 — гироскопы; 5 — кожух; 6, 11 — двигатель (датчики моментов); 7 — внешняя рама карданова подвеса; 9 — электролитический маятник

в конце концов может привести к сложению рамок карданова подвеса. Если на оси внутренней рамы карданова подвеса закрепить щетку потенциометра, а сам потенциометр — на внешней раме подвеса, то с этого потенциометра можно снять электрический сигнал, пропорциональный углу поворота рамы. Если с помощью этого сигнала управлять моментом двигателя, якорь которого жестко связан с внешней осью карданова подвеса, а статор закреплен на основании, то двигатель создает на оси внешней рамы момент $M_{дв}$, компенсирующий $M_{тр}$, т. е.

$$\omega \rightarrow M_{тр} \rightarrow \beta \rightarrow \beta \rightarrow U_{\beta} \rightarrow M_{дв} \quad (3.21)$$

Следовательно, компенсация внешнего момента обеспечивается двигателем при некотором конечном угле поворота β вокруг оси внутренней рамы. В этой схеме гироскоп практически исполняет роль чувствительного элемента, а стабилизацию обеспечивает двигатель, поэтому такая стабилизация называется силовой.

На большинстве самолетов в качестве датчика информации об углах крена и тангажа используется центральная гировертикаль (ЦГВ) (рис. 3.17) и малогабаритная гировертикаль (МГВ).

В ЦГВ имеются два гироскопа с роторами 4 и 12, оси прецессии которых X_1 и Y_2 перпендикулярны друг другу: в рабочем положении

ось X_1 параллельна оси X внутренней рамы карданова подвеса и поперечной оси самолета, а ось Y_2 параллельна оси внешней рамы Y карданова подвеса и продольной оси самолета.

Гиродвигатели вращаются в противоположные стороны, что приводит к компенсации их реактивных моментов при разгоне. Гироскопы установлены в кожухе 5, являющемся внутренней рамой карданова подвеса, которая заключена во внешней раме 7. Ось рамы 7 закреплена в подшипниках корпуса и параллельна продольной оси самолета.

Вместе с осями кардановой рамы гироскопы 4 и 12 являются трехстепенными.

Ось Z кожуха приводится в вертикальное положение системой маятниковой коррекции, причем сначала с помощью грубых механических маятников, а затем с помощью электролитического маятника 9. Начальная выставка осуществляется как при помощи гироскопических моментов, создаваемых двигателями 6 и 11, так и при помощи стабилизирующих двигателей 1 и 10, управляемых потенциометрами 3 и 13.

При возникновении внешних моментов по осям карданова подвеса, например по оси Y гироскопа 4, возникает прецессия, и сигнал с потенциометра 3 поступает на стабилизирующий двигатель 1, который уравнивает внешний момент по оси Y . При этом ось Z кожуха остается в прежнем положении, а главная ось гироскопа 4 изменит свое положение.

Аналогичным образом компенсируются внешние моменты по оси X внутренней рамы карданова подвеса. В процессе стабилизации участвуют гироскоп 12, потенциометр 13 и стабилизирующий двигатель 10.

Таким образом, осуществляется двухосная силовая гироскопическая стабилизация кожуха в вертикальном положении по осям X и Y карданова подвеса.

При отклонении самолета от плоскости горизонта электрические сигналы, пропорциональные этому отклонению, по крену снимаются с потенциометров 8, а по тангажу — с потенциометров 2.

Погрешность в выдерживании вертикали на неподвижном основании составляет $\pm 5''$, на подвижном $\pm 15''$

3.4. Измерители угловых скоростей

Для измерения угловых скоростей на самолете используются гироскопы с двумя степенями свободы. Такой гироскоп состоит из ротора и рамы и имеет движение относительно оси собственного вращения и оси рамы, называемой осью прецессии.

Если закрепить ось внешней рамы гироскопа с тремя степенями свободы (см. рис. 3.10), то получим гироскоп с двумя степенями свободы (рис. 3.18).

Если в уравнениях для трехстепенного гироскопа предложить $\dot{a} = \ddot{a} = 0$, что означает отсутствие вращения относительно оси Y , то получим уравнения для гироскопа с двумя степенями свободы:

$$-H\dot{\beta} = M_y; J_x\ddot{\beta} = M_x. \quad (3.22)$$

Второе уравнение системы (3.22) показывает, что при воздействии на гироскоп относительно оси X момента внешних сил M_x (ось прецессии гироскопа) он начинает вращаться относительно оси X с ускорением $\ddot{\beta} = M_x/J_x$, где J_x — момент инерции гироскопа и рамы относительно оси X .

Если момент внешних сил был вызван импульсом силы, то сообщенная гироскопу в начальный момент угловая скорость остается постоянной. Следовательно, под действием импульса силы, действующей относительно оси прецессии, гироскоп с двумя степенями свободы начинает вращаться с постоянной угловой скоростью, сообщенной ему в начальный момент.

Таким образом, гироскоп с двумя степенями свободы не обладает устойчивостью, что и наблюдается, например, в авиагоризонтах, когда ось собственного вращения гироскопа с тремя степенями свободы совмещается с внешней осью карданова подвеса и гироскоп теряет одну степень свободы.

Следует отметить, что от движения гироскопа вокруг оси X со скоростью $\dot{\beta}$ возникает гироскопический момент, так как ротор участвует в двух движениях: вокруг оси собственного вращения и вокруг оси прецессии. Гироскопический момент стремится совместить ось собственного вращения Z с осью вынужденного вращения, но поскольку в гироскопе нет такой оси, вокруг которой могло бы происходить это движение, момент воспринимается подшипниками прибора, т. е. на подшипники действует дополнительная нагрузка.

Если гироскоп с двумя степенями свободы установлен на платформе (см. рис. 3.18), которая поворачивается вокруг оси Y с некоторой постоянной скоростью ω , тогда ротор гироскопа участвует в двух движениях: собственном вращении с большой угловой скоростью Ω и вынужденном вращении вместе с платформой. В результате этого возникает гироскопический момент $M_g = -H\omega$ и, следовательно, прецессионное движение. Прецессионному движению противодействует инерционный момент $M_I = J_x\ddot{\beta}$.

Таким образом, уравнение движения гироскопа с двумя степенями свободы по оси прецессии имеет вид

$$H\omega - J_x\ddot{\beta} = 0. \quad (3.23)$$

Решив уравнение (3.23), получим

$$\beta = \frac{H}{J_x} \omega \frac{t^2}{2}. \quad (3.24)$$

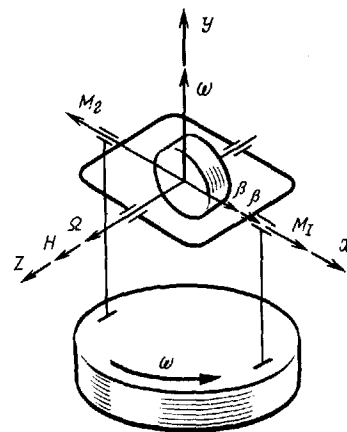


Рис. 3.18. Гироскоп с двумя степенями свободы на вращающемся основании

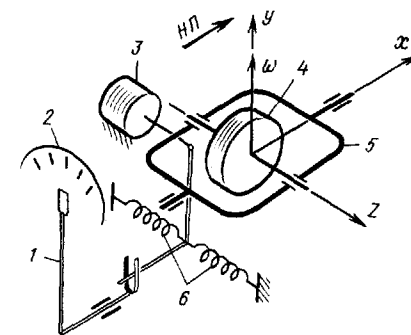


Рис. 3.19. Кинематическая схема ЭУП: 1 — стрелка; 2 — шкала; 3 — воздушный демпфер; 4 — ротор; 5 — рама карданова подвеса; 6 — пружины

что свидетельствует о том, что гироскоп прецессирует, стремясь совместить ось собственного вращения с осью вынужденного движения. Направление и скорость прецессии зависят от направления и скорости вращения платформы.

Таким образом, устройство, изображенное на рис. 3.18, может служить индикатором, реагирующим на угловую скорость.

В электрическом указателе поворота типа ЭУП (рис. 3.19) используется свойство гироскопа с двумя степенями свободы совмещать ось собственного вращения с осью вынужденного вращения. Ось ротора гироскопа (ось собственного вращения) параллельна поперечной оси самолета, ось рамы 5 параллельна продольной оси самолета. Прецессия гироскопа ограничивается двумя пружинами 6, а колебания гироскопа уменьшаются демпфером 3. Уравнение движения прибора имеет вид

$$J_x\ddot{\beta} + \mu\dot{\beta} + c\beta - H\omega = 0,$$

где $J_x\ddot{\beta}$ — инерционный момент; $c\beta$ — момент противодействующей пружины; c — удельная жесткость пружины; $H\omega$ — гироскопический момент; $\mu\dot{\beta}$ — демпфирующий момент.

Таким образом, после окончания переходного процесса угол отклонения гироскопа

$$\beta = \frac{H}{c} \omega. \quad (3.25)$$

Если самолет совершает разворот вокруг своей вертикальной оси, то гироскоп, реагируя на скорость разворота, прецессирует,

пока момент пружины не уравновесит гироскопический момент. По отклонению стрелки прибора можно судить о направлении разворота, а в комплексе с указателем скольжения удобно контролировать выполнение координированного разворота. Кроме того, ЭУП вместе с указателем скольжения и вариометром в аварийных случаях могут в какой-то мере заменить авиагоризонт, поскольку показания этих приборов ориентировочно помогают определить положение самолета относительно плоскости горизонта.

При крене самолета ЭУП имеет погрешность. Если самолет совершает разворот с угловой скоростью $\omega = \text{const}$ и имеет при этом крен, равный γ (рис. 3.20), то собственная ось гироскопа указателя поворота отклонится на угол β . Теперь гироскоп реагирует не на скорость ω , а на ее проекцию ω_1 на ось, перпендикулярную собственной оси гироскопа:

$$\omega_1 = \omega \cos(\gamma - \beta). \quad (3.26)$$

При этом в соответствии с уравнением (3.25) для установившегося значения угла β можно записать:

$$\beta = \frac{H}{c} \omega_1. \quad (3.27)$$

После преобразования и при малом β уравнение (3.27) имеет вид

$$\beta = \frac{H \omega \cos \gamma}{c - H \omega \sin \gamma}. \quad (3.28)$$

Из выражения (3.28) видно, что угол отклонения гироскопа зависит не только от угловой скорости разворота, но и от крена самолета, что, естественно, вносит погрешность в показания прибора.

С другой стороны, если $H = \text{const}$; $c = \text{const}$ и $\omega = \text{const}$, то $\beta = f(\gamma)$.

В то же время при координированном развороте угловая скорость разворота, крен и приборная скорость V связаны следующим образом:

$$\omega = \frac{g \tan \gamma}{V}, \quad (3.29)$$

где g — ускорение свободного падения.

С учетом (3.28) и (3.29) выражение для угла поворота оси прецессии имеет вид

$$\beta = \frac{Hg}{cV/\sin \gamma - Hg \tan \gamma}. \quad (3.30)$$

Следовательно, при координированном развороте при $V = \text{const}$ прибор показывает крен самолета. Поэтому на шкале прибора нанесены оцифрованные деления, соответствующие крену при координированном развороте и одной фиксированной приборной скорости (например, 500 км/ч).

Датчик угловой скорости (ДУС) используется в различных системах самолета, в частности в автопилоте, и предназначен для измерения угловой скорости самолета и выдачи электрического сигнала, пропорционального измеряемой угловой скорости.

Кинематическая схема ДУС представлена на рис. 3.21. Ротор гироскопа крепится через подшипники к раме, которая выполнена в виде герметичного кожуха 2. Кожух имеет ось, называемую осью прецессии, которой он связан с корпусом прибора 3. Угол поворота оси ограничивается пружинами 4. Между кожухом и корпусом прибора находится жидкость (специальное масло), удельный вес которой близок к удельному весу кожуха. При этом вес собранного кожуха уравновешивается выталкивающей силой жидкости. Опоры по оси прецессии не несут нагрузки, благодаря чему силы трения в них мало отличаются от нуля, что увеличивает чувствительность прибора. Такие гироскопы называют поплавковыми. Жидкость в ДУС выполняет также роль демпфирующей среды, в которой за счет трения жидкости о стенки корпуса и кожуха при повороте последнего в результате прецессии гироскопа создается демпфирующий момент. Электрический сигнал, пропорциональный измеряемой скорости, получают с прецизионного потенциометра 5. В некоторых конструкциях ДУС используют бесконтактные индукционные датчики, выгодно отличающиеся от потенциометров тем, что не создают дополнительный момент трения по оси прецессии щетки о потенциометр, более долговечны, но требуют дополнительных усилительных устройств.

На корпусе ДУС обычно указывают ось, вокруг которой он измеряет скорость. Эта ось называется измерительной, на корпусе она обозначается точкой и стрелкой, как это показано на рис. 3.21.

ДУС присущи те же погрешности, что и указателю поворота. Для уменьшения погрешности при крене угол поворота оси прецессии ДУС делается небольшим, а чувствительность прибора повышается вследствие разгрузки подшипников.

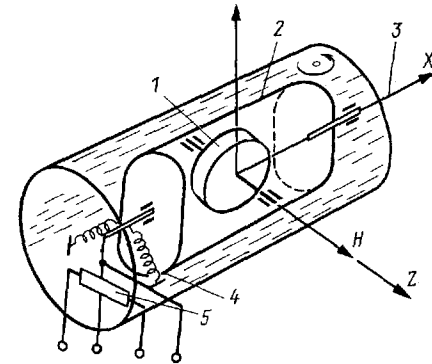


Рис. 3.21. Кинематическая схема датчика угловой скорости: 1 — ротор гироскопа; 2 — кожух; 3 — корпус; 4 — пружины; 5 — потенциометр

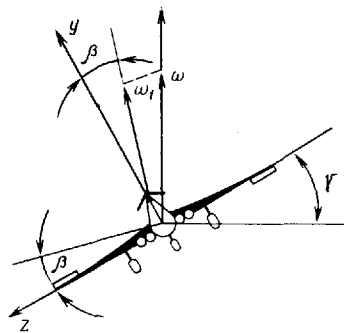


Рис. 3.20. Определение крена с помощью ЭУП

Приборы и системы для определения курса

4.1. Магнитный компас

Магнитные компасы (МК) являются не основными навигационными приборами, однако благодаря одному очень важному достоинству — автономности — до сих пор используются в авиации в качестве резервных курсовых приборов. Магнитные компасы определяют магнитный курс, используя магнитное поле Земли.

Планета Земля представляет собой огромный постоянный магнит, полюсы которого не совпадают с географическими полюсами Земли. Так, например, географические координаты северного магнитного полюса для 1950 г. были $\varphi=72^\circ$ северной широты и $\lambda=96^\circ$ западной долготы, и южного полюса $\varphi=70^\circ$ южной широты и $\lambda=150^\circ$ восточной долготы.

Состояние магнитного поля Земли в каждой точке пространства, окружающего Землю, характеризуется вектором напряженности T магнитного поля Земли. Напряженность магнитного поля в различных районах Земли составляет 0,4...0,79 Э.

Вектор напряженности магнитного поля Земли представляет касательную к магнитным силовым линиям. Поскольку магнитные силовые линии сходятся на магнитных полюсах, то вектор T не лежит в горизонтальной плоскости, а составляет с ней некоторый угол θ . Горизонтальная проекция H вектора T также не совпадает с направлением географического меридиана.

На рис. 4.1 показаны элементы земного магнетизма: \vec{H} — вектор горизонтальной составляющей напряженности магнитного поля Земли; \vec{Z} — вектор вертикальной составляющей магнитного поля Земли; \vec{X} — вектор северной и \vec{Y} — вектор восточной составляющих магнитного поля. Векторы \vec{X} и \vec{Y} получаются при проецировании вектора на северное и восточное географические направления. Угол θ между векторами \vec{H} и \vec{T} называется углом наклона, а угол ΔM между плоскостью географического меридиана и вертикальной плоскостью, проходящей через вектор \vec{H} , — магнитным склонением.

Элементы земного магнетизма связаны следующим образом:

$$\begin{aligned} X &= H \cos \Delta M; \quad Y = H \sin \Delta M; \quad Z = H \operatorname{tg} \theta = T \sin \theta; \\ T^2 &= H^2 + Z^2; \quad H = T \cos \theta; \quad \operatorname{tg} \Delta M = Y / X. \end{aligned} \quad (4.1)$$

Углы θ имеют максимальные значения в районе магнитных полюсов и минимальные — в районе географического экватора. Линии, соединяющие на земной поверхности точки, в которых какие-либо элементы магнетизма принимают равные значения, называются изолиниями.

Современный магнитный компас — это устройство, не требующее электрического питания, имеет весьма небольшие размеры, масса не превышает 200 г.

Широко используемый в гражданской авиации магнитный компас КИ-13 (рис. 4.2) представляет собой пластмассовый корпус 2 шарообразной формы, внутри которого находятся два постоянных магнита 6 с одинаково направленными полюсами. Магниты крепятся к поплавку 5, имеющему картушку (шкала) 3, и опираются на подпятник 7, представляющий собой подшипник. Подшипник крепится к корпусу с помощью пружины. Вертикальный неподвижный индекс 4 служит для отсчета показаний по шкале. Корпус прибора заполняется вязкой прозрачной жидкостью, удельный вес которой подбирается таким образом, чтобы вся подвижная система компаса обладала небольшой отрицательной плавучестью и оказывала минимальное давление на подшипник, уменьшая момент трения в нем. Кроме того, жидкость выполняет роль демпфирующей среды. Устройство 1 предназначено для устранения девиации компаса.

Магнитная система компаса, взаимодействуя с магнитным полем Земли, стремится занять направление, параллельное вектору \vec{T} магнитного поля Земли. Поскольку магнитный компас должен определять направление горизонтальной составляющей \vec{H} магнитного поля Земли и его картушка не должна иметь наклонов, то "южный" конец картушки делают тяжелее. В результате создается момент, компенсирующий в какой-то степени момент от вертикальной составляющей магнитного поля Земли \vec{Z} .

Естественно, что таким способом можно компенсировать действие вертикальной составляющей \vec{Z} далеко не полностью и только для северного полушария Земли. В южных широтах компас с утяжеленным "южным" концом картушки будет иметь тенденцию к наклону.

Линеаризованное дифференциальное уравнение движения подвижной части магнитного компаса можно записать в виде

$$I \ddot{\psi} - k \dot{\psi} = M H \psi = 0, \quad (4.2)$$

где $I \ddot{\psi}$ — момент инерционных сил; ψ — угол между осью магнитов и направлением горизонтальной составляющей магнитного поля Земли H ; $k \dot{\psi}$ — демпфирующий момент от жидкости, где k — удельный момент дем-

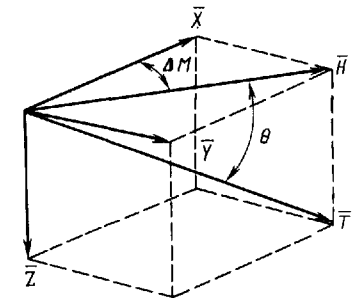


Рис. 4.1. Элементы земного магнетизма

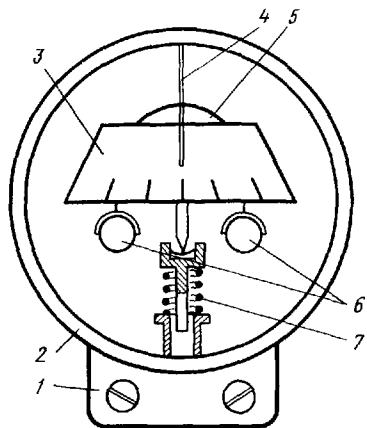


Рис. 4.2. Кинематическая схема магнитного компаса:
1 — девиационный прибор; 2 — корпус; 3 — картушка; 4 — индекс; 5 — поплавок; 6 — магниты; 7 — подпятник

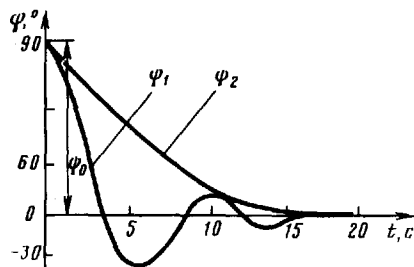


Рис. 4.3. Кривые переходных процессов:
 Ψ_1 — слабое демпфирование; Ψ_2 — сильное демпфирование

пфирования; $MH\Phi$ — вращающий момент от взаимодействия магнитного поля постоянных магнитов компаса с горизонтальной составляющей магнитного поля Земли.

Кривые переходных процессов при движении картушки от $\Psi=90^\circ$ до $\Psi=0$ при разной степени демпфирования показаны на рис. 4.3. Время успокоения картушки в компасе КИ-13 равно примерно 17 с.

Погрешности магнитного компаса. В условиях реального полета магнитные компасы неизбежно подвергаются различного рода воздействиям, например, магнитным, ускорительным и т.д., которые вызывают его погрешности.

Разница между действительным магнитным курсом γ_m и показанием компаса (компасный курс) γ_k называется суммарной девиацией δ_s . Магнитный курс $\gamma_{\pm m} = \gamma_k$.

Магнитная девиация. Магнитная система компаса реагирует на окружающее магнитное поле, которое в общем случае является результирующим магнитных полей Земли и источников магнетизма самолета, например стальных масс, электрических источников, радиосистем и т.д. Поэтому магнитная система устанавливается не по направлению магнитного меридиана, а имеет некоторую погрешность δ_m , называемую магнитной девиацией.

Суммарная магнитная девиация

$$\delta_m = \delta_1 + \delta_2 + \delta_3. \quad (4.3)$$

Постоянная девиация δ_1 определяется главным образом неточной установкой компаса на самолете. Эту девиацию принято обоз-

начать $\delta_1 = A$. Коэффициент постоянной девиации A представлен прямой линией на графике девиации (рис. 4.4), выражающем зависимость девиации от магнитного курса.

Величина δ_2 , называемая полукруговой, представляет собой девиацию, вызванную: твердым в магнитном отношении железом, т. е. железом, которое, будучи однажды намагниченным, сохраняет постоянными свои магнитные свойства; постоянными магнитными полями от различных электрических источников, не меняющих свои направления при повороте самолета.

Девиация δ_3 , называемая четвертной, обусловлена мягким в магнитном отношении железом. Известно, что мягкое железо намагничивается полем Земли, причем направление магнитной оси в железе в общем случае не совпадает с направлением намагничивающего поля. Суммарная магнитная девиация

$$\delta_s = A + B \sin \gamma_m + C \cos \gamma_m + D \sin 2\gamma_m + E \cos 2\gamma_m, \quad (4.4)$$

где A, B, C, D, E — приближенные коэффициенты девиации; γ_m — магнитный курс.

Если известны коэффициенты девиации, то можно вычислить суммарную девиацию на любом магнитном курсе.

Коэффициенты девиации могут быть определены из восьми уравнений, которые получаются из уравнения (4.4):

$$\begin{aligned} \delta_0 &= A + C + E; \quad \delta_{45} = A + B_s + C_s + D; \quad \delta_{90} = A + B - E; \\ \delta_{135} &= A + B_s - C_s - D; \quad \delta_{180} = A - C + E; \quad \delta_{225} = A - B_s - C_s + D; \\ \delta_{270} &= A - B - E; \quad \delta_{315} = A - B_s + C_s - D, \end{aligned} \quad (4.5)$$

где $s = \sin 45^\circ = \cos 45^\circ$.

Как видно, в правой части уравнений имеется пять неизвестных коэффициентов, для определения которых хватило бы пяти уравне-

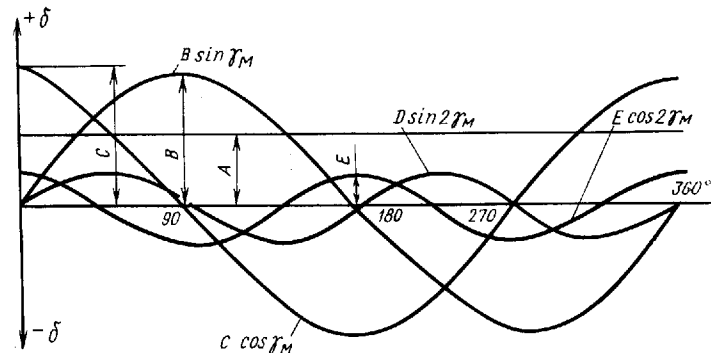


Рис. 4.4. Характеристики магнитных девиаций

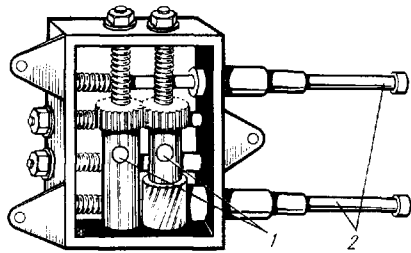


Рис. 4.5. Девиационный прибор:
1 — магниты; 2 — валики

ний, однако на практике чаще пользуются всеми восемью уравнениями.

Решение системы уравнений (4.5) дает выражения для приближенных коэффициентов девиации:

$$A = \frac{\delta + \delta_{90} + \delta_{180} + \delta_{270}}{4}, \quad B = \frac{\delta_{90} - \delta_{270}}{2}, \quad C = \frac{\delta_0 - \delta_{180}}{2},$$

$$D = \frac{\delta_{45} - \delta_{225} - \delta_{135} - \delta_{315}}{4}, \quad E = \frac{\delta_0 + \delta_{180} - \delta_{90} - \delta_{270}}{4}.$$

По известному значению суммарной девиации на восьми курсах можно определить по формуле (4.4) значение магнитной девиации для любого магнитного курса.

Магнитная девиация устраняется на горизонтальных площадках, удаленных не менее чем на 100 м от стоянок ВС, аэродромных сооружений, бетонированных взлетно-посадочных полос, армированных железом, электрических сетей и т. д.

Устранение девиации должно проводиться при включенном электрооборудовании, которое в полете большую часть времени работает. ВС разворачивается на соответствующий магнитный курс, контролируемый специальным девиационным пеленгатором, устройством, позволяющим точно установить ВС на заданный магнитный курс.

Девиация магнитного компаса устраняется девиационным прибором, представляющим собой устройство (рис. 4.5) с двумя постоянными магнитами, взаимное положение которых изменяется как относительно друг друга, так и относительно магнитной системы компаса. Поворачивая валики 2, меняют результирующее магнитное поле ВС. Девиационный прибор позволяет устранить полукруговую девиацию, после чего снимается график остаточной, т. е. неустраненной девиации. Этим графиком экипаж пользуется в полете для внесения поправок в показания компаса.

Креновая погрешность, или креновая девиация компаса. Она возникает при кренах, наборе высоты или снижении в результате изменения положения деталей ВС, обладающих магнитными свойствами относительно магнитной системы компаса, которая при эволюциях ВС стремится сохранить свое горизонтальное положение.

Изменение положения магнитных масс относительно подвижной системы компаса приводит к изменению магнитных сил, действующих на компас, и создает дополнительную девиацию. Кроме того, при кренах на магнитную систему оказывает влияние вертикальная составляющая земного магнетизма Z .

Если ВС летит горизонтально и его продольная ось Ox совпадает с направлением магнитного меридиана (рис. 4.6), то при этом вертикальная составляющая магнитного поля Земли не оказывает влияния на движение магнитной системы, так как она направлена по оси компаса. ВС при развороте получает некоторый угол крена γ , в результате чего вектор Z уже не совпадает по направлению с осью подвеса магнитной системы на некоторый угол α , так как магнитная система все же получит наклон при вираже. Следовательно, на магнитную систему будет действовать равнодействующая от горизонтальной составляющей магнитного поля Земли H и проекция вертикальной составляющей Z на плоскость $Z \sin \alpha$, в которой находятся магниты. Это приведет к погрешности δ_n в показаниях компаса. Эта погрешность зависит от магнитного курса ВС, географической широты места (от широты места зависит отношение горизонтальной и вертикальной составляющих напряженности магнитного поля) и от крена ВС. Креновая погрешность может достигать существенных значений.

Инерционная девиация возникает вследствие действия ускорений на картушку, "южный" конец которой утяжелен для поддержания магнитной системы в горизонтальном положении.

Под действием периодических возмущений, например при полете в болтанку, возникают инерционные силы, заставляющие магнитную систему колебаться относительно указывающего индекса, что затрудняет отсчет показаний.

Погрешность от увлечения картушки возникает при развороте самолета, когда жидкость, заполняющая кожух компаса, вследствие трения о стенки вращается вместе с самолетом и увлекает за собой картушку компаса.

После виража картушка возвращается в свое прежнее положение по отношению к магнитному меридиану, на это уходит до 30 с. До истечения этого времени не считывать показания не следует.

Погрешность от трения возникает за счет того, что вращающийся магнитный момент при малых углах отклонения магнитной системы компаса от магнитного меридиана невелик и соизмерим с моментом трения в опоре подпятника компаса.

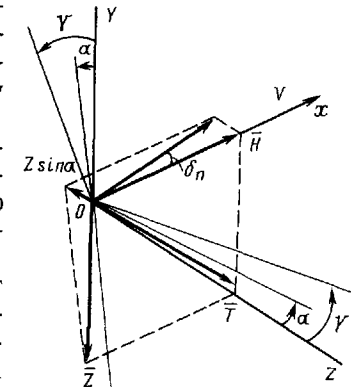


Рис. 4.6. Определение креновой погрешности

Уравнение равновесия для этого случая можно записать в виде

$$MH\varphi = k\theta, \quad (4.6)$$

где k — коэффициент трения в опоре компаса; θ — вес магнитной системы.

Угол, на который магнитная система не дойдет до направления магнитного меридиана, $\varphi = k\theta/MH$ и составляет для КИ-13 $\pm 1^\circ$.

4.2. Магнитный индукционный датчик

Индукционный магнитный датчик, так же как и магнитный компас, используется для определения магнитного курса, является датчиком магнитного курса в курсовых системах.

Чувствительным элементом индукционного магнитного датчика является магнитный зонд (рис. 4.7). Два пермалловых сердечника параллельны друг другу, лежат в горизонтальной плоскости и находятся в магнитном поле Земли. Каждый сердечник имеет свою первичную обмотку, питающуюся переменным напряжением U_1 . Обмотки намотаны таким образом, что магнитные потоки F_1 и F_2 в первом и во втором стержнях в каждый момент равны по значению и противоположны по направлению.

Следовательно, в каждый момент времени суммарный магнитный поток от двух первичных обмоток равен нулю, и он не может индуцировать ЭДС во вторичной обмотке, охватывающей оба стержня.

На графике (рис. 4.8, 1) показано изменение во времени напряжения U_1 , которым питаются первичные обмотки магнитного зонда.

Если напряжение U_1 достаточно велико, то магнитная индукция B в пермалловых стержнях при прохождении тока в первичных обмотках в некоторый момент перестанет возрастать, т. е. имеет место насыщение (рис. 4.8, 2).

Соответственно повышению индукции падает магнитная проницаемость μ (рис. 4.8, 3). Когда индукция достигнет экстремума, магнитная проницаемость будет равна нулю, и наоборот, когда ток в первичной обмотке будет равен нулю, магнитная проницаемость достигнет максимума.

Горизонтальная составляющая H магнитного поля Земли сможет проникать в пермалловые сердечники только в моменты, когда магнитная проницаемость μ больше нуля. Следовательно, напряженность магнитного поля Земли меняется во времени так, как показано на рис. 4.8, 4.

Магнитное поле Земли из постоянного поля превратилось в пульсирующее определенного направления. Поскольку магнитное поле Земли изменяется в стержнях от нуля до какого-то максимального значения, можно представить скорость изменения магнитного потока Земли во времени (рис. 4.8, 5).

Следовательно, переменный (пульсирующий) магнитный поток создаст во вторичной обмотке переменный ток, напряжение которого

$$U_2 = -W \frac{dH_1}{dt} 10^{-8},$$

где U_2 — напряжение, В; W — число витков во вторичной обмотке; H_1 — проекция горизонтальной составляющей магнитного поля Земли на ось симметрии магнитного зонда.

Частота напряжения U_2 в два раза больше, чем частота напряжения U_1 (рис. 4.8, 6).

Выходное напряжение U_2 зависит от направления горизонтальной составляющей магнитного поля Земли относительно магнитного зонда. Очевидно, напряжение U_2 будет максимальным, если направление горизонтальной составляющей H совпадает с осью симметрии магнитного зонда, т. е.

$$U_2 = -W \frac{d(H \cos \varphi_m)}{dt} 10^{-8},$$

где φ_m — угол между H и осью симметрии зонда.

Из этого уравнения нельзя однозначно определить магнитный курс φ_m , так как горизонтальная составляющая магнитного поля Земли зависит от географической широты места, и напряжение U_2

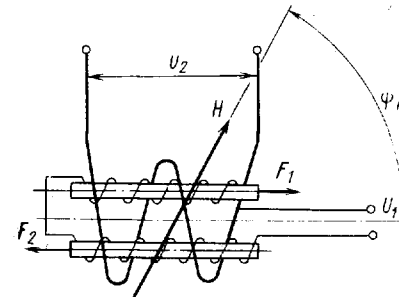


Рис. 4.7. Магнитный зонд

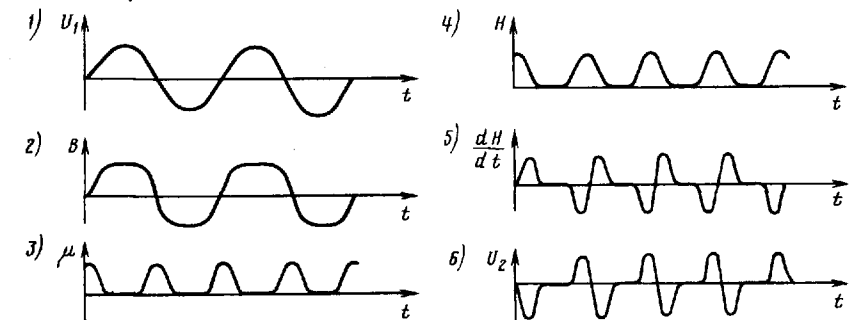


Рис. 4.8. К пояснению работы индукционного магнитного датчика

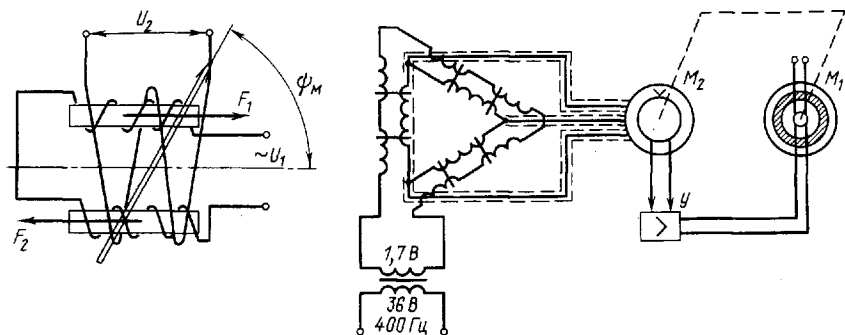


Рис. 4.9. Схема определения магнитного курса с помощью индукционного датчика

оказывается функцией двух переменных: широты места и направления магнитного поля Земли. Поэтому применяют компенсационный способ измерения, не зависящий от напряженности магнитного поля Земли и определяющий только его направление. На рис. 4.9 представлена электрическая схема такого измерителя. Вместо одного магнитного зонда в схеме используются три, расположенных в пространстве относительно друг друга под углом 120° . Вторичные обмотки включены по схеме треугольника, вершины которого соединяются с тремя статорными обмотками сельсина-приемника M_2 . Сельсин-приемник расположен в специальном блоке, называемом коррекционным механизмом KM . Первичные обмотки магнитного зонда питаются током напряжением $1,7 В$ и частотой $400 Гц$.

Магнитное поле Земли будет наводить в зондах датчика не одинаковые ЭДС, а в соответствии с их пространственной ориентацией. Поэтому потенциалы на статорных обмотках сельсина зависят от

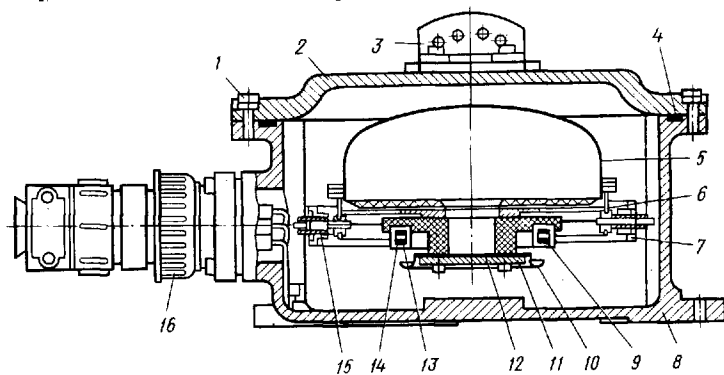


Рис. 4.10. Конструкция индукционного датчика ИД:
1 — винт; 2 — крышка; 3 — девиационный прибор; 4 — прокладка; 5 — поплавок; 6 — основание; 7 — наружное кольцо; 8 — корпус; 9 — катушка первичной обмотки; 10 — чашка; 11 — платформа; 12 — груз; 13 — сердечник; 14 — катушка сигнальной (вторичной) обмотки; 15 — карданов подвес; 16 — штепсельный разъем

направления горизонтальной составляющей магнитного поля Земли. Результирующее магнитное поле, создаваемое статорными обмотками сельсина, будет соответствовать направлению горизонтальной составляющей магнитного поля Земли.

С роторной обмотки сельсина M_2 сигнал поступает на усилитель, с него — на двигатель M_1 , поворачивающий роторную обмотку в положение, при котором напряжение на ней равно нулю.

Рассмотренная схема преобразует сигнал, поступающий с индукционного датчика, в угол поворота ротора двигателя, пропорциональный магнитному курсу.

В индукционном датчике (рис. 4.10) магнитные зонды с жестко связанным с ними поплавком 5 помещаются в кардановом подвесе 15 корпуса 8 прибора, заполненного жидкостью (лигроин и масло МВП). Жидкость, поплавок и карданов подвес обеспечивают примерную горизонтальность магнитных зондов при кренах ВС, уменьшая погрешность от вертикальной составляющей магнитного поля Земли. Для компенсации полукруговой девиации служит девиационный прибор 3, расположенный на крышке 2 датчика.

Следует отметить, что индукционный датчик — более совершенный магнитный измеритель, чем КИ-13, поскольку он обладает большей чувствительностью, в нем отсутствуют погрешности от увлечения и застоя катушки, а с помощью коррекционного механизма можно устранить четвертную магнитную девиацию.

4.3. Гироскопические измерители ортодромического курса

Существуют гироскопические компасы, способные отыскивать положение географического меридиана и измерять соответственно истинный курс. По ряду причин такие устройства в авиации пока не применяются.

Широкое распространение в авиации получили гиropolукомпасы (ГПК), которые не обладают способностью отыскивать какое-либо направление на Земле, а могут только его запоминать. Гиropolукомпасы определяют ортодромический курс, т. е. отклонение ВС от ортодромии. Ортодромия — дуга большого круга, плоскость которого проходит через центр Земли и две заданные точки на поверхности Земли. Это — кратчайшее расстояние между двумя точками на сфере.

Корректируемый гироскоп гиropolукомпаса, если на нем выставить ортодромический курс относительно меридиана исходного пункта маршрута, "запоминает" и в течение всего полета сохраняет направление этого меридиана. Но это может быть достигнуто лишь при помощи коррекции гироскопа, учитывающей суточное вращение Земли вокруг своей оси и перемещение ВС относительно Земли.

Пусть свободный гироскоп с тремя степенями свободы установлен на ВС так, что его главная ось Z совпадает с продольной осью

самолета и в начальный момент лежит в плоскости земного горизонта, ось внешней рамы карданова подвеса Y совпадает с вертикальной осью BC . BC летит с истинным курсом γ_n на географической широте φ , имея путевую скорость W . Тогда на географической широте угловые скорости ухода гироскопа от первоначального положения по его осям Z и Y с учетом угловой скорости Земли:

$$\omega_x = \omega_3 \cos \varphi \sin \gamma_n + \frac{W}{R}; \quad \omega_y = \omega_3 \sin \varphi + \frac{W}{R} \operatorname{tg} \varphi \sin \gamma_n,$$

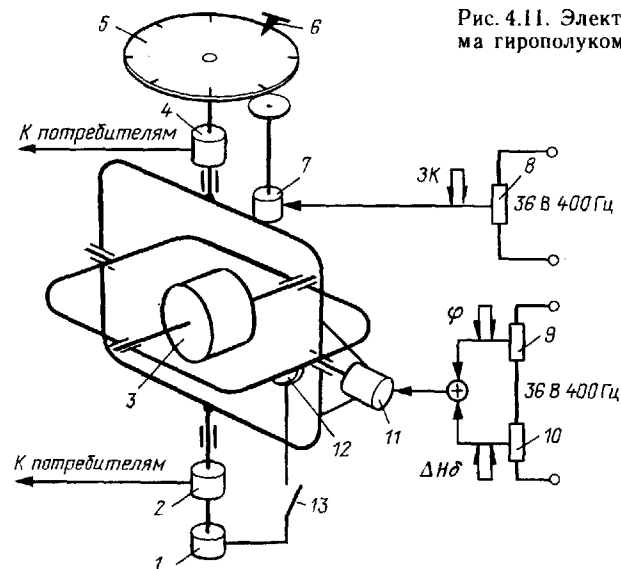
где ω_3 — угловая скорость вращения Земли; R — радиус Земли.

Для компенсации ω_x и ω_y в измерителе ортодромического курса — свободном гироскопе должны быть системы коррекции. Такие системы коррекций, которые получили название горизонтальной и широтной коррекции, имеются в гиropolукомпаса. Они и обеспечивают ему возможность определять ортодромический курс.

Упрощенная электрокинематическая схема гиropolукомпаса ГПК-52 изображена на рис. 4.11. Внешняя ось карданова подвеса гироскопа ГПК-52АП устанавливается на BC вертикально. Главная ось ротора 3 гироскопа удерживается в плоскости горизонта с помощью горизонтальной системы коррекции, куда входят однокоординатный электролитический маятник 12 и коррекционный двигатель 1. При отклонении оси гироскопа от плоскости горизонта с маятника 12 снимается сигнал, управляющий моментом двигателя 1, под действием которого ось гироскопа возвращается в плоскость горизонта. При виражах BC контакт 13 размыкается выключателем коррекции, так как электролитический маятник при ускорениях работает с ошибками. Азимутальная коррекция осуществляется с помощью системы, содержащей двигатель 11, ротор которого жестко связан с внутренней осью карданова подвеса, а статор закреплен на наружной раме, и двух потенциометров 9 и 10. Потенциометр 9 называется широтным. С него снимается сигнал, пропорциональный $\omega_3 \sin \varphi$, который управляет моментом двигателя 11, заставляющего гироскоп прецессировать по оси внешней рамы со скоростью $\omega_3 \sin \varphi$. Потенциометр 10 служит для формирования сигнала компенсации постоянной составляющей ухода гироскопа. Отсчет курса визуально осуществляется по индексу 6 и шкале 5. Потенциометр 8 и двигатель 7 позволяют устанавливать по шкале 5 заданный курс. ГПК-52 выдает сигнал, пропорциональный ортодромическому курсу BC , с потенциометра 2 и сельсина 4.

Гиropolукомпас обладает погрешностями из-за остаточного собственного ухода, который определяется многими причинами. Основными из них являются: остаточная несбалансированность, моменты трения по внутренней оси карданова подвеса, ускорения BC , магнитные поля, тепловые нагрузки. Стабильность выдерживания курса в ГПК-52АП составляет $2^\circ/\text{ч}$. Также ГПК-52 может иметь погрешность из-за несоответствия географической широты, уста-

Рис. 4.11. Электрокинематическая схема гиropolукомпаса ГПК-52АП



новленной в приборе, фактической географической широте. Возникающая по этой причине скорость ухода гироскопа

$$\Delta \omega = \omega_3 (\sin \varphi_2 - \sin \varphi_1),$$

где φ_1 — истинная географическая широта; φ_2 — географическая широта, установленная на приборе.

Выдерживая курс по ГПК, имеющему скорость собственного ухода, BC отклоняется от линии заданного пути на некоторое расстояние, совершая полет по дуге окружности. При этом боковое отклонение Z от линии заданного пути можно определить по зависимости $Z = \frac{W^2}{2} \omega_3 (\sin \varphi_2 - \sin \varphi_1)$.

Кроме того, гиropolукомпасу присуща карданова погрешность. Если бы самолет разворачивался в плоскости горизонта без крена (плоский разворот), то измерение курса происходило бы в той же плоскости. В реальных условиях измерение курса происходит не в горизонтальной плоскости, а в наклонной, так как ось внешней рамы гиropolукомпаса вместе с самолетом имеет крен. Эта погрешность порождается кардановым подвесом гироскопа и имеет чисто геометрический характер. Кардановая погрешность зависит от крена самолета и угла разворота и определяется выражением

$$\Delta \varphi = \arccos \frac{\sin^2 \varphi_n + \cos^2 \alpha \cos \gamma}{\sqrt{1 - \cos^2 \varphi_n \sin^2 \gamma}},$$

где γ — угол крена; φ_n — угол разворота.

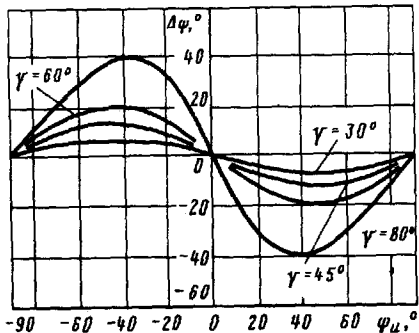


Рис. 4.12. График кардановой ошибки

На рис. 4.12 приведены зависимости кардановых погрешностей от угла разворота ВС при различных углах поперечного крена. Из графиков видно, что погрешность носит периодический характер и с увеличением угла крена кардановая погрешность возрастает.

Кардановая погрешность имеет место не только при углах крена, но и при углах тангажа. В связи с тем что углы тангажа транспортных ВС невелики — не более 15° , погрешность не превышает $1,5^\circ$. Следует отметить, что после разворота, когда крен становится равным нулю, кардановая погрешность исчезает.

Для компенсации кардановых погрешностей необходимо курсовой гироскоп устанавливать на стабилизированную в плоскости горизонта площадку. В курсовых системах ограничиваются стабилизацией внешней оси карданова подвеса гироскопа только по углу крена.

4.4. Комплексные системы курсовых измерений. Курсовые системы

Кроме описанных выше систем, в гражданской авиации используются также астрономические датчики курса — астрокомпасы. Астрокомпас определяет истинный и ортодромический курсы. Истинный курс — разность между азимутом Солнца и курсовым углом ВС. Азимут Солнца определяется с помощью специального фотоэлектрического следящего устройства. Практикуется также определение курса ВС методом пеленгации двух наземных радиостанций с помощью автоматических радиоконпасов. Таким образом, для определения курса ВС используют различные средства, работающие на различных физических принципах.

Каждый из методов определения курса обладает определенными достоинствами и недостатками: магнитный способ измерения курса позволяет определить на Земле определенное направление — магнитный меридиан, но не может быть использован в высоких широтах из-за малого значения горизонтальной составляющей напряженности магнитного поля Земли, имеет большие погрешности при выражах самолета.

Гирополукомпасы не могут отыскивать направления на земной поверхности, но при этом обладают пространственной памятью и удовлетворительно работают во время эволюций самолета, могут быть использованы в любых географических широтах. Астрокомпасы имеют сравнительно высокую точность определения курса, но их работа зависит от метеорологических условий. Радиоконпасы позволяют определять направление полета ВС относительно работающих наземных радиостанций, расположенных на сравнительно небольших расстояниях от ВС. Их использование зависит от наличия таких радиостанций по маршруту полета. Работа радиосистем может быть нарушена естественными и искусственными радиопомехами.

Отсюда следует, что ни один из указанных методов измерения курса не может обеспечить измерение курса во всех районах Земли, в любое время суток, при различной погоде. Однако в одних и тех же условиях полета недостатки одного метода в какой-то мере могут быть скомпенсированы достоинствами другого. Осуществить такую компенсацию позволяет функциональное соединение нескольких измерителей курса в единую систему.

Принцип работы курсовой системы можно рассмотреть на следующем примере. Пусть на ВС установлен магнитный компас K (рис. 4.13), который на рисунке показан в виде магнитной стрелки, и курсовой гироскоп Γ . С магнитной стрелкой жестко связаны щетки потенциометра $\Pi 1$, сам потенциометр — с ВС. Внешняя ось карданова подвеса гироскопа жестко соединена с потенциометром $\Pi 2$, щетки которого $A1, B1, B1$, соединенные с контактами A, B, B , могут поворачиваться двигателем D через редуктор P . Двигатель управляется усилителем $У$, сигнал на вход которого поступает с щеток потенциометра $\Pi 1$.

Параллельно потенциометрам подключен трехкатушечный логометрический указатель $И$.

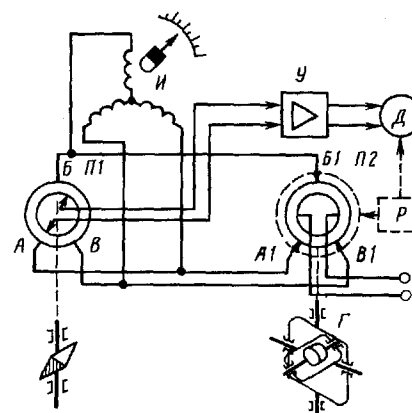


Рис. 4.13. Упрощенная схема однокабельной курсовой системы

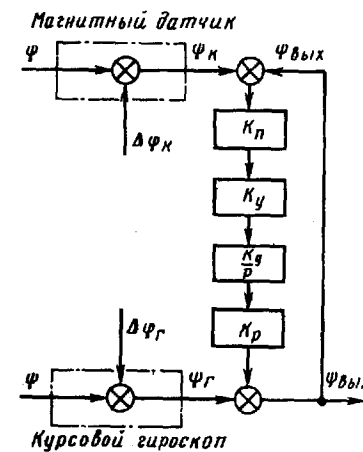


Рис. 4.14. Структурная схема однокабельной курсовой системы

Эту схему можно рассматривать как следящую систему, у которой входными величинами будут магнитный и гироскопические курсы, а выходной величиной $\psi_{гм}$ — показания индикатора. Определим погрешность такой курсовой системы, пользуясь ее структурной схемой (рис. 4.14). Магнитный компас соединен с курсовым гироскопом через интегрирующее звено с передаточной функцией

$$W(p) = \frac{1}{Tp}, \quad (4.7)$$

где $\frac{1}{T}$ — коэффициент усиления звена; T — постоянная времени звена.

Интегрирующее звено образуется из четырех последовательно соединенных звеньев: потенциометра с передаточным коэффициентом K_n , усилителя с коэффициентом усиления K_y , двигателя с коэффициентом K_d , редуктора с передаточным числом K_p , поэтому выражение (4.7) можно переписать в виде $W(p) = \frac{K_n K_y K_d K_p}{p}$.

Из (4.7) следует, что

$$T = \frac{1}{K_n K_y K_d K_p}.$$

На структурной схеме $\Delta\psi_k$ и $\Delta\psi_g$ обозначены погрешности при определении курса магнитным датчиком и курсовым гироскопом. Погрешность $\Delta\psi_k$ включает методические и инструментальные погрешности магнитного датчика, в основном быстро меняющиеся. Погрешность $\Delta\psi_g$ включает собственный уход гироскопа в азимуте, кардановую погрешность и другие, в основном медленно меняющиеся. Естественно, что при погрешностях входных сигналов в выходном сигнале тоже будет погрешность $\Delta\psi_{вых}$, которая определяется из выражения для выходного сигнала

$$\psi_{гм} = \psi + \Delta\psi_g + \frac{(\psi + \Delta\psi_k) - \psi_{гм}}{Tp}.$$

После преобразования

$$\psi_{гм} = \psi + \frac{1}{Tp+1} \Delta\psi_k + \frac{Tp}{Tp+1} \Delta\psi_g.$$

Отсюда погрешность в выходном сигнале

$$\Delta\psi_{гм} = \psi_{гм} - \psi = \frac{1}{Tp+1} \Delta\psi_k + \frac{Tp}{Tp+1} \Delta\psi_g, \text{ или } \Delta\psi_{гм} = W(p)_k \Delta\psi_k + W(p)_g \Delta\psi_g,$$

где $W(p)_k = \frac{1}{Tp+1}$ — передаточная функция курсовой системы для по-

грешности магнитного компаса; $W(p) = \frac{Tp}{Tp+1}$ — передаточная функция курсовой системы для погрешностей курсового гироскопа.

Отсюда следует, что для погрешностей магнитного компаса курсовая система ведет себя как инерционное звено. Выражение для амплитудно-частотной характеристики инерционного звена имеет вид

$$A(\omega)_k = \frac{1}{\sqrt{T^2 \omega^2 + 1}}, \text{ или } \Delta\psi_{гм} = W(p)_k \Delta\psi_k + W(p)_g \Delta\psi_g, \quad (4.8)$$

где ω — частота помехи.

Из уравнения (4.8) видно, когда $\omega \rightarrow \infty$ $A(\omega)_k \rightarrow 0$, поэтому погрешность $\Delta\psi_k$ в выходном сигнале курса при возрастании ω уменьшается.

При погрешностях гироскопа курсовая система ведет себя как форсирующее звено. Амплитудно-частотная характеристика такого звена определяется выражением

$$A(\omega)_g = \frac{T}{\sqrt{T^2 + \frac{1}{\omega^2}}}$$

из которого видно, что при возрастании частоты погрешностей курсового гироскопа $\omega \rightarrow \infty$, $A(\omega)_g \rightarrow 1$, погрешность в выходном сигнале от курсового гироскопа стремится к величине $\Delta\psi_g$, а при малых ω погрешность курсового гироскопа не сказывается на погрешности выходного сигнала.

Таким образом, коротко периодические погрешности магнитного датчика курсовой системы подавляются и на указатель практически не пропускаются. Медленно меняющиеся погрешности курсового гироскопа на точности измерения курса не сказываются.

Сформированный в описанной схеме курс называется обычно гиромагнитным. В этом курсе высокочастотная погрешность магнитного датчика сглажена, а собственный уход гироскопа в азимуте скомпенсирован. С гироскопом может совместно работать также и астрокомпас по аналогичной схеме.

В настоящее время на самолетах гражданской авиации используются следующие типы курсовых систем: ГИК-1, ГМК-1, КС-6, ТКС-П, ТКС-П2 и т. д.

Курсовая система типа ТКС-П. Самой совершенной из эксплуатируемых курсовых систем является курсовая система типа ТКС-П. Она предназначена для определения и выдачи потребителям магнитного, ортодромического и истинного курса самолета. Курсовая система типа ТКС-П представляет собой комплекс из магнитного, гироскопического, радиотехнического и астрономического измерителей курса (астрокомпасами комплектуются не все курсовые системы). В качестве измерителя магнитного курса в курсовой системе типа ТКС-П (рис. 4.15) используется индукционный датчик ИД. Он

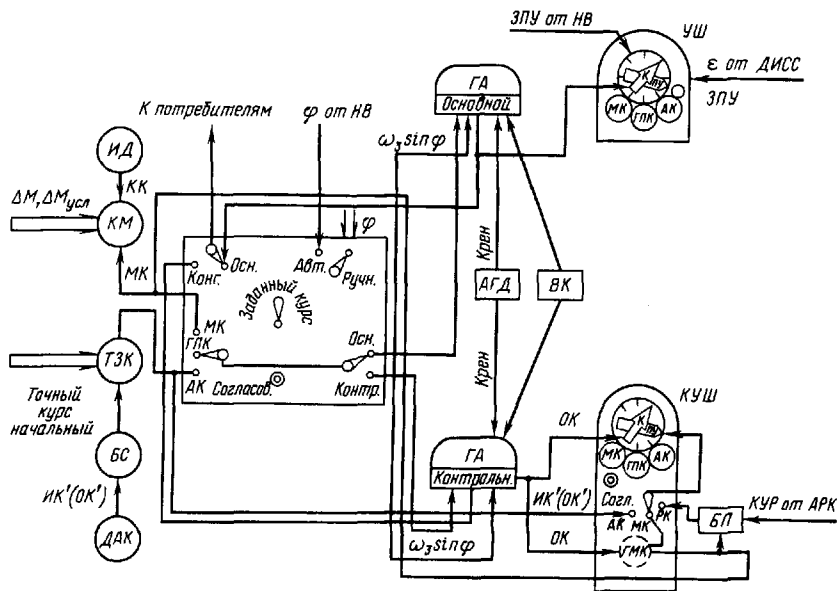


Рис. 4.15. Функциональная схема точной курсовой системы

связан с гироагрегатами через коррекционный механизм *КМ*, служащий для компенсации погрешностей.

Измерителем ортодромического курса являются два одинаковых гироагрегата: основной и контрольный. Гироагрегаты работают как гирополукомпасы, но только в отличие от ГПК-52 они обладают более высокой точностью измерения ортодромического курса. Повышение точности измерения курса в гироагрегатах ТКС-П достигается применением специальных вращающихся подшипников, установленных по внутренней оси карданова подвеса, существенно уменьшающих момент трения по этой оси и вследствие этого собственные уходы гироскопа в азимуте. Кроме того, в гироагрегатах имеется дополнительная рама, с помощью которой по сигналам крена от центральной гировертикали или с авиагоризонта осуществляется стабилизация внешней оси карданова подвеса в вертикальной плоскости по крену и тем самым уничтожается креновая кардановая погрешность. В качестве азимутальной коррекции используется прецизионный интегрирующий привод, разворачивающий статор выходного сельсина гироагрегата со скоростью $\omega_3 \sin \varphi$, причем текущая географическая широта места φ может вводиться как вручную, так и от бортового навигационного вычислителя (НВ). Кроме того, НВ транслирует в систему значение заданного путевого угла (ЗПУ).

Астрономический курс определяется дистанционным астрономическим компасом *ДАК*, который в зависимости от режима работы

может измерять истинный или ортодромический курс. Астрокомпас связан с курсовой системой через блок связи *БС*. Курсовую систему ТКС-П обслуживают также доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса (ДИСС), автоматические радиокомпасы (АРК), определяющие курсовые углы радиостанций и выключатель коррекции *ВК*, отключающий индукционный датчик и электролитический маятник гироагрегатов при эволюциях ВС из-за их больших погрешностей в этот момент.

Курсовая система ТКС-П имеет два основных индикатора курса: указатель штурмана и контрольный указатель штурмана, которые выдают экипажу информацию об измеряемых курсах и транслируют измеряемые курсы в обслуживаемые системы.

Точная курсовая система ТКС-П может работать в четырех режимах: магнитной коррекции, астрокоррекции, гирополукомпаса, задатчика курса. Режим задатчика курса — вспомогательный и используется в основном для начальной ориентации курсовых гироскопов по курсу.

Основным является режим гирополукомпаса, поскольку в этом случае полет осуществляется по ортодромии. Точность работы системы в этом режиме $0,8^\circ/ч$ независимо от географического района полета.

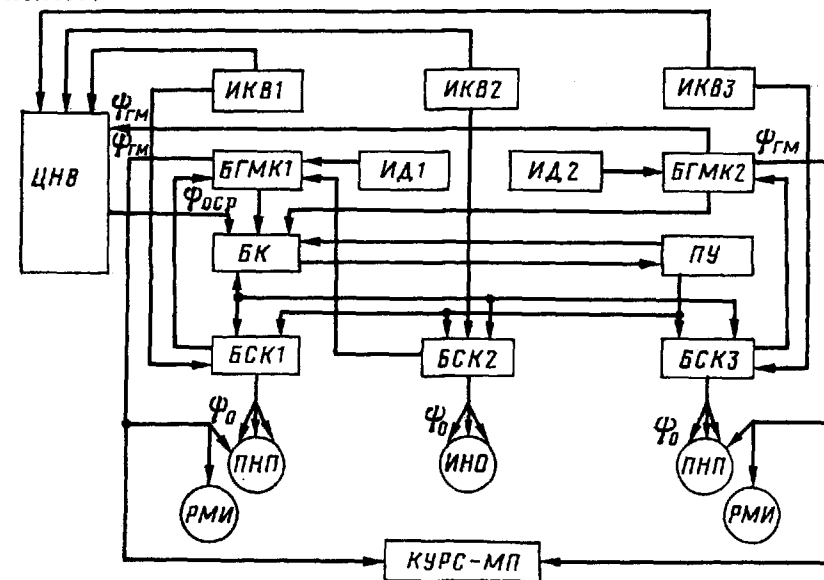


Рис. 4.16. Функциональная схема базовой системы курса и вертикали: ЦНВ — цифровой навигационный вычислитель; ИКВ — инерциальная курсовертикаль; БГМК — блок гиромангнитного курса; ИД — индукционный датчик; БК — блок коммутации; ПУ — пульт управления; БСК — блок согласования курса; ПНП — плановый навигационный прибор; ИНО — индикатор навигационной обстановки; РМИ — радиомангнитный индикатор; КУРС-МП — система ближней навигации и посадки; $\Psi_{ГМ}$ — гиромангнитный курс; Ψ_0 — ортодромический курс (истинный); $\Psi_{Оср}$ — осредненное значение курса

5.1. Общие сведения

Наиболее распространенным методом определения местоположения ВС является метод счисления пути, при котором координаты ВС определяются интегрированием путевой скорости ВС по времени при известном направлении движения.

Методы счисления координат в зависимости от природы и технических средств непосредственного измерения первичных навигационных параметров, необходимых для определения составляющих путевой скорости, разделяют на методы счисления координат по путевой скорости, истинной воздушной скорости и ускорению. При первом методе счисления составляющие путевой скорости находятся непосредственным определением этой скорости доплеровским измерителем, а местоположение ВС определяется интегрированием их по времени с учетом курса. При втором методе счисления составляющие путевой скорости находятся по данным непосредственного измерения истинной воздушной скорости с учетом дополнительной информации о скорости и направлении ветра. При третьем методе счисления составляющие путевой скорости определяются путем интегрирования соответствующих составляющих ускорения.

Примером системы, определяющей местоположение ВС, может служить вычислительное устройство НВУ-БЗ.

Автоматическое счисление текущего места самолета (МС) при следовании по участку маршрута и его коррекция по данным наземных радиомаяков осуществляются комплексом автоматически действующих датчиков навигационной информации и специализированного вычислителя.

Основой автоматического определения МС является метод непрерывного интегрирования путевой скорости ВС. Поэтому основные датчики информации для НВУ — доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса ДИСС и точная курсовая система ТКС-П2.

Поступающая из этих систем информация используется в НВУ для разложения вектора путевой скорости W по осям ортодромической системы координат. Ортодромическая система координат, как и географическая, является прямоугольной, но развернута относительно географической так, что условный север совпадает с заданной линией пути (ЗЛП), а условный восток является координатой бокового отклонения от ЗЛП. Используя ортодромическую систему координат, НВУ вычисляет пройденный путь S и боковое отклонение Z от ортодромии (рис. 5.1). Наряду с определением ортодромических координат BC Z_c и S_c в НВУ производится вы-

Базовая система курса и вертикали (БСКВ). Еще большую централизацию и более глубокую обработку курсовой информации обеспечивает БСКВ благодаря использованию в ней трех инерциальных курсовых вертикалей (ИКВ) и наличию цифрового навигационного вычислителя ЦНВ (рис. 4.16). БСКВ измеряет, формирует и индицирует приведенный и гиромагнитный курсы ВС.

Приведенный курс — это курс ВС, измеряемый относительно условного направления. В качестве условного направления может быть использован истинный (географический) меридиан или магнитный меридиан Земли. Гиромагнитный курс — это курс, измеренный относительно текущего магнитного меридиана. Приведенный курс используется для управления полетом ВС, а гиромагнитный — для коррекции приведенного курса и общей ориентации в азимутальной плоскости. Для формирования приведенного курса БСКВ может работать в трех режимах: "ГПК" — гиropolукомпаса; "ВК" — внешней коррекции; "МК" — магнитной коррекции.

Режим "ВК" — основной. В этом режиме периодически производится автоматическая коррекция приведенного курса ВС по сигналам от ЦВМ. В промежутках между коррекциями БСКВ вычисляет ортодромический курс относительно истинного (географического) меридиана, проходящего через точку коррекции.

Сигнал коррекции ЦВМ выдает в БСКВ: при выходе из зоны аэродрома взлета; при переходе на новую ЛЗП в полете по маршруту; при входе в зону аэродрома посадки. Кроме того, коррекция курса может быть выполнена в любой точке при введении поправок в курс через ЦВМ. В зоне аэродрома взлета (посадки) курс вычисляется относительно магнитного меридиана, проходящего через центр ВПП взлета (посадки).

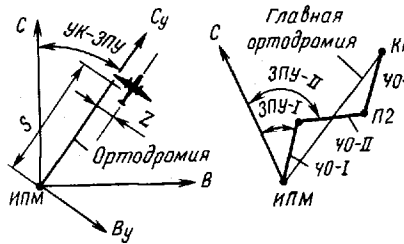


Рис. 5.1. К пояснению принципа работы НВУ:
 УК — угол карты; ЗПУ — заданный путевой угол главной ортодромии; S — удаление, Z — боковое отклонение; ЗПУ-I, ЗПУ-II — заданные путевые углы частных ортодромий; ЧО-I, ЧО-II — частные ортодромии; ИПМ, КПМ — исходный и конечный пункты маршрута

числение составляющих скорости ветра с использованием информации о воздушной скорости V , поступающей от системы воздушных сигналов, а также данных от курсовой и доплеровской систем. Информация о ветре при нормальной работе ДИСС для счисления МС не требуется и может быть использована экипажем как справочная. Однако при переходе НВУ в режим "Память" зафиксированные на этот момент параметры ветра используются далее как основная информация для счисления МС.

В НВУ предусмотрено введение расчетного значения линейного упрощения разворота (ЛУР) для автоматического перехода с одного участка частной ортодромии к другому.

Наиболее сложен обмен информацией между НВУ и радиотехнической системой ближней навигации (РСБН). На основании данных о составляющих путевой скорости W_x и W_z и координат радиомаяка осуществляется автоматическая проверка данных РСБН на достоверность, по результатам которой вырабатываются сигналы разрешения или запрещения внесения поправок ΔS и ΔZ в координаты S_c и Z_c , счисленные в НВУ.

- НВУ предназначен для решения следующих задач:
- позатупного программирования полета по двум частноортодромическим участкам маршрута;
 - автоматического изменения алгоритма счисления координат МС (режим "Память");
 - автоматического расчета и индикации параметров ветра;
 - автоматического преобразования координат МС относительно координат частной ортодромии очередного участка маршрута;
 - автоматического перехода на счисление и индикацию МС в системе частной ортодромии очередного участка при достижении заданного ЛУР;
 - автоматической непрерывной коррекции счисленного МС по данным РСБН при поступлении сигнала "Разрешение коррекции";
 - индикации МС на картографическом планшете;
 - выдачи сигналов для обеспечения индикации и формирования команд управления в систему АБСУ.

Максимальная инструментальная погрешность счисления, отнесенная к пройденному пути, не превышает:

$\pm 1\%$ при работе ДИСС, угле сноса $\pm 20^\circ$ и в диапазоне скоростей 700...1100 км/ч;

$\pm 2\%$ при переходе ДИСС в режим "Память", угле сноса $\pm 20^\circ$ и в диапазоне скоростей 500...1100 км/ч.

Максимальная инструментальная погрешность преобразования текущих координат МС в систему координат очередного участка маршрута не превышает ± 5 км.

В состав навигационного вычислителя (рис. 5.2) входят: Б-8М — задатчик угла карты φ_k ; Б-54 — аналоговый блок построения навигационного треугольника; Б-56 — сдвоенный цифровой блок импульсной развертки путевой скорости на составляющие W_x и W_z ; В-140 — задатчик путевых углов программных участков маршрута; В-52 — два индикатора-задатчика координат текущего места самолета, поворотного пункта маршрута и наземных радиомаяков РСБН; В-51 — пульт управления НВУ; Б-53 — блок преобразования координат; Б-57 — блок отработки и задания параметров ветра; ИП-3 — картографический индикатор автоматического планшета ПА-3.

По способу определения местоположения движущегося объекта инерциальные системы навигации относятся к системам счисления пути. Счисление пути в них производится двойным интегрированием ускорений, испытываемых объектом во время движения.

Инерциальные системы вырабатывают большой объем информации для пилотирования и навигации — координаты места ВС, пройденное расстояние, скорость полета, боковое отклонение от линии заданного пути, углы крена, тангажа и курса, путевой угол и др. При этом они автономны и обладают большой степенью помехозащищенности.

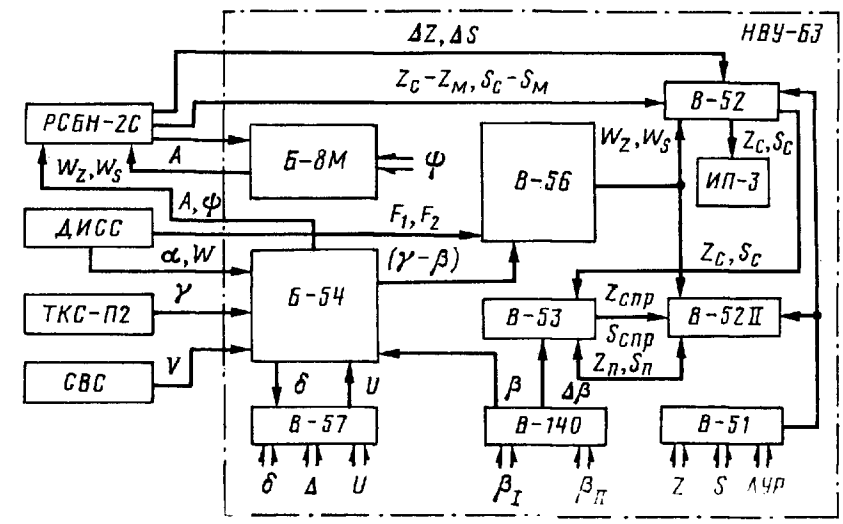


Рис. 5.2. Схема навигационного вычислителя

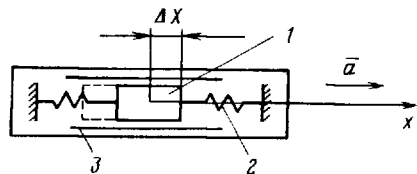


Рис. 5.3. Принципиальная схема акселерометра

Основным чувствительным элементом инерциальной системы является акселерометр. Известно большое число различных типов акселерометров, но в каждом из них имеется некоторая подвижная масса. Измерение ускорения сводится либо к измерению перемещения этой массы под действием ускорения, либо к измерению сил, действующих на эту массу.

Простейший акселерометр (рис. 5.3) для измерения линейных ускорений представляет собой массу 1 , связанную с корпусом прибора пружинами 2 . Масса 1 может перемещаться относительно корпуса прибора по направляющим 3 вдоль оси измерения — ось X . Корпус прибора жестко крепится на ВС.

Если ВС находится в покое или движется с постоянной скоростью в направлении оси чувствительности, то масса 1 не перемещается по направляющим, поскольку отсутствуют силы, растягивающие пружины. При движении самолета по направлению оси X с ускорением a масса 1 в силу своей инерционности будет отставать от движения ВС, так как согласно второму закону Ньютона на нее будет действовать инерционная сила $F = ma$, где m — масса чувствительного элемента; a — ускорение. Эта сила и вызывает перемещение массы в сторону, противоположную действию ускорения. Движение массы будет продолжаться до тех пор, пока сила противодействия пружины $F_{пр}$ не уравновесит инерционную силу: $F = F_{пр}$. Поскольку противодействующая сила пружины зависит от жесткости пружины и ее растяжения, то $F_{пр} = c\Delta x$, где c — удельная жесткость пружины; Δx — перемещение чувствительной массы.

Таким образом, исходя из приведенных выражений получим $\Delta x = (m/c)a$. Поскольку масса и жесткость пружины в приборе постоянны, перемещение массы является мерой действующего ускорения.

Следует заметить, что акселерометр не измеряет ускорения силы тяжести, вызванного гравитационной силой, так как поле тяготения в одинаковой степени воздействует на чувствительную массу и на ВС. Акселерометр, установленный на тело, свободно падающее в безвоздушном пространстве, будет иметь нулевые показания. Однако если ВС совершает прямолинейный горизонтальный полет с постоянной скоростью, то в горизонтальной плоскости на него действует тяга двигателей P и противоположная ей по направлению сила сопротивления воздуха, а по направлению вертикали — аэродинамическая подъемная сила Y и сила тяжести самолета G . Для наших условий полета:

$$P = Q_x; Y = G; G = mg,$$

где m — масса самолета; g — ускорение свободного падения.

Если ось чувствительности направить по вертикали, то акселерометр измерит ускорение $a_y = y/m = g$, которое численно равно ускорению силы тяжести g и вызвано негравитационной аэродинамической подъемной силой. Следовательно, при построении инерциальных систем навигации, предназначенных для аэродинамических объектов, считается, что акселерометры как бы реагируют на ускорение свободного падения, хотя это и не так.

Таким образом, инерциальная система счисления пути состоит из акселерометра 1 , двух последовательных интеграторов 2 и 3 и указателей скорости V и пути S (рис. 5.4).

Ускорение a , измеренное акселерометром, поступает на первый интегратор 2 , с которого снимается значение скорости V , пропорциональное $V = \int_0^t a dt$, а со второго интегратора 3 снимается пройденное расстояние $S = \int_0^t V dt$.

Расположив измерительные оси акселерометров перпендикулярно друг другу, можно получить текущие координаты движущегося объекта. В то же время измерительные оси акселерометра должны быть определенным образом ориентированы в азимуте и лежать в плоскости горизонта, причем требования к стабилизации измерительных осей относительно плоскости горизонта весьма жесткие. Так, например, если измерительная ось акселерометра составляет с плоскостью горизонта угол α и такой акселерометр установлен на ВС, летящем с горизонтальным ускорением a (рис. 5.5), то акселерометр измерит ускорение

$$a_x = a \cos \alpha - g \sin \alpha,$$

где g — ускорение свободного падения.

Так как угол α мал, то $a_x = a - ga$ и погрешность в измерении ускорения выражается зависимостью $\Delta a = a - a_x = a - a + ga = ga$.

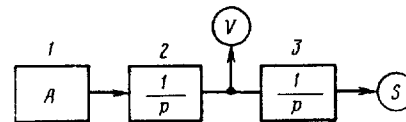


Рис. 5.4. Схема инерциальной системы: 1 — акселерометр; 2, 3 — интеграторы

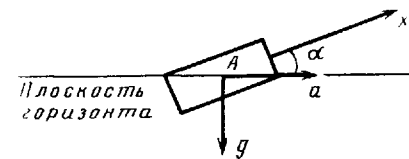


Рис. 5.5. Определение погрешности инерциальной системы от неточности ориентации измерительной оси акселерометра относительно плоскости горизонта

Погрешность определения пройденного расстояния S инерциальной системой за счет негоризонтальности измерительной оси акселерометра имеет вид $\Delta S = \int_0^t \int_0^t g \alpha dt^2 = \frac{g \alpha t^2}{2}$.

Рассуждая аналогичным образом, можно получить зависимость и для определения точности стабилизации осей акселерометра в плоскости горизонта.

Для эффективной работы инерциальных систем ориентация измерительных осей акселерометра должна осуществляться весьма точно, особенно относительно плоскости горизонта в условиях непрерывных возмущений.

5.2. Понятие о невозмущаемой гироскопической вертикали

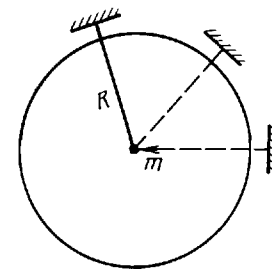
Для стабилизации каких-либо устройств в горизонтальной плоскости на движущемся объекте используются гироскопические вертикали с маятниковой коррекцией. Известно также, что маятники в условиях действия ускорений показывают не истинную, а так называемую кажущуюся вертикаль, отличающуюся от истинной на угол, зависящий от действующего ускорения a и ускорения свободного падения g . На время действия ускорений в гировертикалях маятник отключается, и гироскоп работает в режиме "Память". Гировертикали с маятниковой коррекцией имеют сравнительно невысокую точность, не удовлетворяющую требованиям инерциальных систем.

В 1923 г. немецкий ученый Макс Шулер теоретически показал, что физический маятник, длина которого равна радиусу Земли, а период колебаний равен 84,4 мин, является невозмущаемым, т. е. ни при каких ускорениях точки подвеса его плечо не отклоняется от направления вертикали места на Земле (рис. 5.6). Масса маятника находится в центре Земли, и как бы не перемещалась точка подвеса маятника, направление его плеча остается строго вертикальным. Естественно, что построить такой маятник не представляется возможным, однако его можно смоделировать, т. е. построить систему, поведение которой было бы аналогично такому невозмущаемому маятнику.

На рис. 5.7 представлена плоская модель такого маятника с периодом колебаний 84,4 мин. Гироскоп 1 и акселерометр 3, измеряющий ускорения платформы в направлении оси X , установлены на платформе 2.

Сигнал, снимаемый с акселерометра, интегрируется в интеграторе 4 и поступает на датчик момента гироскопа, расположенный на оси гироскопа, параллельной оси измерения ускорений, заставляя гироскоп прецессировать. Гироскоп в свою очередь через датчик угла управляет двигателем 5, разворачивающим платформу по оси Y .

Рис. 5.6. К пояснению принципа работы невозмущаемого маятника



Если платформа наклонена к плоскости горизонта на малый угол α , тогда ускорения, измеряемые акселерометром, можно записать в виде

$$a_x = a \cos \alpha - g \sin \alpha,$$

где a — абсолютное ускорение платформы.

С учетом малости угла α

$$a_x = a - g \alpha.$$

Этот сигнал подается в интегратор 4. С выхода интегратора сигнал $M = \mu \int_0^t (a - g \alpha) dt$ поступает на датчик момента гироскопа, заставляя его прецессировать со скоростью

$$\dot{\alpha} = \frac{M}{H} = \frac{\mu \int_0^t (a - g \alpha) dt}{H} = k \int_0^t (a - g \alpha) dt, \quad (5.1)$$

где H — кинетический момент гироскопа; k — коэффициент пропорциональности, равный μ / H .

Скорость прецессии гироскопа $\dot{\alpha}$ является абсолютной угловой скоростью, поскольку она вызвана моментом, пропорциональным абсолютному ускорению, измеряемому акселерометром.

Относительная угловая скорость движения гироскопа $\dot{\alpha}_{\text{отн}}$ равна разности абсолютной угловой скорости $\dot{\alpha}$ и переносной угловой скорости $\dot{\alpha}_{\text{пер}}$. Переносная угловая скорость получается делением путевой скорости движения объекта W , на котором установлен акселерометр, на радиус Земли:

$$\dot{\alpha}_{\text{пер}} = \frac{W}{R}, \text{ а } \dot{\alpha}_{\text{отн}} = \dot{\alpha} - \dot{\alpha}_{\text{пер}},$$

или

$$\dot{\alpha}_{\text{отн}} = \alpha - \frac{W}{R}. \quad (5.2)$$

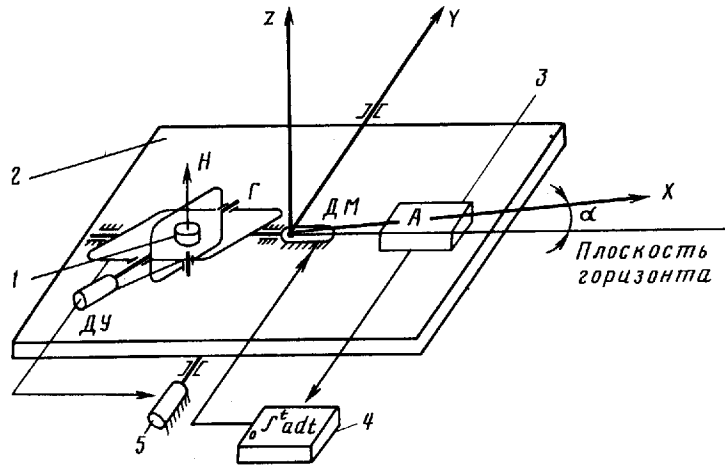


Рис. 5.7. Плоская модель маятника с периодом колебаний $T = 84,4$ мин: 1 — гироскоп; 2 — платформа; 3 — акселерометр; 4 — интегратор; 5 — двигатель; ДМ — датчик момента; ДУ — датчик угла; α — угол наклона платформы относительно плоскости горизонта

С учетом равенства (5.1) запишем выражение (5.2) в виде

$$\dot{a}_{\text{отн}} = k \int_0^t (a - g\alpha) dt - \frac{W}{R}. \quad (5.3)$$

Продифференцировав уравнение (5.3), получим

$$\dot{a}_{\text{отн}} + kga = ka - \frac{W}{R}. \quad (5.4)$$

Так как \dot{W} ни что иное, как линейное ускорение, то $\dot{W} = a$. Тогда выражение (5.4) принимает вид

$$\dot{a} + kga = a(k - \frac{1}{R}). \quad (5.5)$$

Уравнение (5.5) характеризует поведение платформы относительно плоскости горизонта, т. е. относительно вертикали места.

Рассматриваемая механическая система, состоящая из акселерометра, интегратора и гироскопа, не будет реагировать на внешние ускорения, если в уравнении, описывающем ее движение, правая часть будет равна нулю; следовательно, будет выполняться условие

$$k - \frac{1}{R} = 0, \text{ так как } a \neq 0.$$

Тогда $k = 1/R$ и уравнение (5.5) будет иметь вид

$$\ddot{a} + \frac{g}{R}a = 0.$$

Это уравнение гармонических колебаний с периодом

$$T = 2\pi\sqrt{R/g}.$$

Зная, что R — радиус Земли и равен 6371 км и $g = 9,81$ м/с², получаем $T = 84,4$ мин.

Следовательно, если в начальный момент при $t = 0$, $a = a_0$ и $\dot{a} = \dot{a}_0$, платформа будет совершать гармонические колебания с периодом $T = 84,4$ мин по оси Y .

Если же при $t = 0$, $a = 0$ и $\dot{a} = 0$, то во время всего полета платформа будет горизонтальна. Для этого необходимо, чтобы параметры системы отвечали условию

$$\frac{\mu}{H} = \frac{1}{R}; \mu = \frac{H}{R} \quad (5.6)$$

Условие (5.6) технически выполнимо.

На основе рассмотренной плоской модели невозмущаемого маятника можно построить невозмущаемую гировертикаль. Для построения пространственной вертикали необходимо установить на платформу еще один акселерометр, ось чувствительности которого будет направлена по оси Y , и гироскоп для управления с его помощью поворотом платформы по оси X .

Таким образом, возможно построение прецизионной гироскопической вертикали, не возмущаемой ускорениями, которая сможет удовлетворить требованиям к стабилизации в плоскости горизонта акселерометров инерциальной системы навигации.

5.3. Элементы инерциальных систем

Инерциальные системы навигации состоят, как правило, из устройств: для измерения ускорений; для определения вертикали места; счетно-решающих; ввода и вывода данных.

Акселерометры предназначены для измерения ускорения центра масс ВС. Они подразделяются на осевые с поступательно перемещающимся инерциальным элементом и маятниковые.

Осевые и линейные акселерометры, у которых противодействие (обратная связь) осуществляется с помощью пружины, имеют невысокую точность и малый диапазон измерения ускорений из-за гистерезиса пружины и ограниченности ее упругих деформаций.

Отмеченных недостатков в значительной степени лишен маятниковый акселерометр (рис. 5.8). Уравнение движения подвижного узла относительно корпуса имеет вид

$$J_{\eta}\ddot{a} + \mu\dot{a} + ka = mla_{\xi}\cos\alpha + mla_{\xi}\sin\alpha + M_{\eta}, \quad (5.7)$$

где $O_{\xi\eta\zeta}$ — ортогональная неподвижная система координат с центром в точке O подвеса маятника; O_{ζ} — вертикаль; O_{η} — ось, совпадающая с осью

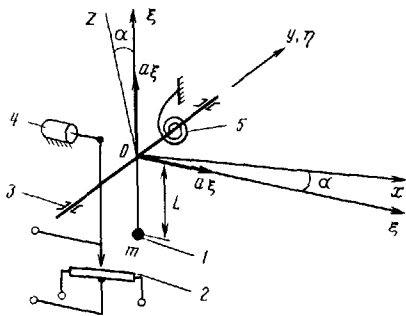


Рис. 5.8. Кинематическая схема маятникового акселерометра: 1 — маятник; 2 — датчик угла; 3 — опора; 4 — демпфер; 5 — пружина

подвеса маятника; $OXYZ$ — ортогональная неподвижная система координат с центром в точке подвеса маятника; ось OY совпадает с Oy ; $J_{\eta} \ddot{\alpha}$ — момент инерционных сил; J_{η} — момент инерции подвижной системы относительно оси подвеса маятника; α — угол отклонения маятника от вертикали; $\mu \dot{\alpha}$ — момент сил демпфирования; μ — удельный коэффициент демпфирования; $k\alpha$ — момент противодействующей пружины; k — удельный момент пружины; $m l a_z \cos \alpha$ — момент от ускорения a_z , действующего по оси Oz ; l — длина маятника; $m l a_x \sin \alpha$ — момент от ускорения a_x , действующего по оси Ox ; M — сумма неучтенных вредных моментов, действующих по оси $O\eta$ (моменты трения, натяжения токоподводов и т. д.).

При малом α и $\dot{\alpha} = \ddot{\alpha} = 0$ для случая $a_z = \text{const}$ и $a_x = \text{const}$ имеем:

$$c\alpha = m l a_z + m l a_x \alpha + M_{\eta}; \alpha = \frac{1}{c - m l a_x} (m l a_z + M_{\eta}). \quad (5.8)$$

Таким образом, отклонение маятника α зависит от ускорения BC a_x ; маятниковому акселерометру присуща погрешность, обусловленная ускорением a_x по перекрестной оси из-за действия вредных моментов M_{η} .

Чувствительность маятникового акселерометра определится, если допустить в соотношениях (5.8) $\alpha = 0$, тогда

$$\Delta a_z = M_{\eta} / (m l). \quad (5.9)$$

Как видно из уравнений (5.8) и (5.9), для уменьшения погрешности акселерометра и повышения его чувствительности необходимо уменьшить вредные моменты M_{η} и угол α .

Одним из способов уменьшения вредных моментов является гидростатическая разгрузка опор маятника, а для уменьшения угла α — применение "электрической пружины".

Электромеханическая схема такого акселерометра представлена на рис. 5.9. Подвижная часть акселерометра представляет собой герметичную цилиндрическую поплавковую камеру 7 с закрепленными роторами датчиков угла 1 и момента 6. Поплавковая камера 7 подвешена на каменных опорах 5 в герметичном корпусе, запол-

ненным тяжелой жидкостью. Средняя удельная масса поплавка подбирается примерно равной удельной массе жидкости; поплавок находится в состоянии отрицательной плавучести, так как сила тяжести поплавка уравнивается силами гидростатического давления жидкости. Центр масс поплавковой камеры смещен на величину l от оси подвеса.

Если на акселерометр действует ускорение a_x по оси X (перпендикулярно плоскости чертежа), то вокруг оси Y поплавковой камеры возникает инерционный момент $M = m l a_x$, который поворачивает камеру на некоторый очень малый угол α вокруг оси Y , и с датчика угла 1 снимается сигнал i , пропорциональный углу α . После усиления сигнала i в усилителе 2 он управляет датчиком момента 6, развивающим момент, пропорциональный углу α :

$$M_{д.м} = k_1 i = k_2 \alpha,$$

где k_1 и k_2 — соответствующие коэффициенты пропорциональности.

Если момент датчика момента уравнивает инерционный момент, то можно записать следующие уравнения:

$$m l a_x = k_2 i; i = \frac{m l a_x}{k_2}; \frac{m l}{k_2} = k_3; i = k_3 a_x. \quad (5.10)$$

Из соотношений (5.10) видно, что сигнал, снимаемый с резистора R_H , пропорционален измеряемому ускорению a_x .

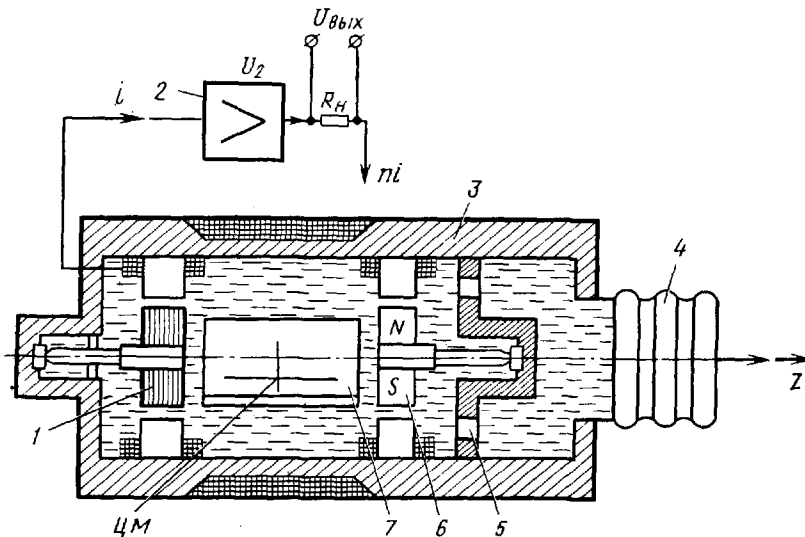


Рис. 5.9. Электромеханическая схема маятникового поплавкового акселерометра: 1 — ротор датчика угла; 2 — усилитель; 3 — корпус; 4 — сильфон; 5 — опоры; 6 — ротор датчика момента; 7 — поплавковая камера; ЦМ — центр масс

Наиболее важными характеристиками маятникового акселерометра являются: пределы измерения ускорений, линейность выходной характеристики, порог чувствительности, масса и габаритные размеры.

Гиropлатформа. В качестве платформы, на которой устанавливаются акселерометры, часто используют устройство в виде трехосного гиросtabilизатора, позволяющего определить положение измерительных осей акселерометра относительно некоторой, чаще всего связанной с Землей системы координат. В качестве гиросtabilизирующей платформы используется невозмущаемая гировертикаль с периодом $T = 84,4$ мин.

Основные погрешности гиросtabilизатора — это погрешности начальной выставки гиросtabilизированной платформы в плоскости горизонта и в азимуте, нестабильность кинетических моментов гироскопов и собственный уход гироскопов.

Счетно-решающие устройства. Первые инерциальные навигационные системы использовали аналоговые вычислительные устройства.

Требование необходимой точности вычислений при длительных полетах большой дальности обусловило переход на цифровые вычислительные устройства. В них необходимая точность вычислений обеспечивается увеличением числа разрядов. Перенастройка вычислителя с одного вида уравнений на другой может достигаться изменением программы.

В семействе цифровых вычислительных устройств существуют два различных типа вычислителей. Один из них работает по принципу компенсации приращений и называется цифровым дифференциальным анализатором, другой — целочисленный, называемый обычно вычислителем общего назначения. В настоящее время созданы вычислители, являющиеся комбинацией двух названных типов, более полно отвечающие характеру вычислений, выполняемых в инерциальных навигационных системах.

5.4. Инерциальная навигационная система типа И-11

Инерциальная система является системой навигации и предназначена для решения задач самолетовождения. Она обеспечивает:

автономное или совместно с САУ выполнение полета по маршруту в соответствии с программой, введенной в нее перед полетом или в полете;

непрерывное автоматическое определение и индикацию текущего МС в географической и ортодромической системах координат;

формирование и индикацию заданного путевого угла и бокового отклонения от линии заданного пути для обеспечения автоматического самолетовождения в горизонтальной плоскости;

формирование и индикацию путевой скорости и угла сноса;

определение и индикацию времени полета и оставшегося расстояния до очередного промежуточного пункта маршрута, географические координаты которого введены в систему;

вычисление и индикацию текущих значений путевого угла и истинного курса ВС;

вычисление и индикацию направления и скорости ветра;

ручную коррекцию ортодромических координат места ВС;

индикацию географических координат и номеров промежуточных пунктов маршрута, введенных в систему;

индикацию в цифровой форме показателей готовности системы к работе, сигналов компенсации уходов гироскопов и составляющих путевой скорости.

Заданный и текущий путевые углы вычисляются относительно географического меридиана исходного пункта маршрута текущей ортодромии.

Истинный курс ВС определяется относительно географического меридиана фактического места ВС. При определении параметров ветра входным сигналом для системы является сигнал о воздушной скорости из системы воздушных сигналов.

Принцип действия инерциальной системы основан на измерении ускорений и их двойном интегрировании. Таким образом, в инерциальной системе решаются основные уравнения инерциальной навигации:

$$\varphi = \varphi_0 + k_1 \int_0^t \int_0^t a_{c-y} dt^2;$$

$$\lambda = \lambda_0 + k_2 \int_0^t \int_0^t a_{b-z} dt^2 + k_3 \int_0^t R \omega_3 \cos \varphi dt, \quad (5.11)$$

где φ, λ — географическая широта и долгота; a_{c-y}, a_{b-z} — ускорения ВС в направлении север — юг, восток — запад.

Измерение ускорений ВС осуществляется маятниковыми акселерометрами со взаимно перпендикулярными осями (рис. 5.10). Для обеспечения акселерометрам независимости от угловых перемещений ВС и удержания осей измерений акселерометров в фиксированных направлениях относительно Земли используется четырехрамочная трехстепенная невозмущаемая гиросtabilизированная с помощью двух трехстепенных гироскопов платформа с периодом собственных колебаний $T = 84,4$ мин. Ось вращения наружной креновой рамы 1 совпадает с продольной осью самолета X_c . Рама необходима для обеспечения работоспособности платформы при любом положении самолета. Рамы 2 и 3 образуют карданов подвес, на оси курса OZ которого закреплено стабилизированное основание 4 — платформа с установленными на ней тремя акселерометрами A_x, A_y, A_z , измеряющими ускорения по взаимно перпендикулярным осям. Акселерометры A_x и A_y используются для решения навигационной

задачи, а A_z служит только для выдачи сигнала, пропорционального вертикальному ускорению.

На платформе 4 закреплены трехстепенные гироскопы 5 с взаимно перпендикулярными кинетическими моментами H_1 и H_2 . На осях карданова подвеса гироскопов имеются датчики угла и моментов. Платформа 4 стабилизируется в плоскости горизонта с помощью следящих систем, разворачивающих платформу вокруг оси тангажа OX и оси крена OY . По каждой из этих осей моделируется плоский маятник Шулера.

Для обеспечения навигации в любой точке земного шара в системе выбран способ ориентации платформы в азимуте, идентичный реализованному в гирополукомпасе ГПК-52. Это облегчает работу системы относительно частноротодромической системы координат.

В системе И-11 (рис. 5.11) сигналы ускорения a_x и a_y , измеренные акселерометрами A_x и A_y , поступают в блок автоматики (БА), где преобразуются в импульсные сигналы Q_x и Q_y и поступают на аналого-цифровой блок связи АЦБС цифрового вычислительного комплекса ЦВК. Импульсы Q_z , также поступающие на АЦБС, формируются в блоке БА по сигналу с датчика угла ψ_z , имеющегося на оси курса Z платформы. Блок АЦБС, в свою очередь, выдает сигналы $\omega_x, \omega_y, \omega_z$, которые обратным порядком через БА поступают на датчики моментов гироскопов. Гироскопы прецессируют, и с их датчи-

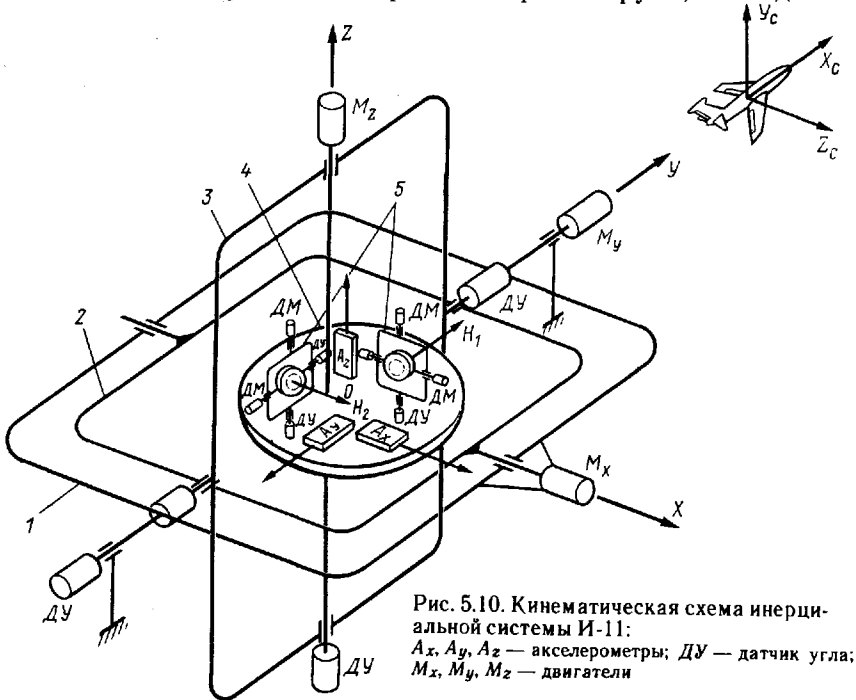


Рис. 5.10. Кинематическая схема инерциальной системы И-11:
 A_x, A_y, A_z — акселерометры; Dy — датчик угла;
 M_x, M_y, M_z — двигатели

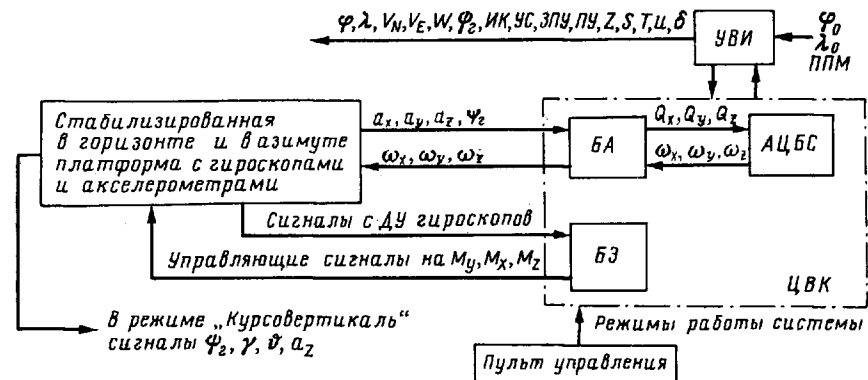


Рис. 5.11. Упрощенная структурная схема системы И-11

ков углов сигналы поступают в блок электроники БА, где формируются сигналы управления платформой для двигателей M_x, M_y, M_z .

Таким образом, в ЦВК по сигналам Q_x, Q_y, Q_z , а также по данным о стояночной географической широте φ_0 и долготе λ_0 самолета, данным о промежуточных пунктах маршрута (ППМ), поступающим с устройства ввода и индикации УВИ, вырабатываются команды на ориентацию платформы, ведется расчет текущих навигационных параметров: широты φ ; долготы λ ; путевой скорости W ; северной и восточной составляющих путевой скорости W_N, W_E ; угла сноса (УС); истинного курса (ИК); заданного путевого угла (ЗПУ); текущего путевого угла (ПУ); бокового отклонения от заданного маршрута Z ; оставшегося расстояния и времени полета S и T до очередного ППМ; скорости и направления ветра U и θ .

Погрешность определения текущих географических координат за 7 ч работы системы составляет по боковому отклонению 37 км, по дальности — 46 км.

В системе И-11 предусмотрены следующие режимы работы: "Обогрев", "Выставка", "Навигация", "Контроль" и "Курсоверткаль".

Режим "Обогрев" предназначен для создания необходимых температурных условий работы элементов системы.

Режим "Выставка" обеспечивает ориентацию платформы в плоскости горизонта и определение истинного курса. В этом режиме осуществляется вначале грубое электромеханическое арретирование осей платформы с соответствующими осями ВС, а затем точное горизонтирование платформы с помощью акселерометров, гироскопов и двигателей по осям платформы по замкнутой схеме с механической обратной связью. Если платформа не горизонтальная, то акселерометры измеряют в этом случае ускорение силы тяжести и по этому сигналу платформа горизонтируется.

Определение истинного курса — гирокомпасирование — это автономное аналитическое определение истинного курса ВС на сто-

янке. Оно производится в ЦВК. При гирокомпасировании используются проекции горизонтальной составляющей скорости вращения Земли на оси платформы, которые зависят от истинного курса. Поскольку используется скорость вращения Земли, то для гирокомпасирования требуется некоторое время.

При гирокомпасировании осуществляется процесс, называемый балансировкой. Это вычисление и запоминание ухода платформы по осям X и Y , вызываемого в основном уходом гироскопов, с целью их компенсации в полете и повышения точности работы системы.

Точное определение уходов платформы возможно только при двух пространственных положениях платформы в азимуте, отличающихся друг от друга на 90° . Этот процесс более длительный. Он называется двойным гирокомпасированием и осуществляется не перед каждым полетом. Все этапы режима "Выставка" сопровождается индикацией на УВИ показателя готовности системы.

Режим "Навигация" предназначен для использования систем в полете. Вычислитель вычисляет параметры, указанные выше.

Режим "Контроль" обеспечивает контроль правильной работы системы в целом. При неисправностях выдается команда "Отказ системы" и происходит запоминание места отказа.

Кроме того, при контроле на земле осуществляется проверка точностных характеристик системы. Для этого производится выставка системы и имитируется полет при некоторой вводимой в ЦВК относительной скорости полета. Вычисляемые при этом навигационные параметры φ и λ не должны превышать пороговых значений, которые рассчитываются из условий воздействия на систему инструментальных погрешностей на уровне 3σ . Если контролируемые параметры выходят за пределы пороговых значений, то выдается команда "Неисправность", что означает работоспособность системы при неудовлетворительной точности определения навигационных параметров.

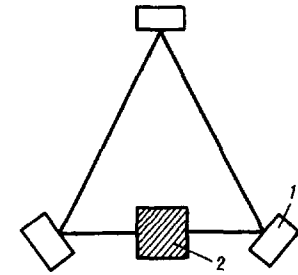
Режим "Курсоверткаль" используется в том случае, когда время на подготовку к полету меньше времени готовности системы и не требуется получения от системы навигационных параметров. Система при отказе вычислителя автоматически переходит в режим "Курсоверткаль", в котором предусмотрена выдача только сигналов крена и тангажа.

5.5. Бесплатформенная инерциальная навигационная система

Эта навигационная система устанавливается на самолетах Ту-204 и Ил-96-300 и является основной системой в комплексе пилотажно-навигационного оборудования.

Комплекты БИНС (на самолете их обычно три) являются основными датчиками пилотажно-навигационных параметров и параметров пространственного положения ВС. В отличие от инерциальной

Рис. 5.12. Принципиальная схема кольцевого лазера:
1—отражающие элементы; 2—активная среда



системы И-11 акселерометры и гироскопы не устанавливают на стабилизированной платформе, а крепят непосредственно к ВС. В качестве гироскопов используют лазерные гироскопы.

Лазерным гироскопом называется устройство, в качестве чувствительного элемента в котором обычно применяется кольцевой оптический лазер, способный измерять весьма малые угловые скорости и углы (единицы угловых секунд) вокруг оси чувствительности. Основным элементом кольцевого лазера является треугольный или четырехугольный оптический резонатор, в одной или нескольких сторонах которого помещена активная среда (рис. 5.12).

Активной средой, как правило, служит гелий-неоновая смесь, в которой может возбуждаться газовый разряд. По углам резонатора помещены отражающие оптические элементы. Если длина периметра контура L кратна длине световой волны λ , то в генераторе возникает генерация. Для того чтобы генерация возникла на нужной длине волны, соответственно выбираются диэлектрическое покрытие зеркал и значение тока газового разряда. Резонатор устроен таким образом, что один луч как бы движется против часовой стрелки, а другой — по часовой.

Если кольцевой оптический лазер поворачивается в пространстве с некоторой угловой скоростью Ω , то оптические пути встречных волн будут не одинаковы. При этом появятся разные частоты генерации и, как следствие этого, некоторая разностная частота f , пропорциональная скорости поворота лазера:

$$f = \frac{4S}{\lambda L} \Omega,$$

где S — площадь, охватываемая контуром, по которому следует луч.

Если на выходе лазера сформировать импульсы, частота следования которых пропорциональна разностной частоте f , и суммировать эти частоты на счетчике, то показания счетчика будут пропорциональны углу поворота лазера вокруг оси чувствительности:

$$N = \int_0^t f dt = \frac{4S}{\lambda L} \int_0^t \Omega dt = k\alpha, \quad (5.12)$$

где α — угол поворота лазера.

Из выражения (5.12) следует, что накопленное на выходе лазера число N импульсов пропорционально углу поворота лазера вокруг оси чувствительности независимо от того, по какому закону изменялась угловая скорость в процессе разворота на данный угол. Таким образом, с помощью такого устройства и вычислителя можно математически моделировать пространственную память, т. е. измерять углы крена, тангажа и курса ВС.

В БИНС лазерные гироскопы и акселерометры жестко связаны с ВС и их оси ориентированы вдоль строительных осей ВС. В этом случае акселерометры измеряют вектор кажущегося ускорения

$$\bar{a} = \bar{a}_0 - \bar{g},$$

где \bar{a}_0 — вектор абсолютного ускорения; \bar{g} — вектор интенсивности гравитационного поля.

По информации от лазерных гироскопов и акселерометров в вычислителе моделируется некоторый трехгранник XYZ , по которому пересчитываются ускорения, измеренные акселерометрами. Затем в вычислителе происходит обработка информации в соответствии с алгоритмами системы и включенного режима работы системы: "Выключено", "Выставка", "Навигация", "Курсовертикаль", "Контроль". Назначение режимов и вычисляемые параметры аналогичны режимам платформенной системы И-11.

В БИНС такие параметры, как крен и тангаж, получаются расчетным путем, а не снимаются с осей гиросtabilизированной платформы, как в И-11.

Бесплатформенные инерциальные системы имеют меньшие габаритные размеры, чем платформенные, обладают повышенной надежностью. Вследствие большой точности лазерных гироскопов они обладают большей точностью определения основных навигационных параметров. Точность определения системой местоположения ВС не ниже 3,7 км за 1 ч полета.

5.6. Погрешности инерциальных навигационных систем

Погрешности ИНС делят на методические и инструментальные. Первые обусловлены неточным математическим описанием формы Земли и ее гравитационного поля, а также упрощением кинематических уравнений, реализуемых в системе. При большой дальности и длительности полета они становятся соизмеримыми с инструментальными погрешностями и должны учитываться. Но поскольку они могут быть учтены при расчете исходных данных и программы полета, основной интерес представляют инструментальные погрешности, вызываемые погрешностями при работе отдельных функциональных элементов, подверженных влиянию изменяющихся условий в процессе полета и действию различных возмущений.

Первичные источники инструментальных погрешностей элементов ИНС: изменение физических параметров первичных элементов, входящих в состав данного функционального элемента ИНС (сопротивления, емкости, индуктивности, магнитные индукции, коэффициенты трения, вязкости, упругости и др.); нелинейность и неоднозначность статических характеристик элементов (гистерезис, насыщение, люфт, трение и др.); погрешности установки начальных условий и ввода исходных данных; статические и динамические ошибки элементов, вызванные действием возмущений, и др.

Первичные погрешности элементов ИНС, как правило, возникают в результате изменений температуры и характеристик источников питания, ускорений и вибрации основания, влияния посторонних электрических и магнитных полей. Характерной особенностью ИНС, моделирующей физический маятник с периодом $T = 84,4$ мин, является нереагирование на возмущающие воздействия, имеющие высокие частоты. Поэтому основные погрешности ИНС обусловлены изменением параметров элементов и возмущениями, имеющими длительный характер действия. Основные инструментальные погрешности акселерометра зависят от сдвига нуля и изменения коэффициента передачи.

Основные факторы, вызывающие погрешности ИНС и обусловленные гиросtabilизатором: погрешности начальной выставки акселерометров относительно плоскости горизонта и в азимуте; нестабильность кинетического момента гироскопа и коэффициента передачи датчиков момента; собственный уход гироскопов и т. д.

Влияют на точность работы ИНС и погрешности вычислительных устройств, осуществляющих интегрирование сигналов акселерометров, выработку сигналов управления, балансировку гироскопов и т. д. Погрешности системы имеют колебательный характер, что обусловлено колебательным характером погрешностей гиросtabilизатора.

Если допустить, что первичные погрешности элементов ИНС случайные величины и характеризуются средними квадратичными значениями, а начало появления каждой из них равновероятно по времени, то выходная погрешность системы определяется суммированием средних значений абсолютных значений отдельных погрешностей:

$$\sigma_x = \sqrt{\sum_{i=1}^n \sigma_{xi}^2}; \sigma_y = \sqrt{\sum_{i=1}^n \sigma_{yi}^2},$$

где σ_{xi}^2 и σ_{yi}^2 — дисперсии отдельных составляющих погрешности, вызванные i -м и j -м источниками первичных погрешностей ИНС, усредненные за полный период колебаний T системы.

ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

6.1. Общие сведения

Двигатель и обслуживающие его устройства внешнего топливopитания, смазки, охлаждения, измерения вибрации, частоты вращения и др. образуют взаимосвязанную систему, называемую силовой установкой.

Авиадвигатель предназначен для преобразования энергии сгорания топлива в тягу, необходимую для движения ВС, и другие виды энергии, например электрическую. Практически на всех современных ВС устанавливаются газотурбинные двигатели — турбореактивные и турбовинтовые. Только на ряде ВС местных воздушных линий установлены поршневые двигатели.

Наряду с основными двигателями на ВС устанавливается вспомогательная силовая установка (ВСУ). Она предназначена для обеспечения авиадвигателей сжатым воздухом, который необходим для запуска основных двигателей на земле, а также электроэнергии бортовой сети в тех случаях, когда не работают авиадвигатели на земле или отказали основные генераторы в воздухе.

Все параметры, характеризующие работу и состояние силовой установки, можно условно разделить на три группы. В первую входят параметры, информирующие экипаж об эффективности выполнения авиадвигателями своей основной функции — создания тяги. К этим параметрам относятся: частота вращения ротора турбокомпрессора, температура газа за турбиной, положение дроссельного крана топлива РУД. На турбовинтовых двигателях к этой группе относят измеритель крутящего момента (ИКМ).

Во вторую группу входят параметры, позволяющие определить неисправности на ранней стадии их возникновения. К ним относятся: высокая температура подшипников, высокий уровень вибрации корпуса авиадвигателей, превышение температуры выходящих газов и некоторые другие.

К третьей группе относятся параметры, характеризующие работу систем силовой установки, — часовой расход топлива, давление топлива, перепад давлений на топливном фильтре, температура и давление масла на выходе авиадвигателя, запас топлива и др.

Индикаторы контроля работы силовой установки размещены в кабине на приборных досках, причем они компонованы таким образом, чтобы идентичные приборы различных авиадвигателей размещались в одном горизонтальном ряду, а приборы контроля каждого двигателя — в одном вертикальном ряду.

На ВС нового поколения — Ту-204, Ил-96-300, Ил-114 для контроля силовой установки применяются технические средства на базе

электронно-лучевых трубок (комплексы системы электронной индикации и сигнализации — КСЭИС), которые имеют ряд преимуществ по сравнению с традиционными стрелочными приборами. В частности, они формируют однородное оперативное поле для восприятия информации в значительно сокращенном размере, увеличивают количество информации о состоянии силовой установки, ее предотказном состоянии, о возникших отказах, что значительно повышает безопасность полетов.

6.2. Измерение массы и расхода топлива

Топливо на ВС хранится в баках, имеющих постоянную конфигурацию, а следовательно, и объем. Зная уровень топлива в баке, можно судить и о его объеме. Уровень топлива в баке может быть определен различными способами. Наиболее распространенным в авиации является способ измерения уровня топлива с помощью поплавка и электрической емкости.

Поплавковый метод измерения уровня топлива заключается в определении положения поплавка, находящегося в топливе. Такой прибор состоит из двух частей: измерительной части и указателя.

Измерительная часть состоит из поплавка и электрического реостата, сопротивление которого изменяется в соответствии с изменением уровня топлива (рис. 6.1). При изменении уровня топлива в баке 1 поплавок 4 через рычаг 2 перемещает движок реостата R пропорционально изменению уровня топлива. Реостат R включен в мостиковую схему, которая собрана на резисторах $R1...R4$. В диагональ моста включены две рамки логометра. Сила тока, протекающего по рамкам логометра, зависит от положения движка реостата, а следовательно, и от уровня топлива в баке. Реостат R является функциональным элементом, т. е. при линейном перемещении его движка сопротивления участков r_1 и r_2 изменяются по определенному закону. Применение функционального реостата объясняется тем, что конфигурация бака может иметь сложную форму, а зависи-

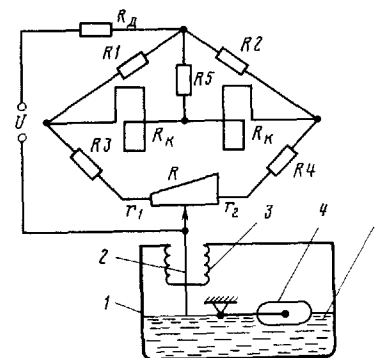


Рис. 6.1. Принципиальная электромеханическая схема поплавкового топливомера: 1 — топливный бак; 2 — рычаг; 3 — сифон; 4 — поплавок; 5 — топливо; $R1...R5$ — резисторы; R_k — катушки логометра; R — функциональный резистор; r_1, r_2 — сопротивления участков функционального резистора; R_d — дополнительный резистор

мость между перемещением движка реостата и объемом топлива должна быть линейной. Логометр представляет собой электромагнитный измерительный прибор, показания которого зависят от отношения токов, протекающих по его рамкам.

Кроме описанного типа поплавкового топливомера, используются топливомеры, способные выдавать информацию о массе топлива в каждом баке и суммарную на самолете.

В каждом из баков имеется поплавок, который через рычажную передачу и сифон перемещает движок функционального реостата, преобразуя уровень топлива, а следовательно, и его массу в изменение сопротивления реостата. Реостаты подключаются к электрическому мосту через специальный переключатель датчиков, который позволяет либо подключить все реостаты к мосту, тогда прибор измеряет суммарную массу топлива, либо каждый в отдельности. Если подключается один из реостатов, то прибор показывает массу топлива в конкретном баке. В приборе предусмотрена сигнальная лампа, которая загорается при наличии критического остатка топлива. Контакт, включающий сигнальную лампу, замыкается движком реостата расходного бака.

Измерение емкостным способом массы топлива на ВС является более распространенным. Емкостные топливомеры так же, как и поплавковые, измеряют уровень топлива в баках, только в качестве измерителей уровня используются специальные электрические конденсаторы, емкость которых зависит от уровня топлива в баке.

Датчик емкостного топливомера представляет собой конденсатор, электроды которого обычно выполнены в виде коаксиальных цилиндров (труб), расположенных вертикально по всей высоте бака (рис. 6.2). Емкость такого конденсатора составляет из двух параллельно соединенных частей: нижней, имеющей диэлектриком топливо, и верхней — пары топлива. При изменении уровня топлива меняется суммарное значение емкости конденсатора. Текущее значение емкости

$$C_x = C_T + C_n, \quad (6.1)$$

где C_T — емкость части конденсатора высотой h_T , находящейся в топливе, с диэлектрической проницаемостью ϵ_T ; C_n — емкость остальной части конденсатора высотой h_n , диэлектриком которого служат пары топлива с проницаемостью ϵ_n .

Емкость для этих двух частей цилиндрического конденсатора:

$$C_T = \frac{\epsilon_T h_T}{2 \ln(d_1 / d_2)}; \quad (6.2)$$

$$C_n = \frac{\epsilon_n h_n}{2 \ln(d_1 / d_2)}, \quad (6.3)$$

где d_1 — внутренний диаметр наружной трубы; d_2 — наружный диаметр внутренней трубы.

С учетом (6.1)..(6.3), а также принимая $\epsilon_n = 1$, получим

$$C_x = C_0 + \Delta C,$$

где C_0 — начальная емкость при отсутствии топлива в баке.

Изменение емкости конденсатора

$$\Delta C = \frac{h_T(\epsilon_T - 1)}{2 \ln(d_1 / d_2)} \quad (6.4)$$

Из выражения (6.4) видно, что изменение емкости конденсатора зависит от уровня топлива в баке h_T и от диэлектрической проницаемости ϵ_T .

Особенностью таких датчиков является их конструктивная простота и надежность. Они имеют меньшую погрешность при эволюциях и ускорениях ВС, поскольку в одном баке можно разместить несколько датчиков. Кроме того, температурная погрешность емкостных датчиков сравнительно невелика вследствие частичной взаимной компенсации температурной погрешности, обусловливаемой температурным коэффициентом объемного расширения топлива и изменением диэлектрической проницаемости топлива от температуры.

В настоящее время получили широкое распространение комплексные системы программного управления и измерения топлива. В зависимости от типа ВС применяется та или иная модификация системы, однако все они построены по одному принципу и, как правило, предназначены для выполнения следующих функций:

- измерения суммарного запаса топлива в баках каждого полукрыла самолета отдельно;
- поочередного измерения запаса топлива в каждой группе баков;
- автоматического управления порядком расхода топлива и включения соответствующей сигнализации;
- автоматического управления заправкой топливом и включения соответствующей сигнализации;
- сигнализации аварийного остатка топлива.

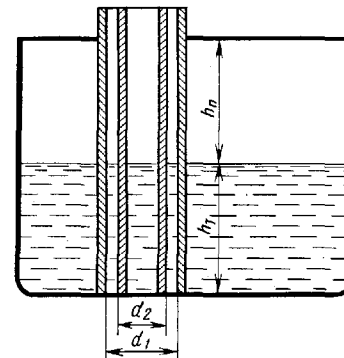


Рис. 6.2. Емкостный датчик:
 h_T — уровень топлива; h_n — высота бака, занятая парами топлива; d_1 — внутренний диаметр наружной трубы; d_2 — наружный диаметр внутренней трубы

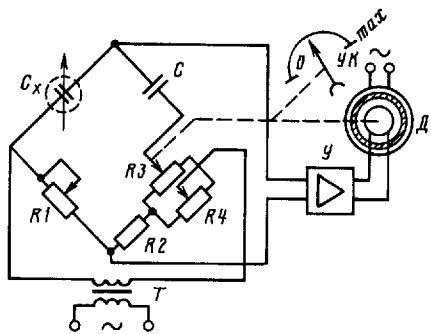


Рис. 6.3. Электромеханическая схема емкостного топливомера:
 $R1, R3, R4$ — реостаты; $R2$ — резистор; C_x — конденсатор-датчик переменной емкости; C — конденсатор постоянной емкости; U — усилитель; D — двигатель; $УК$ — указатель

Такую систему можно представить состоящей из двух частей: измерительной и автоматической.

Измерительная часть предназначена для измерения суммарного запаса топлива и поочередного измерения запаса топлива в каждой группе баков.

Измерение запаса топлива в баках ВС при помощи емкостного топливомера основано на измерении электрической емкости датчика-конденсатора, меняющейся под воздействием изменения уровня топлива.

Измерение электрической емкости датчиков производится саморавновешивающимся мостом переменного тока, одним плечом которого является переменная емкость датчика (рис. 6.3). Когда $C_x = C$, что соответствует пустым бакам, измерительный мост регулируется реостатом $R1$ таким образом, чтобы он был сбалансирован, чтобы движок реостата $R3$ находился в крайнем левом положении, а указатель показывал отсутствие топлива (отметка 0).

При изменении электрической емкости датчика до $C_x = 2C$ (баки полные) мост регулируется реостатом $R4$ так, что его равновесие наступает тогда, когда движок реостата $R3$ находится в крайнем правом положении, а указатель показывает максимальную массу топлива (отметка max).

При всех других промежуточных значениях емкости C_x в диагонали моста возникает электрическое напряжение, вызывающее ток, который после усиления управляет работой двигателя D . Двигатель, перемещая движок реостата $R3$, приводит мост в равновесное положение, одновременно стрелка указателя показывает массу измеренного топлива. Для определения суммарной массы топлива вместо C_x подключаются параллельно несколько датчиков, емкость которых измеряется мостом.

Поскольку рассматриваемый топливомер фактически измеряет не массу топлива, а значение переменной емкости конденсатора, ему присуща методическая погрешность. Дело в том, что емкость конденсатора зависит от сорта и температуры топлива. Следовательно, при неизменной массе топлива в баках и изменении температуры топлива показания топливомера будут меняться.

Для компенсации указанной методической погрешности в измерительной части системы применяется еще один компенсационный электрический мост (рис. 6.4). Плечи моста составляют две вторичные полуобмотки трансформатора $W1$ и $W2$ и два конденсатора; C_t расположен таким образом, что при наличии даже минимальной массы топлива в баке он всегда находится в топливе, а C_s имеет такую емкость, которая равна емкости C_t при температуре топлива $\pm(20 \pm 10)^\circ\text{C}$. Следовательно, при нормальной температуре компенсационный мост сбалансирован и в его диагонали напряжения нет.

Если температура топлива превысит определенное значение, в диагонали моста появится "напряжение ошибки", которое подается в усилитель в противофазе напряжению, появившемуся в основном измерительном мосту из-за изменения емкости основных емкостных датчиков измерителей. В результате этого указанная ошибка сводится к минимуму.

Емкость датчика зависит не только от изменения его диэлектрической постоянной из-за температуры, но и от массы топлива в баке. Поэтому напряжение, питающее мост, регулируется с помощью потенциометра Π , движок которого перемещается двигателем D (см. рис. 6.3) в соответствии с массой топлива. Этим достигается более полная компенсация температурной погрешности.

Автоматическая часть системы предназначена для автоматического управления порядком расхода топлива, управления заправкой и осуществления сигнализации при остатке топлива на определенное время полета.

В качестве датчиков в автоматической части используются катушки переменной индуктивности. Индуктивность их резко изменяется, когда поплавковый сердечник, следя за уровнем топлива в баке, входит внутрь катушки (рис. 6.5).

Датчик имеет две катушки индуктивности 1 и 6 , расположенные в верхней и нижней частях бака. По направляющей 5 , следя за уровнем топлива, перемещается поплавок 3 , металлический сердечник 2 которого, входя в катушку 1 , сигнализирует о том, что бак полон, а входя в катушку 6 — о том, что бак пуст. Такие датчики, как правило, устанавливают внутри емкостных датчиков.

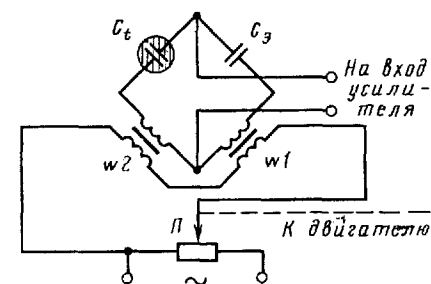


Рис. 6.4. Схема компенсации температурной методической погрешности:
 C_t, C_s — конденсаторы; Π — потенциометр; $W1, W2$ — обмотки трансформатора

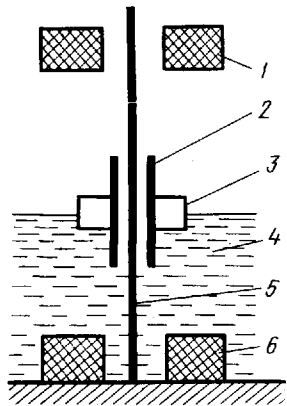


Рис. 6.5. Поплавковый датчик уровня топлива:
1 — катушка переменной индуктивности в верхней части бака; 2 — металлический сердечник; 3 — поплавок; 4 — топливо; 5 — направляющая; 6 — катушка переменной индуктивности в нижней части бака

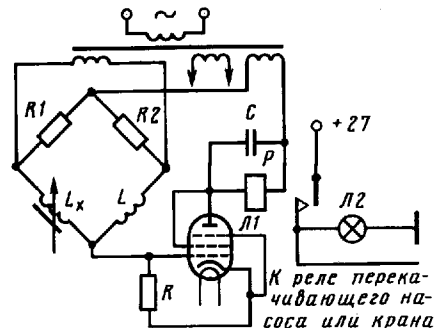


Рис. 6.6. Схема автоматической части системы:
 $R1, R2$ — резисторы; Lx — катушка переменной индуктивности; P — реле; LI — электронная лампа; $L2$ — сигнальная лампа

На рис. 6.6 представлена электрическая схема автоматической части системы для одного бака. Таких идентичных схем в системе столько, сколько на ВС баков.

Когда металлический сердечник находится вне катушки Lx , мост неуравновешен и с диагонали моста снимается некоторое напряжение, которое подается на сетку входной лампы LI усилителя в противофазе с анодным напряжением. Поэтому во время положительного полупериода напряжения на сетке лампы она заперта отрицательным напряжением на аноде. Во время положительного полупериода напряжения на аноде лампа заперта отрицательным напряжением на сетке. Когда сердечник входит в катушку, напряжение на выходе моста меняется по значению и по фазе на 180° . При этом анодный ток лампы увеличивается, срабатывает реле P и своими контактами осуществляет необходимую коммутацию подкачивающих насосов и сигнальных ламп.

Измерение расхода топлива на ВС, кроме топливомеров, осуществляется приборами, называемыми расходомерами. Они определяют мгновенный (часовой) расход топлива двигателями и его остаток.

Мгновенный расход топлива характеризует работу двигателей, а суммарный расход, который обычно получают в виде остатка неизрасходованного топлива, дает дублирующую информацию о массе топлива в баках.

На ВС устанавливают расходомеры типа РТМСВ (расходомер топлива мгновенный суммарный весовой), которые в зависимости от

типа ВС имеют некоторые отличия, однако построены по одному принципу.

Расходомеры типа РТМСВ предназначены для измерения часового и суммарного расхода топлива. Такой расходомер состоит из двух частей: измерителей мгновенного и суммарного расхода топлива.

Измеритель мгновенного расхода топлива позволяет определить часовой расход топлива в рассматриваемый момент времени.

При данных значениях сечения топливного трубопровода и плотности топлива расход его пропорционален скорости потока в трубопроводе, поэтому в основу измерения мгновенного расхода положен принцип измерения этой скорости (рис. 6.7). Измерителем скорости является крыльчатка (турбина), частота вращения которой пропорциональна объемному количеству протекающего через трубопровод топлива. Так как важно знать не объемный расход, а весовой, то в потоке топлива находится конденсатор C , емкость которого зависит от плотности топлива. Измерив емкость конденсатора с помощью специальной схемы, можно внести коррекцию в измерение расхода при изменении плотности топлива за счет его сорта или температуры. Перед крыльчаткой устанавливают направляющий аппарат (радиальные пластины), выпрямляющий поток топлива, который может вращаться в трубопроводе и тем самым вносить погрешность в измерение скорости потока.

Вращение крыльчатки передается постоянному магниту, охваченному тонким металлическим стаканом. При вращении магнита в стакане наводятся вихревые токи, которые, взаимодействуя с полем постоянного магнита, создают вращающий момент, который закручивает стакан в сторону вращения магнита. Возникающий момент уравнивается моментом спиральной пружины, следовательно, угол поворота стакана будет пропорционален скорости вращения крыльчатки или мгновенному расходу топлива. Со стаканом связан ротор сельсин-датчика СД, который является датчиком сельсинной следящей системы передачи информации о расходе на указатель.

При изменении суммарного расхода топлива необходимо интегрировать частоту вращения крыльчатки. Обычно на указателе суммарного расхода топлива устанавливается масса залитого топлива, тогда расходомер показывает остаток топлива, и его показания легко сравнить с показаниями топливомера.

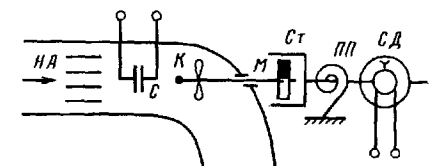


Рис. 6.7. Схема измерения мгновенного расхода топлива:
 HA — направляющий аппарат; C — конденсатор; K — крыльчатка; M — магнит; $Ст$ — стакан; $ПП$ — противодействующая пружина; $СД$ — сельсин-датчик

6.3. Измерение давления и крутящего момента двигателя

Наибольшее распространение получил пружинный метод измерения давления, в котором силы измеряемого давления непосредственно сравниваются с упругими силами. Этот метод основан на зависимости деформации упругого чувствительного элемента от приложенного давления: $p = p_2 - p_1$.

В манометрах деформация передается на отсчетное устройство (рис. 6.8, а), а в датчиках преобразуется в электрическую величину, которая служит выходным сигналом (рис. 6.8, б). Такие датчики широко используются при дистанционном измерении давления. В качестве преобразователя деформации в электрический сигнал используются реостатные и индуктивные преобразователи. Индуктивные преобразователи более надежны, чем реостатные, и применяются в манометрах, измеряющих давление, пульсирующее с достаточно большой частотой.

Манометр типа ДИМ (дистанционный индуктивный манометр) предназначен для измерения давления жидкостей и газов, имеющих пульсации частотой 10...700 Гц. Диапазон измерения давления 0...30 МПа. Комплект прибора состоит из датчика и указателя. Датчики манометра имеют в качестве чувствительного элемента упругую мембрану, а преобразователем ее деформации в электрический сигнал является индуктивный элемент (рис. 6.9). Питается прибор от источника переменного тока ($U = 36$ В, $f = 400$ Гц).

При деформации чувствительного элемента перемещается якорь $Я$ индуктивного преобразователя датчика и изменяются размеры зазоров δ_1 и δ_2 . Это приводит к изменению индуктивностей катушек $L1$ и $L2$. Катушки включены в мостовую схему, образуя два плеча. Другие два плеча образованы резисторами $R2$ и $R3$, находящимися в указателе. Измерителем служит магнитоэлектрический логометр с неподвижными рамками $P1$ и $P2$ и подвижным магнитом, на оси которого находится стрелка.

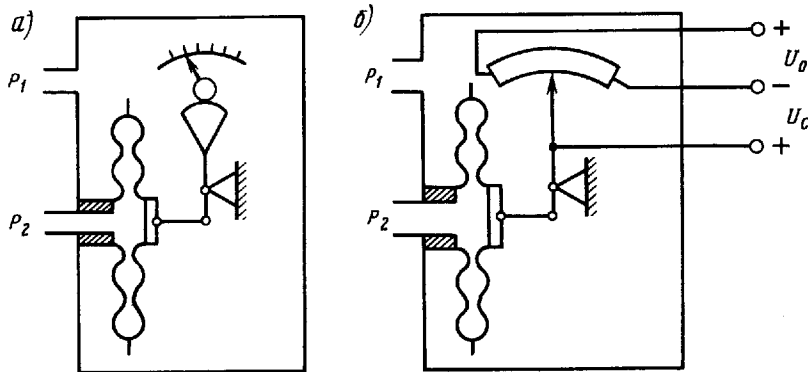


Рис. 6.8. Схема измерителя давления

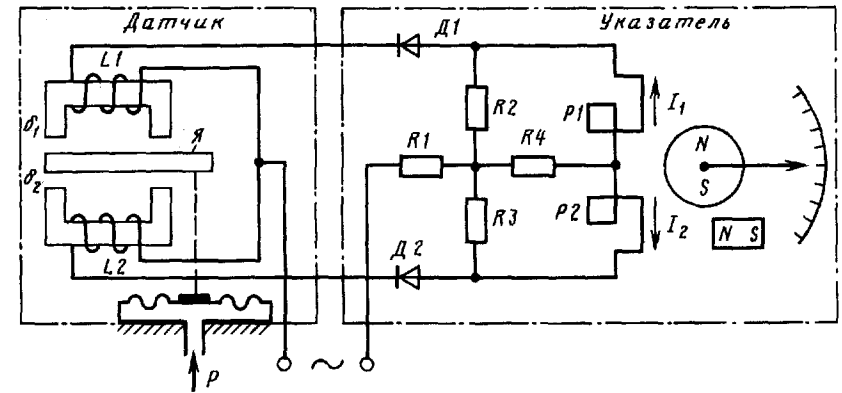


Рис. 6.9. Принципиальная схема манометра типа ДИМ

Поскольку прибор питается переменным током, а логометр работает на постоянном токе, в схему включены диоды $Д1$ и $Д2$.

Манометр типа МИ (манометр индуктивный) имеет такой же индуктивный датчик, как прибор ДИМ, но вместо магнитоэлектрического логометра в нем применен ферродинамический однообмоточный показывающий прибор. Его мостовая измерительная схема (рис. 6.10) также образована двумя индуктивными катушками $L1$ и $L2$ датчика и двумя половинами катушки возбуждения $L3$ и $L4$ ферродинамического прибора. Подвижная рамка $К$ включена в диагональ моста.

Поскольку ферродинамический прибор работает на переменном токе, в измерительной схеме не нужны выпрямительные диоды. Изменение входного параметра p и сопротивлений индуктивных катушек $L1$, $L2$ датчика вызывает разбаланс моста и появление тока в рамке $К$. Взаимодействие магнитных потоков рамки и катушки возбуждения вызывает вращающий момент $M_{вр}$. Рамка занимает на неподвижном сердечнике такое положение, при котором магнитное сопротивление ее потоку будет минимальным. Возникает противодействующий момент $M_{пр}$, равный вращающему.

Измерение крутящего момента и тяги. Крутящий момент $M_{кр}$ в турбовинтовом и тяга в турбореактивном двигателях зависят от расхода топлива, температуры и давления газов перед турбиной

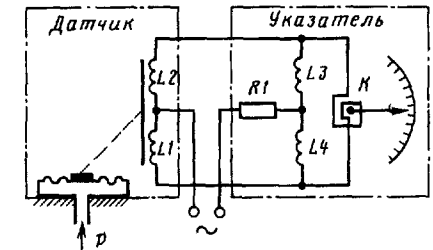


Рис. 6.10. Принципиальная схема манометра типа МИ

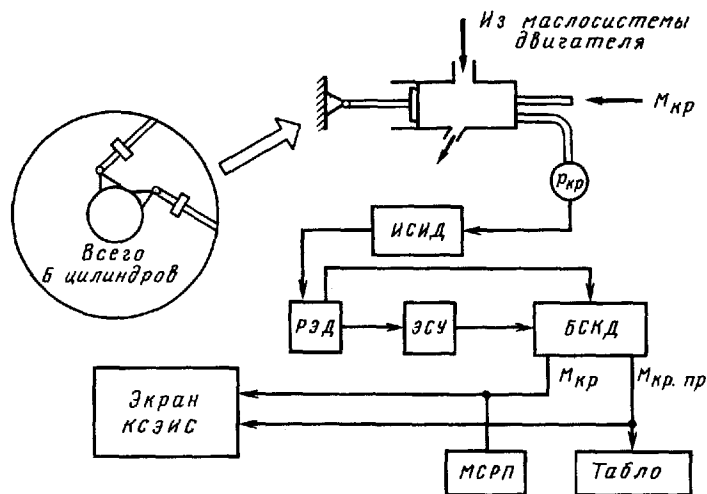


Рис. 6.11. Структурная схема системы измерения крутящего момента

коэффициента полноты сгорания топлива, частоты вращения, давления и температуры на высоте полета, скорости полета. Ввиду сложности зависимостей крутящего момента и тяги от приведенных параметров эти величины определяют косвенно по деформации или реакции элементов крепления двигателей, вызываемых крутящим моментом или тягой. На рис. 6.11 изображена структурная схема системы измерения крутящего момента для самолета Ил-114. Крутящий момент на валу винта турбовинтового двигателя уравнивается силами давления масла в цилиндрах $p_{икм}$. Значение $p_{икм}$ определяется измерительной системой измерения давления ИСИД и через электронный регулятор двигателя РЭД и электронную систему управления ЭСУ винтом, которые ограничивают крутящий момент, поступает в бортовую систему контроля БСКД. В ней формируются сигналы $M_{кр}$ и $M_{кр.пр}$, которые идут на экран комплексной системы электронной индикации и сигнализации КСЭИС, в магнитную систему регистрации параметров МСРП и на информационное табло.

6.4. Измерение температуры и частоты вращения

В авиационных силовых установках измеряется температура масла, охлаждающей жидкости, цилиндров выходящих газов реактивного двигателя и др. По принципу действия термометры делятся на механические, электромеханические и электрические. Наибольшее применение нашли электрические термометры.

Электрические термометры сопротивления. Их работа основана на свойстве проводников и полупроводников изменять свое электри-

ческое сопротивление при изменении температуры. Известно, что металлы при повышении температуры увеличивают свое электрическое сопротивление. Так, при нагреве от 0 до 100 °С большинство металлов увеличивает сопротивление в среднем на 40 %.

Для металлов в диапазоне изменения температуры до 150 °С справедлива следующая зависимость:

$$R_t = R_0 [1 - \alpha_r (t - t_0)], \quad (6.5)$$

где R_t и R_0 — электрическое сопротивление металла, соответствующее температурам t и t_0 ; α_r — температурный коэффициент сопротивления, т. е. для металлов в указанном диапазоне изменения температур допускают, что зависимость сопротивления от температуры линейна.

Термометры сопротивления применяются для измерения температуры наружного воздуха, входящего и выходящего из двигателя масла и в других случаях. Они представляют собой измерители электрического сопротивления, находящегося в среде, включенные в неуравновешенный измерительный электрический мост постоянного тока.

Термоэлектрические термометры. Принцип действия термоэлектрических термометров и измерительной аппаратуры основан на использовании термоэлектрического эффекта, сущность которого заключается в том, что в замкнутой цепи, состоящей из двух разнородных проводников, возникают токи, если спаи проводников имеют различные температуры. Цепь, образованная двумя разнородными проводниками с двумя спаями, называется термопарой. Причем горячим спаем называется спай термопар, помещенный в среду, температура которой измеряется. Холодным спаем называют свободные термопары, к которым присоединяется измеритель. Термоэлектродвижущая сила, возникающая в электрической цепи, образованная разностью контактных ЭДС горячего и холодного спаев,

$$E_{(T_1, T_2)} = e(T_1) - e(T_2), \quad (6.6)$$

где $e(T_1)$ и $e(T_2)$ — контактные ЭДС при температурах T_1 и T_2 .

Возникающая термоЭДС зависит только от разности температур спаев и рода проводников.

Применяемые в авиации термоэлектрические термометры используются для измерения температуры головок цилиндров в поршневых авиадвигателях, температуры газов в газотурбинных двигателях. Наиболее совершенными термометрами являются термометры типа ИА, в которых применен компенсационный метод измерения температуры. Сущность этого метода заключается в том, что измеряемая термоЭДС уравнивается (компенсируется) другим известным напряжением. При использовании этого метода в показаниях приборов исключается влияние изменения сопротивления внешней цепи в широких пределах.

Термоэлектрический прибор (рис. 6.12) типа ИА работает по этому методу. Напряжение U_T , выдаваемое термопарами, и компенсационное U_K , снимаемое с мостовой схемы, поступают на потенциометр $П1$. Наряду с напряжением $U_1 = U_T \pm U_K$ подается напряжение сравнения U_2 , которое однозначно зависит от положения ползунка потенциометра $П2$. Разность напряжений $\Delta U = U_1 - U_2$ преобразуется, усиливается и поступает на двигатель, который через редуктор P устанавливает ползунок потенциометра $П2$ в положение, соответствующее равенству напряжений U_1 и U_2 . При этом стрелки указателя устанавливаются на отметку шкалы, соответствующую измеренной температуре.

Для исключения влияния колебания напряжения бортовой сети на работу прибора в термоэлектрическом термометре типа ИА имеются автономные стабилизированные источники питания моста компенсации и потенциометра сравнения $П2$.

ТермоЭДС зависит и от температуры холодного спая, которая может изменяться по различным причинам. Для компенсации изменения температуры холодного спая в схеме прибора имеется компенсационный мост, расположенный в переходной колодке, к которой подводятся холодные концы термопары. Одним из плеч моста является теплочувствительный резистор, изменение которого приводит к появлению напряжения в диагонали моста. Схема моста рассчитана так, что при изменении температуры холодного спая напряжение U_K автоматически изменяет термоЭДС на такое значение, которое исключает погрешность прибора.

Магнитоиндукционные тахометры. Они используются для измерения частоты вращения. Принцип действия их основан на взаимодействии вихревых токов, которые возникают в металлическом теле, вращающемся в магнитном поле, с полем постоянного магнита (рис. 6.13).

Постоянный магнит 1 в виде цилиндра, намагниченный по диаметру, укреплен внутри железного цилиндра 2 на основании 5 . В кольцевом зазоре между постоянным магнитом и железным цилиндром помещается полый цилиндр 3 (чувствительный элемент, выполненный из меди).

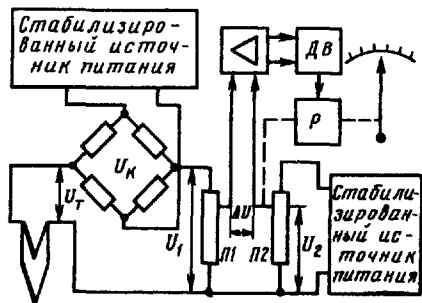


Рис. 6.12. Принципиальная схема термоэлектрического термометра типа ИА

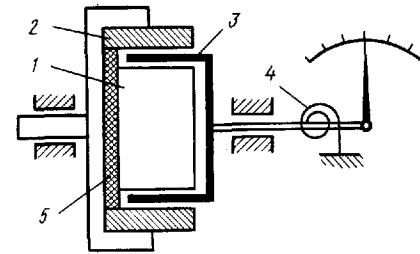


Рис. 6.13. Принципиальная схема магнитного тахометра с одним магнитом

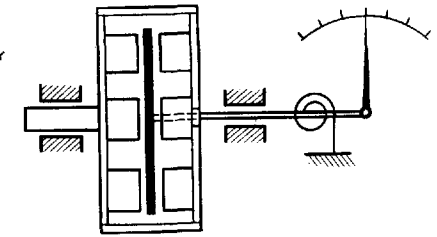


Рис. 6.14. Принципиальная схема магнитного тахометра с шестью парами магнитов

При вращении постоянного магнита в медном цилиндре возникают вихревые токи, которые, взаимодействуя с полем магнита, создают на оси медного цилиндра вращающий момент. Ему противодействует момент пружины 4 . При равенстве моментов наступает равновесное положение подвижной системы, так как вращающий момент пропорционален частоте вращения постоянного магнита, а противодействующий — углу закручивания пружины. Поэтому угол отклонения стрелки прибора от своего исходного положения будет пропорционален измеряемой частоте, причем зависимость между углом закручивания пружины и оборотами вала имеет линейный характер.

В некоторых конструкциях тахометров вместо полого медного цилиндра используется диск из алюминия-марганцовистого сплава, а один постоянный магнит заменен шестью парами цилиндрических магнитов (рис. 6.14).

Представленные на рис. 6.13 и 6.14 магнитоиндукционные тахометры не обладают необходимой дистанционностью действия. Поэтому для передачи вращения вала объекта к валу удаленной магнитной системы тахометра используется дистанционная синхронная передача ("электрический вал"), состоящая из синхронного трехфазного генератора, линий связи и синхронного двигателя.

Частота f_r трехфазного тока генератора определяется частотой вращения его ротора

$$f_k = k_p \frac{n_d P_r}{60}, \quad (6.7)$$

где k_p — передаточное отношение редуктора; P_r — число пар полюсов синхронного генератора; n_d — частота вращения вала двигателя.

Как видно из формулы (6.7), при выбранных параметрах датчика k_p , P_r частота тока генератора однозначно определяется частотой вращения вала авиадвигателя. Частота вращения ротора синхронного двигателя

$$n_{сд} = \frac{60 f_r}{P_{сд}}$$

где $P_{сд}$ — число пар полюсов синхронного двигателя; f_c — частота напряжения питания обмоток статора двигателя.

С учетом формулы (6.7) и того, что синхронный двигатель питается напряжением синхронного генератора датчика, получим

$$n_{сд} = k_p \frac{P_g}{P_{сд}} n_d \quad (6.8)$$

Из формулы (6.8) следует, что частота вращения ротора синхронного двигателя зависит от измеряемой частоты вращения вала объекта.

В гражданской авиации находят широкое применение магнитоиндукционные тахометры типа ТЭ со шкалой, проградуированной в об/мин, и типа ИТЭ со шкалой, проградуированной в процентах. Принципиального отличия между ними нет.

Прибор типа ИТЭ-1 (рис. 6.15) состоит из датчика ДТЭ-1 и указателя ИТЭ-1. Датчик ДТЭ-1 представляет собой трехфазный синхронный генератор, имеющий фланцевое крепление на авиадвигателе. На валу датчика укреплен четырехполюсный постоянный магнит 1 и 4, являющийся ротором генератора. На корпусе датчика установлен статор 2, имеющий три обмотки, расположенные под углом 120° . При вращении ротора в статорных обмотках возникает ЭДС, частота которой строго пропорциональна угловой скорости ротора. Указатель состоит из синхронного двигателя, магнитного тахометра и шкалы со стрелкой. Сам двигатель имеет комбинированный ротор, состоящий из двух постоянных магнитов и трех гистерезисных дисков 6. При соединении статорных обмоток синхронного генератора и синхронного двигателя 3 и при вращении ротора датчика в двигателе возникает вращающееся магнитное поле. Последнее вращает ротор указателя. При этом гистерезисные диски играют роль ротора асинхронного двигателя, а постоянные магниты втягивают ротор синхронного двигателя указателя в синхронизм.

Для плавного вхождения ротора в синхронизм постоянные магниты и гистерезисные диски соединены с валом ротора через пружину 5. На конце вала синхронного двигателя укреплен магнитный узел 7, в воздушном зазоре которого находится чувствительный элемент 8 магнитного тахометра. При вращении магнитного узла в чувствительном элементе возникают вихревые токи. В результате взаимодействия магнитного поля вихревых токов с постоянным магнитным полем магнитного узла создается вращающий момент, пропорциональный угловой скорости ротора. Противодействующий момент создается спиральной пружиной 9, укрепленной на оси чувствительного элемента. На другом конце оси чувствительного элемента укреплена стрелка. Магнитный успокоитель, состоящий из неподвижного магнитного узла 10 и диска 11 из алюминиевого сплава, жестко укрепленного на оси подвижной системы, быстро гасит колебания стрелки 12 и облегчает отсчет показания прибора.

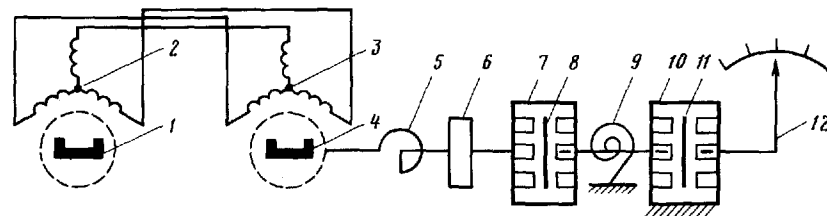


Рис. 6. 15. Принципиальная схема тахометра типа ИТЭ

Сдвоенный тахометр ИТЭ-2 отличается от тахометра ИТЭ-1 тем, что в одном корпусе размещены два указателя, в которых отсутствует магнитный успокоитель, поскольку вращение подвижной системы на стрелку передается через редуктор. Каждый указатель соединен со своим датчиком, аналогичным датчику тахометра типа ИТЭ-1.

6.5. Измерение вибрации

Вибрация наряду с другими измеряемыми параметрами силовой установки характеризует ее техническое состояние. Вибрация в основном возникает из-за неуравновешенных центробежных сил, вызванных дисбалансом вращающихся частей двигателя. Разрушение, износ частей конструкции двигателя ведет к возрастанию вибрации, поэтому в процессе эксплуатации силовой установки следует наблюдать за уровнем вибрации.

В авиационных измерителях вибрации в качестве датчика вибрации используется пружинный акселерометр с электроиндукционным преобразователем вибрации в электрический сигнал. Поскольку при гармонической вибрации существует взаимная связь между скоростью и ускорением, при измерении вибрации акселерометр может служить датчиком виброскорости и виброускорения. Для турбовинтовых двигателей уровень вибрации следует нормировать по виброускорению, так как частота вращения вала винта и частота вибрации постоянны.

У турбореактивных двигателей частота вращения роторов изменяется в зависимости от тяги в некотором диапазоне, в этом диапазоне и следует контролировать вибрацию, нормируя ее по допустимому значению виброскорости.

Таким образом, в измерителях вибрации шкала может быть проградуирована в единицах виброскорости (мм/с) и в единицах виброускорения (0...7g). Схема измерителя вибрации состоит из акселерометра, который крепится в точке измерения вибрации, и системы электрических усилителей и фильтров, формирующих сигнал, поступающий на указатель.

На рис. 6.16 представлена структурная схема системы контроля вибрации двигателя для самолета Ил-114 с турбовинтовыми двига-

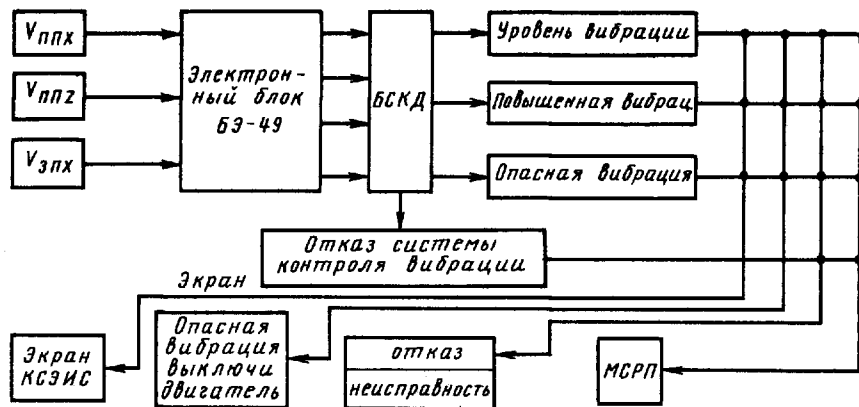


Рис. 6.16. Структурная схема контроля вибрации двигателя

телями. На схеме $V_{ппх}$ и $V_{ппз}$ — датчики вибрации переднего подшипника по осям X и Z ; $V_{зпх}$ — датчик вибрации заднего подшипника по оси X . Сигналы с них поступают в электронный блок БЭ-49, где обрабатываются, а из него поступают в бортовую систему контроля двигателя (БСКД), которая формирует сигналы уровня вибрации "Повышенная вибрация", "Опасная вибрация" и "Отказ системы контроля вибрации". Эти сигналы поступают для индикации на эк-

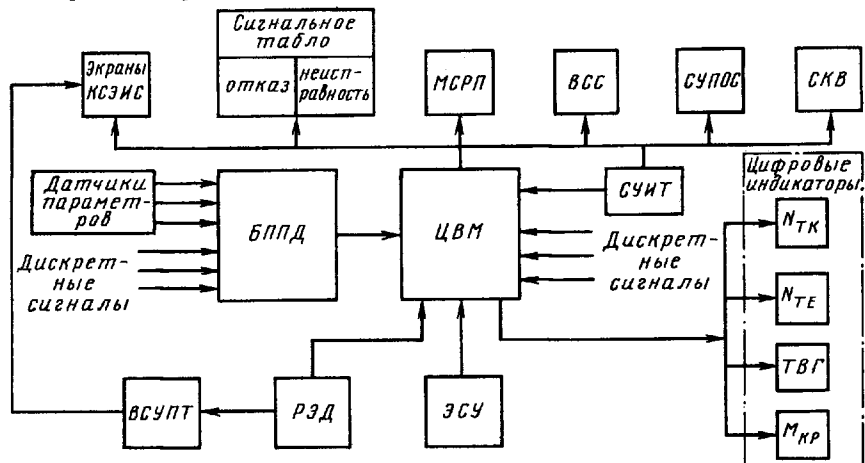


Рис. 6.17. Структурная схема системы контроля двигателя БСКД-65: ВСУПТ — вычислительная система управления полетом и тягой; МСРП — магнитная система регистрации параметров полета; ВСС — вычислительная система самолетовождения; СУПОС — система управления противополобеднительной системой винта; СКВ — система кондиционирования воздуха; БПД — блок преобразования параметров двигателя; СУИТ — система управления измерением топлива; ЭСУ — электронная система управления двигателем; РЭД — регулятор электронный двигателя; $N_{тк}$ — частота вращения вала турбокомпрессора; ТВГ — температура выходящих газов; $M_{кр}$ — крутящий момент

раны комплексной системы электронной индикации и сигнализации (КСЭИС), на световое табло на приборных досках экипажа и в магнитный самописец режимов контроля.

Бортовая система контроля и диагностирования двигателя (БСКД) устанавливается на самолетах нового поколения Ил-96-300, Ту-204, Ил-114 и предназначена для контроля и диагностирования силовой установки. Это комплексная система, в которой все параметры, характеризующие работу силовой установки, обрабатываются в ЦВМ и вырабатываются информационные сигналы.

БСКД-65, устанавливаемая на Ил-114 (рис. 6.17), обеспечивает: прием и преобразование аналоговых параметров и дискретных сигналов от датчиков, измеряющих параметры работы и состояния силовой установки и взаимодействующих систем:

выдачу измеренных значений параметров в бортовые системы индикации, сигнализации и регистрации;

расчет фиксированных и изменяемых пределов параметров силовой установки и выдачу сигналов о достижении предельных значений параметров;

контроль работы систем, формирование аварийных или предупреждающих сигналов при обнаружении отказов и неисправностей; учет наработки двигателей и выдачу соответствующей информации в МСРП.

Встроенная система контроля обеспечивает проверку исправности БСКД, датчиков и линий связи, а также выдачу сигнала об отказе БСКД.

СИСТЕМЫ РЕГИСТРАЦИИ ПОЛЕТНОЙ ИНФОРМАЦИИ

7.1. Назначение

Уровень безопасности полетов определяется функциональной эффективностью экипажа и ВС. Поэтому возникает необходимость детального контроля и анализа каждого полета.

Регулярность контроля и анализа выполнения полетных заданий позволяет: качественно контролировать и совершенствовать профессиональную подготовку экипажей; разрабатывать эффективные меры по профилактике авиационных происшествий; эффективно расследовать причины летных происшествий.

Выполнять эти задачи можно с помощью НБСК (см. § 2.2), бортовая часть которых содержит СРПИ. К основным СРПИ можно отнести: барограф, самописец КЗ-63, систему регистрации типа САРП, магнитные системы регистрации полетной информации.

Барограф представляет собой механический прибор, регистрирующий текущую высоту полета. Чувствительным элементом барографа является anerоидная коробка, деформация которой, пропорциональная изменению статического давления, регистрируется на бумажной диаграммной ленте, перемещающейся с помощью часового механизма. Барограф обеспечивает непрерывную запись высоты от 0 до 7000 м. Длительность работы часового механизма при полном заводе пружины не менее 18 ч.

Погрешность регистрации высоты довольно значительна и определяется трением и люфтами в подвижных соединениях, температурными деформациями элементов и т. д.

Трехкомпонентный самописец КЗ-63 предназначен для записи в полете барометрической высоты, индикаторной скорости и вертикальной составляющей перегрузки. Запись параметров осуществляется царапаньем специальным резцом эмульсионного слоя киноплёнки, зафиксированной без проявления. Кроме указанных параметров, на плёнку наносятся отметки времени в виде штрихов, следующих с трехминутным интервалом.

Конструктивно прибор состоит из трех независимых систем, регистрирующих высоту, скорость и перегрузку. Чувствительный элемент регистрации высоты — anerоидная коробка, скорости — манометрическая коробка. Чувствительным элементом системы регистрации перегрузки является пружинный акселерометр, в котором роль инерционной массы выполняет металлическая коробка с помещенными в нее системами регистрации высоты и скорости, а также блоком лентопротяжного механизма. Резец системы записи перегрузки закреплен жестко на корпусе прибора.

Погрешность записи приборной скорости и высоты составляет $\pm 4\%$, вертикальной перегрузки $\pm 3\%$. Однако из-за неудовлетворительных динамических свойств самописца запись перегрузки может производиться при резких ее изменениях от $+30$ до -10% . Влияет также на достоверность записи и отклонение установки КЗ-63 от центра масс ВС.

Система автоматической регистрации параметров полета САРП-12Д устанавливается почти на всех типах вертолетов и представляет собой малогабаритный электромеханический оптический самописец (шлейфный осциллограф), производящий запись световым лучом на фотоплёнку, которая потом проявляется и анализируется. Регистрация осуществляется в нормальных и аварийных условиях с сохранением информации при механическом воздействии. Плёнка, несущая информацию о параметрах полета, помещается в специальный броневой стакан, выдерживающий значительные механические нагрузки.

Каждый из физических параметров, подлежащих регистрации, посредством соответствующего датчика аналоговых величин (ДАВ) преобразуется в пропорциональный электрический сигнал U_d , поступающий на чувствительный элемент самописца — вибратор B (шлейф) в виде изменяющегося постоянного тока, значение которого пропорционально регистрируемому параметру (рис. 7.1). Кроме записи аналоговых параметров: высоты H_0 ; скорости $V_{пр}$; шага несущего винта H_v ; частоты вращения n ; угла крена γ и угла тангажа ψ , фиксируется ряд разовых команд РК для разных типов вертолетов. Основная погрешность регистрации составляет около 5% .

Магнитная система регистрации параметров МСРП-12-96 предназначена для записи на магнитную ленту основных параметров полета ВС и сохранения записанной информации в случае аварии. Запись ведется с непрерывным стиранием ранее записанных сигналов так, что на ленте всегда остается информация о последних 75 мин полета. Кроме аналоговых параметров, система может регистрировать дискретные события в виде разовых команд.

Принцип работы МСРП-12-96 заключается в последовательном преобразовании электрических сигналов датчиков U_d аналоговых величин в электрические импульсы, которые затем фиксируются магнитным способом на носителе информации лентопротяжного механизма (рис. 7.2). Система работает в циклическом режиме, постоянно повторяя последовательный опрос двенадцати датчиков. Однократная серия импульсов размещается на магнитной ленте в виде кадра, длительность записи $1/12$ с. Начало кадра отмечается магнитной меткой специального служебного импульса, который подключает первый датчик к системе регистрации. Блок преобразования информации реализует зависимость $\tau = f(U_d)$ и выдает на выходе электрический импульс длительностью $\tau = U_d$. Окончание импульса отмечается на магнитной ленте в виде рабочей метки и является сигналом, подключающим в свою очередь следующий датчик, и т. д.

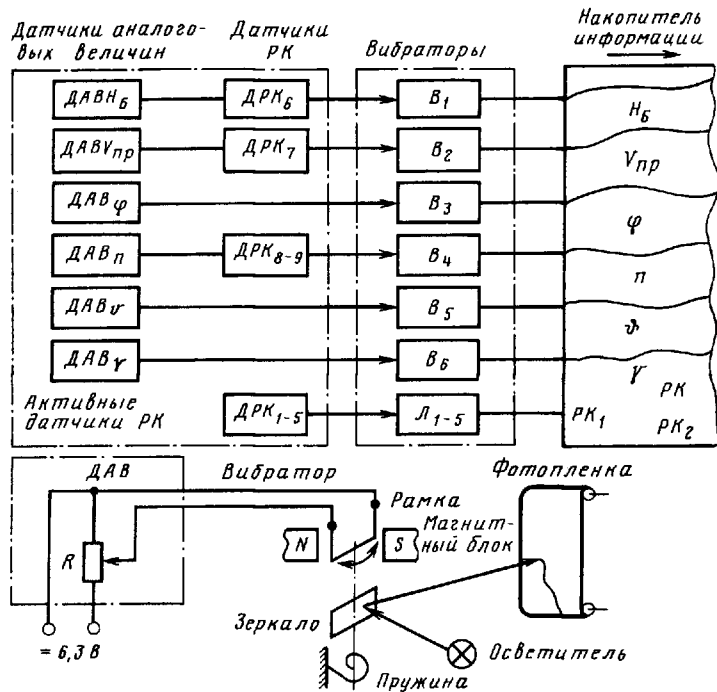


Рис. 7.1. Состав и принципы работы системы САРП-12

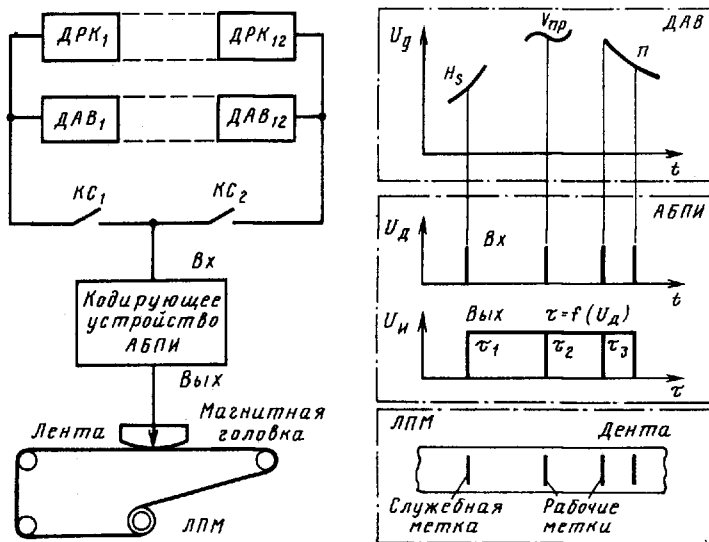


Рис. 7.2. Состав и принципы работы системы МСРП-12-96

Таким образом, расстояние в кадре между двумя соседними магнитными метками есть значение измеренного в данный момент физического параметра. При изменении параметра от минимального до максимального значения напряжение датчика U_d изменяется от 0 до 6,3 В, а соответствующий временной интервал между метками — от 1750 до 3900 мкс. Суммарная погрешность регистрации и воспроизведения данных, записанных системой МСРП-12-96, не превышает 3% (без учета погрешностей датчиков).

Конструктивно МСРП-12-96 состоит из соответствующего регистрируемого параметрам набора датчиков, блока релейных коммутирующих устройств, электронного блока преобразования информации и накопителя данных, содержащего лентопротяжный механизм, и ряда вспомогательных устройств. Лентопротяжный механизм помещен в защитный шарообразный контейнер, обеспечивающий сохранность записи при воздействии перегрузки до 100 единиц, статической распределенной нагрузки 10 000 Н и теплового удара 1000°C в течение 10 мин.

Магнитные системы регистрации параметров МСРП-64-2 и МСРП-256 предназначены для записи на магнитную ленту основных параметров полета, режимов работы силовой установки, систем и агрегатов воздушного судна с обеспечением сохранности информации в случае авиационного происшествия.

Системы работают со штатными датчиками аналоговых величин, которые ключевыми устройствами соединены с цифровым блоком преобразования информации (рис. 7.3). В этом блоке входные сигналы датчиков преобразуются в двойной параллельный код, фиксируемый в виде серии сигналов на магнитной ленте накопителя информации. На магнитной ленте МСРП-64-2 регистрируется 48 аналоговых сигналов и 32 разовые команды, на магнитной ленте МСРП-256 — до 114 аналоговых величин и 64 разовые команды. Частота опроса трех наиболее быстро меняющихся параметров 8 Гц, а остальных 45 параметров — 2 Гц. Лентопротяжный механизм накопителя информации перемещает магнитную ленту со скоростью 5 мм/с, что обеспечивает нахождение на борту в каждый момент времени объема данных о полете продолжительностью 25 ч.

Принцип работы систем заключается в следующем. Датчики с помощью ключевых схем (КС) поочередно подключаются к ЦБПИ, который является аналого-цифровым преобразователем. В результате обработки информации ЦБПИ выдает одновременно восемь отдельных сигналов, соответствующих восьмиразрядному двоичному цифровому "слову", эквивалентному измеренному в данный момент напряжению датчиков U_d .

В аналого-цифровом преобразователе происходит поразрядное сравнение напряжения датчика U_d относительно эталонного напряжения U_0 , пропорционального по величине номеру разряда двоичного кода.

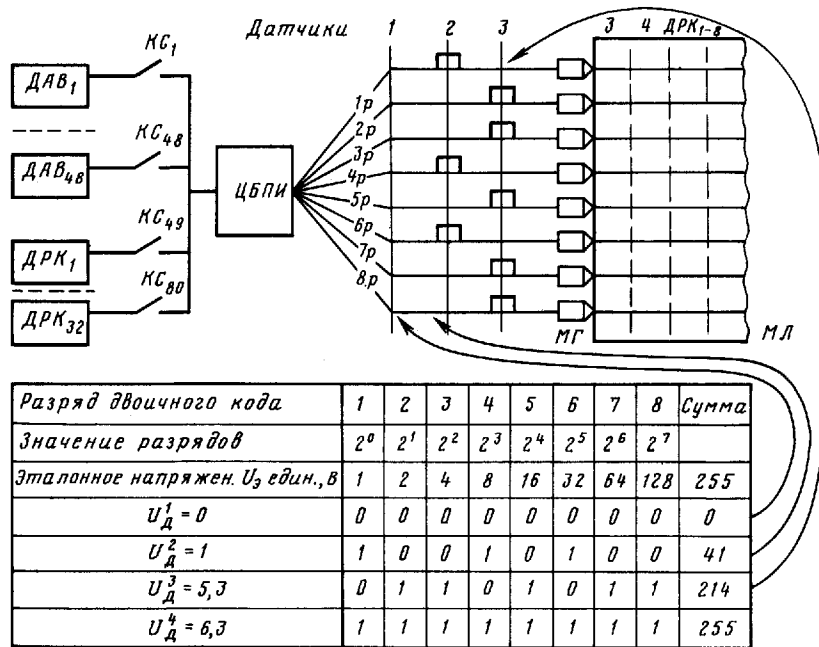


Рис. 7.3. Принцип работы системы МСРП-64-2

Электронное вычислительное устройство, входящее в ЦБПИ, решает на каждом этапе процесса неравенства типа:

$$U_д - U_э \geq 0; \quad (7.1)$$

$$U_д - U_э < 0. \quad (7.2)$$

Сравнение начинается со старшего разряда. Если в старшем разряде реализуется неравенство (7.1), то преобразователь выдает импульс и информация записывается на магнитной ленте в виде магнитной метки. Когда реализуется неравенство (7.2), выходной импульс отсутствует и ячейка магнитной ленты остается пустой. Подобное сравнение повторяется последовательно с 8-го по 1-й разряд, вследствие чего образуется восьмиразрядное цифровое "слово". При максимальном значении "слова" сумма условных единиц равна 255, что эквивалентно максимальному напряжению датчика $U_д = 6,3$ В.

Допустим, что в конкретном случае выходное напряжение датчика 1 В, что соответствует определенному значению измеряемой величины, или 40,5 усл. ед. При сравнении в 8-м и 7-м разрядах реализуется неравенство (7.2) и на магнитной ленте метки нет. В 6-м разряде при $\Delta U_6 = U_д - U_э^{(6)} = 8,5$ разряд становится равным единице,

что вызывает появление на соответствующей дорожке ленты магнитной метки, а разность соответственно передается для сравнения в следующий разряд. Подобная операция повторяется поочередно до первого разряда, где в данном случае $\Delta U_1 = 0,5$. Электрическая схема первого разряда работает в режиме округления величины ΔU по принципу:

$$\Delta U \geq 0,5 = 1; \quad \Delta U < 0,5 = 0.$$

Конструктивно системы МСРП-64-2 и МСРП-256 выполнены таким образом, что аварийный накопитель обеспечивает сохранность записанной информации при помещении пленки в теплозащитный контейнер, выдерживающий перегрузки до 200 единиц, воздействие статической нагрузки до 10 000 Н и температуры до 1000°C в течение 15 мин.

Для дальнейшего совершенствования бортовых систем регистрации во многих странах проводятся поиски схемно-конструктивных решений для аппаратуры регистрации нового поколения на новой элементной базе, такой, как интегральные схемы и микропроцессорная техника. Для унификации и стандартизации требований к таким системам международным комитетом ARINC был разработан и издан специальный документ ARINC-573, содержащий рекомендации по их структуре, основным параметрам и проектным решениям. В дальнейшем эти рекомендации были пересмотрены, дополнены и изданы в виде документа ARINC-717. У нас в стране был разработан соответствующий отраслевой стандарт "Системы регистрации и обработки ПИ", в соответствии с которым определена базовая комплектация бортового устройства регистрации (БУР), в состав которой входят (рис. 7.4) блок сбора ПИ (БСПИ), защищенный бортовой накопитель (ЗБН), пульт управления (ПУ).

Базовая комплектация БУР предназначена в основном для накопления информации, необходимой при расследовании авиационных происшествий (табл. 7.1). Установка базовой комплектации БУР на ВС является обязательной.

В БСПИ, обеспечивающем коммутацию сигналов и преобразование их в цифровой код, объединены функции сбора и преобразования сигналов от датчиков, реализована программируемая частота и определен порядок опроса систем-датчиков для унификации БУР для различных типов ВС. С пульта управления осуществляется ввод дополнительной информации и управление БУР.

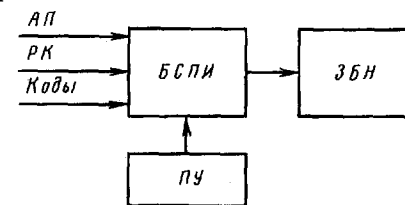


Рис. 7.4. Базовая комплектация БУР

Т а б л и ц а 7.1

Параметр	Обозначение	Частота, Гц
Барометрическая высота	H_b	1
Скорость по прибору	$V_{пр}$	1
Перегрузки по осям:		
X	n_x	4
Y	n_y	8
Z	n_z	4
Углы:		
крена	γ	4
тангажа	ν	4
атаки	α	4
Положение штурвала по крену	δ_k	4
Положение штурвала по тангажу	δ_t	4
Положение педалей	δ_n	4
Углы отклонения:		
элеронов	δ_α	4
рулей высоты	δ_ν	4
руля направления	δ_n	4
РУД	$\delta_{руд}$	2
Частота вращения	$n_{дв}$	2
Температура газов за турбиной	t_t^*	2
Остаток топлива	G_t	1
Напряжение сети	U	1
Время текущее	T	1

Для контроля за состоянием систем ВС и действиями экипажа БУР может комплектоваться дополнительными блоками:

эксплуатационным кассетным бортовым накопителем (КБН), обеспечивающим быструю смену магнитного носителя для его доставки к месту расшифровки;

бортовой системой анализа ПИ (БСАПИ), предназначенной для решения задач эксплуатационного контроля ВС и анализа действий экипажа в полете и состоящей из БЦВМ и алфавитно-цифropечатающего устройства (АЦПУ);

устройством оперативного документирования (УОД), обеспечивающим печать на бумажной ленте сообщений об опасных отказах систем и агрегатов ВС, о нарушениях техники пилотирования.

Отпечатанная информация представляется наземным службам для принятия решения о выпуске ВС в полет.

Вместо ПУ в системе может быть установлен ПУИ и индикации (ПУИ), обеспечивающий выполнение следующих функций: выборку

и индикацию на экране дисплея значений параметров; ввод служебной информации и констант, необходимых при анализе ПИ; формирование команд на печать данных.

Структурная схема БУР расширенной комплектации изображена на рис. 7.5. Система состоит из блоков базовой комплектации (обязательных) и наращиваемых блоков. Обмен информацией между блоками осуществляется с помощью мультиплексной шины (МШ). Кроме того, использование шины позволяет существенно снизить массу системы регистрации, поскольку около 40 % массы таких систем, как МСРП-64-2 и МСРП-256, составляет масса соединительных проводов. Для увеличения информативности системы в ее состав могут включаться дополнительные блоки БСПИ, аналогичные блоку базовой комплектации, или специализированные, например, для регистрации параметров двигателя.

Для ВС разных типов и классов целесообразно создавать различные варианты комплектаций системы регистрации и обработки ПИ. На выборе варианта влияют не только технические характеристики ВС, но и технология его эксплуатации. Так, система фирмы TELEDYNE устанавливается на самолетах В-747, DC-10, L-1011, А-300 и используется примерно 32 авиакомпаниями, системы фирмы HAMILTON STANDART — 24 авиакомпаниями. При этом применяют три основных варианта систем: I — БСПИ + ЗБН + ПУ; II — БСПИ + ЗБН + ПУ + КБН; III — БСПИ + ЗБН + ПУ + КБН + БЦВМ.

Практика показывает, что более чем в половине случаев используются системы базовой комплектации, предназначенной для исследования авиационных происшествий. Однако системы HAMILTON STANDART почти в половине случаев используются в максимально полном объеме комплектации с БЦВМ, что свидетельствует о широком применении бортовой обработки информации. Для самолетов-аэробусов А-310 и А-300-600 разработаны две комплектации систем регистрации в соответствии с ARINC-717. Первая является базовой и включает БСПИ, ПУ, ЗБН и акселерометр. Во вторую комплектацию кроме перечисленных блоков входит эксплуатационный накопитель КБН и вместо ПУ — ПУИ. Блок обеспечивает регистрацию 60 АП, 90 РК, 31 канал используется для приема последовательных кодов.

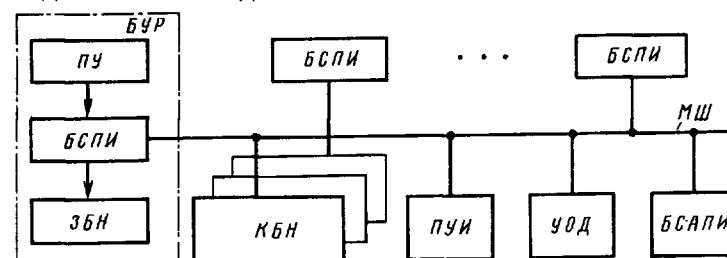


Рис. 7.5. Структура бортовой системы регистрации

Тип принимаемых сигналов, коэффициент усиления и частота опроса программируются. Управление сбором данных и формирование выходной информации осуществляются микропроцессором по заданной программе. Микропроцессор имеет оперативное запоминающее устройство ОЗУ объемом 2 килослов (16-разрядных слов) и постоянное запоминающее устройство объемом 8 килослов.

Эксплуатационный КБН имеет следующие характеристики: запас ленты 150 м, плотность записи 1600 имп/дюйм, продолжительность записи 39 ч при регистрации 64 в 1 с 12-разрядных слов.

Отечественная система нового поколения базовой комплектации БУР-1, соответствующая ARINC-717, предназначена для установки на ВС местных воздушных линий и на тяжелых вертолетах. Системой регистрации комплектации является система МСРП-А-02, предназначенная для установки на новых Ту-204 и Ил-96-300.

Увеличение числа регистрируемых параметров и повышение разрядности кода требует увеличения плотности записи информации на магнитной ленте и длины ленты. А это в свою очередь приводит к сбоям при воспроизведении информации и к увеличению времени воспроизводства. В настоящее время ведутся работы по созданию твердотельных накопителей и замене ими накопителей на магнитной ленте. Так, если регистратор аварийных параметров обеспечивает запись на магнитной ленте со скоростью 768 бит/с, то за последние 25 ч полета он накопит примерно 70 Мбит информации. Такой объем памяти может быть получен при использовании твердотельного накопителя, состоящего из 20 модулей запоминающего устройства на цилиндрических магнитных доменах.

Применение твердотельных накопителей позволит повысить надежность регистраторов в 5 раз, уменьшить их массу и габаритные размеры, а также повысить точность регистрации. Переговоры экипажа можно будет регистрировать цифровым кодом, что позволит улучшить качество информации. С использованием твердотельных накопителей упростится также процесс воспроизведения информации при ее обработке, отпадет необходимость в специальных устройствах перезаписи и ускорится сам процесс считывания информации.

7.2. Наземная аппаратура расшифровки и анализа полетной информации

В данном параграфе речь идет о наземной аппаратуре, предназначенной для анализа полетной информации, записанной бортовыми регистраторами типа МСРП.

Первой отечественной системой обработки ПИ, построенной на базе ЭВМ, является система (устройство) "Луч-74", предназначенная для воспроизведения (автоматизированной обработки), логической обработки и допускового контроля (экспресс-анализа) параметров, регистрируемых на всех типах ВС

отечественного производства. С 1975 г. система успешно эксплуатируется авиапредприятиями Аэрофлота и многими зарубежными авиакомпаниями. Ее модификацией является система "Луч-74" серии 2, отличающаяся более совершенной конструкцией отдельных блоков и устройств. Использование системы "Луч-74" для оценки действий экипажа и качества работы систем ВС способствовало повышению уровня безопасности и регулярности полетов, углублению знаний о процессах, характеризующих функционирование системы "экипаж — воздушное судно".

С конца 70-х годов авиационные специалисты различных направлений создают и разрабатывают диагностические модели функционального контроля с использованием ПИ, расширяют и упорядочивают перечни регистрируемых параметров. Технические характеристики системы "Луч-74" не позволяют реализовать такие модели. Поэтому автоматизированные системы контроля авиационной техники, расхода топлива и другие системы, использующие ПИ, создаются на базе универсальных ЭВМ. Эксплуатация и дальнейшее совершенствование таких систем обычно связаны с решением сложных технических, организационных и экономических вопросов: необходимости приоритетного выделения машинного времени на ЭВМ коллективного пользования, организации взаимодействия авиационных специалистов со специалистами вычислительных центров, высокой стоимости машинного времени ЕС ЭВМ и т. д. Необходимость развития работ по автоматизированному контролю полетов, нецелесообразность использования с этой целью универсальных технических средств и специалистов информационно-вычислительных центров послужили основанием для разработки, создания и внедрения наземной системы обработки параметрической информации "Луч-84", построенной на базе современных высокопроизводительных средств вычислительной техники.

Обработку ПИ осуществляют в нестартстопном или в стартстопном режиме.

Нестартстопный принцип основан на покадровой обработке информации в темпе ее ввода в ЭВМ. Он применяется для контроля системы "Экипаж — ВС", ее элементов и связей и управления ими в полете, поскольку позволяет обрабатывать информацию в реальном и ускоренном времени и обеспечивает экономию вычислительных ресурсов. Этот принцип использован в системе "Луч-74". Однако нестартстопный режим накладывает существенные ограничения на сложность алгоритмов обработки ПИ. Использование нестартстопного режима в системе "Луч-74" обусловлено весьма ограниченными вычислительными возможностями ЭВМ.

При стартстопном режиме ПИ предварительно переписывается с магнитного носителя МСРП на магнитный носитель ЭВМ, позволяющий в процессе обработки реализовать оперативный доступ ко всему массиву информации. Стартстопный режим не обеспечивает получение результатов контроля в темпе ввода ПИ. Но он позволяет

неограниченно увеличивать глубину ее обработки и сложность алгоритмов контроля отдельного и совокупности полетов.

Программное обеспечение обработки информации может быть построено по модульному принципу с возможностью наращивания числа обрабатываемых модулей. Программные модули целесообразно разрабатывать для отдельных функциональных подсистем системы обработки информации. Состав этих подсистем определяется в результате анализа формализованных задач, решаемых теми АСУ, которые предполагается реализовать на выбранных технических средствах.

В системе "Луч-74" используется стартопный режим обработки ПИ. Непрерывное совершенствование ЭВМ типа СМ-4 (ЭВМ "Луч-84") и работы по созданию пакетов прикладных программ позволяют надеяться, что эта система станет базовой при решении задач автоматизации технологических процессов эксплуатации ВС.

В табл. 7.2 приведены сравнительные характеристики систем "Луч-74" и "Луч-84".

Таблица 7.2

Характеристика	"Луч-74"	"Луч-84"
Тип управляющего вычислительного комплекса	М6000	СМ1420
Разрядность информационных слов, вводимых для обработки	16 двоичных разрядов	16 двоичных разрядов
Частота вводимой информации, кГц	3, 2/6, 4	3, 2/6, 4
Быстродействие, тыс. операций/с	200	700
Объем оперативной памяти, килослов	8	256
Наличие внешней памяти на магнитных лентах или дисках	—	Есть
Вариант исполнения	"Луч-74", "Луч-74" 2с	"Луч-84-03", "Луч-84-04", "Луч-84-05"
Тип бортового регистратора	МСРП-12-96, МСРП-64-2, МСРП-256, МСРП-МВЛ (при доукомплектации блоком УВОП-2)	МСРП-12-96, МСРП-64-2, МСРП-256, МСРП-МВЛ, МСРП-А-01, МСРП-А-02, МСРП-64М-5 (при доукомплектации)
Режим обработки	Автоматизированная (первичная), экспресс-анализ	Автоматизированная (первичная), экспресс-анализ, статистическая обработка зарегистрированных наблюдений экспресс-анализа и результатов логического анализа

Характеристика	"Луч-74"	"Луч-84"
Использование результатов обработки	Объективный анализ причин авиационных происшествий и предпосылок Объективный контроль и оценка техники пилотирования и выполнения полетного задания Контроль отказов контролируемых систем ВС	Объективный анализ причин авиационных происшествий и предпосылок, расширение и углубление научного уровня анализа причин авиационных происшествий и предпосылок и разработка мер по их предупреждению Объективный контроль и оценка техники пилотирования и выполнения полетного задания, разработка мероприятий по своевременному предупреждению нарушений нормативов техники пилотирования Контроль отказов контролируемых систем ВС, объективный контроль и оценка ТС отдельных систем ВС, контроль соблюдения оптимальных режимов полета ВС и режимов работы агрегатов и систем ВС
Наличие операционной системы	Нет	ДЕМОС, РАФОС
Возможность одновременной обработки ПИ нескольких полетов	Нет	Есть
Производительность экспресс-анализа	До 5 полетов в час	В 1,5—3 раза выше, чем у "Луч-74"

7.3. Использование данных бортовых систем регистрации

В процессе автоматизированного контроля полетов выявляются: ошибки в пилотировании и самолетовождении; неправильная эксплуатация экипажем авиационной техники (АТ); нарушения экипажем правил полетов, технологии работы, дисциплины.

Результаты автоматизированного контроля используются для выявления отклонений в действиях экипажа при расследовании причин авиационных происшествий и предпосылок к ним, а также при оценке уровня профессионального мастерства пилотов. Документами, характеризующими действия экипажа по управлению ВС в каждом конкретном полете, являются графики и таблицы, воспроизводящие значения параметров полета и фиксирующие их в характерных точках или на характерных интервалах, отклонения этих параметров от номинальных, рекомендованных, предельных значе-

ний и эксплуатационных ограничений. Портрет полета может формироваться для отдельных этапов и для полета в целом.

При взлете ВС контролируются высота, скорость, направление полета, угол тангажа в момент отрыва и режим работы двигателей. По желанию оператора или заказчика перечень контролируемых параметров может быть расширен. Этап взлета определяется от момента начала разбега до момента достижения высоты 400 — 450 м или перевода двигателей на номинальный режим. Характерными точками на взлете являются начало взлета, моменты подъема передней опоры шасси, отрыва ВС от ВПП, уборки шасси, уборки закрылков и предкрылков.

При наборе высоты контролируются эшелон перехода, угол крена, приборная и вертикальная скорость, режим работы двигателей, время их работы на взлетном режиме. Этап определяется с момента завершения взлета до достижения эшелона.

На эшелоне контролируются выдерживание эшелона, боковые отклонения от заданного коридора или изменение курса в промежуточных пунктах маршрута, выдерживание экономической, безопасной скорости и числа M , вертикальная скорость при смене эшелона и углы крена при разворотах. Характерные точки определяются на основании штурманского расчета.

При снижении с эшелона контролируются число M , приборная и вертикальная скорость. Этап снижения определяется с момента начала снижения с эшелона до достижения высоты круга.

Заход на посадку определяется от момента начала перевода ВС в посадочную конфигурацию до момента пролета торца ВПП и включает предпосадочный маневр и собственно заход. Высота, приборная скорость, угол крена, отклонения в работе двигателей, вертикальная скорость, перегрузка, отклонения от равноточной зоны курсоглиссадной системы контролируются в моменты выпуска шасси, выпуска и довыпуска закрылков, использования режимов автоматического управления, в точках входа в глиссаду, пролета ДПРМ и БПРМ, на высоте принятия решения (ВПР).

При приземлении контролируются приборная скорость, вертикальная перегрузка, курс и крен в момент приземления, включение реверса тяги, выпуска воздушных тормозов, выключения реверса тяги, вычисляется положение точек касания ВПП и окончания пробега.

Уход ВС на 2-й круг требует от экипажа повышенного внимания. К выполнению этого относительно редкого маневра экипаж должен быть готов всегда. Начало маневра при контроле определяется моментом перевода РУД на взлетный режим или нажатием кнопки "Уход" при автоматическом заходе на посадку до момента перевода РУД в номинальный режим. Характерными точками являются: начало ухода, моменты достижения минимальной высоты полета, уборки шасси, закрылков, предкрылков, установления номинального режима работы двигателей. При уходе на 2-й круг контролирует-

ся высота, воздушная скорость, курс, крен, вертикальная перегрузка, последовательность операций уборки механизации и шасси.

Для оперативного выявления опасных отклонений широко используются логические программы допускового контроля, называемые программами экспресс-анализа. Результат обработки ПИ по программам экспресс-анализа выдается потребителям в виде бланка экспресс-анализа, в котором фиксируются все выявленные при контроле отклонения, их экстремальные значения и время существования.

Оценивая опасность отклонений, выявленных в одном полете, можно судить о надежности этого полета. Если в этом полете экипаж допустил грубые ошибки, то результаты контроля служат основанием для проведения расследования их причин и принятия конкретных профилактических мер, направленных на обеспечение высокого уровня безопасности полетов.

Невыявление опасных отклонений еще не является гарантией высокой надежности работы экипажа. Выявленные в процессе контроля одного полета незначительные отклонения координат, характеризующих движение ВС и работу его функциональных систем, также не позволяют считать низкими уровень профессионального мастерства и дисциплины пилотов.

При анализе качества летной деятельности следует учитывать, что экипаж является оператором сложной авиационного комплекса, подверженного воздействию внешней среды, и обладает ограниченными психофизиологическими возможностями. Поэтому необходимо, с одной стороны, оценивать эффективность действий экипажа по влиянию их на качество функционирования этого комплекса, а с другой — влияние на экипаж многочисленных связей между объектом и оператором, воздействий внешней среды на объект, оператора и их связи. Такие оценки можно получить путем определения и глубокого, разностороннего анализа стереотипов действий пилотов.

Стереотип действий характеризует установившиеся профессиональные привычки, умение и навык экипажа ВС с учетом всех связей в авиационном комплексе и реальных условий полетов. Основными числовыми характеристиками стереотипа действий могут служить математическое ожидание и дисперсия определяющих параметров как случайных величин (или их оценки).

Сравнивая стереотипы действий одного экипажа в различные периоды его профессиональной деятельности, стереотипы действий различных экипажей однотипных ВС и ВС различных типов, можно получать информацию, необходимую как для управления уровнем профессионального мастерства конкретного экипажа, так и для совершенствования управления летной деятельностью, организации летной работы, обеспечения полетов, улучшения характеристик ВС.

АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕССОВ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ**8.1. Основные задачи**

Автоматизация процессов управления ВС является основным средством обеспечения высокой безопасности и регулярности полетов. Бортовые системы автоматического управления (БСАУ) относятся к так называемым энергетическим системам, необходимой составной частью которых является человек. Увеличение скорости, уменьшение времени на принятие решения, усложнение бортового оборудования, сложные метеорологические условия приводят в отдельных случаях к несоответствию возможностей человека требованиям эффективно осуществлять процесс управления ВС. Выход из создавшегося положения заключается в автоматизации наиболее сложных процессов управления. Поэтому важное значение имеет автоматизация процессов управления заходом на посадку и посадкой ВС особенно в неблагоприятных метеорологических условиях, взлетом и уходом на второй круг. Автоматические средства позволяют обеспечить приемлемые характеристики устойчивости и управляемости ВС на всех режимах полета. Велика потребность в автоматизации процессов управления вертолетами вследствие сложности и специфичности техники их пилотирования.

Автоматизированное управление ВС принято разделять на полуавтоматическое, или директорное, и автоматическое.

Полуавтоматические системы обеспечивают сбор и анализ информации о положении ВС в пространстве, поступающей от навигационного оборудования, и выдают пилоту команду на управление им. Управление ВС при помощи таких пилотажно-навигационных систем называется полуавтоматическим, так как в этом случае автоматизированы лишь сбор и обработка информации о состоянии ВС, а управление им сохраняется ручным.

Системы автоматического управления (САУ) обеспечивают не только автоматизированный сбор и обработку информации о состоянии ВС, но и формирование законов управления, а также сам процесс управления. За человеком сохраняются функции контроля за работой автоматической системы, опознания, принятия решений на включение той или иной программы, функции "горячего" резерва. Такой процесс управления называется автоматическим.

При автоматизации процесса управления ВС неправильно исходить из положения, что лучшей бортовой системой управления является та, которая полностью исключает человека, так как это обычно приводит к нерациональному усложнению системы и снижению общей надежности управления. Необходимая степень автоматизации определяется главным образом стремлением согласовать сенсорно-

мыслительные и сенсорно-двигательные характеристики пилота с бортовой системой для получения единой комплексной эргатической системы, наилучшим образом приспособленной для управления ВС. При исследовании вопросов безопасности полетов всегда следует иметь в виду, что наличие бортовой системы автоматического управления не исключает пилота из контура управления. В случае использования САУ он постоянно осуществляет оперативное управление автоматическими системами и контроль за правильностью их работы. При отказах САУ пилот вмешивается в процесс управления для обеспечения безопасности полета.

На современном ВС разнообразные бортовые системы и подсистемы управления полетом составляют единый пилотажно-навигационный комплекс, который обеспечивает его взлет, полет по маршруту и посадку на заданный аэродром при любых погодных условиях.

В зависимости от используемой элементной базы и принципов формирования и реализации законов управления принято различать аналоговые и цифровые ПНК.

8.2. Принцип автоматизации процессов управления ВС

Рассмотрим автоматизацию процессов управления при заходе на посадку и посадке. Этот этап является наиболее ответственным. Пилоту в ограниченное время приходится с большой точностью одновременно управлять движением ВС относительно центра масс и сложным траекторным движением. На посадке в условиях реально действующих возмущений ВС должно попасть на ограниченный участок поверхности ВПП, причем превышение определенных отклонений грозит возможностью выкатывания за боковую кромку или торец ВПП. Скорости и ускорения в момент приземления также должны быть ограничены по соображениям прочности ВС. Большая сложность процесса захода на посадку и посадки приводит к тому, что около 60 % всех авиационных происшествий приходится на этот этап.

Заход на посадку начинается после выполнения предпосадочного маневра (рис. 8.1) и определяется в горизонтальной плоскости выходом в точку начала 4-го разворота. В вертикальной плоскости начало режима захода на посадку определяется моментом пересечения глиссады.

При рассмотрении захода на посадку и посадки можно выделить несколько участков. В горизонтальной плоскости: выход на курсовую линию, следование по курсовой линии, устранение рассогласования между курсом самолета и курсом полосы при приземлении, послепосадочный пробег. В вертикальной плоскости: выход на глиссаду, следование по глиссаде, выравнивание, приземление и опускание передней опоры шасси.

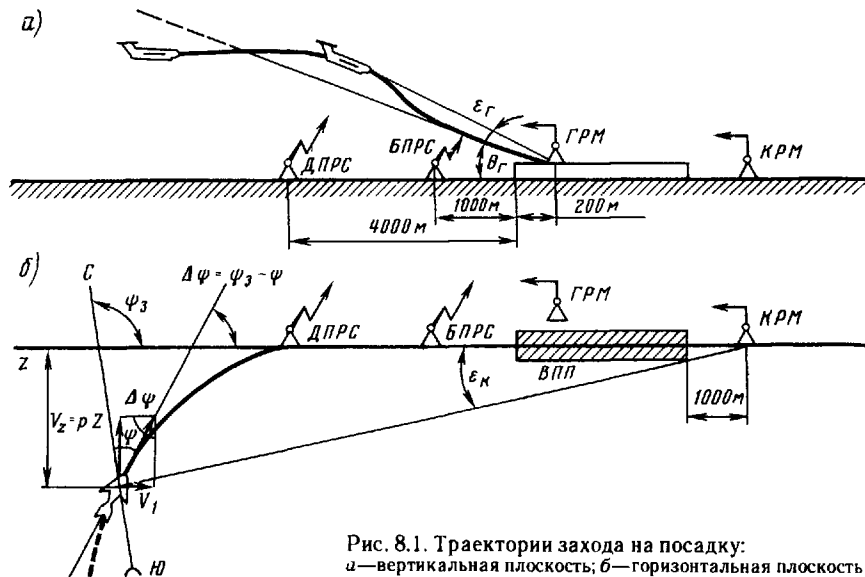


Рис. 8.1. Траектории захода на посадку:
а — вертикальная плоскость; б — горизонтальная плоскость

В горизонтальной плоскости при выходе на курсовую линию ВС управляется так, чтобы при ограниченном крене совместить вектор путевой скорости с курсовой линией до пересечения глиссады. Выход на курсовую линию определяется точками выполнения 3-го и 4-го разворотов. Так, например, раннее выполнение 3-го разворота приводит к уменьшению располагаемой дистанции, т. е. уменьшению располагаемого времени выхода на курсовую линию, что ограничивает возможности автоматической системы захода на посадку при ограниченно допустимом крене (например, 20°). Раннее выполнение 4-го разворота приводит к большому начальному отклонению от курсовой линии, что требует повышения быстродействия управления для устранения этого отклонения до пересечения глиссады. Позднее выполнение 4-го разворота приводит к перерегулированию. ВС не успевает закончить процесс выхода на курсовую линию до входа в глиссаду. На следующем участке следования по курсовой линии управление ВС должно быть таким, чтобы вектор путевой скорости ВС совпадал с курсовой линией.

Возмущение (ветер, асимметрия тяги) вызывает снос ВС с курсовой линии. При парировании возмущений наиболее вероятно такое положение ВС, при котором продольная ось ВС образует с курсовой линией угол, равный по значению углу сноса. С другой стороны, при приземлении желательно, чтобы продольная ось ВС совпадала с осью ВПП. Поэтому перед приземлением необходимо развернуть ВС так, чтобы совместить проекцию продольной оси ВС с осью ВПП. На этапе послепосадочного пробега проекция продольной оси ВС должна совпадать с осью ВПП.

В вертикальной плоскости выход на глиссаду характеризуется поворотом вектора скорости на угол $2 - 4^\circ$. Поворот вектора должен быть достаточно быстрым, но ограничиваться допустимой перегрузкой около $0,3g$. На участке выхода на глиссаду ВС поворачивают так, чтобы совместить при ограниченной перегрузке вектор скорости с глиссадой. В режиме следования по глиссаде вектор скорости должен совпадать с глиссадой. Следующий этап — выравнивание — начинается на высоте $15 - 20$ м и кончается (для автоматического режима) в момент касания ВПП колесами основных опор шасси. Этот этап характеризуется переходом от прямолинейной траектории движения к криволинейной.

Движение по криволинейной траектории вызывает поворот вектора скорости в пространстве так, чтобы в момент касания вертикальная составляющая вектора скорости имела заданное значение (около $0,6$ м/с), а точка касания находилась на заданном расстоянии от конца ВПП.

Для автоматизации управления посадкой требуется информация о параметрах движения ВС, определяющих заход и посадку ВС. Для этого используются автономные (гиромагнитный компас, радиовысотомер, гировертикаль и т. п.) и неавтономные (курсоглиссадные приемники) источники информации. По роду получаемой информации можно классифицировать посадочные средства на бортовые и наземные. Для управления в горизонтальной плоскости используют сигнал гиромагнитного компаса, гировертикали, разовые команды радиовысотомера и сигналы курсового приемника радиотехнической системы посадки.

При управлении ВС в вертикальной плоскости используются сигналы гировертикали, разовые команды радиовысотомера, сигналы глиссадочного приемника радиотехнической системы посадки и на этапе выравнивания — сигналы радиовысотомера. Системы захода на посадку подразделяют на полуавтоматические (директорные) и автоматические. Для определения принципиальных различий между ними рассмотрим процесс посадки с точки зрения оператора-пилота.

Оператор должен управлять ВС таким образом, чтобы привести ВС на заданную траекторию посадки и удерживать на заданной траектории при действии возмущений. Для выполнения первой задачи он должен располагать информацией типа "где я", т. е. информацией, определяющей положение центра тяжести и вектора скорости самолета относительно заданной траектории, и информацией типа "что делать?", т. е. информацией, определяющей его действия на основании анализа положения ВС.

Информацию первого типа пилот считывает с различных приборов, находящихся на приборной доске. Так, например, при боковом движении положение ВС относительно заданной траектории посадки определяется по индикатору курсо-глиссадной системы, репитеру курсовой системы и авиагоризонту. На основании анализа пока-

заний этих приборов пилот сам вырабатывает информацию второго типа "что делать?", т. е. какой крен или тангаж надо задать ВС для выхода или стабилизации на траектории, и в соответствии с выбранным решением отклоняет рули. Такая последовательность получения информации, ее обработки и принятия решения характерна для неавтоматизированного управления заходом на посадку.

В рассмотренном последовательном процессе наиболее сложную часть представляет обработка информации о параметрах движения ВС и принятие решения. Можно построить вычислитель, на выходе которого получается сигнал, дающий ответ на вопрос "что делать?". В подобном случае роль пилота будет сводиться к перемещению исполнительных органов. Система управления, в которой информация обрабатывается специальным вычислителем и пилот выполняет только функции исполнительного органа, т. е. перемещает руль по командному сигналу, является полуавтоматической (директорной) системой управления заходом на посадку.

В системе автоматического управления заходом на посадку получение информации и ее обработка производятся так же, как и в полуавтоматической. Разница состоит в том, что стабилизация ВС относительно центра масс и управление ВС по выходным сигналам бортового вычислителя производятся автоматически.

Рассмотрим принцип построения (директорной) системы управления. Полуавтоматическая система должна включить устройства информации, вычислитель (устройство обработки информации) и указывающий прибор. Управление положением центра масс осуществляется поворотом вектора скорости вследствие изменения углового положения ВС в пространстве. Значение параметров, определяющих угловые положения ВС (крен, курс, тангаж), в свою очередь, зависят от характера возмущений, которые меняются во времени и пространстве. В этой ситуации как угол сноса, так и угол атаки зависят от ветровых воздействий, изменения скорости и т. п.

При управлении заходом на посадку в горизонтальной плоскости процессы, протекающие в контуре управления, можно представить следующим образом. В зависимости от углового отклонения от курсовой линии $\epsilon(t)$ и от курса ВПП $\Delta\Psi(t)$ ВС задается некоторый крен $\gamma(t)$, т. е. крен ВС является функцией сигналов отклонения от курса ВПП и курсовой линии: $\gamma_3 = F(\Delta\Psi; \epsilon)$. В простейшем случае эта зависимость реализуется в виде алгебраической суммы значений $\Delta\Psi$ и ϵ , взятых с некоторыми коэффициентами передачи k_Ψ и k_ϵ :

$$\gamma_3 = k_\Psi \Delta\Psi + k_\epsilon \epsilon. \quad (8.1)$$

Уравнение (8.1) является простейшим алгоритмом управления при автоматизации процесса захода на посадку. Линейное отклонение от курсовой линии z в функции ϵ можно записать в виде

$$z = D \sin \epsilon \approx D \epsilon,$$

где D — дальность до курсового маяка.

Отсюда следует, что по мере приближения к радиомаяку линейное отклонение z на единицу углового отклонения ϵ растет, что соответствует увеличению коэффициента k_ϵ . Увеличение коэффициента k_ϵ при уменьшении дальности неизбежно приведет к возникновению колебательного движения относительно курсовой линии. Поэтому по мере приближения к ВПП нужно уменьшать отклонение руля (уменьшать угол отклонения руля на единицу углового отклонения от курсовой линии).

Закон управления (8.1) не учитывает влияния бокового ветра. Если на ВС действует боковой ветер, то зависимость крена от курса, угла сноса и отклонения от курсовой линии имеет вид

$$\gamma_3 = k_\Psi (\Delta\Psi - \beta) + k_\epsilon \epsilon. \quad (8.2)$$

При следовании ВС по курсовой линии $\epsilon = 0$, т. е. в установившемся режиме при крене $\gamma = 0$ возникает угол сноса, который должен компенсироваться разворотом ВС на угол $\Delta\Psi = \beta$. В этом случае вектор путевой скорости будет направлен вдоль курсовой линии.

Для приведения ВС к режиму установившегося движения, описываемого уравнением (8.2), желательно учитывать не только сами отклонения ϵ и $\Delta\Psi$, но и скорость их изменений, а также накопления отклонений во времени, т. е. производные и интегралы, добавляя эти величины в качестве слагаемых в уравнение (8.2). Закон управления приобретает в этом случае значительно более сложный вид.

Динамика управления ВС в зоне глиссады аналогична. Основными параметрами при движении ВС по глиссаде будут отклонения от глиссады, угол тангажа и вертикальная скорость, считываемые пилотом с соответствующих приборов.

Таким образом, при полуавтоматическом управлении по боковому каналу вычислительное устройство формирует определенную функциональную зависимость, называемую законом управления.

Наиболее простой закон управления имеет следующий вид:

$$\delta_{ск} = k_{ск}(\gamma - \gamma_3); \quad \gamma_3 = F(k_\Psi \Delta\Psi + k_{\epsilon_k} \epsilon_k),$$

где $k_{ск}$, k_Ψ , k_{ϵ_k} — коэффициенты передачи закона управления; F — функция ограничения¹; $\delta_{ск}$ — отклонения директорной стрелки командного прибора.

Следует отметить, что законы управления рассматривались с допущением, что сигналы, формирующие эти законы, не содержат помех. В реальных условиях сигналы радиотехнических средств содержат определенный уровень помех, что вызывает колебание директорной стрелки. Для уменьшения этого явления применяются фильтры.

¹Функция F ограничивает значения γ_3 предельно допустимыми (например, 20°) при любых отказах вычислителя.

С учетом всего сказанного закон управления приобретает вид

$$\gamma_3 = F \left(k_{\epsilon_k} \epsilon_k + k_{i_k} \frac{p \epsilon_k}{T p + 1} + k_{\psi} \Delta \Psi \right). \quad (8.3)$$

Упрощенная структурная схема полуавтоматического управления захода на посадку по боковому каналу показана на рис. 8.2. Передаточная функция бортового вычислителя может быть получена из уравнения (8.3). Динамика ВС отражена в линейном плане с учетом основного возмущения — боковой составляющей ветра W_z . Передаточная функция пилота $W_n(p)$ будет подробнее рассмотрена несколько позднее.

Аналогично курсовому каналу простейший закон управления глиссадного канала имеет вид

$$\delta_{cr} = k_{cr}(\theta - \theta_3); \quad \theta_3 = F \left(k_{\epsilon_r} \epsilon_r + k_{i_r} \frac{p \epsilon_r}{T p + 1} \right),$$

где k_{cr} , k_{ϵ_r} , k_{i_r} — коэффициенты передачи; δ_{cr} — отклонение директорной стрелки; θ — текущее значение угла тангажа; ϵ_r — сигнал углового отклонения самолета от глиссады; θ_3 — опорное значение тангажа.

Как правило, θ_3 выбирается равным углу тангажа при номинальных значениях параметров движения ВС в режиме полета по глиссаде.

Закон управления по глиссаде обладает теми же недостатками, что и закон управления по курсовой линии, т. е. по мере приближения к ГРМ возникают колебания в контуре управления вследствие зависимости коэффициента k_r от дальности. Кроме того, для выполнения условия $\epsilon_r = 0$, т. е. точного следования ВС по глиссаде, пилот должен в процессе захода на посадку подобрать значение угла

$$\theta = \theta_{гл} + \alpha_{бал},$$

где θ — угол наклона глиссады; $\alpha_{бал}$ — угол атаки балансировочный.

Необходимость подбора θ обуславливается изменением от полета к полету значения $\alpha_{бал}$, так как при различных центровках ВС, при разной скорости захода на посадку значение $\alpha_{бал}$ различно. Однако подбор требуемого значения угла θ затрудняет процесс пилотирования.

В рассмотренных законах действие внешних возмущений компенсируется путем выбора соответствующих значений γ_3 и θ_3 . В автоматических системах компенсация действия возмущений производится по выработанным значениям γ_3 и θ_3 автоматически.

Законы управления принципиально не изменяются при замене пилота в контуре полуавтоматического управления автоматом с

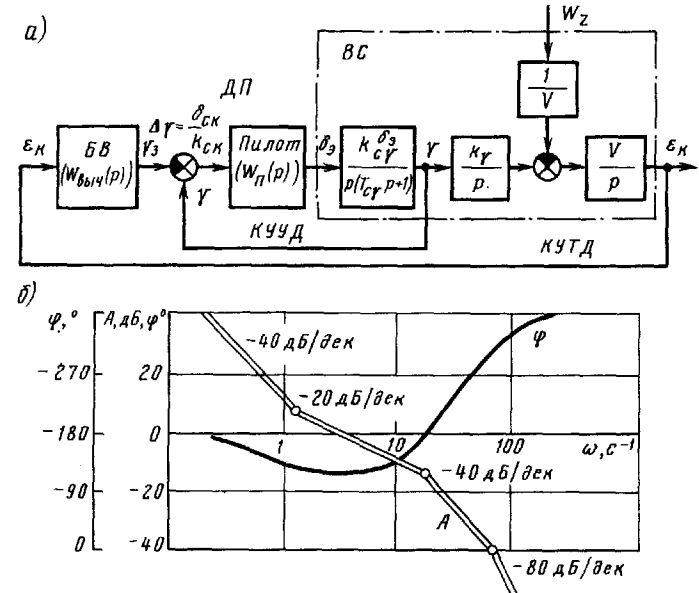


Рис. 8.2. Упрощенная структурная схема полуавтоматического управления заходом на посадку по боковому каналу (а) и частотные характеристики разомкнутого контура (б):

ДП — директорный прибор; БВ — бортовой вычислитель; КУУД — контур управления угловым движением; КУТД — контур управления траекторным движением

исполнительным механизмом, т. е. при переходе к автоматическому управлению. Упрощенная структурная схема автоматического управления заходом на посадку по боковому каналу близка к приведенной на рис. 8.2. Это объясняется тем, что, с одной стороны, пилота можно рассматривать как адаптивную систему с самонастраивающимися коэффициентами передачи, а с другой — эта "система" имеет достаточно большое запаздывание (0,2...0,5 с). Контур автоматического управления не имеет способности к адаптации, но обладает большим быстродействием, что позволяет обеспечить управление ВС при заходе на посадку с необходимыми качественными показателями.

В заключение рассмотрим несколько подробнее динамические свойства пилота (человека-оператора), поскольку при ручном или полуавтоматическом управлении он становится одним из основных звеньев замкнутого контура управления.

Человек-оператор в динамическом отношении — сложное звено с переменной структурой и с разнородными свойствами самоприспособления. Поэтому адекватное описание поведения человека-оператора в динамике представляет трудную задачу. В настоящее время предложены пути ее решения для случаев, когда оператор выполняет операцию слежения. Эти случаи соответствуют

работе пилота с полуавтоматическими системами директорного (командного) управления и режимам стабилизации при ручном управлении.

Для перехода к рассмотрению математических моделей (передаточных функций) следует отметить основные особенности, характеризующие поведение человека-оператора в системе управления: наличие постоянного временного запаздывания; ограниченная полоса пропускания (практическая невозможность отслеживания сигналов с частотой больше 1...1,5 Гц); способность менять свои динамические свойства в широком диапазоне; зависимость характеристик от обученности (тренированности) и психофизиологического состояния; способность предвидения, экстраполяции отслеживаемых входных данных; проявление нелинейных свойств (зоны нечувствительности, насыщения и т. п.); проявление прерывистого характера отслеживания, т. е. в некоторых случаях оператор ведет себя как дискретная (импульсная) система.

Несмотря на общий недетерминированный характер динамической системы "человек-оператор", проявляющийся в отличие от данных эксперимента при переходе от опыта к опыту, возможно применение детерминированной модели, так как ее изменчивость оказывается малой в ситуациях, когда время обучения достаточно и решается не слишком трудная задача. Стремление учесть перечисленные основные характеристики человек-оператора привело к большому разнообразию математических моделей. Сейчас известны следующие виды: непрерывная линейная модель; модель дискретного управления; стохастическая модель; нелинейная модель управления; адаптивная модель управления; модель управления с обучением.

Непрерывная линейная модель пилота получила наибольшее распространение. Ее передаточная функция

$$W_n(p) = \frac{k_n e^{-p\tau_n} (\tau_1 p + 1)}{(T_1 p + 1)(T_2 p + 1)}$$

где τ_n — время постоянного временного запаздывания, характеризующее формирование ответной реакции на входной сигнал; T_1, T_2 — постоянные времени, характеризующие инерционность в передаче сигналов; τ_1 — постоянная времени, учитывающая опыт, тренировку, утомление и т. п.

Время запаздывания τ_n лежит обычно в пределах 0,1...0,25 с. Постоянная времени T_1 определяет интегрирующие (фильтрующие) свойства человека и по экспериментальным данным достигает 10...20 с. Постоянная времени $T_2 = 0,1...0,2$ с отражает запаздывание двигательной (мышечной) системы человека. Наконец, постоянная времени $\tau_1 \leq 1$ с характеризует способность человека реагировать на скорость входного сигнала. Коэффициент передачи пилота k_n зависит от усилия, необходимого для отклонения органа управления.

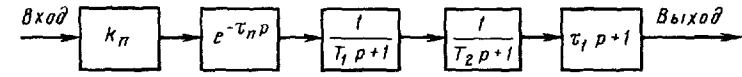


Рис. 8.3. Структурная схема модели пилота

Чем больше это усилие, тем меньше k_n . Ориентировочные значения k_n лежат в диапазоне 10...100. Структурная схема модели пилота приведена на рис. 8.3.

Следует иметь в виду, что человек реагирует на входной сигнал перемещением, а не усилием. Однако, когда орган управления, перемещаемый оператором, загружается пропорционально перемещению, человек точнее ощущает положение органа управления и лучше контролирует свои действия. Поэтому органы управления ВС (штурвал, педали, штурвальная колонка) всегда загружаются пропорционально перемещению. Самым простым режимом работы пилота является такой, когда отсутствуют интегрирование сигнала ($T_1 = 0$) и дифференцирование ($\tau_1 = 0$). При этом пилот реализует передаточную функцию усилительного звена с замедлением $W_n(p) = k_n e^{-\tau_n p} / (T_2 p + 1)$.

Таким образом, задача построения адекватных моделей до сих пор остается нерешенной вследствие сложной и не поддающейся формализации деятельности пилота. Еще в большей степени это относится к моделям работы экипажа ВС.

8.3. Требования, предъявляемые к бортовым системам управления

Безопасность полета на небольших высотах при заходе на посадку является функцией располагаемого времени, которое имеет пилот для принятия решения, обеспечивающего либо продолжение полета по заданной программе, либо его прекращение и уход на повторный заход. По сложности выполняемой задачи, которая определяется высотой принятия решения и видимостью, бортовые системы управления могут соответствовать определенной категории в зависимости от степени их совершенства. Естественно, что возможность эксплуатации ВС по той или иной категории определяется не только состоянием бортового оборудования, но и оснащенностью аэродрома и подготовленностью экипажа.

Категории посадки характеризуются высотой принятия решения (ВПР) и, в свою очередь, определяют минимум метеорологических условий.

В зависимости от категории посадки меняются и функции автоматических бортовых систем управления. Если посадка производится по I категории, то достаточно вывести ВС на курсовую линию и глиссаду и стабилизировать его движение при снижении до высоты 60 м. Автоматическое приведение ВС на высоту 30 м (II категория),

кроме стабилизации положения ВС на гласседе и курсовой линии, требует еще стабилизации приборной скорости, так как параметры движения ВС по траектории на высоте 30 м фактически определяют начальные условия выравнивания, а также возмозможности автоматического ухода на второй круг. Система, позволяющая производить посадку по категории IIIА, требует, кроме того, автоматизации выравнивания, устранения угла сноса перед приземлением и приземления. Системы, соответствующие категориям IIВ и IIС, дополнительно должны обеспечивать автоматизацию послепосадочного пробега, движения по рулежной дорожке и заруливания на стоянку.

Требования к системам управления посадкой определяются обеспечением необходимой безопасности, надежности и точности. Следует иметь в виду, что небезопасность и надежность понятия различные. Так, например, если система имеет малую надежность, т. е. число часов работы системы на один отказ мало, то при условии обеспечения ухода на повторный заход такая система может удовлетворять требованиям безопасности. И наоборот, высоконадежная система, отказ которой вызывает аварийные ситуации с вероятностными характеристиками хуже заданных, не удовлетворяет требованиям безопасности.

Принято считать, что вероятность неудачной посадки по причине отказа системы автоматического управления заходом на посадку должна быть не более 10^{-7} . Для обеспечения этого условия при продолжительности полета всего 30 с необходимо, чтобы среднее время исправной работы САУ было не менее 83 300 ч. Достигнуть такого положения можно только построением высоконадежных резервированных систем. Безопасность всей системы определяется не только характеристиками собственно САУ, но и аэродинамическими характеристиками ВС, т. е. скоростью при планировании и посадке, маневренными характеристиками при заходе на посадку, уходе на 2-й круг и т. п., а также подготовленностью экипажа.

Требования по точности движения ВС в зоне курсогласседных радиомаяков определяются допустимыми отклонениями. Переходные процессы считаются оконченными, если угловое отклонение от курсовой линии не превышает $0,3^\circ$ (отклонение на одну точку по индикатору). Это требование вытекает из необходимости установившегося движения ВС по крену при пересечении гласседа, так как управление неустановившимся движением ВС одновременно и в продольной и в боковой плоскостях затруднительно и может создать предпосылки к недопустимым отклонениям на ВПР. Как правило, ВС входит в зону КРМ с разворотом. Вследствие неточности работы пилота или автоматического управления при входе в зону возникают перерегулирования относительно курсовой линии. Такие перерегулирования допустимы, однако они не должны превышать 1° сектора КРМ.

В вертикальной плоскости располагаемое время, в течение которого должен закончиться переходный процесс, еще меньше. Это

объясняется тем, что пересечение гласседа происходит на удалении 7...9 км от торца ВПП. ВС в горизонтальном полете пересекает гласседа и затем под влиянием управляющих воздействий переходит на режим планирования. В процессе пересечения гласседа допускается перерегулирование в пределах углового отклонения $0,15...0,25^\circ$ в зависимости от условий (турбулентности, угла наклона, крутизны и т. п.). Переход "под гласседа" допускается весьма незначительный — $0,05...0,07^\circ$. Угловое отклонение по гласседе отсчитывается между гласседой и линией, соединяющей точку положения ВС в пространстве и точку пересечения гласседа с ВПП, причем обе линии должны лежать в вертикальной плоскости.

По мере приближения к земле возможности маневрирования ограничиваются из соображений безопасности. Так, например, после прохождения ДПРМ допустимые значения крена ограничиваются 10° , а после прохождения БПРМ $3...5^\circ$. Диапазон допустимых отклонений по скорости также ограничивается.

На малых высотах (менее 60 м), где малым линейным отклонениям соответствуют большие угловые отклонения, допустимое отклонение от гласседа допускается до 4 м. Для категории IIIА, кроме допустимых отклонений от гласседа, оговариваются параметры, характеризующие приземление: вертикальная скорость в момент касания должна быть $(0,6 \pm 0,2)$ м/с, максимальное отклонение от оси ВПП 12...15 м и отклонение угла тангажа от номинального посадочного значения должно быть не более 1° . Требования к качеству переходных процессов сводятся к отсутствию колебательности процессов на ВПР и выведения всей системы в некоторую допустимую область пространства состояний. Последнее практически означает, что для каждого типа ВС существует область допустимых отклонений на ВПР, из любой точки которой за оставшееся время он может быть выведен на ВПП.

8.4. Учет влияния возмущений

Важное значение для правильного понимания процессов управления, в том числе и автоматизированных, имеет оценка возмущений и формирование требований к качеству управления. При управлении ВС в пространстве на него действуют различные по своей физической природе силы.

Тяга двигателей зависит от положения рычагов управления двигателями (РУД), температуры и давления воздуха, а также от технического состояния различных узлов и систем двигателя. При нормальной работе двигателя все эти параметры меняются медленно по сравнению со скоростями изменения углов, характеризующих положение ВС. Поэтому в первом приближении тягу двигателей можно считать постоянной. Точка приложения и направления этой силы относительно корпуса ВС также не меняется во времени (иск-

лючение составляет лишь случай внезапного отказа одного или нескольких двигателей, который рассматривается особо). Поэтому момент тяги двигателей относительно центра тяжести может меняться только от перемещения самого центра масс.

Аэродинамические силы обусловлены условиями обтекания ВС воздушными массами и зависят от многих факторов. Сложность учета их состоит в том, что перемещение ВС относительно воздуха зависит как от движения самого ВС, так и от перемещения воздушных масс в пространстве. К возмущениям, изменяющим аэродинамические свойства ВС, относятся ливневые осадки, обледенение ВС и ВПП, изменение плотности и влажности атмосферы, электрические удары при грозе и т. п. К возмущениям, изменяющим воздушную скорость ВС, относятся любые изменения скорости ветра, включая вертикальные и горизонтальные порывы или сдвиги ветра в приземном слое. Самые неблагоприятные возмущения при значительной их величине принято относить к экстремальным.

Аэродинамические силы и создаваемые ими моменты меняются также при изменении конфигурации самолета (выпуск или уборка закрылков, шасси, отклонение управляющих поверхностей и т. д.). Эти силы и моменты могут меняться очень быстро, особенно при полете в турбулентной атмосфере.

Основные трудности управления угловым положением ВС заключаются именно в компенсации переменных аэродинамических моментов. Все возмущающие моменты, действующие на ВС, меняются во времени неизвестным заранее образом. Но для того чтобы судить о поведении ВС в условиях эксплуатации, необходимо иметь хотя бы некоторые сведения о возможных возмущениях. Принято задавать некоторые ограничения, выделяющие из всех мыслимых возмущений только те, которые могут встретиться на практике. Такие возмущения называются допустимыми.

Способы задания области допустимых возмущений могут быть разными. В частности, все переменные возмущающие моменты, действующие на ВС, могут меняться лишь в определенных пределах:

$$a_i \leq M_i(t) \leq b_i. \quad (8.4)$$

Причем значения a_i и b_i устанавливаются в инструкциях по эксплуатации для каждого типа ВС.

Если область допустимых возмущений выделяется единственным ограничением (8.4), то процессы изменения возмущающих моментов могут быть разрывными. Однако многие из возмущающих воздействий по природе своей непрерывны. Для того чтобы учесть это, добавляют следующее ограничение:

$$a'_i \leq \frac{dM_i}{dt} \leq b'_i. \quad (8.5)$$

Теперь ограничена и скорость изменения возмущения $M_i(t)$. Можно представить себе ограничения и на производные более высокого

порядка от возмущающих моментов, но они обычно не учитываются, так как трудно определить соответствующие предельные значения a'_i и b'_i .

Ограничения вида (8.4) и (8.5) позволяют однозначно и надежно различать допустимые и недопустимые возмущения, но не позволяют выяснить, насколько часто могут встречаться те или иные возмущения. Поэтому наряду с указанным детерминированным часто применяется и другой подход — стохастический. При этом нет жестких границ, выделяющих область допустимых возмущений, но задаются некоторые вероятностные характеристики, позволяющие судить об относительных частотах появления тех или иных событий. Такой подход оказывается весьма продуктивным при учете случайных возмущений типа турбулентности атмосферы (болтанки).

При заходе на посадку к основным возмущениям относятся атмосферные, чаще всего ветровые W , и инструментальные в виде погрешностей датчиков информации $\Delta \epsilon_k, \Delta \Psi, \Delta \theta, \Delta \epsilon_r$. Действующие на динамический контур управления "ВС — САУ" возмущения, как правило, носят случайный характер. По своему спектральному составу они могут быть условно разделены на низко- и высокочастотные.

К низкочастотным составляющим относятся: вертикальная и горизонтальная составляющие ветра, скорость которого постоянно или медленно изменяется; инструментальные погрешности курсовых и глиссанных трактов, гировертикали, курсовых систем и т. п.; постоянно действующие возмущения, вызванные отказом двигателя, несимметричностью тяги, плохой балансировкой ВС в вертикальной плоскости и т. п. Высокочастотные возмущения определяются турбулентностью атмосферы, порывами ветра и радиопомехами, содержащимися в спектре сигналов КРМ и ГРМ.

Низкочастотные и высокочастотные помехи, содержащиеся в сигналах курсоглиссанных систем, существенно снижают точность следования ВС по заданной траектории. Причинами радиопомех являются: переизлучение сигналов радиомаяков от различных предметов (здания, влияние земли, лес и т. п.); изменение атмосферных условий (дождь, снег, различный характер подстилающей поверхности); внутренние шумы приемопередающего тракта; атмосферные и промышленные помехи; искажение характеристик курсоглиссанной зоны (искривление курсовой линии, нелинейность и т. п.).

Одним из важнейших параметров курсоглиссанных радиомаяков, влияющих на работу систем автоматического и полуавтоматического захода на посадку, является крутизна сигнала отклонения от глиссады или курсовой линии. Под крутизной сигнала понимают значение тока на выходе бортового приемника, отнесенное к отклонению в градусах:

$$S = I_{np}/\epsilon.$$

В реальных системах угол отклонения от курсовой линии (глиссады) измеряют значением тока на выходе приемника, т. е. $\varepsilon_k = I_{\text{прк}}/S_k$. Тогда коэффициент $k_{\text{вк}}$ управления, определяющего заданный угол крена на 1° отклонения от курсовой линии, можно представить в виде

$$k_{\text{вк}} = \frac{\gamma_3}{\varepsilon_k} = \frac{\gamma_3 S_k}{I_{\text{прк}}} \quad (8.6)$$

Из уравнения (8.6) следует вывод, что при одном и том же отклонении стрелки (при одном и том же выходном токе курсового приемника) при большей крутизне требуется меньший крен и, наоборот, при меньшей крутизне требуется для управления по командной стрелке больший крен. При малой крутизне управление становится вялым, а при большой управление сопровождается повышенной чувствительностью командной стрелки. Аналогичное влияние крутизна сигнала оказывает и на канал глиссады. Она может изменяться по каналу курса примерно в 3 раза, по каналу глиссады — примерно в 5 раз.

Иногда при следовании по курсовой линии в режиме автоматического или полуавтоматического захода на посадку возникают колебания ВС по крену, причиной которых является вертикальная поляризация зоны КРМ. Поляризация возникает при перераспределении электромагнитных полей курсового радиомаяка при кренах самолета и обнаруживается в виде изменения сигнала отклонения в зависимости от крена при нахождении самолета на курсовой линии.

8.5. Оценка качества процессов управления

Критерии качества управления должны непосредственно отражать эксплуатационные требования, предъявляемые к системе. Если критерий качества имеет искусственный характер, то правомерность использования термина "оптимальное решение" оказывается весьма сомнительной.

Упрощенный подход к оценке качества систем управления состоит в определении запаса устойчивости, быстродействия и точности работы системы при типовых воздействиях. Оценка запаса устойчивости и быстродействия производится либо по временным, либо по частотным характеристикам. В первом случае оценка ведется по кривой переходного процесса. Считают, что переходный процесс, затухающий за одно-два колебания и имеющий величину перерегулирования меньше 30...40 %, соответствует достаточному запасу устойчивости. Время затухания переходного процесса непосредственно определяет быстродействие системы.

Во втором случае оценка запаса устойчивости и быстродействия

основана на исследовании некоторых частотных свойств системы. К наиболее распространенным оценкам относятся запасы устойчивости по амплитуде и по фазе, а также показатель колебательности. Запас устойчивости по амплитуде ΔA должен составлять 6...12 дБ и более, а запас по фазе $\Delta\varphi \geq 30...40^\circ$ (рис. 8.4)

Показатели колебательности M или R_M определяются по резонансному пику амплитудной частотой характеристики замкнутой системы. Для оценки M используется выражение

$$M = \sup \frac{|\Phi(j\omega)|}{|\Phi(0)|},$$

где символ \sup означает наибольшее значение; $|\Phi(j\omega)| = \left| \frac{W(j\omega)}{1+W(j\omega)} \right|$ — амплитудная частотная характеристика замкнутой системы.

Для оценки R_M используется другое выражение:

$$R_M = \sup \frac{|\Phi_v(j\omega)|}{|\Phi_v(\infty)|},$$

где $|\Phi_v(j\omega)| = \left| \frac{W_v(j\omega)}{1+W(j\omega)} \right|$ — амплитудная частотная характеристика замкнутой системы по возмущению.

Достаточным запасам устойчивости соответствуют значения M и R_M меньше, чем 1,5...1,7. Если система не обладает колебательными свойствами ($R_M \leq 1$), то эффект накопления возмущений в ней отсутствует и экстремальным возмущением является постоянное воздействие максимальной величины. Чем резче выражены колебательные свойства, тем точнее можно произвести оценку максимального отклонения по максимуму амплитудной частотной характеристики замкнутой системы.

Мерой быстродействия может служить собственная частота колебаний системы, которая близка к резонансной частоте ω_p , т. е. частоте, при которой $|\Phi(j\omega_p)|$ или $|\Phi_v(j\omega_p)|$ максимальны. Чем

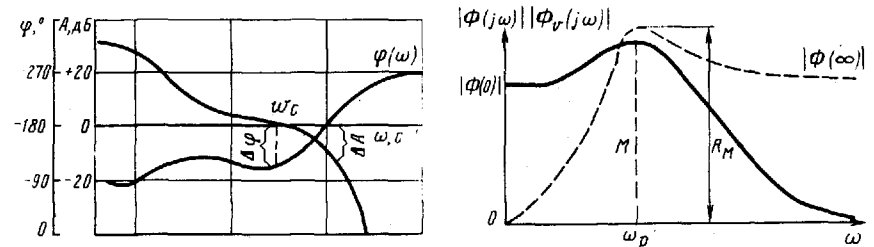


Рис. 8.4. Определение запасов устойчивости по амплитуде ΔA , по фазе $\Delta\varphi$ и по показателям колебательности M и R_M

больше собственная частота, тем выше быстродействие системы. Оценка точности работы САУ ведется по величинам установившихся погрешностей при типовых воздействиях.

При стохастическом задании возмущений для оценки точности управления используют методы теории случайных процессов. Другую форму задания точности рассмотрим применительно к задаче угловой стабилизации ВС.

Пусть в любой момент времени работы системы $[0, T]$ каждая из погрешностей Δ не выходит за определенные, достаточно узкие пределы:

$$|\Delta \vartheta(t)| \leq a_\vartheta; \quad |\Delta \gamma(t)| \leq a_\gamma; \quad |\Delta \psi(t)| \leq a_\psi. \quad (8.7)$$

При этом необходимо иметь в виду, что погрешности $\Delta \vartheta$, $\Delta \gamma$, $\Delta \psi$ зависят от возмущающих моментов $M_i(t)$, так что неравенства (8.7) должны выполняться при любых допустимых возмущениях. Предельные значения a_ϑ , a_γ , a_ψ определяются эксплуатационными требованиями.

Неравенства (8.7) при условии соблюдения условий (8.4) позволяют задать требования к системе стабилизации углового положения ВС в строгой математической форме. Аналогичным образом могут быть рассмотрены задачи траекторного управления.

8.6. Формирование аналоговых законов управления

Рассмотрим формирование аналоговых законов управления при заходе на посадку для бокового канала, полагая, что боковая сила, необходимая для компенсации возмущающих воздействий и для перемещения центра масс ВС по направлению к оси ВПП, создается изменением крена

$$\gamma_3 = k_{\varepsilon_k} \varepsilon_k.$$

Введение сигнала по скорости отклонения позволяет значительно повысить запас устойчивости системы:

$$\gamma_3 = k_{\varepsilon_k} \varepsilon_k + k_{\dot{\varepsilon}_k} \dot{\varepsilon}_k.$$

Однако при большой инерционности ВС и сравнительно малых скоростях отклонения от курсовой линии этого демпфирования может оказаться недостаточно. Тогда вводят еще один сигнал, пропорциональный боковому ускорению. Он может быть получен с акселерометра или приближенно сформирован дифференцированием сигнала $\Delta \psi$.

Для снижения уровня помех, содержащихся в сигнале $\dot{\varepsilon}_k = \frac{d\varepsilon_k}{dt}$,

вследствие дифференцирования ε_k обычно устанавливают низкочастотный фильтр по сигналу $\dot{\varepsilon}_k$:

$$\gamma_3 = k_{\varepsilon_k} \varepsilon_k + k_{\dot{\varepsilon}_k} \frac{p}{T_{\varepsilon_k p} + 1} \varepsilon_k + k_\psi p \Delta \psi. \quad (8.8)$$

Часто вводят такой же фильтр и по сигналу $\Delta \psi$:

$$\gamma_3 = k_{\varepsilon_k} \varepsilon_k + k_{\dot{\varepsilon}_k} \frac{p}{T_{\varepsilon_k p} + 1} \varepsilon_k + k_\psi \frac{p}{T_\psi p + 1} \Delta \psi.$$

Для устранения статических погрешностей, вызванных отказами двигателей, неправильной установкой гирровертикали и т. п., в закон управления вводят интеграл от отклонения или изодромное звено по сигналу γ . Тогда уравнение (8.8) примет вид

$$\gamma_3 = k_{\varepsilon_k} \varepsilon_k + k_{\dot{\varepsilon}_k} \frac{p}{T_{\varepsilon_k p} + 1} \varepsilon_k + k_{\varepsilon_k} \frac{1}{p} \varepsilon_k + k_\psi \frac{p}{T_\psi p + 1} \Delta \psi$$

или

$$\frac{T_{\eta p}}{T_{\eta p} + 1} \gamma_3 = k_{\varepsilon_k} \varepsilon_k + k_{\dot{\varepsilon}_k} \frac{p}{T_{\varepsilon_k p} + 1} \varepsilon_k + k_\psi \frac{p}{T_\psi p + 1} \Delta \psi.$$

При больших отклонениях интегрирующие звенья накапливают сигналы, и при выходе на курсовую линию могут возникнуть колебания. Поэтому включение этих звеньев производится обычно тогда, когда ВС находится вблизи курсовой линии.

Выход из точки начала 4-го разворота на курсовую линию может быть осуществлен автоматически введением сигнала, пропорционального разности текущего курса и курса ВПП, $\Delta \psi$. Однако сигнал $\Delta \psi$ при боковом ветре, стремясь сохранить положение продольной оси ВС параллельно оси ВПП, будет противодействовать развороту ВС на угол сноса. Поэтому сигнал $\Delta \psi$ пропускают через звено типа зоны нечувствительности, в пределах которой он равен нулю. Тогда

$$\gamma_3 = k_{\varepsilon_k} \varepsilon_k + k_{\dot{\varepsilon}_k} \frac{p}{T_{\varepsilon_k p} + 1} \varepsilon_k + k_{\varepsilon_k} \frac{1}{p} \varepsilon_k + k_\psi \frac{p}{T_\psi p + 1} \Delta \psi + k_\psi F_2(\Delta \psi),$$

где $F_2(\Delta \psi) = \begin{cases} \Delta \psi & \text{при } \Delta \psi > \Delta \psi_0; \\ 0 & \text{при } \Delta \psi \leq \Delta \psi_0. \end{cases}$

Обычно вводят дополнительный фильтр в цепь сигнала γ_3 для устранения помех по всем составляющим сигнала, а также для обеспечения безопасности полета ограничивают выходной сигнал предельно допустимым углом крена (рис. 8.5):

$$\gamma_3 = \frac{1}{T_\gamma p + 1} F_1 \left[k_{\varepsilon_k} \varepsilon_k + k_{\dot{\varepsilon}_k} \frac{p}{T_{\varepsilon_k p} + 1} \varepsilon_k + k_{\varepsilon_k} \frac{1}{p} \varepsilon_k + k_\psi \frac{p}{T_\psi p + 1} \Delta \psi + k_\psi F_2(\Delta \psi) \right];$$

$$\delta_3 = k_\gamma (\gamma - \gamma_3) + k_{\omega_x} \omega_x.$$

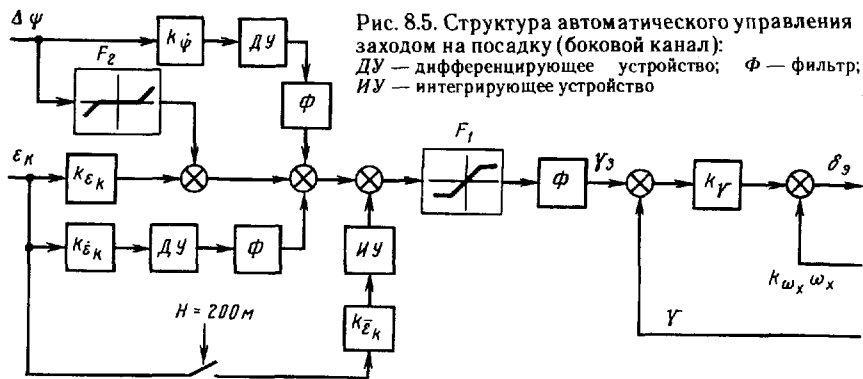


Рис. 8.5. Структура автоматического управления заходом на посадку (боковой канал): ДУ — дифференцирующее устройство; Ф — фильтр; ИУ — интегрирующее устройство

Вследствие того что величина ϵ_k угловая, по мере приближения к радиомаяку одинаковым угловым отклонениям будут соответствовать меньшие линейные отклонения, что эквивалентно увеличению коэффициента усиления. Для получения более стабильных характеристик коэффициенты $k_{\epsilon_k}, k_{\epsilon_k}$ уменьшаются (аттенюируются) по мере уменьшения дальности до радиомаяка. Уменьшение может быть непрерывное или дискретное. При уменьшении k_{ϵ_k} и k_{ϵ_k} для сохранения необходимых соотношений соответственно уменьшаются также коэффициент k_{ψ} и постоянные времени T_{ϵ_k}, T_{ψ} .

Формирование закона управления движением по глиссаде (продольный канал) проходит так же, как в курсовом (боковом) канале (рис. 8.6), но имеет некоторые отличительные особенности.

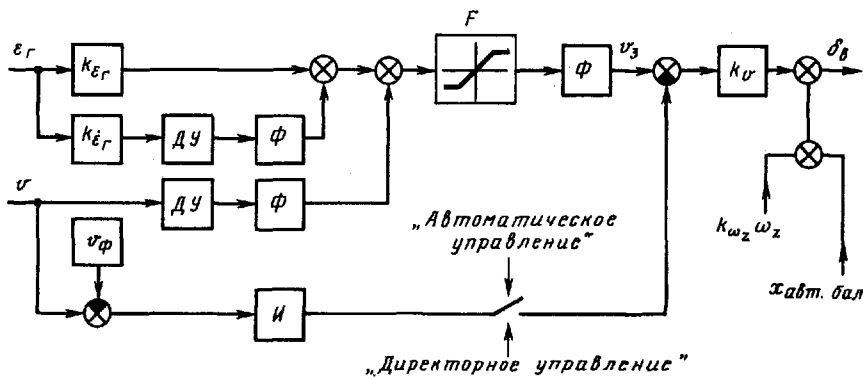


Рис. 8.6. Структура автоматического управления заходом на посадку (продольный канал): ДУ — дифференцирующее устройство; Ф — фильтр; И — изодром

Режим начинается с "захвата" глиссады, т. е. система включается в момент пересечения глиссады. К этому моменту в режиме автоматического управления должны быть закончены все операции, связанные с изменением конфигурации ВС (довыпуск закрылков, перестановка стабилизатора и т. п.), и установлена постоянная скорость планирования вручную или с помощью автомата тяги. Так как заход на посадку возможен с различными углами тангажа, формирование управления в этом режиме производится так, чтобы исключить влияние начального значения угла тангажа:

$$\delta_b = k_{\theta}(\theta_3 - \frac{T_{\theta} p}{T_{\theta} p + 1} \theta) + k_{\omega_z} \omega_z + x_{авт. бал.}$$

Введение дифференцирующего звена исключает влияние начального значения угла тангажа. Для того чтобы ускорить выход на глиссаду, при "захвате" подается форсирующий сигнал угла тангажа θ_{ϕ} , пропорциональный наклону глиссады:

$$\delta_b = k_{\theta}[\theta_3 - \frac{T_{\theta} p}{T_{\theta} p + 1} (\theta - \theta_{\phi})] + k_{\omega_z} \omega_z + x_{авт. бал.}$$

Формирование θ_3 производится так же, как формирование γ_3 в боковом канале, т. е. на основе сигналов отклонения от глиссады, производной этого отклонения и сигнала, пропорционального производной от тангажа (по аналогии производной от курса в боковом канале):

$$\theta_3 = \frac{1}{T_{\theta} p + 1} F(k_{\epsilon_r} \epsilon_r + k_{\epsilon_r} \frac{p}{T_{\epsilon_r} p + 1} \epsilon_r + k_{\theta} \frac{p}{T_{\theta} p + 1} \theta).$$

Фильтр с передаточной функцией $\frac{1}{T_{\epsilon_r} p + 1}$ служит для уменьшения

влияния помех сигнала ϵ_r . Ограничение выходного сигнала F введено с целью обеспечения безопасности. По мере приближения к радиомаяку и, как следствие, при увеличении коэффициентов k_{ϵ_r} и k_{ϵ_r} производится коррекция (аттенюация) этих коэффициентов по дальности.

8.7. Особенности формирования аналоговых законов управления при посадке

На конечном этапе полета прямолинейная траектория глиссады переходит в криволинейную траекторию выравнивания. В канале управления продольным движением траекторию выравнивания

можно задать в виде некоторой кривой, жестко связанной с точкой начала выравнивания и точкой приземления. Сигнал отклонения от этой кривой можно использовать для формирования сигнала управления ВС.

Такой способ оказывается весьма сложным, так как в настоящее время отсутствуют средства информации, пригодные для такого построения траектории выравнивания. Кроме того, малое время процесса выравнивания и большая инерционность в изменении траектории при управлении ВС с помощью руля высоты делают нецелесообразным построение подобных систем.

В настоящее время для построения систем автоматического выравнивания используются так называемые экспоненциальные траектории (рис. 8.7). Предположим, что в каждый момент времени вертикальная скорость снижения ВС должна быть пропорциональна его высоте в этот же момент, т. е.

$$\dot{H} = -k_H H.$$

Решение этого дифференциального уравнения относительно высоты имеет вид

$$H(t) = H_в e^{-t/k_H}, \quad (8.9)$$

где $H_в$ — высота начала выравнивания; t — текущее значение времени.

Если принять, что на траектории выравнивания изменение скорости V незначительно, то движение можно рассматривать как равномерное. Тогда дальность от точки начала выравнивания до точки приземления может быть выражена как

$$D = vt \text{ или } H(D) = H_в e^{-\frac{D}{V k_H}}. \quad (8.10)$$

Однако, если строить траекторию выравнивания по экспоненте, ВС в момент приземления будет иметь чрезвычайно малую вертикальную скорость при большой дальности точки касания. Кроме того, действующие возмущения будут значительно влиять на изменение дальности точки касания.

Вертикальная скорость приземления связана с высотой следующим образом:

$$V_в = -H_{пр} / k_H.$$

Таким образом, для того чтобы ВС приземлилось с заданной вертикальной скоростью $V_в$, асимптота экспоненты выравнивания должна проходить ниже уровня ВПП на величину H_0 . Тогда в уравнениях (8.9) и (8.10)

$$H_в = H_{пр} + H_0,$$

где $H_{пр}$ — высота начала выравнивания относительно уровня ВПП; H_0 — высота экспоненты ниже уровня ВПП.

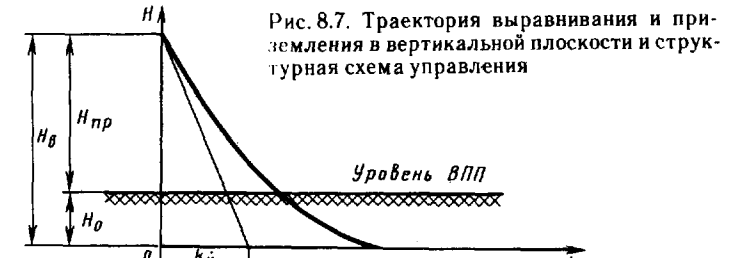
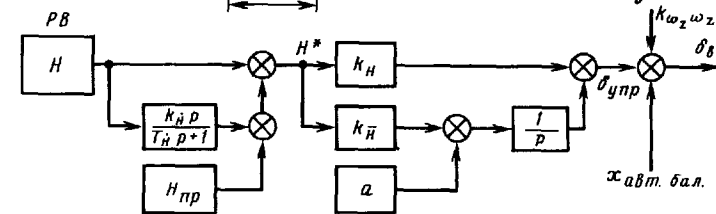


Рис. 8.7. Траектория выравнивания и приземления в вертикальной плоскости и структурная схема управления



Ориентировочные значения $H_{пр} \approx 18$ м, $H_0 \approx 3,5$ м. При этом $k_H = 6$ с и вертикальная скорость снижения при $H_{пр}$ равняется примерно 3,6 м/с.

В системах управления выравниванием в качестве источника информации используется радиовысотомер (РВ). Для получения производной высоты сигнал РВ дифференцируется. Построение экспоненты в "чистом" виде требует большого значения коэффициента k_H , что приводит к возникновению колебаний. Поэтому для улучшения динамических характеристик управления, вводится "разомкнутый контур", т. е. программное управление траекторией выравнивания. Смысл этого контура заключается в том, что можно подобрать такую программу движения руля высоты по времени, которая обеспечивает движение ВС по траектории, близкой к заданной. Корректировка движения ВС в этом случае производится "замкнутым контуром", т. е. по экспоненциальному закону.

Для формирования разомкнутого контура достаточно ввести линейное отклонение руля по времени. Полное уравнение управляющего сигнала при выравнивании имеет вид

$$\delta_в = \delta_{упр} + k_{\omega_z} \omega_z + x_{авт. бал.}$$

При этом

$$\delta_{упр} = -at + k_H H^* + k_H \frac{1}{p} H^*,$$

где at — программный сигнал управления рулем (разомкнутый контур).

Экспоненциальная составляющая сигнала управления (замкнутый контур)

$$H^* = H + k_H \frac{p}{T_H p + 1} H + H_{пр}.$$

Фильтрация сигнала pH производится инерционным звеном. Для улучшения точности характеристик управления — исключая статической погрешности — вводится интеграл от H^* . Управление тягой в режиме автоматического выравнивания сводится к перемещению РУД с постоянной скоростью, которая подбирается для данного типа ВС. Иногда вводится управление РУД по программе, определяемой динамическими характеристиками системы управления.

Большие возможности повышения точности при выравнивании и приземлении дает непосредственное управление подъемной силой. В этом случае инерционность управления значительно уменьшается по сравнению с управлением рулем высоты.

При движении ВС по курсовой линии в общем случае ось ВС повернута относительно оси ВПП на угол, равный углу сноса. Основной задачей управления в боковом канале при приземлении является поворот оси ВС параллельно оси ВПП. Так как управление креном вблизи земли небезопасно, такой разворот можно осуществить, если в канал руля направления подать сигнал, пропорциональный разности текущего курса и курса ВПП при стабилизированном положении по крену (доворот "блинчиком"):

$$\delta H = k_{\psi} F(\psi) \Delta \psi + k_{\omega_y} \omega_y,$$

где $F(\psi)$ — зона нечувствительности, определяемая допустимым значением угла между продольной осью ВС и осью ВПП.

Однако развернуть тяжелое ВС этим способом за короткий промежуток времени не всегда возможно. Если же ВС развернуть заранее, то в момент приземления вследствие действия возмущений возникает отклонение, которое может быть больше допустимого значения. Поэтому на ряде ВС применяется другой способ доворота на ось ВПП, при котором доворот производится на высоте 40...30 м, после чего руль направления удерживает продольную ось ВС параллельно оси ВПП в соответствии с уравнением (8.11). Поскольку отклонение от курсовой линии невелико, канал крена стабилизирует ВС относительно курсовой линии по сигналам КРМ с малым креном, который легко убирается при приземлении.

8.8. Особенности формирования цифровых законов управления¹

Система управления полетом, в которой БЦВМ включена непосредственно в замкнутый контур углового или траекторного движения самолета, относится к классу дискретных систем.

Непосредственное цифровое управление включает следующие операции:

¹ Параграф написан по материалам, предоставленным канд. техн. наук, доцентом Федоровым М. С.

выборку данных измеряемой величины с помощью датчиков и преобразования аналоговых сигналов в цифровую форму;
определение сигнала рассогласования;
преобразование сигнала ошибки в соответствии с алгоритмом (законом) управления в выходной сигнал;
обратное преобразование выходного сигнала из цифровой в аналоговую форму при использовании исполнительного устройства непрерывного действия.

Таким образом, в определенной части замкнутой системы функционируют дискретные сигналы. Дискретизация, или квантование, сигнала состоит в замене непрерывного сигнала теми или иными дискретными значениями и может быть осуществлена по времени и уровню или по времени и по уровню. В цифровой автоматической системе сигналы квантованы и по времени и по уровню.

Квантование по времени состоит в превращении непрерывного сигнала в периодический импульсный сигнал. Можно представить, что эта операция осуществляется импульсным элементом, основным параметром которого является период повторения импульса, или интервал (шаг) квантования по времени. Интервал квантования обычно бывает постоянным, но в общем случае может быть и переменным.

Выбор интервала квантования по времени ведется в соответствии с теоремой Котельникова — Шеннона. Сигнал $x(t)$ с ограниченным спектром от 0 до f_0 полностью определяется последовательностью дискретных значений, разделенных интервалом $T_0 = \frac{1}{2f_0}$, где T_0 — интервал квантования сигнала по времени. Другими словами, интервал квантования по времени должен быть меньше или равен половине периода гармоники наивысшей частоты f_0 , содержащейся в непрерывном сигнале:

$$T_0 \leq \frac{1}{2f_0}.$$

Для обеспечения наилучшего протекания динамических процессов желательно, чтобы T_0 был как можно меньше, а для загрузки БЦВМ желательно сделать этот интервал как можно больше.

Если, например, должны быть просчитаны m алгоритмов и время счета каждого определяется величиной τ_l ($l=1, 2, \dots, m$), то $T_0 > \sum_{l=1}^m \tau_l$,

т. е. интервал должен быть больше суммарного одноразового счета всех алгоритмов.

Квантование по уровню состоит в замене непрерывно меняющегося значения сигнала ближайшими к нему разрешенными фиксированными значениями. Интервал квантования по уровню, или квант преобразованной функции, зависит от разрядности аналого-цифровых преобразователей (АЦП), БЦВМ и цифроаналоговых преобразователей (ЦАП).

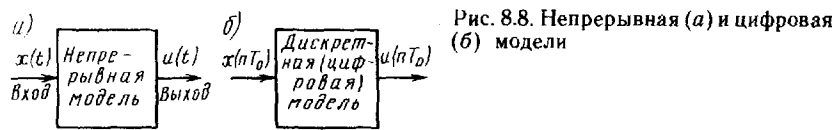


Рис. 8.8. Непрерывная (а) и цифровая (б) модели

При квантовании по уровню весь диапазон изменения какой-либо переменной величины x разбивается на N равных интервалов. Число N связано с разрядностью АЦП так:

$$N=2^n,$$

где n — число разрядов АЦП.

Интервал квантования по уровню

$$q=(x_{\max}-x_{\min})/N,$$

где x_{\max} и x_{\min} — максимальное и минимальное значения переменной x .

Разрядность БЦВМ для обеспечения заданной точности вычислений обычно принимается равной или большей, чем разрядность АЦП. В замкнутой системе управления число разрядов ЦАП обычно бывает меньше, чем число разрядов АЦП, так как он установлен в канале ошибки. При малом числе разрядов n АЦП делает систему управления с БЦВМ нелинейной. Однако часто квантованием по уровню пренебрегают. В этом случае цифровые автоматические системы сводятся к импульсным системам с амплитудной модуляцией.

Теория линейных импульсных систем разработана достаточно подробно и успешно может быть применена для анализа цифровых систем управления полетом. Следует подчеркнуть, что исследование динамических процессов в цифровых системах связано с анализом уравнений в конечных разностях.

Дискретный алгоритм (закон) управления реализуется в цифровом вычислительном устройстве, которое преобразует дискретную функцию дискретного времени, поступающую на вход, в соответствующую дискретную функцию дискретного времени на выходе. Поэтому алгоритмы (законы) управления, реализуемые в БЦВМ, могут быть представлены в виде разностных уравнений. Объект управления — ВС вместе с датчиками и исполнительными

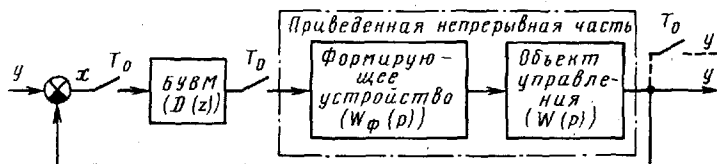


Рис. 8.9. Упрощенная структурная схема цифровой системы

механизмами — описывается системой обычных дифференциальных уравнений. При заданном интервале квантования по времени переход к дискретной математической модели в форме разностных уравнений по известной непрерывной модели связан с определенными трудностями. Чтобы оценить их, рассмотрим простейший пример такого перехода.

Пусть непрерывная модель задана в виде линейного дифференциального уравнения первого порядка (рис. 8.8, а):

$$T \frac{du}{dt} + u = x \text{ или } u = x - T \frac{du}{dt}.$$

Для перехода к дискретной (цифровой) модели (рис. 8.8, б) необходимо определить

$$u(nT_0) = x(nT_0) - T \frac{du}{dt},$$

$$\text{где } T \frac{du}{dt} \approx T \frac{u(nT_0) - u[(n-1)T_0]}{T_0}.$$

Тогда

$$u(nT_0) = X(nT_0) - \frac{T}{T_0} u(nT_0) - \frac{T}{T_0} u[(n-1)T_0].$$

Следовательно, в дискретной (цифровой) модели (рис. 8.8, б) выходная величина $u(nT_0)$ по известной входной величине $x(nT_0)$ вычисляется в соответствии с рекуррентным соотношением вида

$$u(nT_0) = \frac{T_0}{T_0 + T} \left\{ x(nT_0) - \frac{T}{T_0} u[(n-1)T_0] \right\},$$

которое и является разностным уравнением. В общем случае для линейного уравнения k -го порядка рекуррентное соотношение можно представить в виде

$$u(nT_0) = \sum_{i=0}^{i=k} a_i x(n-i)T_0 + \sum_{j=k}^{j=k} b_j u(n-j)T_0. \quad (8.11)$$

Общий вид линейных алгоритмов (законов) управления, реализуемых в цифровых системах управления полетом, подобен выражению (8.11).

Более общий случай исследования динамики цифровой системы управления при учете квантования по времени рассмотрим применительно к структурной схеме рис. 8.9. Оговоренные ранее упрощения приводят к импульсной системе с амплитудно-импульсной модуляцией (АИМ) и дискретной (цифровой) коррекцией. Импульсный элемент, осуществляющий квантование сигналов по

времени, изображен в виде ключа, который замыкается с периодом T_0 в моменты времени $(T_0, 2T_0, 3T_0, \dots)$. Хотя на выходе системы сигнал и непрерывен, будем рассматривать его только в те же отдельные дискретные моменты времени nT_0 , когда $n = 0, 1, 2, \dots$. Это значительно упрощает исследование динамики таких систем, так как позволяет описывать их разрывными уравнениями.

Подобно тому как применение преобразования Лапласа к дифференциальным уравнениям облегчило анализ непрерывных систем, так для дискретных (импульсных) систем был разработан ряд специальных преобразований. Наибольшее распространение получили z -преобразование и дискретное преобразование Лапласа.

z -преобразованием функции $y(nT_0)$ называется функция комплексного аргумента $Y(z)$, определяемая как

$$Y(z) = Z\{y(nT_0)\} = \sum_{n=0}^{\infty} y(nT_0)z^{-n}. \quad (8.12)$$

Когда бесконечный ряд в правой части выражения (8.12) сходится, функцию $y(nT_0)$ называют оригиналом, а функцию $Y(z)$ — изображением функции $y(nT_0)$.

z -преобразование является аналогом преобразования Лапласа непрерывной функции $y(t)$ при $z = e^{pT_0}$:

$$Y(p) = \int_0^{\infty} y(t)e^{-pt} dt.$$

Величину $W(z)$, равную отношению z -преобразования выходной величины к z -преобразованию входной величины по аналогии с непрерывными системами, называют дискретной передаточной функцией:

$$W(z) = Z\{\omega(nT_0)\} = \sum_{n=0}^{\infty} \omega(nT_0)z^n, \quad (8.13)$$

где $\omega(nT_0)$ — функция веса системы.

Так как изображение по Лапласу функции веса равно передаточной функции непрерывной части, т. е. $L\{\omega(t)\} = W(p)$, часто применяют формальную запись вида

$$W(z) = Z\{W(p)\}. \quad (8.14)$$

Если $W(p) = W_1(p)W_2(p)$, то для обозначения соответствующей дискретной передаточной функции используют сокращенную запись

$$W(z) = Z\{W(p)\} = Z\{W_1(p)W_2(p)\} = W_1W_2(z). \quad (8.15)$$

Оригинал	Преобразование Лапласа	z -преобразование
$1(t)$	$\frac{1}{p}$	$\frac{z}{z-1}$
t	$\frac{1}{p^2}$	$\frac{T_0 z}{(z-1)^2}$
$\frac{1}{2}t^2$	$\frac{1}{p^3}$	$\frac{T_0^2 z(z+1)}{2(z-1)^3}$
e^{-at}	$\frac{1}{p+a}$	$\frac{z}{z-d}; d=e^{-aT_0}$
$1-e^{-at}$	$\frac{1}{p(p+a)}$	$\frac{(1-d)z}{(z-1)(z-d)}$
$e^{-at}\sin\beta t$	$\frac{\beta}{(p+a)^2 + \beta^2}$	$\frac{z d \sin\beta T_0}{z^2 - 2z d \cos\beta T_0 + d^2}$
$e^{-at}\cos\beta t$	$\frac{p+a}{(p+a)^2 + \beta^2}$	$\frac{z^2 - z d \cos\beta T_0}{z^2 - 2z d \cos\beta T_0 + d^2}$

Следует иметь в виду, что

$$W_1 W_2(z) \neq W_1(z) W_2(z),$$

где $W_1(z) = Z\{W_1(p)\}$;

$$W_2(z) = Z\{W_2(p)\}.$$

Результирующая дискретная передаточная функция равняется произведению дискретных передаточных функций исходных звеньев в том случае, если они разделены импульсным элементом. Таким образом, вычисление дискретной передаточной функции непрерывных звеньев должно выполняться для всей непрерывной части в целом при помощи выражений (8.12) ... (8.15) и специальных таблиц (табл. 8.1) z -преобразования.

В более сложных случаях передаточную функцию $W(p)$ приходится разлагать на простые дроби и представлять ее в виде суммы.

Передаточная функция формирующего устройства $W_\Phi(p)$ может быть определена по известной функции веса $\omega_\Phi(t)$, являющейся реакцией формирующего устройства на дельта-функцию $\delta(t)$. Так, если реакция имеет вид прямоугольного импульса длительностью T_0 , то

$$\omega_\Phi(t) = 1(t) - 1(t - T_0);$$

$$W_\Phi(p) = L\{\omega_\Phi(t)\} = \int_0^{\infty} \omega_\Phi(t)e^{-pt} dt = \frac{1}{p} - \frac{1}{p} e^{-pT_0} = \frac{1 - e^{-pT_0}}{p}. \quad (8.16)$$

Такое формирующее устройство широко применяется и называется также фиксирующим, или запоминающим, устройством или экстраполятором нулевого порядка.

Передаточную функцию (8.16) относят к непрерывной части системы и называют приведенной непрерывной частью (ПНЧ).

Дискретная передаточная функция ПНЧ

$$W(z) = Z\{W_\phi(p)W(p)\} = Z\left\{\frac{W(p)}{p} - \frac{W(p)}{p}e^{-pT_0}\right\} = \\ = Z\left\{\frac{W(p)}{p}\right\} - z^{-1}Z\left\{\frac{W(p)}{p}\right\} = \frac{z-1}{z}Z\left\{\frac{W(p)}{p}\right\}. \quad (8.17)$$

В качестве примера найдем дискретную передаточную функцию ВС при движении по крену с экстраполятором нулевого порядка:

$$W(p) = \frac{k_y^{\delta_3}}{p(T_\gamma p + 1)}$$

Согласно формуле (8.17)

$$W(z) = \frac{z-1}{z}Z\left\{\frac{k_y^{\delta_3}}{p^2(T_\gamma p + 1)}\right\}.$$

Разложим $W(p)/p$ на простейшие дроби и получим

$$\frac{W(p)}{p} = \frac{k_y^{\delta_3}}{p^2(T_\gamma p + 1)} = k_y^{\delta_3} \left(-\frac{T_\gamma}{p} + \frac{1}{p^2} + \frac{T_\gamma}{p + \frac{1}{T_\gamma}} \right).$$

В правой части этого выражения z -преобразования каждого слагаемого легко можно определить, воспользовавшись табл. 8.1:

$$W(z) = \frac{z-1}{z} k_y^{\delta_3} \left[-\frac{T_\gamma z}{z-1} + \frac{T_0 z}{(z-1)^2} + \frac{T_\gamma z}{z-d} \right] = \\ = k_y^{\delta_3} T_0 \frac{[1 - \eta(1-d)z + \eta(1-d) - d]}{z^2 - (1+d)z + d},$$

где $d = e^{-T_0/T_\gamma}$, $\eta = T_\gamma/T_0$.

По известной дискретной передаточной функции можно построить частотные характеристики. Для этого следует произвести подстановку:

$$z = e^{j\omega T_0} = \cos\omega T_0 + j\sin\omega T_0,$$

$$\text{т. е. } W(e^{j\omega T_0}) = A^*(\omega)e^{j\varphi^*(\omega)} = U^*(\omega) + jV^*(\omega),$$

где $A^*(\omega) = |W(e^{j\omega T_0})|$ — амплитудная частотная характеристика дискретной цепи; $\varphi^*(\omega) = \arg W(e^{j\omega T_0})$ — фазовая частотная характеристика; $U^*(\omega) = \operatorname{Re} W(e^{j\omega T_0})$ — вещественная частотная характеристика; $V^*(\omega) = \operatorname{Im} W(e^{j\omega T_0})$ — мнимая частотная характеристика.

Так как

$$e^{j\omega T_0} = e^{j(\omega + \frac{2\pi}{T_0})T_0}$$

(эта функция является периодической функцией частоты), частотные характеристики дискретных звеньев и систем могут быть построены для любого интервала значений ω , длина которого равна $2\pi/T_0$. Интервалу $-\pi/T_0 \leq \omega \leq \pi/T_0$ соответствует изменение частоты в пределах $-\infty \leq \omega \leq +\infty$ для непрерывных систем. Обычно рассматривают диапазон частот $0 \leq \omega \leq \pi/T_0$. Передаточная функция всей разомкнутой системы (см. рис. 8.9)

$$\frac{Y(z)}{X(z)} = D(z)W(z),$$

где $D(z)$ — передаточная функция БЦВМ, выполняющей дискретную коррекцию.

По аналогии с непрерывными системами передаточная функция замкнутой системы

$$\frac{Y(z)}{G(z)} = \Phi(z) = \frac{D(z)W(z)}{1 + D(z)W(z)} \quad (8.18)$$

и передаточная функция по ошибке

$$\frac{X(z)}{G(z)} = \Phi_s(z) = \frac{1}{1 + D(z)W(z)}. \quad (8.19)$$

Единственным ограничением применимости формул (8.18) и (8.19) является требование равенства нулю функции веса непрерывной части при $t=0$, так как $\omega(0)=0$. Это условие выполняется в том случае, когда степень числителя передаточной функции разомкнутой системы $W(p)$ меньше степени ее знаменателя на единицу и более. Практически оно выполняется во всех случаях, так как ни одна реальная система не обладает мгновенной реакцией и всегда можно считать, что $\omega(0)=0$.

Как и для систем непрерывного действия, необходимым условием устойчивости импульсных систем является затухание переходных процессов с течением времени. Иными словами, с течением времени nT_0 стремится к нулю переходная составляющая системы:

$$y_{\text{пер}}(nT_0) = 0 \mid_{n \rightarrow \infty}.$$

Характер переходной составляющей определяется корнями характеристического уравнения замкнутой системы. Корням, по модулю меньшим единицы, соответствуют затухающие переходные составляющие, а корням по модулю большим единицы — расходящиеся переходные составляющие.

Таким образом, условием устойчивости импульсной системы будет нахождение особых точек (полюсов) передаточной функции замкнутой системы $\Phi(z)$ внутри окружности единичного радиуса (рис. 8.10). При этом корни характеристического уравнения $1+W(z)=0$ будут ограничены по модулю: $|z|<1$. Так, например, для характеристического уравнения первого порядка $z+A=0$ условия устойчивости будут $|A|<1$.

Аналогичным образом можно показать, что для уравнения второго порядка

$$z^2 + Az + B = 0 \quad (8.20)$$

получаются три условия устойчивости:

$$\begin{cases} 1+A+B > 0; \\ 1-A+B > 0; \\ B < 1. \end{cases} \quad (8.21)$$

Для уравнений более высокого порядка исследование устойчивости усложняется. Для облегчения задачи иногда используется так называемое w -преобразование, при помощи которого окружность единичного радиуса отображается на мнимую ось комплексной плоскости w . Для преобразования используется подстановка

$$z = (1+w)/(1-w) \quad (8.22)$$

или соответственно

$$w = (z-1)/(z+1).$$

После подстановки $z = e^{j\omega T_0}$ получим

$$w = \frac{e^{j\omega T_0} - 1}{e^{j\omega T_0} + 1} = j \operatorname{tg} \frac{\omega T_0}{2} = j\nu,$$

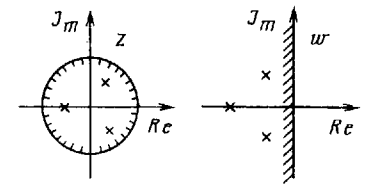
где $\nu = \operatorname{tg}(\omega T_0 / 2)$ — относительная псевдочастота.

Иногда вводится абсолютная псевдочастота

$$\lambda = \frac{2}{T_0} \operatorname{tg} \frac{\omega T_0}{2} = \frac{2\nu}{T_0}.$$

При малых частотах $\operatorname{tg}(\omega T_0 / 2) \approx 2\nu / T_0$ и псевдочастота $\lambda \approx \omega$. Поэтому при выполнении условия $\omega T_0 < 2$ можно заменить в расче-

Рис. 8.10. Определение устойчивости



тах псевдочастоту действительной частотой, что может быть использовано для расчета установившихся ошибок при гармоническом входном сигнале. Нетрудно видеть, что при изменении частоты в пределах $0 \leq \omega \leq 2\pi / T_0$ псевдочастота проходит все значения от 0 до $+\infty$. Областью устойчивости в этом случае оказывается вся левая полуплоскость w (см. рис. 8.10). Поэтому для w -передаточной функции могут использоваться обычные критерии устойчивости, справедливые для непрерывных систем.

В качестве примера рассмотрим характеристическое уравнение второго порядка (8.20). При помощи подстановки (8.22) оно преобразуется к виду $(1-A+B)\omega^2 + 2(1-B)\omega + 1 + A + B = 0$.

На основании алгебраического критерия устойчивости условие устойчивости для уравнения второго порядка сводится к требованию положительности всех коэффициентов. Отсюда получаем условия (8.21). Применение w -преобразования приводит передаточную функцию разомкнутой системы к виду, удобному для использования логарифмических частотных характеристик.

Для определения устойчивости замкнутой импульсной системы возможно использование критерия Найквиста. Для этой цели можно применять передаточную функцию разомкнутой системы, полученную как на основе w -преобразования, так и на основе z -преобразования. Качество импульсной системы регулирования может оцениваться построением кривой переходного процесса, что при использовании z -преобразования сравнительно просто, а также при помощи различных критериев качества.

Управляющий сигнал, вырабатываемый цифровой машиной (рис. 8.11), при использовании линейных законов управления в общем случае может быть функцией возмущающего воздействия v , сигнала рассогласования x и сигнала, соответствующего состоянию управляемого объекта y , т. е.

$$U(z) = D(z)X(z) + \varphi(z)V(z) + \psi(z)Y(z),$$

где $D(z)$, $\varphi(z)$ и $\psi(z)$ — дискретные передаточные функции, имеющие достаточно произвольный вид, ограничиваемый условиями физической реализуемости.

При дискретном управлении, когда реализация управляющего сигнала $U(z)$ осуществляется ЦВМ и на функцию $D(z)$ в связи с этим накладываются лишь условия физической осуществимости, формирование функции $\psi(z)$ необязательно для получения требуемых ди-

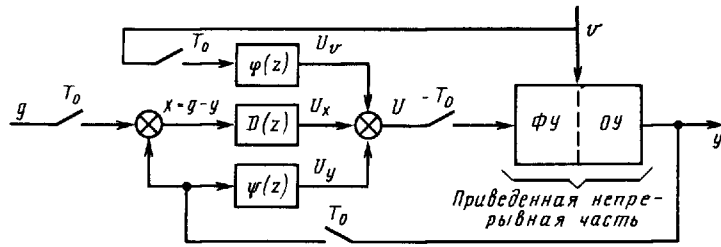


Рис. 8.11. Структурная схема с линейным законом управления

намических качеств. Сигналы $\varphi(z)V(z)$ вводятся же в закон управления обычно в тех случаях, когда используют метод комбинированного управления для обеспечения условий инвариантности системы по отношению к возмущающему воздействию v . Поэтому можно считать, что в подавляющем большинстве случаев управляющий сигнал, вырабатываемый ЦВМ, формируется в виде $U(z)=D(z)X(z)$.

Передаточную функцию дискретного корректирующего устройства можно называть передаточной функцией ЦВМ. Цифровая вычислительная машина преобразует входную последовательность чисел $x(n)$ в выходную $u(n)$ в соответствии с программой вычислений, представляющей собой алгоритм управления.

Широкий класс линейных алгоритмов может быть описан разностным уравнением вида

$$u(n) = a_0x(n) + a_1x(n-1) + a_2x(n-2) + \dots + a_mx(n-m) - b_1u(n-1) - b_2u(n-2) - \dots - b_iu(n-i), \quad (8.23)$$

где m — число запоминаемых значений величины, поступающей на вход ЦВМ; i — число запоминаемых значений выходного сигнала ЦВМ.

Уравнение (8.23) можно записать в сокращенной форме:

$$u(n) = \sum_{v=0}^m a_v x(n-v) - \sum_{v=1}^i b_v u(n-v).$$

Перейдем теперь при помощи z -преобразования к передаточной функции цифровой машины

$$D(z) = \frac{U(z)}{X(z)} = \frac{a_0 + a_1z^{-1} + \dots + a_mz^{-m}}{1 + b_1z^{-1} + \dots + b_iz^{-i}}.$$

Таким образом, в общем случае передаточная функция ЦВМ представляет собой рациональную дробь относительно z . При помощи ЦВМ (дискретного корректирующего устройства) легко могут быть реализованы все известные законы управления.

Из всего многообразия возможных дискретных корректирующих устройств остановимся на двух, одно из которых имеет передаточную функцию $D_1(z)$ и аналогично последовательному форсирующему (дифференцирующему) звену, а второе — $D_2(z)$ аналогично задерживающему (интегрирующему) звену:

$$D_1(z) = \frac{z-a_1}{z} = \frac{1-a_1z^{-1}}{1}, \quad (8.24)$$

$$D_2(z) = \frac{z}{z-b_1} = \frac{1}{1-b_1z^{-1}}. \quad (8.25)$$

Разностные уравнения, соответствующие (8.24) и (8.25), имеют следующий вид:

$$u(n) = x(n) - a_1x(n-1); \quad u(n) = x(n) + b_1u(n-1).$$

Реализация этих алгоритмов (программ) на ЦВМ осуществляется достаточно просто.

Пусть передаточная функция непрерывной части системы имеет вид

$$W(p) = k/p^2.$$

Дискретная передаточная функция приведенной непрерывной части (см. табл. 8.1)

$$W(z) = \frac{z-1}{z} Z \left\{ \frac{k}{p^3} \right\} = \frac{kT_0^2(z+1)}{2(z-1)^2}.$$

Перейдем к ω -преобразованию и сделаем подстановку $\omega = j\lambda \frac{T_0}{2}$:

$$W(j\lambda) = \frac{k \left(1 - j\lambda \frac{T_0}{2} \right)}{(j\lambda)^2}. \quad (8.26)$$

На рис. 8.12 изображены логарифмические амплитудные L и фазочастотные характеристики φ , соответствующие (8.25). Из их

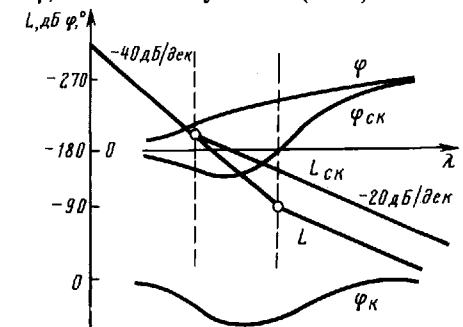


Рис. 8.12. Логарифмические частотные характеристики

анализа следует, что система неустойчива. Для обеспечения устойчивости можно использовать дискретное корректирующее устройство, соответствующее дифференцирующему звену с передаточной функцией

$$D(z) = k_k \frac{z - a_1}{z}$$

Частотная передаточная функция этого звена

$$D(j\lambda) = \frac{1 + j\tau\lambda}{1 + j\frac{T_0}{2}\lambda}$$

Тогда

$$k_k = \frac{1 + (2\tau / T_0)}{2}, \quad a_1 = \frac{(2\tau / T_0) - 1}{(2\tau / T_0) + 1}$$

Надлежащим выбором величины τ можно деформировать логарифмическую амплитудную характеристику исходной (нескорректированной) системы таким образом, чтобы в районе ее пересечения оси нуля децибел характеристика имела бы наклон 20 дБ/дек и при этом обеспечивался бы достаточный запас устойчивости по фазе.

На рис. 8.12 через L_{ck} и φ_{ck} обозначены частотные характеристики скорректированной системы. L_k и φ_k частотные характеристики дискретного корректирующего устройства легко могут быть получены путем вычитания L и φ из L_{ck} и φ_{ck} соответственно.

Таким образом, исследование цифровых систем во многих отношениях проводится аналогично анализу систем непрерывного действия. Наиболее полная аналогия проявляется при использовании ω -преобразования. Однако с усложнением вида непрерывной части системы расчеты становятся слишком громоздкими.

Большое место в исследовании систем цифрового управления ВС отводится методам математического цифрового и полунатурного цифроаналогового моделирования. Математическое и полунатурное моделирование позволяют варьировать такие параметры системы, задавать такие возмущения, с которыми затруднительно или вообще невозможно экспериментировать в реальных условиях полета из-за невозможного несоблюдения условий безопасности. Большую ценность имеют методы полунатурного моделирования в реальном масштабе времени процессов директорного (полуавтоматического) управления при включении в замкнутый контур человека-оператора.

Глава 9

АНАЛОГОВЫЕ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОЛОТОМ

9.1. Общие сведения

Современные аналоговые САУ предназначены для повышения эффективности использования воздушного судна, облегчения работы экипажа, обеспечения высокого уровня регулярности и безопасности полетов на всех этапах полета от взлета до посадки в нормальных и сложных метеорологических условиях. Большинство бортовых САУ обеспечивает:

- улучшение характеристик устойчивости и управляемости самолета;
- автоматическую стабилизацию углового положения самолета относительно трех основных осей;
- автоматическую стабилизацию барометрической высоты, приборной скорости полета и числа M ;
- автоматическое управление по курсу, крену и тангажу;
- автоматическое и полуавтоматическое управление в режиме захода на посадку до высоты принятия решения;
- автоматическое управление при уходе на 2-й круг;
- автоматическое управление приборной скоростью при помощи изменения тяги двигателей;
- автоматический предполетный и полетный контроль оборудования;
- индикацию основных пилотажно-навигационных параметров и различного рода предупредительную сигнализацию.

Современным отечественным аналоговым бортовым САУ 20...25 лет. Их появление обычно связывают с созданием бортовой системы управления заходом на посадку БСУ-ЗП, которая устанавливалась на самолетах Ил-18, Ту-124, Ту-134. В состав БСУ-ЗП входили: пилотажно-навигационная система "Путь-4 МПА", автопилот АП-6ЕМ-ЗП и автомат триммирования АТ-2.

Задачи, которые можно было решать при помощи БСУ-ЗП, условно разделялись на три группы.

Автопилот обеспечивал стабилизацию трех угловых координат относительно центра масс и стабилизацию заданной барометрической высоты, а также выполнение координированных разворотов, набора высоты и снижения.

Система "Путь-4 МПА" осуществляла автоматическое и директорное управление ВС в режимах захода на посадку при помощи РТС СП-50М или ILS, начиная с 4-го разворота до высоты 60 м, и стабилизацию траекторного движения, задаваемых РТС РСБН-2С и VOR. Кроме того, система давала совмещенную индикацию основ-

ных параметров положения ВС в пространстве и команд на управление ВС, а также выдавала информацию о неисправности системы "Путь-4 МПА", РТС навигации и посадки. Автомат триммирования служил для автоматического триммирования руля высоты при включенном продольном канале автопилота и индикации усилий в тягах управления рулем высоты.

В целом БСУ-ЗП обеспечивала заход на посадку по I категории ИКАО. Масса комплекта БСУ-ЗП составляла 160 кг.

Опыт эксплуатации этой системы позволил разработать более совершенные системы: АБСУ-154 (Ту-154), САУ-1Т (Ил-62), АБСУ-134 (Ту-134), САУ-42 (Як-42), САУ-1Т-2-86 (Ил-86), САУ-28 (Ан-28) и др. В принципиальном плане все эти системы имеют много общего. Компоновка их в виде отдельных функциональных подсистем (модулей) позволяет осуществлять их совершенствование. Так, к настоящему времени перечисленные бортовые системы, имеющие в своем составе устройства (подсистемы) автоматизации ухода на 2-й круг, дают возможность эксплуатировать воздушные суда по II категории ИКАО. Дополнение их устройствами (подсистемами) автоматического выравнивания открывает возможность их эксплуатации, естественно при наличии соответствующих наземных посадочных средств, по категории IIIА ИКАО. Системы имеют высокую надежность, сохраняют работоспособность при отказе и возможность безопасного завершения полета при втором одноименном отказе.

9.2. Система АБСУ-154

Прежде чем перейти к более детальному рассмотрению одной из самых распространенных аналоговых систем АБСУ-154, кратко остановимся на пилотажно-навигационном комплексе самолета Ту-154*. Комплекс как техническая система представляет собой совокупность устройств сбора и обработки информации, а также устройств формирования и исполнения команд управления полетом. Деление ПНК на навигационную и пилотажную части условно и объясняется прежде всего различием сложившихся подходов к разработке и проектированию отдельных частей комплекса. Такое разделение затрудняет рассмотрение процесса управления при решении общей задачи навигации как единого целого, однако является плодотворным и необходимым при изучении состава аппаратуры и алгоритмов обработки информации в ПНК.

Навигационный комплекс или, точнее, автоматизированный навигационный комплекс определяют как совокупность специализированного вычислителя, датчиков и систем отображения навигационной информации для автоматизированного решения ос-

новной навигационной задачи при полете по маршруту, а именно вывода самолета в заданную точку по желаемой пространственно-временной траектории. Навигационный комплекс самолета Ту-154 обеспечивает автоматизированное самолетовождение по участкам маршрута при ручном программировании каждого последующего участка.

Пилотажный комплекс или автоматизированный пилотажный комплекс — это совокупность специализированного вычислителя, датчиков и систем отображения информации, предназначенная для формирования и исполнения команд управления на маршруте по данным НК и автономно при полете вблизи земли (взлет, посадка, уход на 2-й круг и т. д.). Пилотажный комплекс самолета Ту-154 обеспечивает автоматическое и полуавтоматическое (директорное) управление при следовании по участкам маршрута по сигналам НК и при заходе на посадку по сигналам навигационно-посадочной системы КУРС-МП-2. Кроме того, ПК включает в себя системы устойчивости и управляемости самолета и систему автоматического управления тягой двигателей.

Упрощенная структура ПНК-154 представлена на рис. 9.1. Системы *ТКС*, *ДИСС*, *СВС* являются основными датчиками навигационной информации и совместно с системой РСБН и навигационным вычислителем НВУ-БЗ обеспечивают автоматическое счисление места самолета в частноортодромической системе координат и его коррекцию относительно наземных радиомаяков РСБН. Остальные системы и приборы навигационной части ПНК служат для определения и представления различных навигационных параметров экипажу и выдачи их в пилотажный комплекс для формирования команд управления.

Навигационно-посадочная система КУРС-МП2 — основной датчик информации на этапе захода на посадку. Измеряемые при этом угловые отклонения самолета от траектории посадки выдаются непосредственно в пилотажный комплекс и позволяют осуществлять автоматический или полуавтоматический режим управления самолетом на данном этапе полета. Кроме того, совместно с аппаратурой *СД* система КУРС-МП2 позволяет определять полярные координаты самолета относительно радиомаяков *VOR* и *DME*.

Радиоконпас *АРК* служит для измерения курсовых углов приводных радиомаяков. Информацию о вертикальной скорости, барометрической и истинной высоте полета экипаж получает от вариометров *ВАР* и высотометров *ВМ* и *РВ*. Воздушная скорость индицируется указателями скорости *КУС*. Бортовая радиолокационная станция (*БРЛС*) служит автономным средством определения курсовых углов радиолокационных ориентиров.

Ядром пилотажной части комплекса является автоматическая бортовая система управления АБСУ-154, формирующая на основе получаемой от НК информации команды управления самолетом в различных режимах полета.

* ПНК самолета Ту-154 часто также называют навигационно-пилотажным комплексом (НПК).

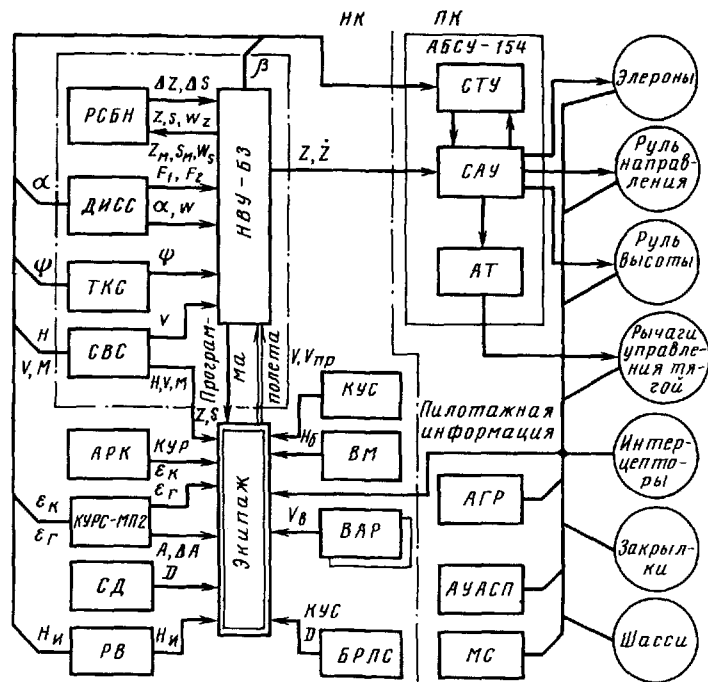


Рис. 9.1. Упрощенная структурная схема ПНК-154

Функции АБСУ-154 выполняются тремя системами: траекторного управления, которая формирует сигналы управления и командные сигналы при полете по маршруту (по данным НВУ-Б3) и на этапах захода на посадку и ухода на 2-й круг (по данным КУРС-МП2);

автоматического управления, которая обеспечивает необходимые характеристики устойчивости и управляемости, а также стабилизацию и управление угловым положением самолета и исполняет команды управления, воздействуя через приводы на органы управления самолетом;

автоматом тяги, предназначенным для стабилизации и управления приборной скоростью полета.

Масса системы АБСУ-154 равна 280 кг.

В АБСУ-154 входит также ряд приборов и систем, контролирующих пилотажный режим полета: по числу M — указатель числа M типа МС, перегрузкам и углу атаки — АУАСП. Пространственное положение самолета контролируется с помощью авиагоризонта АГР, а также пилотажных командных приборов ПКП-1, входящих в состав СТУ, и курсовой системы ТКС. Размещение аппаратуры АБСУ на самолете Ту-154 показано на рис. 9.2. Принцип размещения сводится к следующему.

Сигнализация допустимых отклонений при заходе на посадку, отказа системы захода на посадку, высоты принятия решения и режима штурвального управления, а также индикация пилотажно-навигационных параметров, управления отключением САУ и уходом на 2-й круг должны быть дублированы.

В соответствии с этим положением, соответствующие сигнализаторы и бленкеры располагаются на приборных досках правого и левого пилота, а пилотажно-командные, навигационно-плановые приборы и указатель скорости дублируются. Кнопки быстрого отключения САУ и режима "Уход" выносятся на штурвал. В центре приборной доски размещается табло, сигнализирующее об отказах отдельных подсистем (продольного и бокового каналов, автомата тяги, подсистемы захода на посадку и т. п.). На этом же табло размещается индикатор положения органов управления (рулей). Управление режимами устанавливается на пульте управления двигателем так, чтобы был возможен легкий доступ к кнопкам управления как левому, так и правому пилоту. Кнопки отключения автомата тяги, как правило, располагаются на РУД. Такое размещение кнопок отключения АТ дает возможность простого вмешательства в управление двигателем.

Необходимость отдельной индикации особенно наглядна при переходе с одной заданной линии пути на другую. В этом случае на

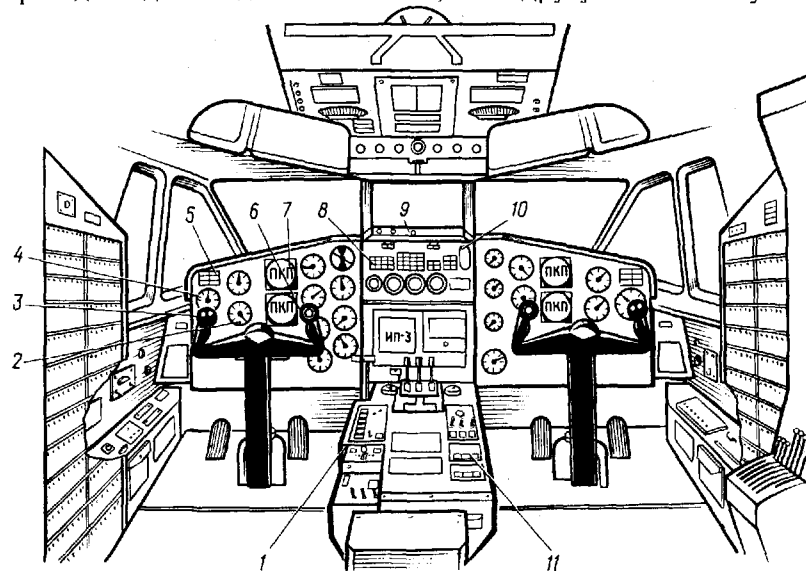


Рис. 9.2. Размещение аппаратуры АБСУ-154 на самолете: 1 — пульт выбора навигационных режимов; 2 — пилотажно-навигационный прибор; 3 — загрузчик руля высоты (управления); 4 — указатель скорости с индексом; 5 — пульт сигнализации посадки; 6 — кнопка отключения автоматического управления; 7 — пилотажно-командный прибор; 8 — пульт сигнализации АБСУ; 9 — включение АБСУ; 10 — индикатор положения рулей; 11 — пульт управления автомата тяги

ПНП левого пилота индицируется текущее отклонение от заданной линии пути следования, а у правого на ПНП отображается отклонение от последующей линии пути.

Управление гидропитанием АБСУ и поиск неисправностей АБСУ возлагаются на бортинженера. Для этого у него имеется табло, сигнализирующее о неисправности рулевых агрегатов, и соответствующие выключатели гидропитания. Пульт поиска неисправностей, который позволяет определить при отказе неисправный блок, также располагается у бортинженера.

Большое число параметров, вводимых одновременно (курс посадки, заданный угол разворота, заданная скорость), вызывает необходимость усложнения системы ввода. Для этой цели существуют различные дистанционные устройства ввода, использующие, как правило, следящие системы. Таковы системы ввода заданной скорости, заданного курса, путевого угла и т. п. Дистанционные системы позволяют компоновать систему ввода исходных данных в одном месте — на специальном пульте, что позволяет значительно упростить работу членов экипажа.

Поскольку управление самолетом разделяется на управление относительно центра тяжести и управление траекторией полета, первичная информация может быть разделена на пилотажную и навигационную и индицируется на двух приборах — пилотажно-командном (ПКП) и навигационно-плановом (ПНП). При управлении относительно центра тяжести используется пилотажная информация — крен, тангаж и команды управления в вертикальной и горизонтальной плоскостях. Для управления траекторией полета используется навигационная информация (курс, угол сноса, отклонение от заданной линии пути, курсовой угол радиостанции, дальность и т. п.). ПКП размещается в центре приборной доски у левого и правого пилотов и является основным прибором, по которому производится пилотирование самолета. Для контроля управления самолетом рядом с ПКП размещаются вариометр, указатель скорости и высотомер.

Для управления самолетом прежде всего необходимо знать его положение в пространстве, поэтому основой ПКП является авиагоризонт (рис. 9.3, а).

Индикаторы командного управления в вертикальной и горизонтальной плоскости выполнены в виде двух перпендикулярных стрелок, перемещающихся в зависимости от команды вверх-вниз и влево-вправо.

Контроль правильности выполнения маневра при управлении по командным стрелкам осуществляется по индикаторам отклонения от заданной траектории, расположенным внизу (горизонтальное отклонение) и справа (вертикальное отклонение).

Контроль за отклонением от заданной скорости осуществляется по индикатору отклонения скорости, размещенному в левой части прибора. Для определения скольжения там же имеется указатель

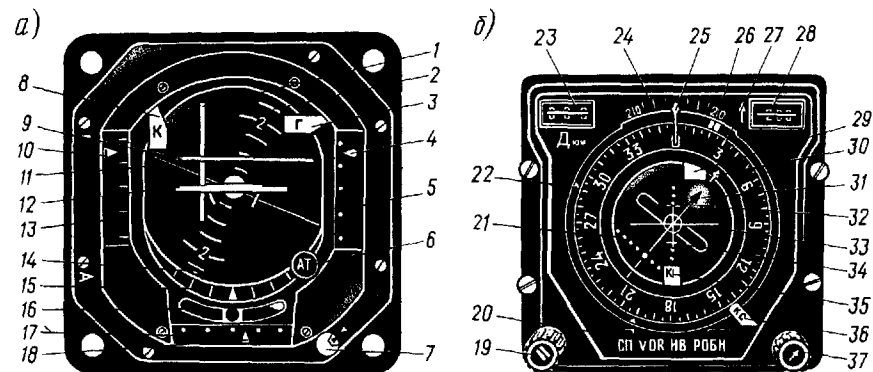


Рис. 9.3. Пилотажно-командный (а) и пилотажно-навигационный (б) приборы: 1 — командная планка управления курсом; 2 — шкала тангажа; 3 — бленкер отказа канала управления глиссадой; 4, 10, 14, 18 — индексы; 5 — шкала отклонения в вертикальной плоскости; 6 — бленкер отказа гировертикали; 7 — установка горизонта; 8 — бленкер отказа канала управления курсом; 9 — командная планка управления глиссадой; 11 — линия горизонта; 12 — силуэт самолета; 13 — шкала отклонения скорости; 15 — шкала крена; 16 — указатель скольжения; 17 — шкала отклонения в горизонтальной плоскости; 19 — задатчик курса; 20 — индикатор навигационных режимов; 21 — шкала отклонения от заданной траектории в горизонтальной плоскости; 22 — индекс разворота; 23 — счетчик дальности; 24 — шкала угла сноса; 25 — индекс указателя угла сноса; 26 — индекс заданного курса; 27 — подвижная шкала текущего курса; 28 — счетчик заданного путевого угла; 29 — бленкер отказа радиоканала глиссады; 30 — стрелка заданного путевого угла; 31 — планка отклонения от горизонтальной траектории; 32 — шкала отклонения от траектории в вертикальной плоскости; 33 — планка отклонения от траектории в вертикальной плоскости; 34 — подвижной силуэт самолета; 35 — бленкер отказа радиоканала курса; 36 — бленкер отказа курсовой системы; 37 — кремальера заданного путевого угла

скольжения. Достоверность получаемой информации подтверждается сигнализаторами исправности вычислительных устройств — бленкерами.

Пилотажно-навигационный прибор (ПНП) позволяет получить информацию о положении самолета относительно заданной траектории и параметрах движения в горизонтальной плоскости (рис. 9.3, б). Для определения положения самолета пилоту необходимо знать: текущий курс, заданный курс, угол сноса, заданный путевой угол. Кроме того, при полете по радиомаяку необходимо знать отклонение от заданной траектории, а при заходе на посадку — и отклонение от глиссады.

Пилот должен иметь возможность установить заданные значения курса и путевого угла. При этом индикатор должен показывать положение самолета относительно заданной траектории. Эти требования являются основными при построении пилотажно-навигационного прибора. В центре лицевой панели прибора расположен неподвижный силуэт самолета. При установке прибора на доске продольная ось силуэта соответствует продольной оси самолета. На продолжении продольной оси силуэта располагается индекс отсчета курса. В верхней части располагается шкала угла сноса, что облегчает определение текущего значения путевого угла.

Шкала курса вращающаяся и управляется следящим приводом курсовой системы. Заданное значение курса устанавливается кремальерой. Шкала заданного значения курса поворачивается относительно корпуса прибора. На этой шкале располагаются основной индекс заданного курса и еще три индекса, расположенных под углом 90° относительно друг друга. Такое построение шкалы облегчает выполнение разворота на 90° при построении "коробочки". Индикация положения самолета относительно заданной линии пути связана со шкалой заданного путевого угла.

Шкала заданного путевого угла расположена в центре лицевой панели прибора и может разворачиваться кремальерой. Со шкалой жестко связан индекс, острие которого может быть установлено на заданное значение путевого угла, отсчитываемое по шкале курса. Планки отклонения от заданной траектории связаны со шкалой заданного путевого угла так, что при повороте шкалы происходит и поворот планок. При полете точно по траектории планка отклонения является продолжением индекса заданного путевого угла.

Планка отклонения от заданной траектории в вертикальной плоскости перемещается перпендикулярно оси силуэта самолета. Учитывая, что приборы ПКП и ПНП дублированы и на каждом из них имеется контроль отклонения от заданной траектории, можно считать, что контроль траектории четырехкратно резервирован.

Функциональные задачи, решаемые АБСУ-154, можно сформулировать следующим образом:

обеспечение устойчивости и управляемости самолета на всех этапах полета (подсистемы штурвального управления и автоматической балансировки);

автоматическая стабилизация угловых параметров движения самолета (подсистемы стабилизации угловых координат и управления разворотом и тангажом);

автоматическая стабилизация и управление движением центра масс (подсистемы стабилизации параметров движения, управление уходом на 2-й круг);

обеспечение заданной надежности и контролеспособности (подсистемы встроенного контроля, индикации и сигнализации).

Подсистема штурвального управления. Основными параметрами, определяющими этот режим, являются параметры устойчивости и управляемости, т. е. демпфирование, и соотношение между отклонением штурвала (педалей) и отклонением соответствующей управляющей поверхности. Управление рулями и элеронами самолета Ту-154 осуществляется необратимыми бустерами, включенными дифференциально, т. е. перемещение штока бустера является суммой перемещений, создаваемых отклонением штурвала (педалей) и рулевым агрегатом (РА). Для создания "чувства управления" в проводке штурвала (педалей) установлены пружинные загружатели.

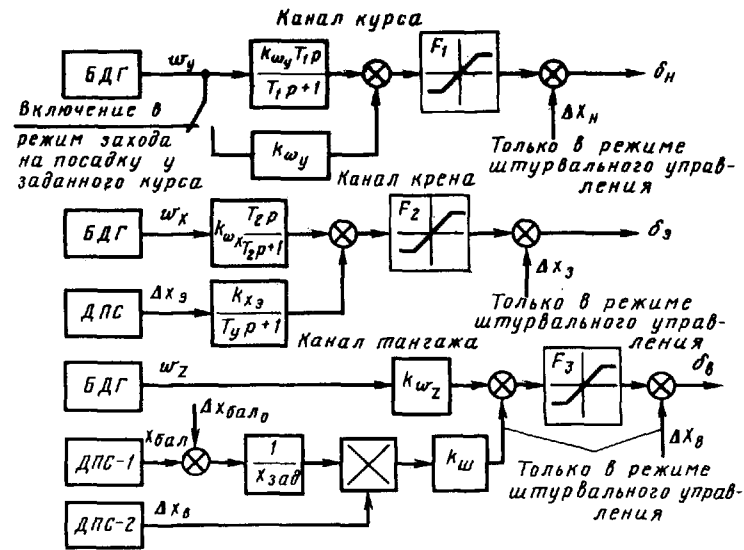


Рис. 9.4. Структурная схема штурвального управления: БДГ—блок демпфирующих гироскопов; ДПС—датчик положения

Управление ведется отдельно по каналам руля направления, элеронов и руля высоты (рис. 9.4).

В канале руля направления отклонение руля происходит в соответствии с уравнением

$$\delta_n = F_1 \left(k_{\omega_y} \frac{T_1 p}{T_1 p + 1} \omega_y \right) + \Delta x_n,$$

т. е. перемещение руля направления определяется перемещением педалей Δx_n и перемещением штока РА, характеризуемым сигналом угловой скорости ω_y (демпфер рыскания), введенным для уменьшения колебаний самолета по углу рыскания.

Дифференцирующее звено в цепи сигнала исключает прохождение постоянной составляющей угловой скорости на руль при развороте самолета.

В канале элеронов отклонение управляющих поверхностей определяется соотношением

$$\delta_z = F_2 \left(k_{\omega_x} \frac{T_2 p}{T_2 p + 1} \omega_x + k_{x_3} \frac{1}{T_3 p + 1} \Delta x_3 \right) + \Delta x_z.$$

Сигнал угловой скорости движения по крену ω_x вводится для демпфирования колебаний по крену. Большая поперечная устойчивость самолета и слабое собственное демпфирование относительно

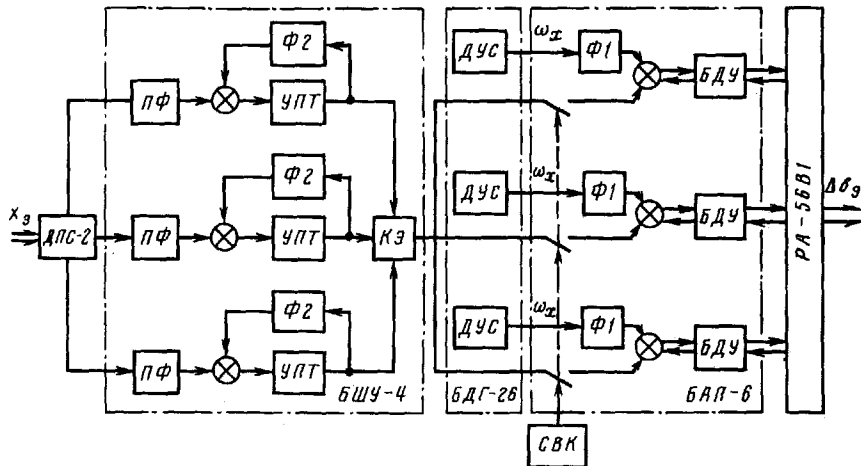


Рис. 9.5. Функциональная схема канала крена в режиме "Штурвальное управление"

продольной оси приводят к тому, что при резком отклонении элеронов угловая скорость крена вначале увеличивается, а затем уменьшается, после чего достигает значения, соответствующего отклонению элеронов. Для компенсации этого явления сигнал угловой скорости проходит через дифференцирующее звено.

Второй член управления определяет перемещение элеронов от рулевого агрегата. Плавное управление элеронами достигается введением апериодического (инерционного) звена. Третий член уравнения описывает перемещение элеронов от бустера, управляемого штурвалом.

На рис. 9.5 приведена функциональная схема канала крена в режиме "Штурвальное управление". При перемещении штурвала управляющий сигнал от встроенного датчика положения ДСП-2 формируется в блоке штурвального управления БШУ-4 по трем независимым, параллельно и одновременно работающим подканалам. С выхода фазочувствительных преобразователей ПФ сигналы постоянного тока поступают на усилители постоянного тока УПТ, на которых сформированы фильтры с передаточной функцией инерционного звена $\frac{1}{T_3 p + 1}$, а затем на кворум-элемент КЭ.

Если один из трех сигналов отличается от среднеарифметического более чем на заранее выбранное значение (при неисправности или отказе), то КЭ локализует этот сигнал. Кворум-элемент выдает сигнал отказа, который после логической обработки в системе встроенного контроля СВК и используется для сигнализации работоспособности САУ или отключения отказавшего устройства.

Исполнительным механизмом канала крена является рулевой агрегат РА-56В1, входящий в состав сервопривода СП-1Г. Сигнал с

КЭ поступает в блок автопилота БАП-6, в три блока демодуляции и усиления БДУ; сюда же поступают сигналы от трех датчиков угловой скорости ДУС, которые проходят через дифференцирующие фильтры Ф1 и сигналы обратной связи. Угол отклонения элеронов от РА-56В1 также соответствует средневыборочному значению трех управляющих сигналов, поступающих в подканалы сервопривода.

В канале руля высоты изменение скорости полета или центровки самолета вызывает изменение перемещения колонки штурвала на единицу перегрузки.

Сохранение соотношения отклонения штурвала на единицу перегрузки может быть достигнуто либо корректировкой перемещения штурвала по центровке и динамическому напору, что достаточно сложно и ненадежно, либо введением дополнительного сигнала в виде произведения величин, учитывающих отклонение штурвала (текущее и балансировочное) в процессе управления $k_{ш} k_x \Delta x_{в}$, где $k_{ш}$ — коэффициент передачи от штурвала к рулю высоты.

Заданное значение отклонения штурвала на единицу перегрузки

$$k_x = \frac{(x_{бал} - \Delta x_{бал})}{x_{зад}}$$

где $x_{бал}$ — балансировочное отклонение штурвала; $x_{зад}$ — заданное отклонение штурвала на единицу перегрузки.

Таким образом, отклонение руля высоты в режиме штурвального управления соответствует выражению

$$\delta_{в} = F_3(k_{\omega_2} \omega_2 - k_{ш} k_x \Delta x_{в}) + \Delta x_{в},$$

где F_3 — ограничение управляющего сигнала; $\delta_{в}$ — отклонение руля высоты от штурвала.

Сигнал угловой скорости ω_2 вводится для демпфирования колебаний по тангажу.

Подсистема автоматической балансировки самолета. Балансировка самолета Ту-154 в вертикальной плоскости производится автоматически. В режиме автоматического управления (рис. 9.6) изменение балансировочного положения самолета в процессе полета приводит к возникновению статической погрешности по углу тангажа, пропорциональной дисбалансу самолета. Сигнал этой погрешности через нелинейное звено с зоной нечувствительности подается

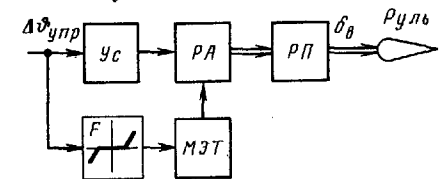


Рис. 9.6. Функциональная схема автоматической балансировки: Ус — усилитель; РА — рулевой агрегат; РП — рулевой привод

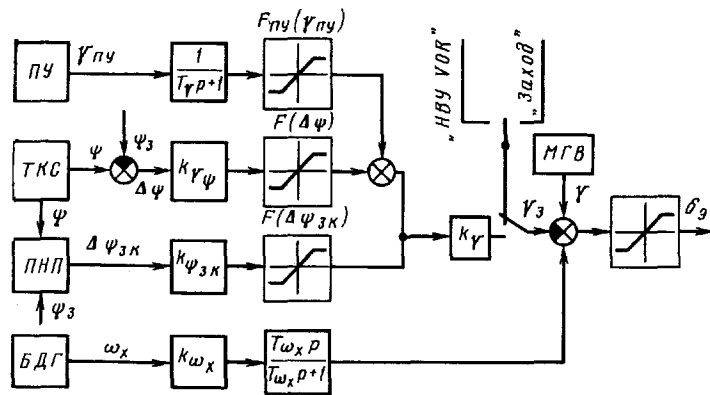


Рис. 9.7. Функциональная схема канала крена: ПУ — пульт управления; ТКС — точная курсовая система; ПНП — прибор навигационный плановый; БДГ — блок демпфирующих гироскопов; МГВ — малогабаритная гировертикаль

на двигатель механизма эффекта триммирования МЭТ, который перемещает руль высоты в сторону уменьшения рассогласования по углу тангажа.

Подсистема угловой стабилизации. В этом режиме в отличие от штурвального управления отклонение управляющих поверхностей определяется сигналами автоматической системы (рис. 9.7).

В канале крена

$$\delta_{з} = k_{\omega_x} \frac{T_{\omega_x} p}{T_{\omega_x} p + 1} \omega_x + k_{\gamma} (\gamma - \gamma_{з}),$$

где $\gamma_{з} = k_{\psi} F(\Delta\psi)$; $F(\Delta\psi)$ — ограничение сигнала отклонения от заданного курса $\Delta\psi$.

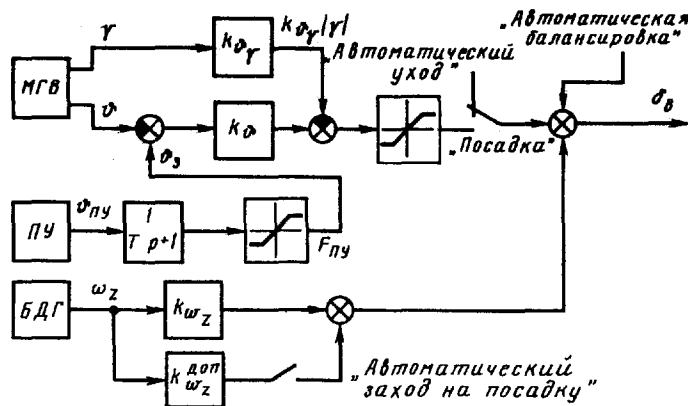


Рис. 9.8. Функциональная схема канала тангажа

На руль направления подается только демпфирующий сигнал

$$\delta_n = k_{\omega_y} \frac{T_1 p}{T_1 p + 1} \omega_y. \quad (9.1)$$

В канале тангажа (рис. 9.8) сигнал на РА формируется по соотношению

$$\delta_n = k_{\theta} \Delta\theta_{упр} - k_{\theta\gamma} |\dot{\gamma}| - k_{\omega_z} \omega_z. \quad (9.2)$$

Второй член в этом выражении соответствует введению перекрестной связи из канала крена и рассматривается как пример использования принципа регулирования по возмущению. Это позволяет компенсировать уменьшение подъемной силы, вызванное креном при развороте.

Подсистема управления разворотом и тангажом. Доворот на заданный курс и разворот выполняются при отклонении элеронов по нелинейному закону:

$$\delta_{\delta} = F_2 \left[k_{\gamma} (\gamma - A) + k_{\omega_x} \frac{T_2 p}{T_2 p + 1} \omega_x \right], \quad (9.3)$$

$$\text{где } A = \begin{cases} F(\Delta\psi_{зк}) k_{\psi_{зк}} \Delta\psi_{зк} & \text{для доворота;} \\ \frac{1}{T_{\gamma} p + 1} F_{п.у}(\gamma_{п.у}) & \text{для разворота.} \end{cases}$$

Здесь $\Delta\psi_{зк}$ угол доворота по курсу; $F_{п.у}(\gamma_{п.у})$ — ограничение сигнала с рукоятки разворота.

Набором высоты и снижением управляют с помощью рукоятки тангажа на пульте, задающей величину $\theta_{п.у}$ (см. рис. 9.8):

$$\delta_{\theta} = k_{\theta} (\theta - \theta_{з}) - k_{\theta\gamma} |\dot{\gamma}| + k_{\omega_z} \omega_z; \quad (9.4)$$

$$\theta_{з} = \frac{1}{T_{\theta} p + 1} F_{п.у}(\theta_{п.у}).$$

Инерционное звено с постоянной времени T_{θ} введено для уменьшения вертикальной перегрузки при резком повороте рукоятки.

Подсистема стабилизации параметров движения на траектории. Для выдерживания параметров траектории движения, таких как высота, скорость, число М, боковое отклонение, вводится специальная система стабилизации, использующая соответствующую первичную информацию. В горизонтальной плоскости используются сигналы бокового отклонения от заданной траектории и скорости этого отклонения (рис. 9.9). Эта информация поступает от специального навигационного вычислительного устройства НВУ. Могут быть использованы и всенаправленные радиомаяки типа VOR.

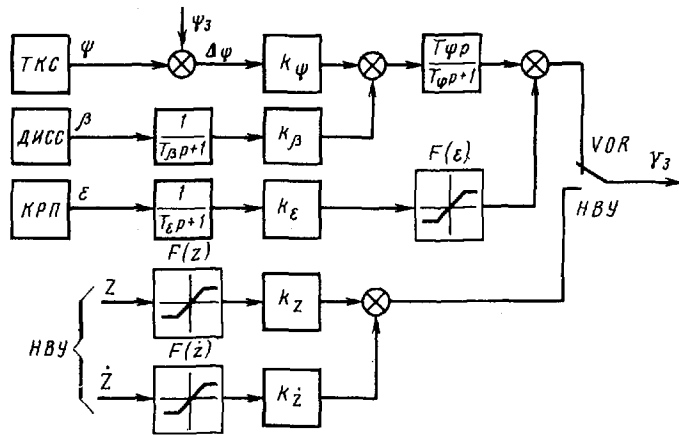


Рис. 9.9. Структурная схема управления на траектории (боковое движение)

В режиме автоматической стабилизации самолета по сигналам *НВУ* каналы курса и тангажа работают по законам управления, описываемым уравнениями (9.1) и (9.4). Канал элеронов работает в режиме, описанном уравнением (9.8). Только в этом случае заданный угол крена имеет вид:

$$\gamma_3 = -k_z F(z)z - k_z F(\dot{z})pz;$$

$$\delta_3 = F_2 \left[k_\psi (\gamma - \gamma_3) + k_{\omega x} \frac{T_2 p}{T_2 p + 1} \omega_x \right].$$

При стабилизации траектории по сигналам системы *VOR* заданный угол крена может быть представлен как

$$\gamma_3 = -F(\epsilon) \frac{k_\epsilon}{T_{\epsilon p} + 1} \epsilon + k_\psi \frac{T_{\psi p}}{T_{\psi p} + 1} \left(\Delta\psi - \frac{1}{T_{\beta p} + 1} \beta \right).$$

Усложнение формирования заданного крена при использовании сигнала ϵ вызвано необходимостью фильтрации сигналов, имеющих высокий уровень помех. При высоком уровне помех производную отклонения получить трудно, поэтому производная углового отклонения ϵ заменяется производной линейного отклонения, которая при отсутствии скольжения может быть выражена как

$$z = V(\Delta\psi - \beta),$$

где V — скорость; $\Delta\psi$ — разность между заданным и текущим курсом; β — угол сноса.

Фильтрация сигналов ϵ и β производится инерционными звеньями

$$\frac{1}{T_{\epsilon p} + 1} \quad \text{и} \quad \frac{1}{T_{\beta p} + 1}.$$

Стабилизация высоты полета осуществляется по сигналам отклонения от заданной высоты полета и его производной (рис. 9.10). Заданный сигнал по высоте, входящий в общее уравнение управления рулем высоты (9.2), имеет вид

$$\phi_3 = -F \left\{ \left[k_H + \frac{k_{HP}}{T_{HP} + 1} F(H) \frac{k_H}{p} \right] \Delta H \right\};$$

$$\delta_3 = k_\theta (\theta - \theta_3) - k_{\theta \gamma} |\gamma| + k_{\omega z} \omega_z + \frac{1}{p} F \left[k_\theta (\theta - \theta_3) - k_{\theta \gamma} |\gamma| \right]. \quad (9.5)$$

Интеграл от отклонения ΔH вводится для обеспечения астатизма по отклонению от заданной высоты полета в ограниченных функцией $F(H)$ пределах.

В *АБСУ-154* автоматическая стабилизация приборной скорости осуществляется либо регулированием тяги двигателей, либо изменением положения самолета в пространстве. В последнем случае в закон управления рулем высоты (9.3) аналогично формированию управляющего сигнала по высоте (9.5) вводится отклонение от заданной скорости и интеграл этого отклонения:

$$\phi_3 = -F \left\{ \left[\frac{k_V}{T_{VP} + 1} + k_V \frac{p}{T_{VP} + 1} + F_V \frac{k_V}{p} \right] \Delta V \right\}.$$

Управляющий сигнал стабилизации числа M формируется в виде

$$\phi_3 = -F \left\{ \left[\frac{k_M}{T_{Mp} + 1} + F(M) \frac{k_M}{p} \right] \Delta M \right\}.$$

В связи с медленным изменением числа M необходимость в использовании производной отпадает.

Подсистема управления заходом на посадку. В *АБСУ-154* подсистема управления заходом на посадку работает в директорном и автоматическом режимах.

Подсистема предназначена для выполнения захода на посадку по II категории. Поэтому в ее структуре отсутствуют сигналы, фор-

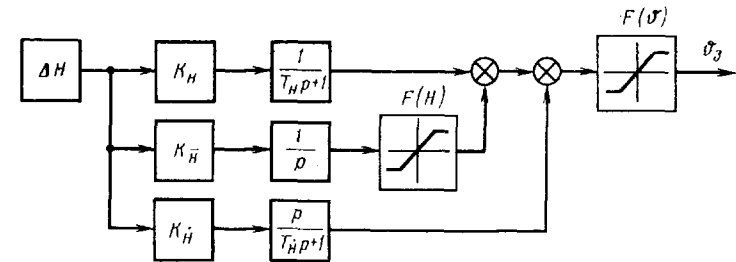


Рис. 9.10. Структурная схема управления на траектории (продольное движение)

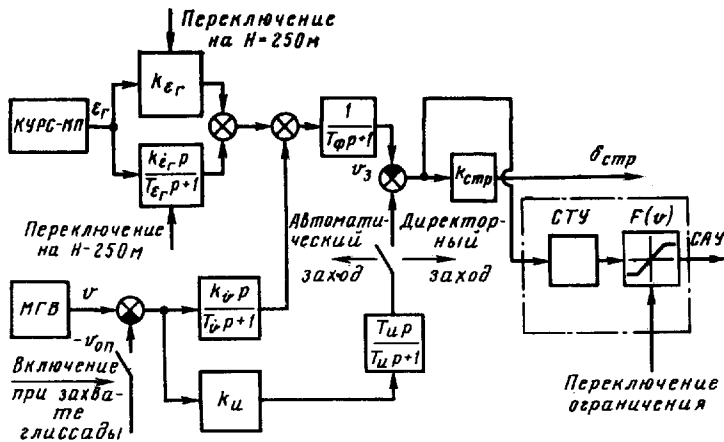


Рис. 9.11. Структурная схема управления заходом на посадку (глиссада)

мирующие траекторию выравнивания и устранения сноса при приземлении¹.

Для канала глиссады (рис. 9.11) отклонение руля высоты

$$\delta_v = k_\theta \left[\frac{T_{\kappa p}}{T_{\kappa p} + 1} (\theta - \theta_{он}) - \theta_3 \right] + k_{\omega_z} \omega_z + \frac{1}{\rho} F \left[\frac{T_{\kappa p}}{T_{\kappa p} + 1} (\theta - \theta_{он}) - \theta_3 \right],$$

$$\text{где } \theta_3 = \frac{1}{T_{\delta p} + 1} \left(k_{\epsilon_r} \epsilon_r + k_{\epsilon_r} \frac{\rho}{T_{\epsilon_r p} + 1} \epsilon_r + k_\theta \frac{\rho}{T_{\theta p} + 1} \theta \right).$$

Сигналы $k_{\omega_z} \omega(z)$ и $\frac{1}{\rho} F \left[\frac{T_{\kappa p}}{T_{\kappa p} + 1} (\theta - \theta_{он}) - \theta_3 \right]$ формируются в САУ. Опорный сигнал $\theta_{он}$ вводится для форсирования входа в глиссаду.

По мере приближения к радиомаяку коэффициенты k_{ϵ_r} и k_{ϵ_r} переключаются по сигналам радиовысотмера. Так как при ручном пилотировании балансирующее положение определяет пилот, в директорном режиме дифференцирование по тангажу и интеграл управляющего сигнала исключаются.

Заданный крен вычисляется в СТУ:

$$\gamma_3 = - \frac{F_\delta}{T_{\delta p} + 1} \times \left(F_1 k_{\epsilon_k} \epsilon_k + k_{\epsilon_k} \frac{\rho}{T_{\epsilon_k p} + 1} + k_\psi \frac{\rho}{T_{\psi p} + 1} \Delta\psi + k_\psi \Delta\psi - F_1 k_\psi \Delta\psi \right).$$

¹ Ведутся испытания с автоматом выравнивания.

Соответствующая структурная схема близка к рис. 9.9. Так как включение системы и начало 4-го разворота производится в точке, находящейся в "насыщенной" зоне КРМ, то сигнал с КРП постоянен и принимает значение ϵ_k , а его производная $\dot{\epsilon}_k$ равна нулю, поэтому для заданного крена справедливо выражение

$$\gamma_3 = - \frac{F_\delta}{T_{\delta p} + 1} \left[F_1 (k_{\epsilon_k} \epsilon_{км} - k_\psi \Delta\psi) + k_\psi \Delta\psi + k_\psi \frac{\rho}{T_{\psi p} + 1} \Delta\psi \right].$$

При начале 4-го разворота значение $\Delta\psi$ велико, отсюда

$$F_1 (k_{\epsilon_k} \epsilon_{км} - k_\psi \Delta\psi) = A = \text{const.}$$

Разворот происходит до тех пор, пока не будет выполняться соотношение $\Delta\psi_n = A / k_\psi$, определяющее курс подхода к насыщенной зоне КРМ. В насыщенной зоне $\Delta\psi$ становится малым и соответствующее выражение для заданного курса имеет вид

$$\gamma_3 = - \frac{F_\delta}{T_{\delta p} + 1} \left(k_{\epsilon_k} \epsilon_k + k_{\epsilon_k} \frac{\rho}{T_{\epsilon_k p} + 1} \epsilon_k + k_\psi \frac{\rho}{T_{\psi p} + 1} \Delta\psi \right).$$

Таким образом, управление ведется по отклонению от оси равносигнальной зоны КРМ и его производной. Введение сигнала производной отклонения по курсу $\Delta\psi$ позволяет частично компенсировать запаздывание, вызванное прохождением сигнала ϵ_k через звено с постоянной времени T_{ϵ_k} .

В связи с разбросом коэффициентов передачи вычислителя взаимная компенсация сигналов $-k_\psi \Delta\psi$ и $k_\psi \Delta\psi$ может быть неполной. Это вызовет статическую погрешность выдерживания траектории захода, поэтому на высоте 250 м оба эти сигнала отключаются. Так как дальность до КРМ меняется, изменение компенсируется переключением по сигналам высотомера коэффициентов k_{ϵ_k} и k_{ϵ_k} и постоянных времени T_{ϵ_r} и T_{ϵ_r} .

Для устранения статической погрешности, связанной с неравномерностью тяги двигателя, погрешностью МГВ, нарушением балансировки самолета, вводится интеграл от сигнала γ_3 . Это осуществляется включением положительной обратной связи на высоте 250 м.

Отличие в формировании сигнала γ_3 в автоматическом и директорном режимах состоит в том, что во втором увеличивается постоянная времени T_δ , происходит сглаживание командного сигнала и облегчает его отслеживание пилотом.

Отклонение элеронов в автоматическом режиме происходит в соответствии с выражением

$$\delta_3 = F_2 \left[k_\gamma (\gamma - \gamma_3) + k_{\omega_x} \frac{T_{2p}}{T_{2p} + 1} \omega_x \right].$$

Подсистема управления тягой двигателя. Высокая точность стабилизации скорости планирования при заходе на посадку достигается в АБСУ-154 автоматическим управлением тягой двигателя (рис. 9.12) по сигналам отклонения от заданной приборной скорости. Первичную информацию о разности между текущим и заданным значениями скоростей получают от специального указателя скорости, имеющего индекс заданной скорости *УСИ*. Заданная скорость устанавливается пилотом. Управляющий сигнал привода секторов газа формируется в соответствии с уравнением

$$p\delta_{сг} = -\frac{F(V)}{T_{\phi p} + 1} \left[k_v(V - V_3) + k_i \frac{p}{T_v p + 1} (V - V_3) \right] - \left(k_{n_x} - k_{i_x} \frac{p}{T_{i_x p} + 1} \right) (g n_x - k_{v\phi} \phi).$$

Флюктуации сигналов фильтруются инерционным звеном. Кроме сигналов отклонения от заданной скорости и его производной вводятся дополнительные сигналы перегрузки n_x , ее производной и коррекции угла тангажа, улучшающие динамические характеристики контура управления.

Подсистема ухода на 2-й круг. Режим ухода на 2-й круг самолета Ту-154 начинается с высоты принятия решения и заканчивается на высоте круга (рис. 9.13). Первый участок — участок перехода от снижения к набору высоты. По сигналу "Уход" РУД автоматически перемещаются во взлетное положение и руль высоты отклоняется на заданный угол. Под действием руля высоты самолет меняет траекторию и переходит в режим набора высоты с разгоном по скорости. При достижении высоты 100...120 м пилот убирает закрылки с 45 до 28°, причем скорость к этому моменту должна быть в пределах 260...280 км/ч.

Нижняя граница допустимой скорости определяется срывным режимом, а верхняя — прочностными характеристиками закрылков. Дальнейший разгон производится до скорости 320 км/ч, на

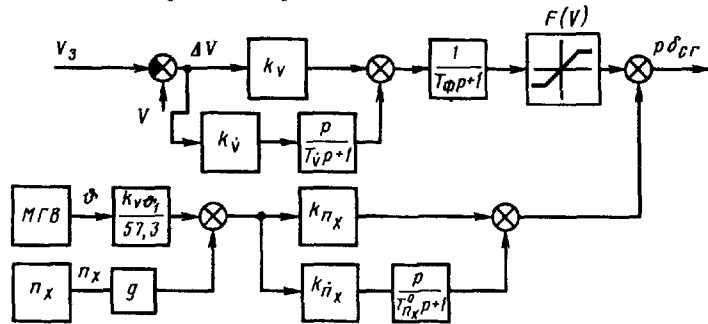


Рис. 9.12. Структурная схема управления тягой двигателя

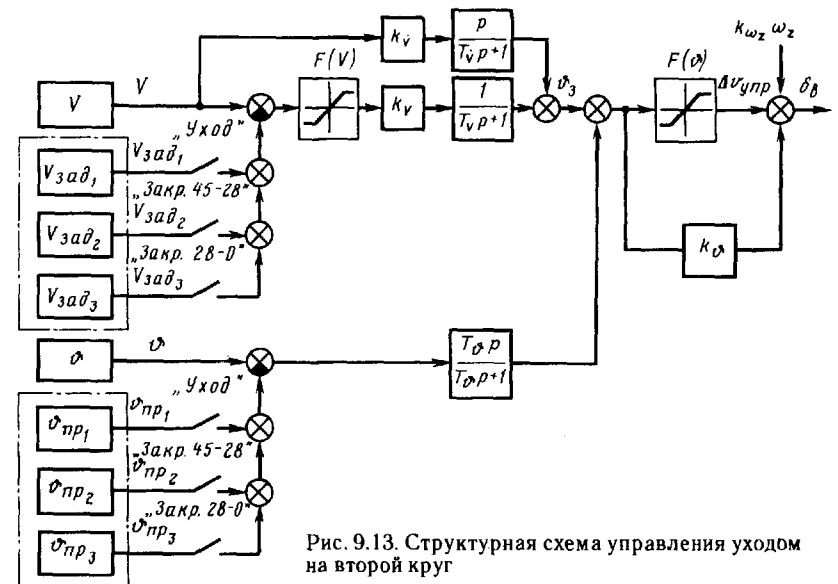


Рис. 9.13. Структурная схема управления уходом на второй круг

которой пилот убирает закрылки с 28° до 0°. С убранными закрылками скорость увеличивается до 380...400 км/ч. Эта скорость автоматически стабилизируется рулем высоты. Закон управления уходом на 2-й круг можно записать в виде:

$$\delta_{\delta} = k_{\phi} \Delta \theta_{ynp} + k_{\omega_z} \omega_z + \frac{1}{p} F(\Delta \theta_{ynp});$$

$$\Delta \theta_{ynp} = F \left[\frac{T_{\phi p}}{T_{\phi p} + 1} (\theta - \theta_{np}) - \theta_3 \right];$$

$$\theta_3 = - \left[k_v F(V) \Delta V + k_v \frac{p}{T_v p + 1} V \right]; \quad \Delta V = V - V_3.$$

В момент прохождения команды "Уход" подается программный сигнал тангажа θ_{np} , определяющий отклонение руля высоты для изменения траектории, и сигнал V_3 , равный заданному значению скорости до уборки закрылков.

Сигнал ΔV ограничен, причем ограничение выбрано таким образом, что ограниченная разность $F(\Delta V)$ равняется заданному значению ускорения.

Под действием программного сигнала θ_{np} самолет изменит траекторию и затем программный сигнал, проходящий через изодромное звено, сведется к нулю. Тогда ограниченное значение $F(\Delta V)$, равное заданному ускорению, сравнивается с текущим ускорением,

поэтому дальнейшее движение происходит в режиме стабилизации заданного ускорения.

По мере разгона и выхода на заданную скорость разность сигнала ΔV уменьшается и заданный угол тангажа

$$\vartheta_3 = - \left[k_V(V - V_3) + k_V \frac{\rho}{T_V \rho + 1} V \right],$$

т. е. самолет переходит в режим стабилизации скорости V , а

$k_V \frac{\rho}{T_V \rho + 1} V$ играет роль демпфирующего члена.

На высоте 100...120 м скорость V_3 переключается с 280 на 320 км/ч и начинается процесс выхода на новую заданную скорость. Знаменатели членов уравнения по скорости и ее производной являются фильтрами высоких частот и необходимы для подавления флюктуаций сигнала скорости.

При уборке закрылков для компенсации падения подъемной силы в тракт управления рулем высоты подаются определенные программные значения сигналов тангажа $\vartheta_{пр1}, \vartheta_{пр2}, \vartheta_{пр3}$.

Контуры приводов органов управления. Они включают усилители и рулевые агрегаты. На усилителях суммируются входные сигналы скоростных гироскопов и сигналы, поступающие из вычислительных устройств. Кроме того, на вход усилителей поступают сигналы жестких обратных связей от рулевых агрегатов. Каждый контур имеет тройное резервирование.

Привод РУД состоит из усилителя и двигателя-генератора, перемещающего РУД. Ввиду отсутствия жесткой обратной связи в целом привод является интегрирующим.

Средства встроенного контроля АБСУ-154. Информационные, преобразующие, вычислительные и исполнительные устройства АБСУ-154 трижды резервированы. Средства контроля построены по мажоритарному принципу. В качестве детекторов отказов системы контроля используются КЭ (рис. 9.14). От трех агрегатов, например трех гидровертикалей или вычислителей, на вход КЭ поступают сигналы y_1, y_2, y_3 .

Далее каждый из сигналов проходит через звено, имеющее следующий вид:

$$F(\varepsilon_i) = \begin{cases} S\varepsilon_i & \text{при } -\varepsilon_{доп} \leq \varepsilon_i \leq +\varepsilon_{доп}; \\ +A & \text{при } +\varepsilon_i \geq \varepsilon_{доп}; \\ -A & \text{при } -\varepsilon_i \leq -\varepsilon_{доп}, \end{cases}$$

где S — наклон характеристик кворум-элемента; A — максимально допустимый выходной сигнал; $\varepsilon_i = y_i - y$ — разность между входным сигналом каждого из агрегатов и суммарным выходным сигналом; i — индекс агрегата (1, 2, 3); $\varepsilon_{доп}$ — допустимое значение разброса между входными сигналами.

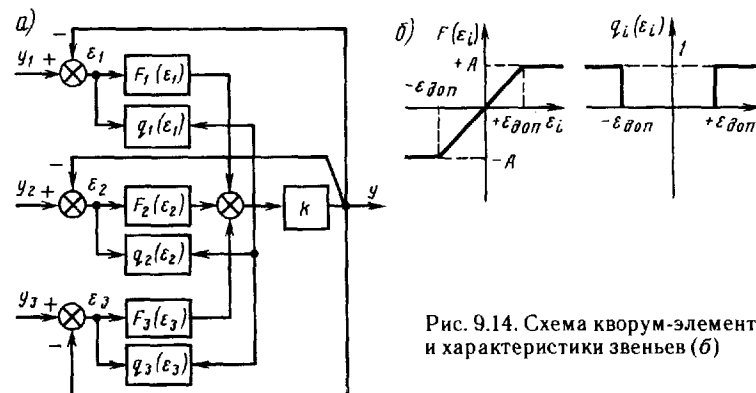


Рис. 9.14. Схема кворум-элемента (а) и характеристики звеньев (б)

После прохождения нелинейного звена $F(\varepsilon_i)$ каждый из этих сигналов суммируется с двумя другими и усиливается с коэффициентом k . Суммарный сигнал $y = k[F_1(\varepsilon_1) + F_2(\varepsilon_2) + F_3(\varepsilon_3)]$ поступает на выход и, кроме того, в виде сигнала обратной связи поступает на вход нелинейного звена, где формируется сигнал $F_i(\varepsilon_i)$.

Таким образом, при достаточно большом k

$$y \approx \frac{y_1 + y_2 + y_3}{3},$$

т. е. является среднеарифметическим выходным сигналом всех трех агрегатов. Если разность одного из входных и выходного сигнала превысит заданное значение $\varepsilon_{доп}$, то выходной сигнал одного агрегата будет заперт и выходной суммарный сигнал будет практически равен среднеарифметическому значению выходных сигналов двух других агрегатов. В общем случае КЭ может контролировать любое нечетное число агрегатов.

Если в цепь установить звено, имеющее вид

$$q_i = \begin{cases} 0 & \text{при } \varepsilon_i \leq |\varepsilon_{доп}|; \\ x_d & \text{при } \varepsilon_i > |\varepsilon_{доп}|, \end{cases}$$

где x_d — команда на сигнализацию,

то оно будет фиксировать разность между текущим значением параметра данного входа и осредненным значением по всем входам, сигнализируя о превышении допустимого значения этой разности, что указывает на отказ агрегата.

Исполнение кворум-элемента в трехканальном электрогидравлическом рулевом агрегате РА-56В1 отличается конструктивными особенностями. Выходной шток (качалка) рулевого агрегата связан с поршнями гидроприводов упругими элементами (гидропружинами). При отказе одного из каналов два других пересиливают его и перемещают шток. При этом гидропружина растягивается или сжи-

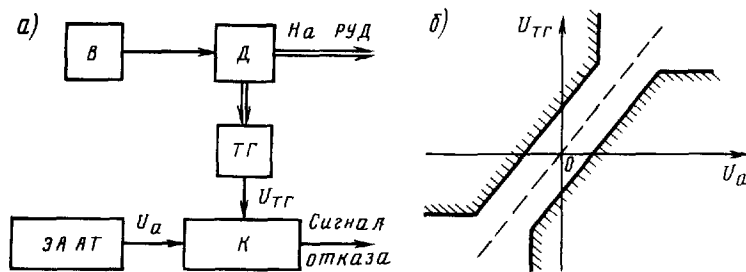


Рис. 9.15. Система встроенного контроля автомата тяги:
 а — функциональная схема; б — области значений срабатывания компаратора; В — вычислитель; ЭД — электродвигатель; ТГ — тахогенератор; ЭААТ — электрический аналог автомата тяги; К — компаратор

мается, и установленный на ней микровыключатель замыкается. Он управляет краном перепуска отказавшего гидроцилиндра, заклинивая его. Таким образом, область допустимого разброса сигналов $\epsilon_{\text{доп}}$ в данном случае определяется чувствительностью микровыключателя.

Принцип построения системы встроенного контроля автомата тяги (рис. 9.15) отличается от принятого, так как сервопривод РУД построен по двухканальной схеме. Вычислительный тракт автомата тяги (АТ) — двухканальный, т. е. состоит из двух одинаковых вычислителей: основного и резервного. Система встроенного контроля предусматривает поканальный контроль пассивного и активного отказов указателя скорости УС-И, датчиков линейного ускорения, питания и тест-контроль. Сигнал тангажа контролируется в АБСУ.

Пассивный отказ контролируется поканально сравнением сигнала тахогенератора $U_{TГ}$, установленного в приводе исполнительного механизма, с сигналом электрического аналога U_a . Сравнение осуществляется компаратором. Область, ограниченная штриховкой, соответствует срабатыванию компаратора. Однако сигнал отказа появляется с временной задержкой до 2 с. Это предохраняет систему от ложных срабатываний. Форма областей, соответствующих неисправности автомата, учитывает динамические погрешности при больших скоростях обработки. При срабатывании компаратора происходит переход на резервный канал, а при повторном — переход в режим согласования с соответствующей сигнализацией.

Активным отказом считается неисправность, приводящая к тому, что РУД перемещаются с максимально возможной скоростью. Контроль выполняется компаратором, на вход которого вместо сигнала U_a подается напряжение 27 В. Временная задержка в этом режиме меньше — около 0,7 с. В режиме "Уход" такой контроль не производится.

Контроль приборов УС-И и датчиков сигналов линейного ускорения осуществляется на своем компараторе сравнением сигналов

с двух приборов. Тест-контроль предусматривает проверку исправности системы встроенного контроля. На компараторы для этого подаются сигналы, соответствующие срабатыванию. Лампы "Контроль" должны погаснуть. Тест-контроль можно выполнять в режиме "Подготовка".

9.3. Система САУ-42

САУ-42 входит в базовый пилотажный комплекс БПК-1П-42, устанавливаемый на самолете Як-42. Он предназначен для автоматического, директорного и ручного управления при полете в автономном режиме и по сигналам радиосредств ближней навигации и навигационного комплекса.

В зависимости от режима работы БПК выполняет следующие функции: угловая стабилизация самолета относительно центра масс по крену, курсу и тангажу; стабилизация высоты и приборной скорости; управление траекторным движением центра масс на маршруте и при построении предпосадочного маневра; автоматический и директорный заход на посадку до высоты принятия решения в соответствии со II категорией ИКАО (30 м), а также уход на 2-й круг. В БПК-1П-42 предусмотрена возможность расширения его функций путем соответствующей модернизации для выполнения автоматической посадки в условиях метеоминимума погоды, соответствующего категории IIIA (0×200 м). Надежность комплекса обеспечивается дублированием полуконструктов. Один осуществляет управление, второй находится в нагруженном резерве. В случае отказа основного полуконструкта включается дублирующий, при повторном отказе комплекс отключается.

Автоматический контроль вычислителей бокового и продольного каналов, а также вычислителей сервоприводов основан на использовании контрольных сигналов, проходящих непрерывно и одновременно с управляющими по одним и тем же цепям. Контрольные сигналы пропускаются по цепям вычислительных устройств и алгебраически суммируются на выходах. Эта сумма подается на пороговое устройство. При неисправности любого элемента схемы или цепи нарушается соотношение между контрольным сигналом и пороговым значением.

В результате отключается неисправный канал и включается дублирующий. На табло сигнализации появляется соответствующая индикация. Вместе с тем осуществляется контроль исполнительной силовой части САУ поканально: отдельно контролируются каналы управления элеронами, рулями высоты и направления. Функционально контроль каждого канала одинаков. Обнаружение неисправностей в исполнительной силовой части САУ происходит главным образом в динамическом режиме обработки рулевыми машинками управляющих сигналов. При отказе сервопривода про-

дольного канала на приборной доске пилота загорается табло "Управляй тангажом", при отказе бокового канала — "Управляй креном", а при отказе сервоприводов бокового и продольного каналов вместе включается табло "Автопилот".

Контроль системы управления стабилизатором, автомата тяги и вычислителей траекторных сигналов основан на сравнении выходных сигналов дублирующих приборов. Напряжение, равное разности выходных сигналов, включает пороговый элемент, который отключает отказавший канал и выдает соответствующую сигнализацию на приборную доску.

Тест-контроль основан на принудительном задании контрольных сигналов. Этот принцип контроля используется в визуальных приборах ПКП и ПНП и при предполетной проверке комплекса с помощью пульта проверки.

Для осуществления пилотирования и принятия правильного решения при неудовлетворительной работе САУ пилоту выдается информация о состоянии аппаратуры. Сигнальная информация формируется в блоке сигнализации, входящем в состав САУ-42.

Ядром комплекса является система автоматического управления САУ-42. Она служит для сбора, обработки и индикации информации, поступающей от датчиков и пилотажных приборов, и вырабатывает управляющие сигналы для автоматического пилотирования самолетом. Малогабаритные гировертикали МГВ являются датчиками углов крена и тангажа. Выключатели коррекции ВК отключают систему коррекции гировертикалей при разворотах самолета. Блоки БКК контролируют датчики МГВ и пилотажные командные приборы по сигналам крена и тангажа.

Входная информация для пилотажного комплекса вырабатывается следующими датчиками: базовой системой формирования курса БСФК (курс Ψ); БЦВМ — "Орбита — 20"; сигнал заданного крена γ_3 при полете на маршруте — корректором высоты КВ (отклонение по высоте ΔH); информационным комплексом высотно-скоростных параметров (отклонение по скорости ΔV и высоте H); доплеровским измерителем ДИСС (угол сноса β); системой углов атаки и перегрузки ($\alpha_{кр}$); радиотехнической системой "Веер" (в режиме захода на посадку отклонения от заданной траектории по курсу ϵ_k и глиссаде ϵ_r).

Основные характеристики. К ним относятся:

максимальное отклонение на маршруте от траектории полета, задаваемое навигационной БЦВМ "Орбита", $|\Delta z| \leq 100$ м;

установившиеся погрешности стабилизации скорости и высоты в установившемся режиме полета $|\Delta V| \leq 1\%$; $|\Delta H| \leq 10$ м;

установившиеся погрешности стабилизации углов тангажа, курса и крена не более $0,5^\circ$;

изменение угла крена в пределах $\pm 30^\circ$ и угла тангажа $\pm 15^\circ$ при управлении с помощью САУ-42;

в диапазоне высот 200...30 м погрешности выдерживания задан-

ной траектории не превышают по курсу примерно ± 3 м, по глиссаде ± 4 м. Указанные точности характерны для турбулентной атмосферы при боковом ветре 10 м/с и при попутном 5 м/с.

Основные режимы и структурные схемы. Для расширения диапазона полетных масс и центровок самолета и снятия усилий в проводке руля высоты в САУ-42 осуществляется управление стабилизатором во всех автоматических режимах работы продольного канала и при выпуске механизации, когда руль высоты может занять не нулевое положение (не по потоку). Если руль высоты отклонился от начального положения и автопилот удерживает его, то управляющий сигнал на входе рулевой машины тангажа отличен от нуля, и под его действием рулевая машина развивает момент, уравновешивающий шарнирный момент. При отключении автопилота руль высоты под действием шарнирного момента резко возвращается в нормальное положение (по потоку), что приводит к возникновению перегрузки. Для устранения этого явления стабилизатор отклоняется в ту же сторону, что и руль высоты: $\text{sign } \varphi_{ст} = \text{sign } \delta_y$, причем стабилизатор перестраивается с постоянной скоростью $\dot{\varphi}_{ст} = k_{ct}$. При перестановке стабилизатора сигнал управления на входе рулевой машины уменьшается, и руль высоты возвращается в исходное положение. Как только руль высоты встанет по потоку, стабилизатор останавливается.

Режим совмещенного управления, предусмотренный в САУ-42, обеспечивает изменение траектории полета пилотом при включенной САУ. Для этого пилот нажимает кнопку "Совмещенное управление", расположенную на штурвале. При этом САУ переводится в режим подготовки к выключению: включаются обнуляющие устройства по курсу и тангажу, отключаются режимы стабилизации скорости или высоты, обесточиваются муфты сцепления рулевых машинок. Изменив траекторию полета с помощью колонки штурвала и педалей, пилот отпускает кнопку "Совмещенное управление", САУ включается и осуществляет стабилизацию самолета в горизонтальной плоскости на текущем курсе и тангаже.

Законы управления САУ-42 имеют много общего с ранее рассмотренными. Во всех режимах полета канал руля направления работает в качестве демфера, поэтому его закон управления имеет вид

$$\frac{T_{HP}}{T_{HP} + 1} \delta_H = k_{1H} \frac{T_{1P}}{T_{1P} + 1} \omega_y - k_{2H} \frac{T_n}{T_{HP} + 1} n_z,$$

где ω_y — угловая скорость рыскания; n_z — боковая перегрузка.

Управление самолетом в боковой плоскости осуществляется с помощью элеронов. При этом угол отклонения элеронов формируется в соответствии с законом

$$\frac{T_{3P}}{T_{3P} + 1} \delta_3 = k_{13n} F_3(\sigma_\gamma) + k_{23P} \rho \gamma, \quad (9.6)$$

где σ_γ — сигнал управления по крену, определяется режимом полета; $F_3(\sigma_\gamma)$ — ограничение сигнала управления.

При пользовании рукояткой управления креном

$$\sigma_\gamma = k_\gamma \gamma - F_p \gamma k_{p\gamma} \gamma_p,$$

где γ — текущее значение угла крена; γ_p — угол поворота рукоятки управления креном.

Выход самолета на новый курс осуществляется в режиме управления курсом, которому соответствует сигнал управления σ_ψ :

$$\sigma_\psi = k_\psi \gamma - F_{\Delta\psi} \frac{1}{T_{\phi p} + 1} (\Psi - \Psi_3),$$

где Ψ — текущий курс ВС; Ψ_3 — заданное значение курса на ПНП; $\frac{1}{T_{\phi p} + 1}$ — инерционное звено для плавного ввода ВС в разворот.

Аналогично формируется σ_γ в режиме стабилизации текущего курса. Различие в том, что вместо разности $\Psi - \Psi_3$ на вход вычислителя подается сигнал отклонения текущего курса от стабилизируемого значения $\Delta\Psi$. Этот же закон для σ_γ имеет место и при уходе на второй круг. При полете по сигналам навигационного вычислителя можно записать:

$$\sigma_\gamma = k_\gamma \gamma - F_{\gamma\text{БЦВМ}},$$

где $\gamma\text{БЦВМ}$ — сигнал заданного крена, вычисляемый БЦВМ.

В режиме захода на посадку система управления САУ-42 работает в автоматическом и директорном режимах.

При автоматическом управлении

$$\sigma_\gamma = k_\gamma \gamma + \frac{1}{T_p + 1} \left[F_1 (k_{\varepsilon_k} \varepsilon_k + k_{\varepsilon_k} F_2 p \varepsilon_k) - k_\psi F_3 \Delta\Psi - \frac{k_{\dot{\psi} p}}{T_{\dot{\psi} p} + 1} \Delta\Psi \right].$$

В директорном режиме сигнал σ_γ непосредственно подается на ПКП.

Закон управления рулем высоты совпадает с законом управления элеронами (9.6):

$$\frac{T_{\delta p}}{T_{\delta p} + 1} \delta_{\delta} = k_{1\delta} F(\sigma_\delta) + k_{2\delta} p \delta.$$

При стабилизации угла тангажа и управления самолетом с помощью рукоятки "Спуск — Подъем"

$$\sigma_\theta = \frac{T_{\theta p}}{T_{\theta p} + 1} (\theta - \theta_3),$$

где θ — текущий угол тангажа; θ_3 — стабилизированное или установленное рукояткой значение угла тангажа.

В режиме стабилизации заданной высоты полета управления самолетом осуществляется не только по отклонению от заданной высоты, но и по скорости отклонения:

$$\sigma_\theta = F_2 \left[\left(k_4 + \frac{k_5}{T_4 p + 1} \right) F_1 \frac{T_1 p + 1}{T_2 p + 1} \Delta H + \left[\frac{T_3 p}{(T_3 p + 1)(T_4 p + 1)} (k_1 n_y + k_2 |\gamma| + k_3 \theta) + k_6 \frac{p}{T_5 p + 1} \theta \right] \right].$$

По этому же закону вычисляется σ_θ в режиме стабилизации приборной скорости. Здесь вместо ΔH на вход вычислителя подается сигнал ΔV , снимаемый с УСИ.

При заходе на посадку в автоматическом режиме сигнал управления имеет вид (рис. 9.16)

$$\sigma_\theta = F_2 \left[k_4 + \frac{k_5}{T_4 p + 1} + \frac{k_8 T_9 p}{(T_4 p + 1)(T_9 p + 1)} \right] \times F_1 \frac{T_1 p + 1}{(T_2 p + 1)(T_8 p + 1)} \varepsilon_r + \left[\frac{T_3 p}{(T_3 p + 1)(T_4 p + 1)} \times \left[(k_1 n_y + k_2 |\gamma| + k_3 \theta) F_2 + k_6 \frac{p}{T_5 p + 1} \theta \right] F_2 + k_7 p \theta \right]. \quad (9.35)$$

Для директорного режима этот сигнал поступает на ПКП. При уходе на 2-й круг сигнал σ_θ формируется из сигналов текущего угла

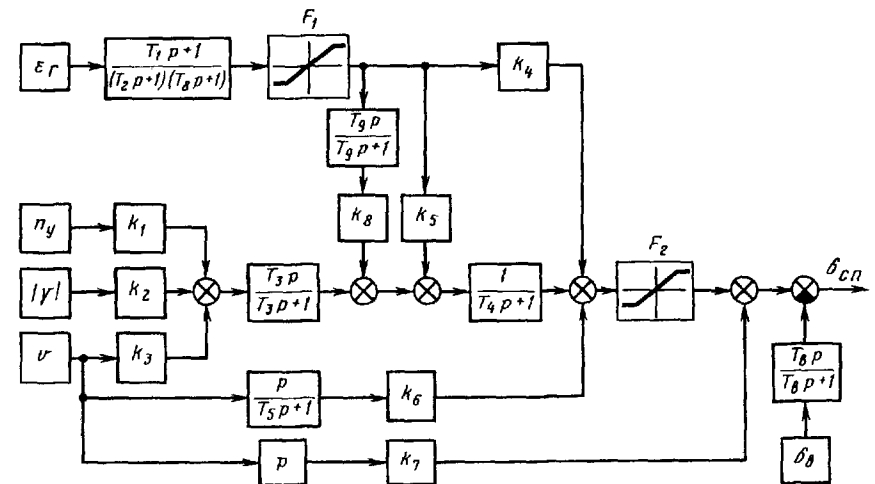


Рис. 9.16. Схема формирования сигнала управления САУ-42 (заход на посадку, продольный канал)

тангажа ϑ , формирующего угла тангажа $\vartheta_\phi = 6^\circ$ и угла отклонения закрылков δ_3 :

$$\sigma_\phi = \vartheta - (\vartheta_\phi - k_3\delta_3).$$

При достижении самолетом угла тангажа $\vartheta = 6^\circ$ форсирующий сигнал ϑ_ϕ отключается и осуществляется стабилизация угла тангажа в пределах $10...11^\circ$ с помощью сигнала δ_3 .

Скоростью полета управляют не только с помощью руля высоты, но и автомата тяги. Заданную скорость устанавливает пилот. Управляющий сигнал двигателя исполнительного механизма автомата тяги формируется в соответствии с уравнением

$$p\delta_{cr} = -k_{\Delta V}\Delta V - \frac{p}{Tp + 1}(k_{\Delta V}\Delta V + k_{n_x}n_x - k_\phi\vartheta) + k_{\omega_z}\frac{Tp}{Tp + 1}\omega_z.$$

Величина n_x служит для компенсации запаздывания реакции самолета на изменение скорости, ϑ и ω_z введены для уменьшения погрешности датчика горизонтального ускорения и компенсации изменения скорости полета, которые имеют место при $\vartheta \neq 0$.

При уходе на 2-й круг все сигналы отключаются и подключается форсирующий сигнал, обеспечивающий разгон самолета до безопасной скорости полета $V = 330$ км/ч. В дальнейшем АТ переключается на режим стабилизации этой скорости.

9.4. Система САУ-1Т-2-86

Назначение. Система автоматического управления САУ-1Т-1-86 (самолет Ил-86) является модифицированной системой САУ-1Т, установленной ранее на самолетах Ил-62. Она предназначена для использования на этапах: набора высоты, начиная с 200 м, горизонтального полета, снижения, предпосадочного маневра, захода на посадку до высоты 60 или 30 м и автоматического ухода на 2-й круг. В зависимости от режима работы система может решать задачи: угловой стабилизации самолета относительно центра масс по крену, курсу и тангажу; стабилизации высоты, скорости и числа M ; управления траекторным движением центра масс на маршруте и при построении предпосадочного маневра; автоматического захода на посадку по сигналам радиотехнических средств, начиная с 4-го разворота до высоты принятия решения в соответствии с I и II категориями ИКАО (60 или 30 м); директорного захода на посадку до высоты 60 м.

Надежность системы обеспечивается двумя полукомплектами: основным и дублирующим (резервным). Первый работает, обеспечивая заданный режим полета; второй находится в состоянии нагру-

женного резерва. При отказе основной полукомплект автоматически отключается и включается резервный. Переключение с основного полукомплекта на резервный и обратно может быть выполнено вручную. При отказе обоих полукомплектов происходит их автоматическое отключение, включается сигнализация о необходимости перехода на ручное управление.

Особое значение надежность САУ имеет в режиме захода на посадку, поэтому в систему входят три вычислителя командных сигналов по крену и тангажу с кворум-элементами. Отказ одного из вычислителей не вызывает отключение режима автоматического захода.

САУ-1Т-2-86 состоит из нескольких подсистем: автопилота, автомата тяги, системы траекторного управления, автомата перестановки стабилизатора. Входные сигналы, зависящие от параметров движения самолета, вырабатываются датчиками, входящими в состав пилотажно-навигационного комплекса. Автопилот решает задачи угловой стабилизации самолета вокруг центра масс по трем каналам во всех режимах работы. В зависимости от режима с помощью автопилота решаются задачи управления углами крена, курса и тангажа вручную либо по сигналам от других подсистем; кроме того, осуществляется стабилизация высоты, скорости или числа M с помощью руля высоты. Автомат тяги стабилизирует скорость или число M изменением тяги двигателей и используется на маршруте, при заходе на посадку и уходе на 2-й круг. Система траекторного управления формирует команды автопилоту, необходимые для удерживания центра масс самолета на заданной траектории захода на посадку или ухода на 2-й круг. Автомат перестановки стабилизатора осуществляет автоматическую балансировку самолета вокруг поперечной оси на различных режимах полета.

Входная информация для системы САУ-1Т-2-86 вырабатывается следующими датчиками: инерциальными курсовертикалями (ИКВ) (углы крена γ и тангажа ϑ); базовой системой курсовертикалей (БСКВ) (курс Ψ); навигационный БЦВМ "Орбита-20" (сигнал заданного крена γ_3 при полете по маршруту); информационным комплексом высотно-скоростных параметров (ИКВСП) (отклонения по высоте ΔH , скорости ΔV и числу M); доплеровским измерителем ДИСС (угол сноса β); автоматом угла атаки, скольжения и перегрузок АУАСП ($\alpha_{кр}$); радиотехнической системой КУРС-МП-70 (отклонения от заданной траектории по курсу ϵ_k и глиссаде ϵ_r); радиовысомером (высота).

Основные характеристики. К ним относятся: максимальное отклонение на маршруте от траектории полета, задаваемой навигационной БЦВМ "Орбита", $|\Delta z| \leq 500$ м; установившиеся погрешности стабилизации скорости ($symbol |\Delta V| \leq 1,5\% V$); числа M ($|\Delta M| \leq 0,005$) и высоты ($\Delta H \leq 20$ м, погрешности датчиков не учитываются) в невозмущенной атмосфере;

длительность переходного процесса при малых изменениях заданной высоты не более 90 с, перерегулирование не более 50 м;

установившиеся погрешности стабилизации углов тангажа и курса не более $0,5^\circ$, крена — 1° ;

при управлении с помощью автопилота угол крена может изменяться в пределах $\pm 30^\circ$, угол тангажа $+15... -5^\circ$;

в диапазоне высот 200...60 м для радиомаяков I категории двойные средние квадратические погрешности выдерживания заданной траектории примерно $\pm 3,5$ м, по глиссаде ± 7 м. Для радиомаяков II категории в диапазоне высот 200...30 м — по курсу ± 17 мкА, по глиссаде ± 35 мкА (соответствует примерно ± 3 и ± 4 м). Указанные точности гарантируются, если на высоте менее 200 м попутная составляющая скорости ветра не превышает 5, боковая 8, а градиент скорости ветра 4 м/с на 30 м изменения высоты. При этом на высоте круга попутная составляющая скорости ветра не должна превышать 15, боковая 20, а встречная 12,5 м/с. Масса системы не превышает 310 кг.

Особенности системы контроля. Все элементы системы резервированы (либо два одинаковых блока, либо резервирование внутри одного блока), т. е. имеется два идентичных полукомплекта, один из которых условно назван основным, другой — дублирующий. Каждый из полукомплектов может управлять движением самолета по трем каналам: курса (направления), крена и тангажа (высоты). Каналы автономны, связь между ними осуществляется только через объект (самолет).

Система контроля САУ-1Т-2-86 содержит следующие специальные блоки. Блок контроля автоматики осуществляет:

автоматическое переключение основного полукомплекта АП на дублирующий в случае отказа или при пропадании питания по постоянному или переменному току;

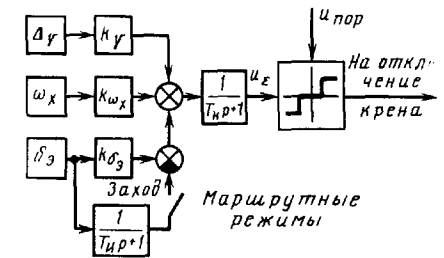
автоматическое отключение АП в случае отказа обоих его подканалов;

переключение основного полукомплекта на дублирующий или полное отключение АП по каналу тангажа в момент достижения предельных значений сигналов α , ϕ , n_y , M , а также при отказе вычислителя выравнивания (в режиме выравнивания) или отказах в режиме ухода на 2-й круг, а также в некоторых других ситуациях.

Функционирование блока контроля начинается с момента включения АП. Контроль работы АП основан на принципе сравнения сигналов, поступающих с датчиков, суммирующихся устройств и исполнительных механизмов АП. Если суммарный сигнал превышает пороговое значение, блок контроля переключает полукомплект на дублирующий или отключает АП в случае отказа обоих полукомплектов. Каждый полукомплект контролируется своим блоком контроля.

В качестве примера рассмотрим контроль канала крена. Данный контроль выполняется сравнением сигналов, поступающих на

Рис. 9.17. Упрощенная схема контроля в канале крена САУ-1Т-2-86



вход сумматора сервопривода (рис. 9.17). Сигналы $\Delta\gamma = \gamma - \gamma_3$, ω_x и δ_z поступают на апериодическое звено $1/T_{кр} + 1$. При исправной работе абсолютное значение u_ε не превышает порогового значения $u_{пор}$. В случае неисправности нарушается соотношение между сигналами $\Delta\gamma$, ω_x и δ_z , $|u_\varepsilon| \geq u_{пор}$ и АП переключается с основного канала на дублирующий.

При заходе на посадку происходит переключение передаточных чисел по сигналам $\Delta\gamma$ и ω_x и подключение инерционного звена $1/T_{кр} + 1$ в момент довыдвижения закрылков на 30° . Изменяется также постоянная времени апериодического звена $T_{кр}$.

При срабатывании блока контроля автоматики выключается система автоматического управления самолетом, а система директорного управления остается работоспособной.

Блок сравнения осуществляет контроль за работой трех кассет СТУ системы управления САУ-1Т-2-86 в режиме захода на посадку путем сравнения сигналов, формируемых в этих кассетах. В блоке сравнения имеются три тракта для прохождения сигналов γ_3 (боковое движение) и ϕ_3 (продольное движение), по которым они поступают на агрегаты управления, в блоки контроля и логическую схему, определяющую отказавший блок. При отказе одного из блоков связи с датчиками траектории в блоке сравнения формируется сигнал отказа, поступающий на лампу отказа соответствующего блока связи на панели левого пилота. Если отказали два вычислителя, выключаются все три, несмотря на то, что один может быть исправен.

Если отказ произошел в боковом канале, то АП переходит в режим курсовой стабилизации в боковом движении, а в продольном канале — в режим стабилизации угла тангажа.

При отказах АП, предельных кренах, отклонениях от траектории захода на посадку и критических режимах полета включается соответствующая сигнализация.

Законы управления САУ-1Т-2-86. Они близки к соответствующим законам управления САУ-42.

Канал курса во всех режимах полета осуществляет демпфирование колебаний по углу рыскания и устраняет скольжение при разворотах. Обратная связь в канале курса скоростная, и сервопривод реализует закон управления $p_{\delta_H} = k_{1H}p\omega_y - k_{2H}n_z$.

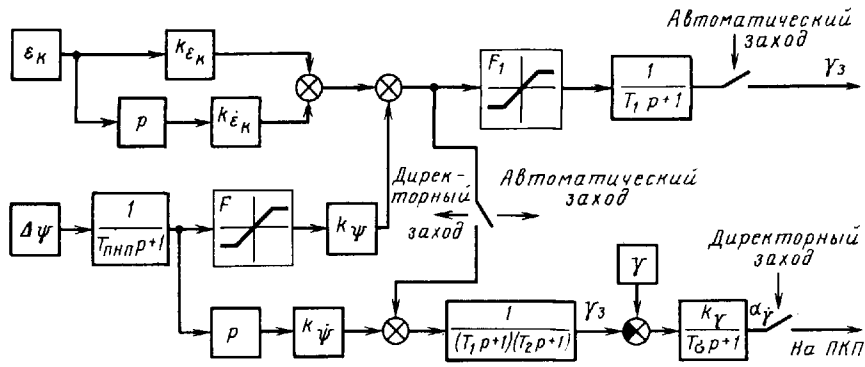


Рис. 9.18. Схема формирования сигнала управления САУ-1И-2-86 (заход на посадку, боковой канал)

Угловое ускорение $\rho\omega_y$ формируется в блоке демпфирующих гироскопов, а сигнал бокового ускорения n_z снимается с блока линейных ускорений.

Управление в боковой плоскости выполняется элеронами. В канале крена в крейсерских режимах полета используется жесткая обратная связь, поэтому

$$\delta_3 = k_{13}(\gamma - \gamma_3) + k_{23}\rho\gamma.$$

Сигнал $\rho\gamma$ вводится для демпфирования колебаний.

Сигнал заданного крена γ_3 формируется в зависимости от режима полета. При управлении от рукоятки "Крен"

$$\gamma_3 = k_{p\gamma}\gamma_p,$$

где γ — угол поворота рукоятки управления креном.

Если осуществляется управление или стабилизация курса, то

$$\gamma_3 = k_{\Delta\Psi} \frac{\Delta\Psi}{T_{\Psi\rho} + 1},$$

где $\Delta\Psi$ — отклонение от заданного или стабилизируемого курса; $\frac{1}{T_{\Psi\rho} + 1}$ — инерционное звено, служит для плавного ввода самолета в разворот.

Аналогично формируется сигнал γ_3 в режиме ухода на 2-й круг, но $\Delta\Psi = \Psi - \Psi_{ВПП} + \beta$. При стабилизации траектории полета γ_3 вырабатывается БЦВМ: $\gamma_3 = \gamma_{БЦВМ}$.

В режиме захода на посадку для повышения точности управления после 4-го разворота включается изодромная обратная связь по положению элеронов:

$$\frac{T_3\rho}{T_3\rho + 1}\delta_3 = k_{13}(\gamma - \gamma_3) + k_{23}\rho\gamma$$

и формируется γ_3 из сигнала отклонения самолета от равносигнальной зоны КРМ и его производной (рис. 9.18):

$$\gamma_3 = \frac{1}{T_{1\rho} + 1} F_1 \left(k_{\epsilon_k} \epsilon_k + k_{\dot{\epsilon}_k} \rho \epsilon_k + \frac{k_{\Psi} F(\Delta\Psi)}{T_{пнп\rho} + 1} \right).$$

Для автоматического вывода самолета из 4-го разворота на курсовую линию используется сигнал $\Delta\Psi$, равный разности текущего курса и курса ВПП, который снимается с ПНП. Чтобы тот сигнал при боковом ветре не противодействовал развороту самолета на угол сноса, он проходит через нелинейное звено "Зона нечувствительности". Для обеспечения безопасности и уменьшения помех по всем сигналам введены нелинейность F_1 и фильтр $1/(T_{1\rho} + 1)$.

В директорном режиме захода на посадку командный индекс ПКП отклоняется по закону

$$\sigma_\gamma = \frac{k_\gamma}{T_{\sigma\rho} + 1} (\gamma - \gamma_3).$$

При этом

$$\gamma_3 = \frac{1}{(T_{1\rho} + 1)(T_{2\rho} + 1)} \left(k_{\epsilon_k} \epsilon_k + k_{\dot{\epsilon}_k} \rho \epsilon_k + \frac{k_{\Psi} F(\Delta\Psi)}{T_{пнп\rho} + 1} + \frac{k_{\Psi\rho} \Delta\Psi}{T_{пнп\rho} + 1} \right).$$

Сигнал $\rho\Delta\Psi$ используется для улучшения демпфирования. В зависимости от режима в канале тангажа реализуется пропорциональный или изодромный закон управления.

В режиме стабилизации тангажа и при управлении от рукоятки "Спуск/Подъем"

$$\delta_\theta = k_{1\theta}(\theta - \theta_3) + k_{2\theta}\rho\theta + k_{3\theta}|\gamma| + k_{4\theta}\delta_3 + k_{5\theta}\varphi_{ст}.$$

Сигнал $\rho\theta$ также используется для улучшения демпфирования. Балансировочное положение руля высоты меняется при выпуске и уборке закрылков и перестановке стабилизатора, поэтому в закон управления введены сигналы δ_3 и $\varphi_{ст}$. Чтобы не было потери высоты при кренах, используется сигнал $\rho|\gamma|$.

Заданное значение угла тангажа при использовании рукоятки управления $\theta_3 = k_{\rho\theta}\rho$.

Для расширения диапазона балансировочных положений руля высоты в режимах стабилизации, высоты, скорости полета, числа M и при заходе на посадку используется изодромный закон управления:

$$\frac{T_{в\rho}}{T_{в\rho} + 1} \delta_\theta = \frac{T_{в\rho}}{T_{в\rho} + 1} (k_{1\theta}\theta + k_{2\theta}\rho\theta + k_{3\theta} \times$$

$$\times \rho|\gamma| + k_{4\theta}\delta_3 + k_{5\theta}\varphi_{ст}) - k_{1\theta}\theta_3 + \frac{k_{6\theta}}{T_{в\rho} + 1} \rho V.$$

Сигнал, пропорциональный pV , вводится для компенсации изменения скорости полета, вызванного выпуском закрылков, действует с момента начала выдвижения закрылков до захвата глissады.

При стабилизации высоты полета

$$\vartheta_3 = k_{\Delta H}(H)\Delta H,$$

где ΔH — отклонение высоты полета от заданного значения; коэффициент $k_{\Delta H}(H)$ постоянен до высоты 200 м, а затем линейно уменьшается.

При $H \leq 8000$ м осуществляется стабилизация приборной скорости:

$$\vartheta_3 = k_{\Delta V}\Delta V,$$

а на высотах больше 8000 м — числа M :

$$\vartheta_3 = k_{\Delta M}\Delta M,$$

В режиме захода на посадку закон формирования ϑ_3 определяется высотой полета (рис. 9.19):

$$\vartheta_3 = \begin{cases} \vartheta_3(\varepsilon_r) & H > 150 \text{ м;} \\ \vartheta_3(\varepsilon_r) + \vartheta_3(n_y) & H \leq 150 \text{ м,} \end{cases}$$

$$\text{где } \vartheta_3(\varepsilon_r) = \frac{k}{T_{\Phi p} + 1} \left(k_{\varepsilon_r} \varepsilon_r + k_{\rho} \rho \varepsilon_r + \frac{T_{\text{фор}p}}{T_{\text{фор}p} + 1} \vartheta_{rл} \right);$$

$$\vartheta_3(n_y) = k_{n_y} \frac{T_1 p}{T_1 p + 1} \frac{1}{T_2 p + 1} \Delta n_y.$$

Форсирующий сигнал $\vartheta_{rл}$, пропорциональный углу наклона глissады, вводится для ускорения процесса вывода самолета на равносигнальную зону глissады. Сигнал $\vartheta_3(n_y)$ пропорционален вертикальной скорости и предназначен для увеличения точности стабилизации самолета относительно глissады. Для сохранения устойчивости системы коэффициенты k_{ε_r} и k_{ρ} уменьшаются по мере приближения самолета к торцу ВПП.

В директорном режиме захода на посадку командный индекс ПКП отклоняется по закону

$$\sigma_{\vartheta} = \frac{k_{\vartheta}}{T_{\sigma p} + 1} \left(\frac{T_p}{T_p + 1} \vartheta - \vartheta_3 \right),$$

причем $\vartheta_3 = \vartheta_3(\varepsilon_r)$.

При уходе на 2-й круг закон управления рулем высоты имеет вид

$$\delta_3 = k_{1\vartheta} \vartheta + k_{2\vartheta} p \vartheta + k_{3\vartheta} p |\gamma| + k_{4\vartheta} \delta_3 + k_{5\vartheta} \varphi_{ст} + k_{7\vartheta} \frac{\vartheta}{p} + k_{8\vartheta} \frac{n_x - \vartheta / 57,3}{p} + k_{\vartheta}.$$

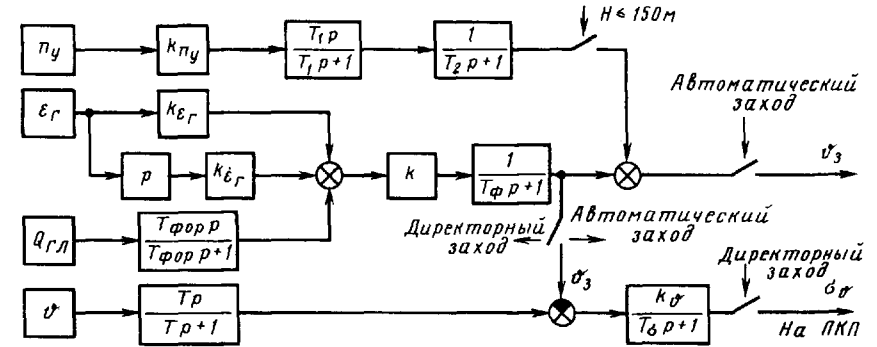


Рис. 9.19. Схема формирования сигнала управления САУ-1Т2-86 (заход на посадку, продольный канал)

Форсирующий сигнал k_{ϑ} включается в момент начала режима ухода на 2-й круг и действует до момента выхода самолета на кабрирование с углом тангажа 6° . В этот момент он отключается и включается сигнал $k_{8\vartheta}(n_x - \frac{\vartheta}{57,3}) / p$, пропорциональный изменению скорости полета. Использование интегрального закона управления вызвано высоким требованием к точности выдерживания траектории ухода на 2-й круг и необходимостью обеспечения безопасной скорости полета.

Для расширения диапазона работы руля высоты стабилизатор выполнен управляемым. Знак угла отклонения стабилизатора совпадает со знаком отклонения руля высоты: $\text{sign } \varphi_{ст} = \text{sign } \delta_3$, а угол его отклонения изменяется с постоянной скоростью.

Автомат тяги осуществляет управление и стабилизацию приборной скорости полета. Закон управления рычагами управления двигателями имеет вид

$$\rho \delta_{ст} = -k_{\Delta V} \Delta V - \frac{p}{T_p + 1} (k_{\rho \Delta V} \Delta V + k_{n_x} n_x - k_{\rho \vartheta} \vartheta).$$

Здесь величина n_x служит для уменьшения запаздывания реакции АТ на ΔV , а ϑ компенсирует погрешность датчика горизонтального ускорения.

При стабилизации скорости сигнал ΔV снимается с прибора УСИ-М. На нем же устанавливается и заданное значение скорости в режиме управления скоростью.

В режиме ухода на 2-й круг сигналы ΔV , n_x и ϑ отключаются и подключается форсирующий сигнал k_{ϑ} , действующий до момента достижения самолетом безопасной скорости полета 320 км/ч. В этот момент включается сигнал $n_x - 6^\circ / 57,3$, под действием которого тяга двигателей уменьшается, и скорость растет менее интенсивно. При $n_x = 0$ включается режим стабилизации скорости.

ЦИФРОВЫЕ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОЛОТОМ

10.1. Общие сведения

Характерной чертой развития системы автоматического управления во всех областях современной техники является все более широкое использование в них микропроцессорных устройств и цифровых вычислительных машин. Эта тенденция обусловлена значительно большими вычислительными и логическими возможностями цифровой элементной базы по сравнению с аналоговой, а также практически неограниченными перспективными возможностями интеллектуализации систем управления. Известно также, что стоимость, масса, габаритные размеры, надежность аналоговых вычислителей при увеличении точности и объема решаемых задач оказываются совершенно не сравнимы с теми же характеристиками цифровых вычислителей.

Поэтому рост требований к регулярности и безопасности полетов, усложнение самих объектов управления привели к появлению принципиально новых бортовых САУ, основанных на цифровом управлении ВС.

Пилотажно-навигационные комплексы цифрового управления обеспечивают высокий уровень автоматизации на всех этапах полета. Они предусматривают возможность директорного и автоматического взлета и ухода на 2-й круг, полную автоматизацию управления на маршруте, а также автоматический заход и посадку по III категории ИКАО, включая автоматическое управление послепосадочным пробегом ВС.

Переходу к цифровому пилотажно-навигационному оборудованию (ЦПНО) способствовали следующие факторы:

- высокая технологичность, малые габаритные размеры, масса и стоимость цифровой элементной базы;

- возможность решения большого числа логических задач и более простая, надежная и глубокая организация встроенного контроля, позволяющего охватить практически все оборудование комплекса;

- получение высокой надежности благодаря использованию методов структурной и информационной избыточности и широкая возможность стандартизации и унификации оборудования;

- уменьшение рабочей нагрузки на экипаж благодаря применению цифровых систем электронного отображения информации на цветных дисплеях.

Из зарубежных данных следует, что переход к цифровым системам в пилотажной части комплекса позволяет уменьшить ее стоимость на 20...40 %, на 75 % сократить трудоемкость технического обслуживания

и на 30...50 % число случаев невыполнения программы полета из-за неисправности ПНК и на 50 % снизить потери из-за его повреждения. Существенно снижается нагрузка на экипаж. Так, в зависимости от этапа полета нагрузка на командира корабля уменьшается на 10...35 %, на второго пилота — на 25...45 %, на бортинженера — на 30...60 %.

В гражданской авиации первые цифровые бортовые системы управления полетом были применены в конце 70-х годов на самолетах В-757 и В-767, позднее в 80-х годах на самолетах А-310, А-320 и др. Базовый комплекс стандартного цифрового пилотажно-навигационного оборудования (БКЦПНО) был создан для самолетов Ил-96-300, Ту-204, Ту-334, Ил-114 и др. Технический уровень БКЦПНО несколько превышает уровень ПНО зарубежных самолетов В-757, В-767, А-310. Функциональные возможности расширены примерно на 20...40 %.

Большие успехи в разработке аппаратных и программных средств вычислительной техники определили дальнейшие направления развития цифровых бортовых систем. С их использованием стали возможны ослабление неблагоприятного влияния человеческого фактора на уровень безопасности полетов и интеллектуализация бортового оборудования.

Одно из направлений интеллектуализации бортовых САУ связано с дополнительным информационным обеспечением экипажа при принятии решений с применением бортовых экспертных систем (ЭС), под которыми понимают вычислительные системы с обширным запасом знаний (базой знаний) о конкретной проблемной области. Эти знания организуются как определенная совокупность правил, которые позволяют делать заключения на основе исходных данных или предположений. Представляется, что применение на ВС экспертных систем позволит внести существенный вклад в повышение уровня безопасности полетов за счет возможной "консультации" экипажа с экспертной системой в особых случаях полета, особенно в таких критических ситуациях, когда возникает несколько разнородных последовательных отказов.

Другое направление интеллектуализации бортовых САУ связано с созданием речевого интерфейса (РИ). При этом учитывается, что при всевозрастающих нагрузках на двигательную и зрительную функциональные системы пилота целесообразно более широкое использование таких резервов, как его слух и речь. Сдерживающим обстоятельством пока являются ограниченные технические возможности надежного распознавания и синтеза речевых сообщений в реальных условиях полета.

Достижение повышенной надежности и живучести бортовых систем управления, обеспечение повышенной безопасности полета могут осуществляться не только за счет своевременного обнаружения и локализации отказов, особенно таких, которые могут быть названы потенциально катастрофическими, но и использования идей

реконфигурации управления. Под реконфигурацией управления понимают такое изменение структуры систем, когда при отказах датчиков, отдельных узлов системы управления, рулевых приводов, органов управления обеспечивается возможность ручного или автоматического управления вплоть до выполнения безопасной посадки. Системы с реконфигурацией можно рассматривать как самовосстанавливающиеся при отказах системы, причем стратегия восстановления определяется самой интеллектуальной системой. Правила поведения системы определяются еще на этапе ее проектирования с учетом технической реализуемости идей реконфигурации. Очевидно, что системы с реконфигурацией отличаются повышенной сложностью, высокой избыточностью и большими вычислительными затратами на реализацию алгоритмов обработки информации и управления.

Таким образом, тенденции развития современных цифровых бортовых САУ тесно связаны с практическими достижениями в области искусственного интеллекта. Это обстоятельство несомненно должно отразиться самым благоприятным образом на решении проблемы безопасности полетов.

В заключение следует отметить, что применение цифровой вычислительной системы управления полетом и тягой на таком массовом самолете местных воздушных линий, как Ил-114, будет предъявлять высокие требования к эксплуатационным предприятиям, летному составу, обслуживающему техническому персоналу.

10.2. Структура и состав цифрового ПНО

Комплекс стандартного цифрового пилотажно-навигационного оборудования (КСЦПНО) является практически полностью цифровым. В отличие от аналоговых ПНК здесь датчики, вычислители, индикаторы выполнены на цифровой элементной базе, все связи между системами комплекса также цифровые. Цифровой комплекс рассчитан на работу экипажа в составе двух пилотов без штурмана.

Комплекс осуществляет автоматическое и полуавтоматическое самолетовождение по запрограммированным траекториям с поддержанием требуемых норм вертикального и горизонтального эшелонирования на всех этапах полета, включая заход на посадку по категории IIIA.

Упрощенную функциональную схему комплекса самолета Ил-96-300 можно представить в виде информационно-измерительной части (датчиков информации) и вычислительно-управляющей части — системы управления (рис. 10.1). В состав цифрового ПНК входят:

ВСУП — вычислительная система управления полетом (3 комплекта);

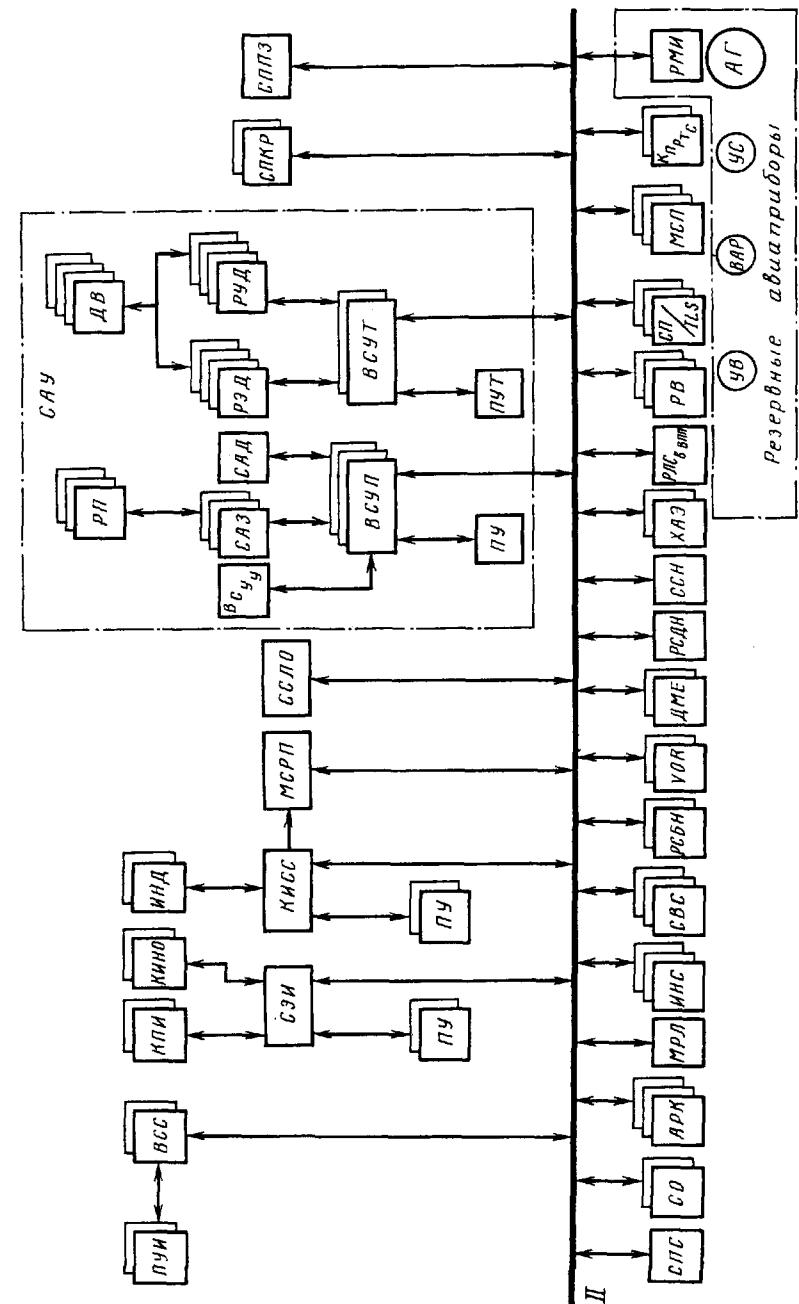


Рис. 10.1. Упрощенная функциональная схема цифрового ПНО самолета Ил-96-300

ПУ — пульт управления;
 ВСС — вычислительная система самолетовождения (2 комплекта);
 ПУИ — пульт управления и индикации;
 ВСУТ — вычислительная система управления тягой (2 комплекта);
 СПКР — система предупреждения критических режимов полета (2 комплекта);
 СППЗ — система предупреждения приближения земли;
 ССЛО — система сбора и локализации отказов;
 СЭИ — система электронной индикации;
 КПИ — комплексный пилотажный индикатор (2 комплекта);
 КИНО — комплексный индикатор навигационной обстановки (2 комплекта);
 КИСС — комплексная информационная система сигнализации;
 ИНД — индикаторы многофункциональные КИСС;
 МСРП — магнитная система регистрации параметров;
 ССН — система спутниковой навигации;
 РСДН, РСБН — радиотехнические системы дальней (ближней) навигации (2 комплекта);
 VOR, DME, ILS/СП — соответствующие системы навигации и посадки (2 и 3 комплекта);
 МСП — микроволновая система посадки (3 комплекта);
 РВ — радиовысотомер (3 комплекта);
 ИНС — инерциальная навигационная система (3 комплекта);
 КПРТС — комплексный пульт радиотехнических систем;
 РМИ, АГ, ВАР, УС, УВ — резервные приборы (радиомагнитный индикатор, авиагоризонт, вариометр, указатель скорости, указатель высоты);
 СВС — система воздушных сигналов (3 комплекта);
 АРК — автоматический радиоконпас (3 комплекта);
 МРЛ — метеорадиолокатор;
 ХАЭ — хронометр авиационный электронный (2 комплекта);
 РЛС_{вп} — радиолокатор визуализации ВПП;
 СПС — система предупреждения столкновений;
 СО — самолетный ответчик (2 комплекта);

В основном вся информация, поступающая из системы КСЦПНО, выводится на приборы, размещенные на приборной доске, центральном пульте. При размещении указанного оборудования ставилась цель улучшить условия работы экипажа путем сокращения числа операций и времени на их выполнение, безошибочного восприятия информации и обеспечения возможности контроля и дублирования членов экипажа (особенно при отказных ситуациях).

СЭИ и КИСС позволили значительно сократить число приборов, размещаемых в кабине, при обеспечении более высокой информативности, выдаваемой комплексно на небольшое число инди-

каторов в зависимости от этапа полета, а также по вызову с пультов СЭИ и КИСС по желанию экипажа.

Применение комплексных пультов КПРТС, ПУ ВСУП, ПУ ВСУТ и их размещение на центральном пульте дало возможность: рационально распределить обязанности экипажа; повысить надежность его работы; снизить рабочую нагрузку экипажа; обеспечить хорошую взаимосвязь между членами экипажа.

На приборной доске размещаются следующие приборы. На левой и правой панелях перед пилотами — два комплекта электронных индикаторов СЭИ. В каждый комплект входят комплексный пилотажный индикатор КПИ и комплексный индикатор навигационной обстановки КИНО. Горизонтальное размещение экранных индикаторов исключает затенение штурвалом информации, индицируемой на экранах СЭИ, обеспечивает лучшее восприятие экипажем информации при переводе ее с одного индикатора на другой в случае отказа одного из них или при необходимости вызова определенной информации.

Индикатор КПИ имеет 4 режима: "Земля", "Взлет", "Маршрут" и "Посадка". При обжатых шасси КПИ работает в режиме "Земля". При этом индицируются: приборная скорость, барометрическая высота, курс, директорный индекс по рысканию, индекс расстояния до точки принятия решения, давление на аэродроме, скорость поднятия стойки шасси, приращение скорости, индекс минимально допустимой скорости на разбеге, радиовысота, режимы ВСУП (продольный и боковой) и ВСУТ.

При прерванном взлете (изменении ускорения) СПКР выдает сигнал на прекращение взлета. Мигает надпись "Разбег прекрати". Выдается расстояние до конца ВПП. Вместо индекса минимальной скорости появляется индекс максимальной скорости.

При поднятии передней стойки шасси на КПИ включается режим "Взлет". При этом индицируется: крен, тангаж (с оцифровкой через 2,5°), угол атаки (с оцифровкой через 1° с индексом предельного угла атаки), вертикальная скорость (через 5 м/с), барометрическая высота (неоцифрованная с делениями через 50 м), вертикальное ускорение (по счетчику), число М на маршруте (по счетчику), значение предельных углов крена (желтая мигающая стрелка), режимы ВСУП.

Индикация КПИ в режиме "Маршрут" аналогична индикации в режиме "Взлет".

При нажатии кнопки "Посадка" или при переходе ВСУП в посадочный режим индикатор КПИ тоже переходит в режим "Посадка". На индикаторе появляются: командные стрелки, окно заданной траектории с предельными отклонениями, радиовысота, высота принятия решения, сдвиг ветра.

Индикатор КИНО работает в режимах "Карта", "ПНП", "Метео". В режиме "Карта" имеется два поля: на верхнем индицируется курсовая информация, на нижнем — маршрут. Осуществляется ин-

дикация: заданного курса (счетчик), заданного путевого угла (счетчик и индекс), направления на север (стрелка), направления ветра (стрелка на силуэт самолета), заданной высоты пролета эшелона (счетчик), минимально безопасной высоты пролета эшелона (счетчик), минимально безопасной высоты на данном отрезке маршрута (счетчик), видимости движения самолета по карте, линии пути, промежуточных пунктов маршрута с надписями точки донесения, границы зон РДС и их наименования, частоты связи (при нажатии кнопки "Справка"), маяков, команды на переход в режим "Метео" (при обнаружении метеопасности).

Индикаторы выполнены на цветных электронно-лучевых трубках с антибликовым покрытием на редкоземельных люминофорах, с повышенной яркостью изображения. Для устранения влияния внешних магнитных полей трубка заключена в магнитный экран. Для борьбы с постоянными магнитными полями один раз в 0,5 с выдается размагничивающий импульс.

На средней панели, чуть ниже, слева и справа — два индикатора КИСС. Такое размещение обеспечивает удобное считывание информации всем членам экипажа.

Между индикаторами СЭИ размещен резервный комплект электромеханических пилотажно-навигационных приборов: авиагоризонт, указатель скорости, вариометр, указатель высоты (УВ) со шкалами в метрах и футах, радиоманитный индикатор, индикатор положения закрылков ИП-12, сигнализатор положения шасси, светосигнальное табло.

Между индикаторами КИСС размещены резервные электромеханические приборы контроля частоты вращения вала двигателей и температуры газов двигателей, а слева и справа — индикаторы положения закрылков и указатель высоты и перепада давления в кабине соответственно. Над группой резервных приборов размещен пульт ВСУП.

Состав и число дублирующих приборов определяются исходя из степени опасности ситуации, возникающей после отказа основных источников информации — КИСС и СЭИ.

На самолете Ил-96-300 принято, чтобы после отказа экранной индикации возникла ситуация не хуже сложной, а дублирующие средства информации и сигнализации должны обеспечивать полет до ближайшего аэродрома и посадку на нем. На самолете использован так называемый принцип "темной кабины", заключающийся в том, что в течение полета при нормальных режимах и исправном состоянии всех бортовых систем отсутствуют любые сигналы, кроме сигналов о включении временно работающих систем. Для быстрого и правильного восприятия информации, индицируемой на индикаторах, применяется следующее цветовое кодирование:

красный цвет для экранной информации, сигнализирующей об аварийных условиях эксплуатации или о состояниях самолетных

систем, которые требуют немедленных действий экипажа. Располагаемое время для парирования отказа $T < 15$ с;

желтый цвет для предупреждающей информации, сигнализирующей о ненормальных условиях эксплуатации или состояниях самолетных систем, которые требуют немедленного осведомления экипажа и возможного корректирующего действия. Для парирования отказа экипаж располагает временем $T \geq 15$ с;

зеленый цвет для нормального текущего значения параметров на экранных индикаторах и для уведомления о включении резервной системы, которая работает до конца полета;

голубой цвет для напоминания экипажу о нормальном, но временном включении самолетных систем или агрегатов и о том, что переключатель переведен в нормальное положение, для временного включения системы, агрегата;

белый цвет для привлечения внимания экипажа к факту, что переключатель переведен в нештатное положение вследствие отказа или в результате неправильной его установки, а также для обозначения вспомогательных линий, надписей и мнемонических связей между элементами системы.

Необходимо отметить, что при реализации принципа "темной кабины" все кнопки, установленные в штатное положение, и светосигнализаторы во время полета должны быть темными, кроме тех, которые служат для обозначения нормально, но временно работающих систем и агрегатов, высвечивающихся голубым цветом.

Аналогичный состав имеет цифровое ПНО самолета Ту-204.

Функциональная схема цифрового ПНО самолета местных воздушных линий Ил-114 более простая (рис. 10.2). В отличие от ПНО самолета Ил-96-300 здесь использованы единая вычислительная система управления полетом и тягой *ВСУПТ*, комплексная система электронной индикации и сигнализации *КСЭИС*, самолетная бесплатформенная курсоверткаль *СБКВ*, доплеровский измеритель скорости и угла сноса *ДИСС*, компас индукционный *КИ*, механизм регулирования тяги двигателей *МРТ*, рулевые машины *РМ*. Кроме того, изменен характер резервирования отдельных устройств, в частности полностью исключено тройное резервирование.

КСПНО обеспечивает выполнение следующих функций¹:

автоматическое самолетовождение в горизонтальной и вертикальной плоскости при полете по запрограммированному маршруту и в зоне аэродрома;

комплексную обработку информации от автономных и неавтономных средств с целью обеспечения заданной точности и достоверности поступающих данных;

оптимизацию режимов полета с целью экономии топлива;

автоматический заход на посадку согласно I и II категориям ИКАО и автоматическую посадку согласно IIIA категории ИКАО

¹ ПНО самолета Ил-114 выполняет не все из указанных функций.

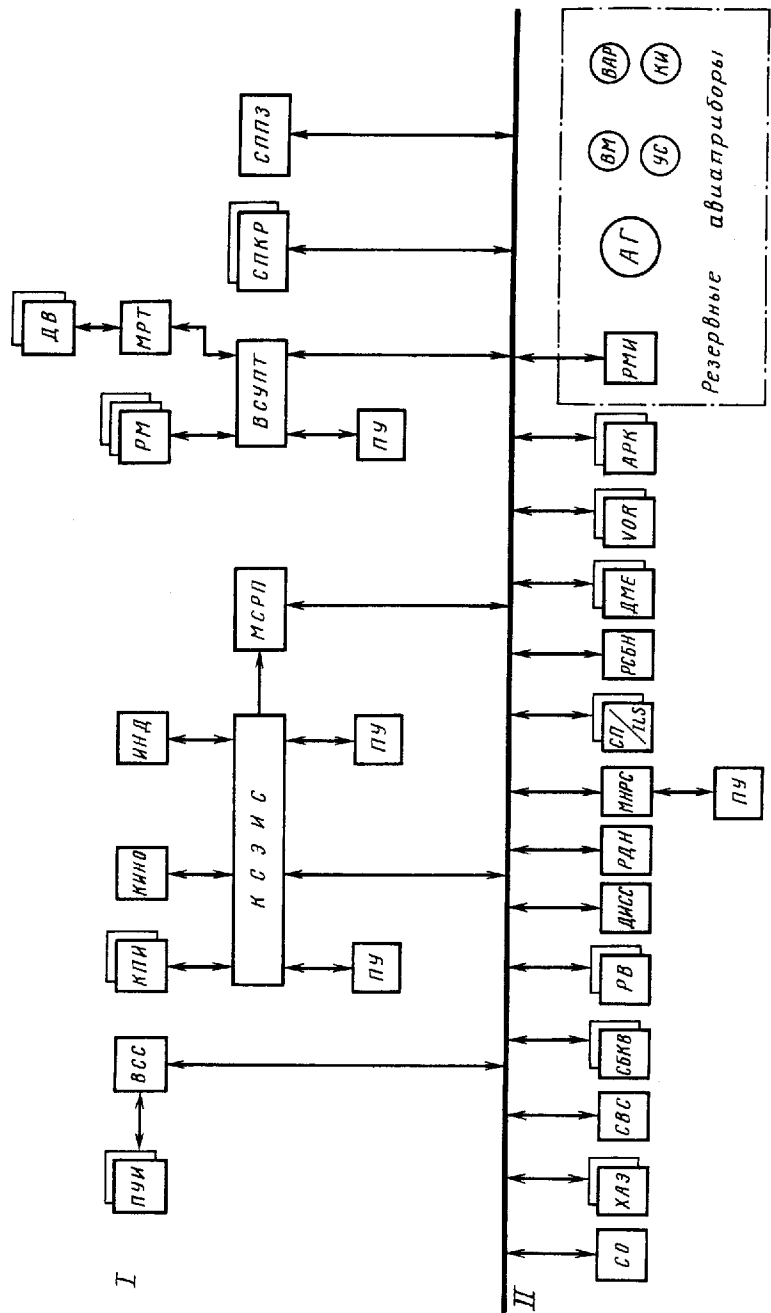


Рис. 10.2. Функциональная схема цифрового ПНО самолета Ил-114:
I — система управления; II — датчики информации

по радиомаякам СП, ILS и МСП, соответствующим этим категориям;

директорное управление боковым и продольным движением при взлете, начиная с момента отрыва от ВПП;

индикацию пилотажно-навигационной информации на многоцветных экранных индикаторах, пультах управления и резервных приборах.

Системы, входящие в комплекс ПНО, по габаритным размерам и выполняемым функциям в основном соответствуют международным требованиям (стандарты ARING-700). Обмен информацией между системами комплекса производится цифровым кодом в соответствии со стандартом ARING-429.

10.3. Вычислительные системы управления полетом и тягой

Условно вычислительную систему управления полетом и вычислительную систему управления тягой двигателей, а также систему устойчивости и управляемости и систему активного демпфирования (САД), которая может устанавливаться на ВС, относят к системам автоматического управления.

Система ВСУП выполняет следующие функции:

стабилизацию углового положения ВС относительно его центра тяжести;

управление угловым положением ВС с последующей стабилизацией заданных в процессе управления углов крена и тангажа;

автоматический выход на заданный эшелон и стабилизацию заданного эшелона;

стабилизацию и управление приборной скоростью или числом М или вертикальной скоростью полета при автоматическом управлении тягой двигателей от ВСУТ;

программный полет, задаваемый ВСС в горизонтальной и вертикальной плоскостях на всех этапах полета — от набора высоты до захода на посадку;

полет с путевым углом, заданным экипажем через пульт управления ВСУП;

автоматическое управление стабилизатором;

автоматическое управление при заходе на посадку и автоматическое приземление по радиомаякам (РМ) ILS и СП, соответствующим требованиям III категории ИКАО;

автоматическое и директорное управление при заходе на посадку до высоты принятия решения, которая соответствует I или II категории ИКАО, по РМ ILS, СП, соответствующим этим категориям;

директорное управление для бокового канала при взлете и разбеге по РМ ILS, СП и для продольного и бокового каналов на воздушном участке взлета;

автоматическое управление при уходе на 2-й круг;
 автоматическую балансировку продольного и бокового каналов на всех этапах полета;

индикацию на командно-пилотажном индикаторе (КПИ) и комплексном индикаторе навигационной обстановки (КИНО) заданного путевого угла, заданной скорости, командных сигналов управления самолетом;

сигнализацию о предельных отклонениях при снижении по глиссаде в горизонтальной и вертикальной плоскостях при автоматическом или директорном управлении на высотах 300 м и менее;

информацию о включении режимов работы ВСУП в фазах "Готовность" и "Выполнение", директорного управления, об отказах ВСУП и сопряженных с ним систем, об автоматическом отключении системы.

ВСУП состоит из трех резервированных блоков вычисления управления полетом (БВУП), пульта управления ПУВСУП, двух кнопок "2 круг" и двух кнопок отключения ВСУП. Пульт управления и кнопки "2 круг" установлены в верхней части приборной доски пилотов, кнопки отключения — на штурвалах пилотов.

Автоматическое управление самолетом осуществляется через систему автоматической загрузки (САЗ) и рулевые приводы (РП) системы управления самолетом.

Резервированные вычислительные блоки ВСУП могут работать синхронно и асинхронно, выполняя одни и те же рабочие программы. Как показывают исследования, асинхронный вариант является более надежным, так как в нем отсутствует общее синхронизирующее устройство, являющееся потенциальной точкой отказа. Для согласования результатов вычислений в каждом из вычислителей используются каналы межмашинного обмена.

Контроль вычислительного процесса решается с использованием как программных, так и аппаратных средств.

Основными элементами ВСУП являются резервированные БВУП, каждый из которых выполняет следующие функции: формирование законов управления, контроль входной и выходной информации в полете, полетный и предполетный контроль блоков, входящих в состав ВСУП.

Для решения этих задач три вычислителя БВУП, каждый из которых состоит из двух микроЭВМ, соединены между собой связями межмашинного обмена (ММО) (рис. 10.3).

Каждый БВУП состоит из двух микроЭВМ, связанных между собой через программируемый адаптер магистрали (АМ). В состав каждой микроЭВМ входит один программируемый интервальный таймер пользователя, предназначенный для выдачи сигнала прерывания на процессор. С каждой магистралью и микроЭВМ связаны постоянное и оперативное запоминающие устройства ПЗУ, ОЗУ, устройства ввода-вывода (УВВ) микроЭВМ. К УВВ микроЭВМ подключаются УВВ БВУП, состоящие из устройства

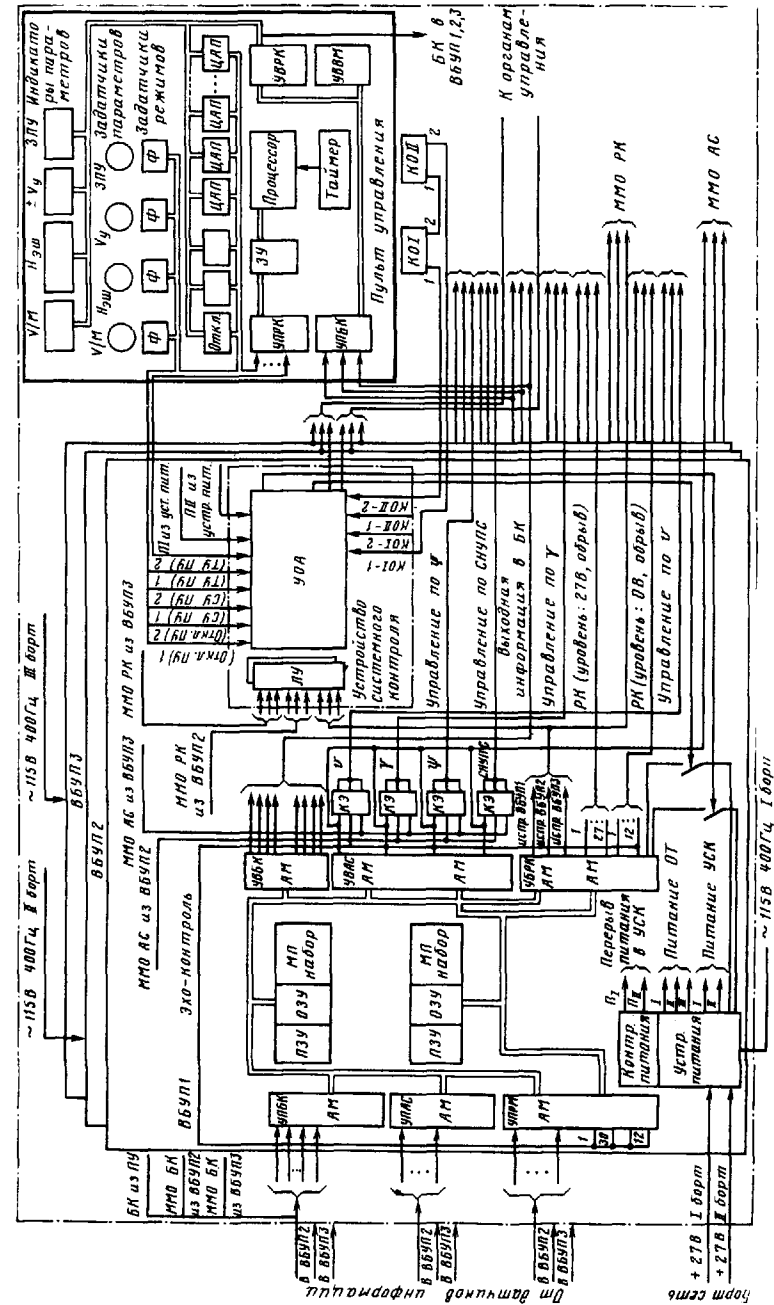


Рис. 10.3. Упрощенная схема ВСУП

приема биполярного кода УПБК, устройства выдачи биполярного кода УВБК, устройства приема разовых команд УПРК, устройства выдачи разовых команд УВРК, цифроаналогового и аналогоцифрового преобразователей ЦАП и АЦП. УПБК, УВБК, АЦП связаны с УВВ микроЭВМ прямым доступом к памяти, а ЦАП, УВРК, УПРК — программно.

В состав ВБУП входят также устройства вторичного питания, резервированные устройства системного контроля УСК, предназначенные для оценки исправности вычислителей и всей ВСУП в целом, а также кворум-элементы КЭ, предназначенные для выработки управляющих аналоговых сигналов на самолетные приводы. Устройства УСК всех трех ВБУП связаны друг с другом шинами межмашинного обмена ММО, разовыми командами для выработки достоверной информации о исправности ВБУП и ВСУП. Кворум-элементы КЭ связаны аналоговыми шинами ММО для выдачи достоверной информации о исправности на приводы. Как УСК, так и КЭ выполнены функционально отдельными с вычислительной частью ВБУП.

Для управления работой системы ВСУП используется пульт управления ПУ. Он предназначен также для задания значений полетных параметров. Пульт связан со всеми тремя вычислителями ВБУП, а также с системами ВСС и ВСУТ и с самолетными приводами. Для обеспечения пилотов информацией о включенных посадочных режимах используются два дублирующих блока сигнализации БС, связанных с двумя ВБУП. Для отключения пилотами ВСУП без снятия рук со штурвала на них установлены кнопки отключения КО. При нажатии кнопок ВСУП отключается от самолетных приводов, а также снимается вся сигнализация на ПУ и ВС.

В режимах автоматического и полуавтоматического управления каждая из вычислительных систем КСЦПНО реализует собственные полные и частные программы. Частота обновления информации определяется частотой реализации соответствующих вычислительных алгоритмов в вычислителях.

Системы автоматического управления полетом нового поколения имеют более высокую (в 2...2,5 раза) точность управления.

Система ВСУТ обеспечивает: стабилизацию заданных оборотов ротора двигателя n_d пропорционально тяге; выдачу на индикаторы системы КИСС информации о предельно допустимых значениях n_d на различных этапах полета, а также информации о включенных режимах работы ВСУТ. Система ВСУТ управляет числом оборотов ротора двигателей при помощи РУД и РЭД. Причем РУД осуществляет грубое, а РЭД — точное регулирование числа оборотов.

Система ВСУУ предназначена для демпфирования колебаний ВС относительно его осей; улучшения управляемости ВС при снижении по глиссаде (при заходе на посадку) за счет управления подъемной силой; предотвращения выхода ВС на углы атаки или вертикальные перегрузки, близкие к предельно допустимым значениям.

Система САД обеспечивает: автоматическое демпфирование колебаний крыла и фюзеляжа в целях обеспечения надлежащих условий работы соответствующих конструктивных элементов и увеличения тем самым срока службы планера.

Следует заметить, что системы ВСУУ и САД работают автономно и функционально не связаны с комплексом ПНО, поэтому они не показаны на рис. 10.1.

10.4. Вычислительная система самолетовождения

С системой автоматического управления непосредственно связана вычислительная система самолетовождения (ВСС). Она объединяет все системы ПНК, состоит из двух комплектов и вычисляет все необходимые параметры для обеспечения автоматического или директорного пилотирования по запрограммированным траекториям в горизонтальной и вертикальной плоскостях, дает непрерывную информацию экипажу о точном местонахождении ВС и автоматически управляет режимами работы отдельных систем, входящих в комплекс.

Комплекты ВСС выдают информацию одновременно, но первый комплект — ведущий. При его отказе информация поступает со второго вычислителя. Для контроля применен межмашинный обмен. ВСС переданы также функции стабилизации и управления заданным путевым углом, вертикальной и приборной скоростями выхода на заданный эшелон. ВСС решает задачи четырехмерной зональной навигации (трехмерная пространственная и временная) и обеспечивает расчет данных для автоматического управления (заданный крен и заданное вертикальное ускорение во ВСУП и заданную тягу во ВСУТ). Кроме того, ВСС решает задачу оптимизации режима полета при минимальном расходе топлива при наборе высоты, крейсерском полете и снижении. На пульт управления и индикации выдается информация об оптимальной скорости и высоте эшелона. Если эти значения не соблюдаются, то в промежуточных пунктах маршрута выдается информация о перерасходе топлива. ВСС рассчитывает время прохождения очередного и последующих промежуточных пунктов маршрута, вплоть до конечного.

Система ВСС самолета Ил-96-300 имеет режимы коррекции по сигналам РСДН и спутниковой системы навигации (ССН). Обеспечивается не только коррекция, но и контроль работы информационно-измерительных систем за счет использования режима комплексной обработки информации (КОИ). ВСС обеспечивает преобразование данных в географической системе координат. Точность самолетовождения по сигналам ВСС определяется средним квадратическим отклонением $\sigma \approx 1$ км.

Основной режим коррекции по сигналам РСБН — режим двух дальностей. Он является более точным, чем режим с использованием

ем азимута. Для полетов за рубежом сигналы коррекции в ВСС выдают системы DME. Режим сканирования по нескольким радиомаякам DME обеспечивает выдачу с каждого комплекса дальности до двух маяков.

Ядром системы ВСС являются две ЦВМ. Каждый вычислитель содержит по два процессора. Быстродействие вычислителя характеризуется скоростью выполнения операции регистр — регистр 800 тыс. оп/с. Постоянная память содержит 96 кбайт, оперативная память — 19 кбайт, память с электрической записью — 224 кбайт (из них 192 кбайта съемной памяти). Для программирования маршрута обычно необходимо около 3 кбайт. Таким образом, ВСС обеспечивает возможность программирования около 70 маршрутов. Память программируется на земле и вставляется в вычислитель. Маршруты кодируются, чтобы из различных воздушных трасс можно было составить конкретный маршрут. Номер маршрута вводится через пульт вычислителя. В съемном модуле памяти запоминаются "скелеты" трасс со всеми сходами на запасные аэродромы. В памяти заложены координаты всех промежуточных пунктов маршрута.

Таким образом, основные параметры маршрута вводятся в ВСС автоматически. Некоторые параметры, например обеспечивающие контроль разбега на ВПП (сцепление и т.д.), вводятся с пульта управления и индикации вручную. Экипаж может работать с ВСС только через ПУИ путем ручного ввода данных (рис. 10.4). Для этого используются кнопки выбора строк 1, кнопки-табло выбора режимов 2 и клавиатура.

Основной режим ввода — автоматический. При этом в процессор вычислителя ВСС с ЗУ вводятся:

- перечни промежуточных пунктов маршрута ППМ;
- массивы ППМ (географические координаты точек, высоты полетов, магнитные склонения и т. д.);
- доступные радиомаяки для РСБН, VOR, DME (географические координаты, частоты и т. д.);
- рубежи пересечений различных границ;
- план полета (по системе штурманской подготовки — маршрутный эталон);
- информация о разбивке трассы по зонам УВД;
- режим работы связанных радиосредств и т. д.

Дальнейшее обращение к базе маршрутных данных осуществляется с ПУИ. Вводится номер маршрута по каталогу трасс. Маршрут включает три участка: стандартный маршрут вылета, крейсерский маршрут, стандартный маршрут прибытия. Имеются несколько вариантов задания маршрутов вылета и прибытия: словесным описанием, набором полярных координат, добавлением к обычному описанию в географических координатах радиусов разворотов в поворотных пунктах маршрута.

На основе заложенных в вычислителе данных формируется программа полета. Для определения местоположения используются

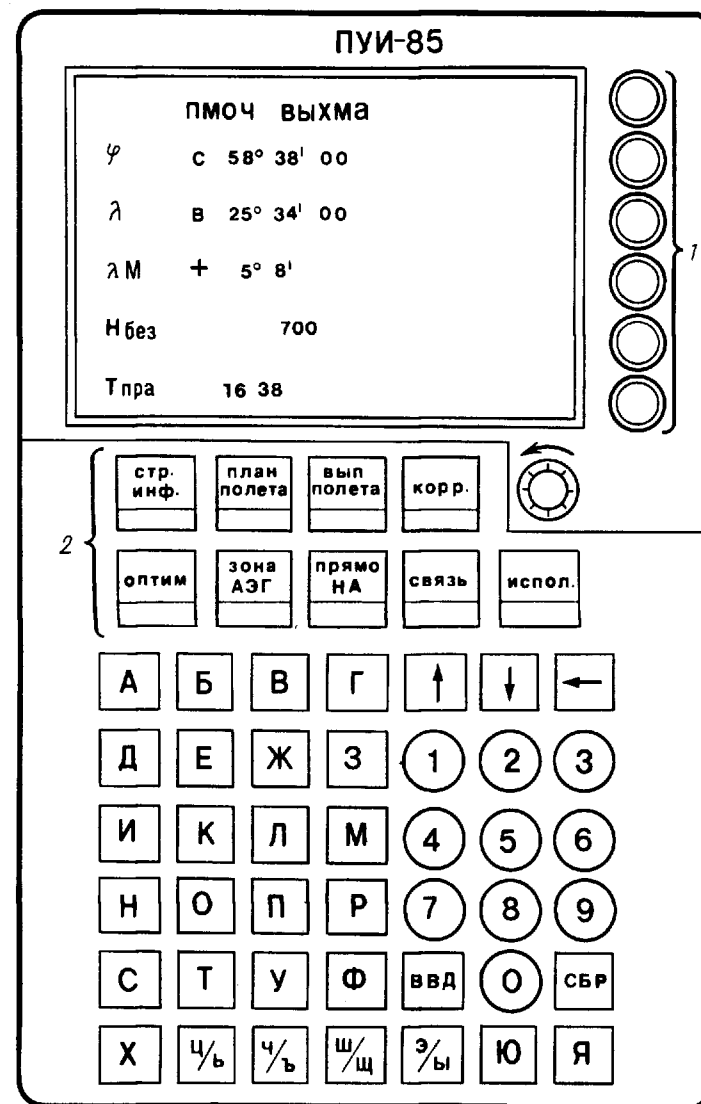


Рис. 10.4. Пульт управления и индикации ПУИ-85

информационно-измерительные системы (определение по ИНС, коррекция по РТС). При сравнении текущих и заданных координат формируются управляющие сигналы во ВСУП (управление полетом) и ВСУТ (управление тягой двигателей).

10.5. Системы предупреждения критических режимов и приближения к земле

К предупреждающим системам можно отнести СПКР и СППЗ. СПКР обеспечивает формирование и выдачу на пилотажные приборы пилотов информации о допустимых значениях определенных контролируемых параметров полета, а также включает соответствующие световую и звуковую сигнализацию в случае достижения самолетом предельно допустимых уровней указанных параметров.

В качестве бортовых индикаторов используются комплексная система сигнализации (КИСС), система электронной индикации (СЭИ), система индикации разбега и пробега (СИРП). Информация от СПКР выдается только в систему сбора и локализации отказов (ССЛО).

СПКР обеспечивает:

контроль параметров полета: скоростей на этапе разбега и взлета, потенциального угла наклона траектории и барометрической высоты, изменения скорости и направления ветра (сдвиг ветра) на этапе взлета и посадки, угла атаки, крена и нормальной перегрузки, приборной скорости, отклонения от заданной высоты полета на эшелоне;

вычисление пороговых значений контролируемых параметров полета;

выдачу в СЭИ в виде двоичного кода информации о пороговых значениях параметров полета;

формирование и выдачу в КИСС разовых предупреждающих сигналов о приближении и достижении параметрами полета своих пороговых значений с учетом их приоритетности;

выдачу в КИСС и ССЛО информации о готовности и работоспособности вычислителей СПКР, в том числе об исправности линий связи и достоверности информации, поступающей в виде последовательного двоичного цифрового кода из систем-датчиков информации;

формирование и выдачу разовых команд при превышении числом M и высотой заданных значений.

Основными элементами СПКР являются два идентичных вычислителя. Резервирование вычислителей необходимо для повышения надежности работы системы.

В процессе функционирования СПКР взаимодействует с рядом устройств и систем. В состав СПКР самолета Ту-204 (рис. 10.5) входят два вычислителя типа БВУ-6. СВС выдает информацию о

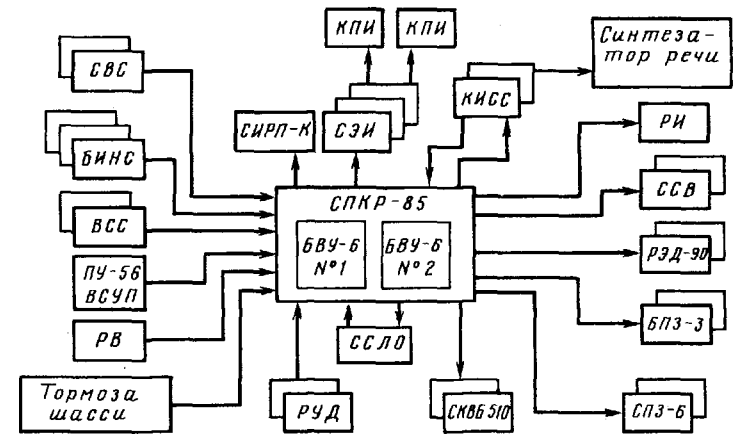


Рис. 10.5. Схема СПКР и ее внешние связи

высотно-скоростных параметрах полета. БИНС обеспечивает выдачу информации об измеренных значениях угловых скоростей и соответствующих углов. Вычислительная система самолетовождения ВСС выдает в СПКР необходимые для контроля параметры разбега и взлета. С пульта управления ВСУП выдается информация о заданном эшелоне. Радиовысотомер РВ обеспечивает систему информацией о высоте полета относительно Земли.

КИСС является датчиком текущего угла отклонения закрылков, предкрылков и состояния основных стоек шасси. В свою очередь, на КИСС поступает следующая информация от СПКР:

об отказе вычислителей СПКР для отображения в кадре "Блоки"; допустимый угол атаки $\alpha_{доп}$ и максимально допустимая нормальная перегрузка $n_{уmax}$ для звуковой сигнализации;

скорость приборная меньше V_{min} ; скорость приборная больше V_{max} ; опасное отклонение от заданной высоты ($|\Delta H_0| > 150$ м); выход на эшелон; скорость на разбеге меньше V_1 ; необходимо прекратить разбег; достижение скорости V_1 ; достижение скорости V_R ; потенциальный угол наклона траектории меньше допустимого на взлете; значение сдвига ветра больше допустимого; значение сдвига ветра больше критического; относительная барометрическая высота меньше минимально допустимой при взлете — для передачи на синтезатор речи.

Система электронной индикации отображает на своих индикаторах, включая комплексный пилотажный индикатор КПИ, принимаемую от СПКР следующую информацию;

расстояние, оставшееся до точки принятия решения; расстояние до конца располагаемой дистанции прерванного взлета;

максимально V_{\max} и минимально V_{\min} допустимую приборную скорости;

допустимый угол атаки $\alpha_{\text{доп}}$;

максимально допустимую перегрузку $n_{\text{уmax}}$;

максимально допустимое значение угла крена;

прогнозируемое отклонение приборной скорости от текущего значения при сдвиге ветра;

превышение V_{\max} , $\alpha_{\text{доп}}$, $n_{\text{уmax}}$;

крен левый (правый) велик;

скорость приборная меньше V_{\min} ;

недопустимое отклонение от заданной высоты ($60 \text{ м} < |\Delta H_0| < 150 \text{ м}$);

опасное отклонение от заданной высоты ($|\Delta H_0| > 150 \text{ м}$);

необходимость прекратить разбег;

достижение скоростей V_1, V_R ;

значение сдвига ветра больше допустимого (критического);

относительная барометрическая высота меньше минимально допустимой при взлете;

отказ вычислителей СПКР.

СИРП отображает принимаемую от СПКР информацию о необходимости прекращения разбега и о достижении скорости V_R .

Система сигнализации и локализации отказов ССЛО при проведении наземного контроля выдает в СПКР сигнал на ее включение в режим расширенного контроля. Кроме того, ССЛО принимает от СПКР для хранения, отображения и передачи в МСРП информацию об отказах как вычислителей СПКР, так и составных частей взаимодействующих с СПКР систем, включая линии связи СПКР с этими системами.

Из тормозной системы шасси СПКР получает информацию в виде разовых команд о состоянии тормозов шасси. С датчиков положения РУД в СПКР выдаются сигналы в виде разовых команд о положении рычагов управления двигателями.

Речевой информатор РИ воспроизводит речевые сообщения по сигналам из СПКР: "Прекрати разбег"; "Скорость велика"; "Отклонение от эшелона".

СПКР выдает разовые команды о превышении заданных значений высоты и скоростей полета в следующие системы:

- $H_0 \geq 8000 \text{ м}$ в систему кондиционирования воздуха (СКВ);
- $V_{\text{пр}} \geq 400 \text{ км/ч}$ в блок БПЗ-3 (блок питания и защиты фар);
- $V_{\text{пр}} \geq 480 \text{ км/ч}$ в систему положения закрылков СПЗ-6;
- $V_{\text{пр}} \geq V_1$ в электронный регулятор двигателя РЭД-90;
- $W > 50...60 \text{ км/ч}$ в ССВ (система сдува воздухозаборника).

Система СППЗ предупреждает экипаж в случае возникновения опасного сближения самолета с земной поверхностью. Сигналы предупреждения воспроизводятся в виде речевых команд и надписей на экране КИСС. СППЗ имеет несколько режимов работы, обеспечивающих выдачу предупреждений сигнализации.

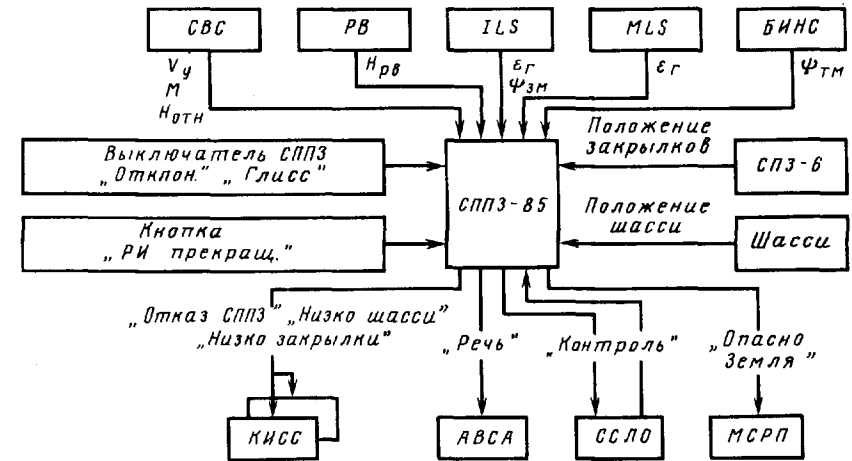


Рис. 10.6. Схема СППЗ и ее внешние связи

Режим 1 — превышение установленных пороговых значений вертикальной скорости снижения. Система выдает речевые предупреждения "Опасный спуск", "Тяни вверх".

Режим 2 — превышение установленных пороговых значений скорости сближения с Землей. При закрылках не в посадочном положении система выдает речевые предупреждения "Земля", "Тяни вверх", а в посадочном положении — речевые предупреждения "Земля".

Режим 3 — потеря высоты на взлете или уходе на второй круг. Система выдает речевые предупреждения "Не снижайся".

Режим 4 — полет вблизи земной поверхности с невыпущенными шасси или закрылками не в посадочной конфигурации. При убранных шасси система выдает речевые предупреждения "Низко. Шасси" и "Низко, Земля".

Режим 5 — чрезмерное отклонение вниз от радиотехнической глиссады. Система выдает речевые предупреждения "Глиссада".

Система СППЗ состоит из вычислителя и формирователя предупреждающих сигналов, расположенных в одном моноблоке. СППЗ получает входную информацию в виде кодовых сигналов и разовых команд (рис. 10.6). Источниками входной кодовой информации являются системы, выдающие информацию, пропорциональную следующим сигналам:

СВС — вертикальной скорости V_y , числа M и относительной барометрической высоте $H_{\text{отн}}$;

РВ — высоте $H_{\text{рв}}$;

ILS — отклонению от глиссады ϵ_r и заданному магнитному курсу ВПП $\psi_{\text{зм}}$;

MLS — отклонению от глиссады ϵ ;

БИНС — текущему магнитному курсу $\psi_{\text{ТМ}}$.

Источниками разовых команд являются системы, выдающие информацию, пропорциональную следующим сигналам:

ССЛО — проведения наземного контроля;

СПЗ-6 — посадочного и непосадочного положения закрылков; концевой выключатель положения левой стойки шасси — сигналам убранного или выпущенного положения шасси.

Потребителями информации от СППЗ являются системы:

АВСА — для обеспечения прослушивания речевых сообщений членами экипажа;

КИСС — для отображения на экране сигналов "Низко. Шасси", "Низко. Закрылки" с момента их появления до прекращения действия условий, их вызывающих, и сигнала "Отказ СППЗ", отображаемого по вызову при нажатии кнопки "Блоки";

ССЛО — для приема информации о состоянии СППЗ, источников входной информации и линий связи с ними;

МСРП — для регистрации срабатывания СППЗ.

В кабине экипажа расположены следующие органы управления системы:

выключатель "СППЗ Отклон. глосс.". Он установлен на щитке левого бортового пульта пилотов и служит для исключения ложной сигнализации в одном режиме и для сохранения сигнализации в другом в случае захода на посадку с закрылками не в посадочном положении ($\delta_3 < 26^\circ$);

кнопки "РИ прекращ.". Они установлены на левом и правом бортовых пультах пилотов и служат для прекращения в случае необходимости звуковых сигналов предупреждения "Глиссада".

Перевод СППЗ в режим расширенного наземного контроля производится от системы ССЛО. Результаты контроля выдаются в ССЛО и отображаются на экране КИСС при нажатии кнопки "Блоки". В случае отказа СППЗ на передней панели моноблока СППЗ загорается индикатор.

10.6. Комплексная информационная система сигнализации и система сбора и локализации отказов

Комплексная информационная система сигнализации (КИСС) входит в систему кабинной индикации и обеспечивает отображение информации о состоянии самолетных систем и сигнальной информации об отказах на экранных индикаторах.

КИСС предназначена для обеспечения безопасности полета за счет выдачи экипажу информации для надежного выполнения всех эксплуатационных задач, повышения комфортности и разгрузки экипажа от выполнения логических операций, а также для своевременного привлечения внимания экипажа в особых ситуациях путем

цветного кодирования сигналов, центральных сигнальных огней (ЦСО) и звуковой сигнализацией.

КИСС осуществляет прием, преобразование и логическую обработку сигналов, поступающих от датчиков и бортовых систем; отображение информации о состоянии бортовых систем и изменении их параметров; индикацию сигналов неисправностей самолетных систем; запоминание сигналов неисправностей бортовых систем и выдачу их при послеполетном контроле; управление работой ЦСО; формирование звуковых сигналов.

КИСС самолетов Ил-96-300 и Ту-204 созданы на базе двух цветных электронно-лучевых трубок, установленных на приборной доске.

В процессе функционирования КИСС в полете на левом экране (Ил-96-300) автоматически индицируются только те сигналы об отказах и неисправностях, которые требуют от экипажа каких-либо действий в данный момент. Правый экран дает информацию о параметрах работы двигателей. В зависимости от срочности действий экипажа в той или иной ситуации КИСС обеспечивает выдачу сигнальной информации трех категорий:

экстренной (аварийная), когда располагаемое время на парирование отказа $T < 15$ с;

предупреждающей, когда располагаемое время на парирование отказа $T \geq 15$ с;

сигнальной, не имеющей ограничений по времени.

Сигналы об отказах индицируются на экранах КИСС в соответствии с присвоенными категориями.

При составлении текстов сигнальной информации на экране КИСС вначале указывается сокращенное обозначение системы, в которой произошел отказ, а затем указывается, что именно произошло. Сообщение об отказе индицируется красным или желтым цветом (в зависимости от категории), подсказка-напоминание экипажу о предписанных действиях — голубым. На этапах взлета и посадки сигнальная информация об отказах индицируется под кодом "Конфигурация самолета". На маршруте левый экран полностью предоставлен для сигнальной информации. Сигнальная информация об отказах может сбрасываться с экрана КИСС или автоматически, если исчезли условия, формировавшие этот сигнал, или вручную нажатием кнопки "Сброс" на пульте управления.

Система сбора и локализации отказов предназначена для управления процедурой предполетного и послепосадочного контроля комплекса ПНО, технического обслуживания комплекса наземным обслуживающим персоналом. ССЛО принимает от вычислительных систем информацию об отказах и сбоях аппаратуры, определяет место отказа аппаратуры с точностью до сменного блока с последующим выводом информации о характере отказа на индикацию ССЛО и обеспечивает хранение информации о сбоях и отказах (до 30 отказов по каждому из последних 10 полетов).

10.7. Информационно-измерительные системы

Среди информационно-измерительных систем важное значение имеют автономные системы СВС и ИНС, а также комплекс радиотехнических систем навигации и посадки.

Система СВС измеряет и выдает на индикацию и в различные системы самолета все необходимые высотно-скоростные параметры полета (скорость, высоту, вертикальную скорость, угол атаки, температуру наружного воздуха). На самолете установлено три автономных комплекта СВС.

Системы ИНС являются основными датчиками пространственного положения самолета, а также всех параметров его движения. На самолете установлены три автономных комплекта ИНС. Соответствующие сигналы от инерциальных систем используются для индикации крена, тангажа, курса на основных пилотажных приборах, а также для выполнения необходимых расчетов в вычислительной системе самолетовождения ВС.

ИНС бесплатформенная, выполнена на кольцевых лазерных гироскопах. В общей сложности она позволяет измерять и рассчитывать более 30 пилотажно-навигационных параметров. Система представляет собой моноблок и не имеет собственного пульта управления.

Радионавигационное оборудование включает: автоматический радиокompас, радионавигационную аппаратуру (VOR), радиодальномер (DME), радионавигационную аппаратуру захода на посадку (ILS/СП), радиоаппаратуру системы ближней навигации, радиоаппаратуру системы дальней навигации, метеорадиолокатор, комплексный пульт радиотехнических систем (КПРТС); предусмотрен самолетный ответчик.

Радиовысотмер обеспечивает измерение истинной (геометрической) высоты полета в диапазоне 0...1500 м. На самолете установлены три автономных комплекта.

Два хронометра в моноблочном исполнении предназначены для формирования, хранения, индикации и выдачи временной информации.

Радиооборудование может дополнительно включать: радиоаппаратуру захода на посадку микроволнового диапазона — 3 комплекта, спутниковую навигационную систему, систему предупреждения столкновений самолетов в воздухе.

Управление всем радиотехническим оборудованием централизованно и осуществляется либо автоматически от ВСС, либо вручную от левого или правого КПРТС через ВСС. Выходные параметры радионавигационных систем подаются в ВСС, а также индицируются на основных пилотажно-навигационных приборах СЭИ и на радиомагнитном индикаторе.

10.8. Бортовая цифровая вычислительная система

Основой (ядром) БКСЦПНО служит бортовая цифровая вычислительная система (БЦВС), имеющая двухуровневую иерархическую организацию. БЦВС включает универсальные ЦВМ верхнего уровня иерархии и встраиваемые цифровые вычислители (ЦВ) информационно-измерительных систем и пультов, образующие нижний уровень иерархии. В состав КСЦПНО входит 14 ЦВМ верхнего уровня иерархии и 37 встроенных ЦВ. Структурная организация БЦВС реализована по принципу ЗМ (модульность, магистральность и микропрограммное управление).

При создании БЦВС КСЦПНО стремятся достигнуть:

унификации и модульной организации ЦВМ на основе унифицированного ряда информации, логически, электрически и энергетически совместимых конструктивно-функциональных модулей (КФМ) микроЭВМ, запоминающих устройств, устройств ввода-вывода (УВВ) и вторичных источников питания;

мультипроцессорной организации бортовых ЦВМ;

унификации и модульной иерархической организации бортового программного обеспечения;

автоматизации программирования на базе использования языка высокого уровня "Паскаль" и машинно-ориентированного языка "АССЕМБЛЕР" микроЭВМ "Электроника-60М";

унификации аппаратных и программных средств контроля и отладки БЦВМ и их программного обеспечения на базе серийных микроЭВМ "Электроника-60М" (мини-ЭВМ СМ-4), их периферийных устройств и программного обеспечения;

унификации аппаратных и программных средств контроля и отладки БЦВМ и их программного обеспечения на базе серийных микроЭВМ;

преимущественного применения больших (БИС) и сверхбольших интегральных схем (СБИС).

Встраиваемые ЦВ нижнего уровня иерархии образуют ядро бортовых информационно-измерительных систем. В состав информационно-измерительной системы входят датчики первичной информации, цифровые вычислители и устройства ввода-вывода, исполнительные элементы и вторичные источники питания.

Датчики информации, исполнительные элементы и, следовательно, устройства ввода-вывода обычно специфичны для каждой информационной системы, что затрудняет их унификацию. Требования к вычислительным характеристикам ЦВ близки, что позволяет унифицировать модуль микроЭВМ.

К встраиваемым ЦВ нижнего уровня иерархии предъявляются высокие требования по энергопотреблению, габаритным размерам, массе и эксплуатационным характеристикам. Этот класс вычислителей составляет около 80 % общего числа вычислителей КСЦПНО. Быстродействие встраиваемых ЦВ 100...300 тыс. оп/с типа регистр—

регистр. Архитектура модулей микроЭВМ цифровых вычислителей допускает возможность построения как однопроцессорных, так и многопроцессорных БЦВМ.

БЦВМ верхнего уровня иерархии имеют широкий диапазон вычислительных, массогабаритных и эксплуатационных характеристик. Такие машины могут быть параллельными, асинхронными, работающими с операндами с фиксированной и плавающей запятой. Принцип структурной организации — модульность, магистральность и микропрограммное управление. Они имеют 16...32 двоичных разряда, быстродействие 800 тыс. оп/с регистр — регистр. Потребляемая мощность составляет 20...170 Вт, наработка на отказ 3000...15 000 ч, масса 2...15 кг.

10.9. Система электронной индикации

Существенное значение имеет система электронной индикации пилотажно-навигационных параметров, которая кардинально изменяет приборную доску пилотов (см. рис. 10.2...10.5).

В состав СЭИ входят два комплексных пилотажных индикатора (КПИ), два комплексных индикатора навигационной обстановки (КИНО), блоки вычислителей и пульта управления. Индикатор КПИ имеет четыре режима: "Земля", "Взлет", "Маршрут" и "Посадка".

При обжатых шасси КПИ работает в режиме "Земля". При этом индицируются: приборная скорость, барометрическая высота, курс, директорный индекс по рысканию, индекс расстояния до точки принятия решения, давление на аэродроме, скорость поднятия передней стойки шасси, приращение скорости, индекс минимально допустимой скорости на разбеге, режимы ВСУП (продольный и боковой) и ВСУТ.

При прерванном взлете (изменении ускорения) СПКР выдает сигнал на прекращение взлета. Мигает надпись "Разбег прекрати". Выдается расстояние до конца ВПП. Вместо индекса минимальной скорости появляется индекс максимальной скорости.

При поднятии передней стойки шасси на КПИ включается режим "Взлет". При этом индицируются: углы крена, тангажа (с оцифровкой через 2,5°), атаки (с оцифровкой через 1° с индексом предельного угла атаки), вертикальная скорость (через 5 м/с), барометрическая высота (неоцифрованная с делениями через 50 м), вертикальное ускорение (по счетчику), число М на маршруте (по счетчику), достижение предельных кренов (желтая мигающая стрелка), режимы ВСУП.

Индикация КПИ в режиме "Маршрут" аналогична индикации в режиме "Взлет".

При нажатии на кнопку "Посадка" или при переходе ВСУП в посадочный режим индикатор КПИ тоже переходит в режим "По-

садка". На индикаторе появляются: командные стрелки, окно заданной траектории с предельными отклонениями, радиовысота, высота принятия решения, сдвиг ветра.

Индикатор КИНО работает в режимах: "Карта", "ПНП", "Метео". В режиме "Карта" имеются два поля. На верхнем поле индицируется курсовая информация, на нижнем — маршрут. Осуществляется индикация: заданного курса (счетчик), заданного путевого угла (счетчик и индекс), направления на север (стрелка), направления ветра (стрелка на силуэт самолета), заданного эшелона (счетчик), минимально безопасной высоты на данном отрезке маршрута (счетчик), видимости движения самолета по карте, линии пути, промежуточных пунктов маршрута с надписями точек донесения, границ зон РДС и их наименований, частоты связи (при нажатии кнопки "Справка"), радиомаяка, команд на переход в режим "Метео" (при обнаружении метеопасности).

Индикаторы выполнены на цветных электронно-лучевых трубках с разрешающей способностью 250 линий. Размер трубки 128 × 172 мм (в перспективе 164 × 164 мм). Трубка выполнена с антибликовым покрытием на редкоземельных люминофорах, с повышенной яркостью изображения. Для устранения влияния внешних магнитных полей трубка заключена в магнитный экран. Для борьбы с постоянными магнитными полями один раз в 0,5 с выдается размагничивающий импульс.

АВТОМАТИЗАЦИЯ УПРАВЛЕНИЯ ВЕРТОЛЕТОМ

11.1. Задачи автоматизации

Ручное управление вертолетом существенно усложняется из-за его "плохих" динамических свойств. Почти все одновинтовые вертолеты имеют несущий винт, лопасти которого крепятся к втулке при помощи горизонтального, вертикального и осевого шарниров. Такие вертолеты оказываются неустойчивыми практически на всех режимах полета. В общем случае пилоту приходится решать задачу стабилизации углового положения вертолета в пространстве и задачу управления траекторным движением вертолета в пространстве. Неустойчивость вертолета затрудняет решение первой задачи и не позволяет пилоту в полной мере сосредоточиться на решении второй задачи и выполнении других необходимых функций.

Один из радикальных путей улучшения процессов управления вертолетом состоит в их автоматизации. Сложность техники пилотирования вертолета требует автоматизации управления угловым положением (обеспечение устойчивости) и стабилизации барометрической высоты полета. При этом желательно иметь возможность пилоту выполнять необходимые эволюции обычными рычагами управления за счет так называемого совмещенного управления. Несмотря на то, что в целом задачи автоматизации управления вертолетами те же, что и для самолетов (улучшение устойчивости и управляемости при ручном и полуавтоматическом управлении, облегчение работы пилота, осуществление траекторного управления и т. п.), роль и удельный вес различных функций системы автоматического управления вертолетом оказываются существенно различными по сравнению с самолетными системами автоматического управления.

Лишь в последние годы построены многофункциональные пилотажные комплексы, например ПКВ-252 для вертолета Ка-32. Ведутся разработки цифровых систем управления полетом и вертолето-вождения для вертолета Ми-38.

Создание системы автоматического управления, которая бы обеспечивала автоматический взлет, полет по заранее заданному или дистанционно задаваемому маршруту, посадку в требуемом месте, представляет большие трудности, так как специфика применения вертолетов очень часто исключает возможность программирования или дистанционного задания всех элементов его полета.

Наиболее типичным примером системы автоматического управления первого вида является четырехканальный автопилот АП-34Б, устанавливаемый на одновинтовых отечественных вертолетах. Он предназначен для управления углом рыскания ψ путем воздействия

на шаг хвостового винта $\delta_{хв}$, углами крена γ и тангажа θ путем воздействия на автомат перекоса в боковом δ_b и продольном δ_n направлениях, а также высотой полета H путем воздействия на общий шаг несущего винта $\delta_{нв}$. Так как динамические свойства вертолета по высоте и углу рыскания обычно оказываются вполне приемлемыми, предусматривается один вид управления: либо автоматическая стабилизация высоты полета и угла рыскания, либо ручное управление. В режиме ручного управления при помощи рычага "шаг— шаг" и педалей автоматическое управление выключается и переводится в режим согласования (обнуления).

При достижении требуемых значений высоты полета и курсового угла осуществляется их автоматическая стабилизация. По каналам крена и тангажа автоматическое управление остается все время включенным для улучшения динамических свойств объекта независимо от того, используется ли режим автоматической стабилизации или ручного управления. Это достигается применением специальных комбинированных рулевых агрегатов КАУ-30Б, РА-60Б, действие которых при пренебрежении их инерционными свойствами эквивалентно простому суммированию перемещения тяги ручного x_p и автоматического управления, т. е. сигналу u_y , взятому с определенным весом коэффициентом $k_{шт}$:

$$x_{шт} = x_p + k_{шт}u_y;$$

где $x_{шт}$ — перемещение штока силового цилиндра (штоки силовых цилиндров комбинированных рулевых агрегатов воздействуют на автомат перекоса).

Для исключения противодействия ручному управлению со стороны автоматического канала применяются специальные компенсационные датчики, которые связаны с рычагом ручного управления и формируют дополнительные задающие сигналы в автоматические каналы тангажа и крена. Эти сигналы заставляют автоматические каналы действовать согласованно с каналами ручного управления, в результате чего отклонение автомата перекоса увеличивается, т. е. осуществляется компенсация вредного влияния автопилота на ручное управление.

Динамику процессов управления с автопилотом АП-34Б можно рассмотреть отдельно по каждому из каналов, условно выделив в нем автоматы стабилизации: углов рыскания и крена, боковой скорости, угла тангажа и продольной скорости, высоты полета.

11.2. Основные характеристики автопилота АП-34Б

Упрощенная структурная схема контура стабилизации и управления углом рыскания в режиме висения с автопилотом АП-34Б приведена на рис. 11.1. В автоматический канал кроме сигналов

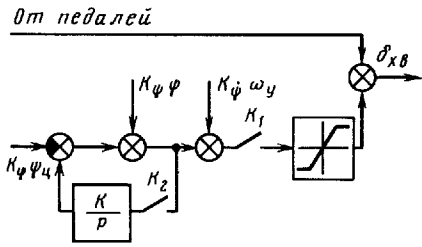


Рис. 11.1. Упрощенная схема канала рыскания

рыскания ψ и демпфирования ω_y поступает сигнал центрирования ψ_u с пульта управления. Ручки центрирования позволяют изменять угловое положение вертолета в пределах $\pm 5^\circ$ без воздействия на ручку управления. При воздействии на педали автоматический канал отключается с помощью ключа K_1 и переводится в режим согласования (ключ K_2 замыкается).

В режиме согласования (обнуления) часть канала, содержащая сигналы рыскания и центрирования, охватывается интегрирующей обратной связью, что обеспечивает возможность последующего включения автоматического канала при любом угле рыскания.

Смысл режима согласования состоит в том, что при включении автомата рыскания большой сигнал, который может возникнуть, не подается на рулевые органы, а обращается в нуль (обнуляется в начале схемы).

В канале рыскания закон управления в линейной области имеет вид

$$\delta_{хв} = k_{\psi}(\psi - \psi_u) + k_{\psi}\omega_y.$$

Передаточные числа автопилота АП-34Б при установке его на вертолете Ми-8 имеют следующие значения: $k_{\psi} \approx 0,34$ и $k_{\dot{\psi}} \approx 0,34$ с.

Для безопасности управления при выходе из строя автоматического канала максимальное значение $\delta_{хв}$, обеспечиваемое автопилотом, составляет лишь 20...25 % полного значения $\delta_{хв}$, реализуемого при ручном управлении. Достигается это за счет нелинейности характеристики малого цилиндра рулевого агрегата.

Передаточная функция вертолета по рысканию может быть записана так:

$$W_{\psi}^{\delta_{хв}}(p) = \frac{\psi}{\delta_{хв}} = \frac{k_{\delta_{хв}}}{p(T_{\delta_{хв}}^{\psi} p + 1)}, \quad (11.1)$$

где $k_{\delta_{хв}}^{\psi}$ — коэффициент передачи вертолета (для Ми-8 $k_{\delta_{хв}}^{\psi} \approx 26,41$ /с); $T_{\delta_{хв}}^{\psi}$ — постоянная времени вертолета (для Ми-8 $T_{\delta_{хв}}^{\psi} = 4$ с).

На рис. 11.2, а показана структурная схема контура управления, а на рис. 11.2, б приведены логарифмические частотные характери-

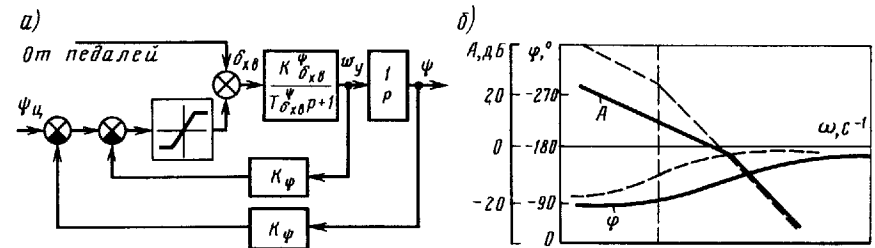


Рис. 11.2. Замкнутый контур управления (а) и частотные характеристики (б)

стики вертолета Ми-8, построенные по передаточной функции (11.1), и всего разомкнутого контура управления (сплошные линии). Анализ этих характеристик показывает, что запас устойчивости контура автоматического управления и стабилизации угла рыскания весьма значителен и составляет примерно 50° .

Упрощенная структурная схема контура стабилизации и управления углом и крена в боковом направлении в режиме висения с автопилотом АП-34Б приведена на рис. 11.3. В отличие от канала рыскания канал крена предусматривает возможность совмещения работы ручного и автоматического каналов (отсутствует ключ K_1) и, кроме того, здесь предусмотрено включение компенсационного датчика с коэффициентом передачи $k_{ком}$.

В канале крена закон управления для линейной области имеет вид

$$\delta_{\delta} = k_{\gamma}(\gamma - \gamma_u - \gamma_k) + k_{\dot{\gamma}}\omega_x,$$

где γ_k — сигнал компенсационного датчика; γ_u — сигнал центрирования.

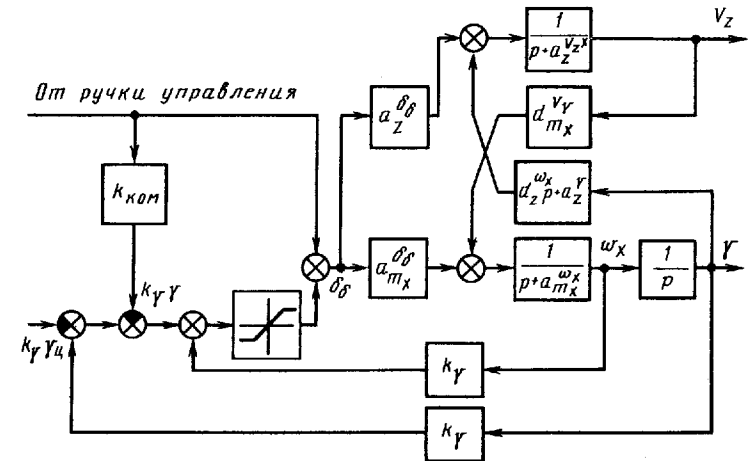


Рис. 11.3. Упрощенная схема контура стабилизации и управления углом крена в режиме висения с АП-34Б

Рассмотрим некоторые динамические свойства контура управления. Исходные уравнения при $\gamma_u=0$ для всего контура имеют вид:

$$\begin{aligned} \gamma &= -W_{\gamma}^{\delta\sigma}(\rho)\delta\sigma; \\ \delta\sigma &= (k_{\dot{\gamma}}p+k_{\gamma})\gamma+(1+k_{\text{ком}})\delta\rho\delta; \\ V_z &= \frac{a_z^{\delta\sigma}}{\rho+a_z^{\dot{V}_z}}\delta\sigma - \frac{a_z^{\omega_x}p+a_z^{\dot{V}_z}}{\rho+a_z^{\dot{V}_z}}\gamma. \end{aligned}$$

Отсюда

$$\frac{\gamma}{\delta\rho\delta} = \Phi_{\gamma}^{\delta\rho\delta}(\rho) = \frac{(1+k_{\text{ком}})W_{\gamma}^{\delta\sigma}(\rho)}{1+(k_{\gamma}+k_{\dot{\gamma}}\rho)W_{\gamma}^{\delta\sigma}(\rho)}.$$

Характеристическое уравнение всего замкнутого контура управления запишем так:

$$1+(k_{\gamma}+k_{\dot{\gamma}}\rho)W_{\gamma}^{\delta\sigma}(\rho) = 0$$

или

$$(\rho+\lambda_{\delta})(\rho^2-2\xi_{\delta}\omega_{\delta}\rho+\omega_{\delta}^2)-(k_{\gamma}+k_{\dot{\gamma}}\rho)(a_{m_x}^{\delta\sigma}a_z^{\dot{V}_z}-a_{m_x}^{\dot{V}_z}a_z^{\delta\sigma}+a_{m_x}^{\delta\sigma}\rho) = 0. \quad (11.2)$$

Величина $a_{m_x}^{\delta\sigma}a_z^{\dot{V}_z}-a_{m_x}^{\dot{V}_z}a_z^{\delta\sigma}$ обычно мала, особенно в режиме висения. Поэтому приближенно уравнение (11.2) представим следующим образом:

$$\rho^3+(\lambda_{\delta}-2\xi_{\delta}\omega_{\delta}-a_{m_x}^{\delta\sigma}k_{\dot{\gamma}})\rho^2+(\omega_{\delta}^2+2\xi_{\delta}\omega_{\delta}\lambda_{\delta}-a_{m_x}^{\delta\sigma}k_{\gamma})\rho+\lambda_{\delta}\omega_{\delta}^2 = 0.$$

Следует иметь в виду, что коэффициент $a_{m_x}^{\delta\sigma}$ отрицателен, а условие устойчивости для уравнения третьей степени $\rho^3+a_1\rho^2+a_2\rho+a_3 = 0$ при положительных значениях всех коэффициентов имеет вид

$$a_1a_2 > a_3,$$

$$\text{где } a_1 = \lambda_{\delta}-2\xi_{\delta}\omega_{\delta}-a_{m_x}^{\delta\sigma}k_{\dot{\gamma}}; \quad a_2 = \omega_{\delta}^2-2\xi_{\delta}\omega_{\delta}\lambda_{\delta}-a_{m_x}^{\delta\sigma}k_{\gamma}; \quad a_3 = \lambda_{\delta}\omega_{\delta}^2.$$

При передаточных числах

$$k_{\dot{\gamma}} > \frac{2\xi_{\delta}\omega_{\delta}\lambda_{\delta}}{a_{m_x}^{\delta\sigma}}; \quad k_{\gamma} > \frac{2\xi_{\delta}\omega_{\delta}}{a_{m_x}^{\delta\sigma}} \quad (11.3)$$

весь контур управления становится устойчивым. Таким образом, если вертолет в боковом движении колебательно неустойчив, то при введении автомата крена собственное движение устойчиво. Усиление неравенств (11.3) не всегда приводит к повышению запаса устойчивости.

Одной из причин, могущей ограничить верхние значения передаточных чисел $k_{\dot{\gamma}}$ и k_{γ} в случае применения гироскопических датчиков угла и угловой скорости, является возможность возникновения неустойчивости (автоколебаний), вызванной изгибными колебаниями упругого фюзеляжа вертолета.

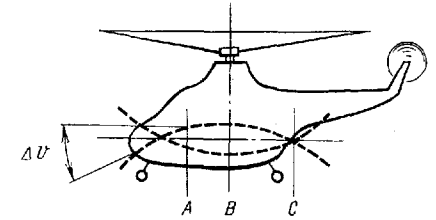


Рис. 11.4. Профиль первого тона изгибных колебаний корпуса вертолета

На рис. 11.4 штриховой линией показан профиль первого тона изгибных колебаний. Обычно собственная частота первого тона изгибных колебаний меньше собственной частоты гироскопических датчиков. В результате эти датчики измеряют не фактическое значение угла тангажа и угловой скорости вертолета, а их значения с учетом изгибных колебаний фюзеляжа. При неблагоприятном сочетании параметров системы и фазы колебаний места установки датчика может нарушиться условие устойчивости (отрицательные связи могут стать положительными) и возникнуть автоколебательный режим с частотой, близкой к работе упругих колебаний корпуса.

Для автопилота АП-34Б, устанавливаемого на вертолетах Ми-8, передаточные числа $k_{\dot{\gamma}} \approx 0,133$ и $k_{\gamma} \approx 0,133$ с.

Управляемость вертолета с автоматом крена сохраняется почти прежней. В режиме висения вертолет по крену реагирует на скорость отклонения ручки управления. Объясняется это дифференцирующими свойствами контура управления в области низких частот. Постоянному отклонению ручки управления соответствует некоторая постоянная боковая скорость.

В режиме висения упрощенный контур продольного движения по углу тангажа и скорости V_x в продольном направлении аналогичен контуру бокового движения по углу крена и скорости V_z . Одинакова и структура автомата. Закон управления формируется по одним и тем же принципам и имеет вид

$$\delta_{\text{п}} = k_{\theta}(\theta - \theta_{\text{ц}} - \dot{\theta}_k) + k_{\dot{\theta}}\omega_z.$$

Следовательно, в первом приближении структура контура управления и стабилизации углом тангажа и скоростью в продольном движении для режима висения оказывается полностью подобна рассмотренной выше структуре контура бокового движения.

Упрощенная структурная схема контура стабилизации высоты полета с учетом модели вертолета приведена на рис. 11.5. При ручном управлении высотой полета автомат высоты отключается и переводится в режим согласования (обнуления).

Совместная работа ручного и автоматического каналов в автопилоте АП-34Б не предусмотрена. Закон управления по каналу высоты имеет простейший вид: $\delta_{\text{нв}} = k_{\text{нв}}H$, т. е. устойчивость процесса

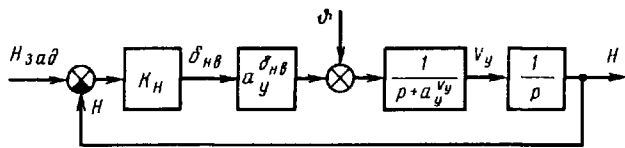


Рис. 11.5. Контур стабилизации высоты полета

стабилизации высоты достигается без сигнала, пропорционального производной от изменения высоты.

Хорошая динамика вертолета по высоте имеет важное значение, так как для вертолета очень часто требуется относительно высокая точность управления высотой полета.

11.3. Развитие систем автоматического управления полетом

К числу современных автоматических систем управления полетом вертолетов относится аналоговый пилотажный комплекс ПКВ-252, устанавливаемый на вертолетах Ка-32, и цифровое пилотажно-навигационное оборудование вертолета Ми-38.

Пилотажный комплекс предназначен для улучшения устойчивости и управляемости вертолета и обеспечивает: стабилизацию установившихся режимов полета; формирование и выдачу на пилотажные приборы информации для полуавтоматического (директорного) управления и выдачу информации о курсе, углах крена, тангажа и высоте. Функциональная схема включения пилотажного комплекса (ПК) приведена на рис. 11.6. Составной частью ПК является четырехканальный автопилот АП, предназначенный для улучшения пилотажных характеристик вертолета на всех режимах полета. Для выдачи информации об изменениях угловых положений и высоты вертолета служат чувствительные элементы (ЧЭ), в качестве которых используются датчики сигналов курса (КС), крена и тангажа (МГВ), блок демпфирующих гироскопов (БДГ), радиовысотомер (РВ), корректор-задатчик высоты (КЗВ). Сигналы с ЧЭ поступают в АП и в конечном счете через рулевую систему РС и органы управления воздействуют на рулевые поверхности. На центральном пульте управления ЦПУ размещены органы управления, контроля и сигнализации ПКВ.

Из-за собственной неустойчивости вертолета, особенно резко выраженной при полете с небольшими скоростями и в режиме стабилизации висения, пилоту для выдерживания заданного режима полета постоянно приходится корректировать его положение в пространстве с помощью органов управления. Для возможности комбинированного управления устанавливается рулевая система, благодаря которой исполнительный механизм АП включен в проводку управления дифференциально. В результате при работе с АП

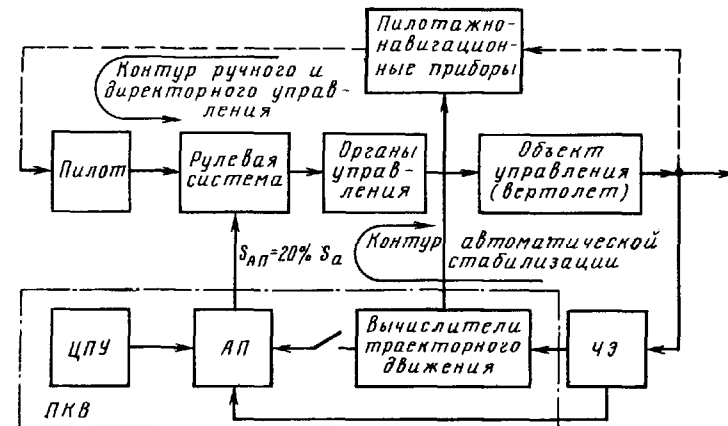


Рис. 11.6. Функциональная схема ПК

пилот может в любой момент вмешиваться в управление по всем четырем каналам. Следует заметить, что особенность совмещенной работы пилота и автоматической системы состоит в том, что пилот расширяет возможности автоматики, перемещая органы управления в ту же сторону, если для выдерживания параметров не хватает хода рулевого агрегата автопилота.

В режиме полуавтоматического (директорного) управления в вычислителях траекторного движения формируются сигналы, поступающие на директорный индекс (ПКП), отклонения которого определяют величину и направление необходимого воздействия на органы ручного управления для удержания вертолета на заданной траектории (по курсу, крену, тангажу, скорости). Директорный индекс может быть применен не только при заходе на посадку, но и при полете по маршруту, а также в режиме стабилизации висения.

В перспективной цифровой бортовой системе управления предусматривается обеспечение автоматического полета по заданной программе при высокой навигационной точности. Одной из важнейших частей этой системы является система электронной индикации (СЭИ), включающая пять цветных электронных комплексных индикаторов. Она обеспечивает экипаж не только полной пилотажно-навигационной информацией, но и дает информацию о работоспособности всех систем и отказавших устройствах. Бортовой комплекс содержит также систему предупреждения критических режимов (СПКР), способную подсказывать экипажу действия в определенных экстремальных ситуациях на всех режимах полета, систему сигнализации и локализации отказов и комплексную информационную систему сигнализации. Последние две системы аналогичны по своему назначению таким же системам, входящим в состав цифрового комплекса самолетов.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ ОСОБЫХ СИТУАЦИЙ В ПОЛЕТЕ**12.1. Факторы, приводящие к возникновению особых ситуаций**

Под особой ситуацией принято понимать ситуацию, возникающую в полете в результате воздействия неблагоприятных факторов или их сочетания, приводящую к снижению безопасности полета. При этом под факторами понимают явления, действия, условия, обстоятельства, упущения, отклонения, наличие (отсутствие) которых влияет на возникновение и развитие событий.

Сложность эрготической системы "экипаж—ВС" не позволяет перечислить все многочисленные факторы, способствующие возникновению ОС в полете. Как правило, данные факторы объединяют в следующие группы: отказы авиационной техники, ошибки экипажа, внешние условия.

Отказ представляет собой событие, заключающееся в нарушении работоспособности объекта (в нашем случае ВС). Наиболее важный классификационный признак — степень влияния на безопасность полета. В соответствии с этим признаком возможная классификация отказов представлена в табл. 12.1.

Ошибки в деятельности экипажа в конечном итоге выражаются в конкретных отклонениях в летной работе. Такие отклонения принято подразделять на следующие группы: правовые, технологические, отклонения в выдерживании требуемых параметров, отклонения в радиообмене. Правовыми отклонениями являются такие, которые обусловлены несоблюдением правил, регламентирующих выполнение полетов (отклонения от правил пилотирования, установленной схемы захода на посадку и т. п.). Технологические отклонения — отклонения в технологии работы экипажа и правилах эксплуатации различных бортовых систем (включение или выключение агрегатов в условиях, не предусмотренных РЛЭ, отклонение от регламентированной конфигурации ВС для различных этапов полета, задание неправильных режимов работы силовой установки и т. п.). Отклонениями в выдерживании требуемых параметров полета ВС являются отклонения от нормативных значений таких параметров (скорости отрыва при взлете, скорости и высоты при изменении конфигурации ВС, крена на всех этапах полета и т. п.). Отклонения в радиообмене обусловлены нарушением фразеологии и правил ведения связи.

В итоге все перечисленные отклонения обусловлены не только личностным фактором, заключающимся в отсутствии требуемых профессиональных знаний, недостаточном развитии летных навыков и умений, небрежном, недобросовестном отношении к подготовке и выполнению полета, недостаточной психологической подготов-

Вид отказа	Следствие	Примечание
Безопасный	Не приводит к возникновению в полете особой ситуации	Максимальная частота появления отказа 10^{-9} (повторяющееся событие)
Технологический	Приводит к усложнению условий полета	Частота появления отказа не более $10^{-3} \dots 10^{-5}$ (умеренно вероятное событие). В руководстве по летной эксплуатации (РЛЭ) ВС должны приводиться рекомендации по продолжению полета, методам эксплуатации систем и парированию последствий отказа в полете
Опасный	Приводит к возникновению в полете сложной ситуации	Маловероятное событие, частота появления не выше $10^{-5} \dots 10^{-7}$
Аварийный	Приводит к возникновению в полете аварийной ситуации	Крайне маловероятное событие, частота появления отказа не выше $10^{-7} \dots 10^{-9}$. В РЛЭ должны приводиться рекомендации по принятию мер для предотвращения перехода аварийной ситуации в катастрофическую. При опасных и аварийных отказах экипажу должна быть обеспечена возможность своевременного их обнаружения для принятия предписанных РЛЭ действий
Катастрофический	Приводит к возникновению в полете катастрофической ситуации	Практически невероятное событие, частота появления отказа менее 10^{-9}

ке к действиям в особых ситуациях, но и человеческим фактором, являющимся следствием технического и эргономического несовершенства ВС и, в первую очередь, недостаточной информационной поддержки экипажа в особых ситуациях полета.

К внешним условиям, приводящим к возникновению ОС, можно отнести ветровые возмущения, в том числе сдвиг ветра и атмосферную турбулентность, обледенение, электрические молниевые разряды, наличие вблизи ВС стай птиц и т. п. Факторы, обусловленные внешними условиями, часто называют внесистемными, т. е. зависящими от внутренних свойств системы "экипаж—ВС".

12.2. Бортовые технические средства предупреждения особых ситуаций

Классифицируя бортовые средства предупреждения (рис. 12.1), целесообразно выделить две группы: непосредственного и косвенного предупреждения. Первая группа средств непосредственным образом в данный момент времени полета предупреждает ОС. Устройства, входящие во вторую группу, служат для фиксации и

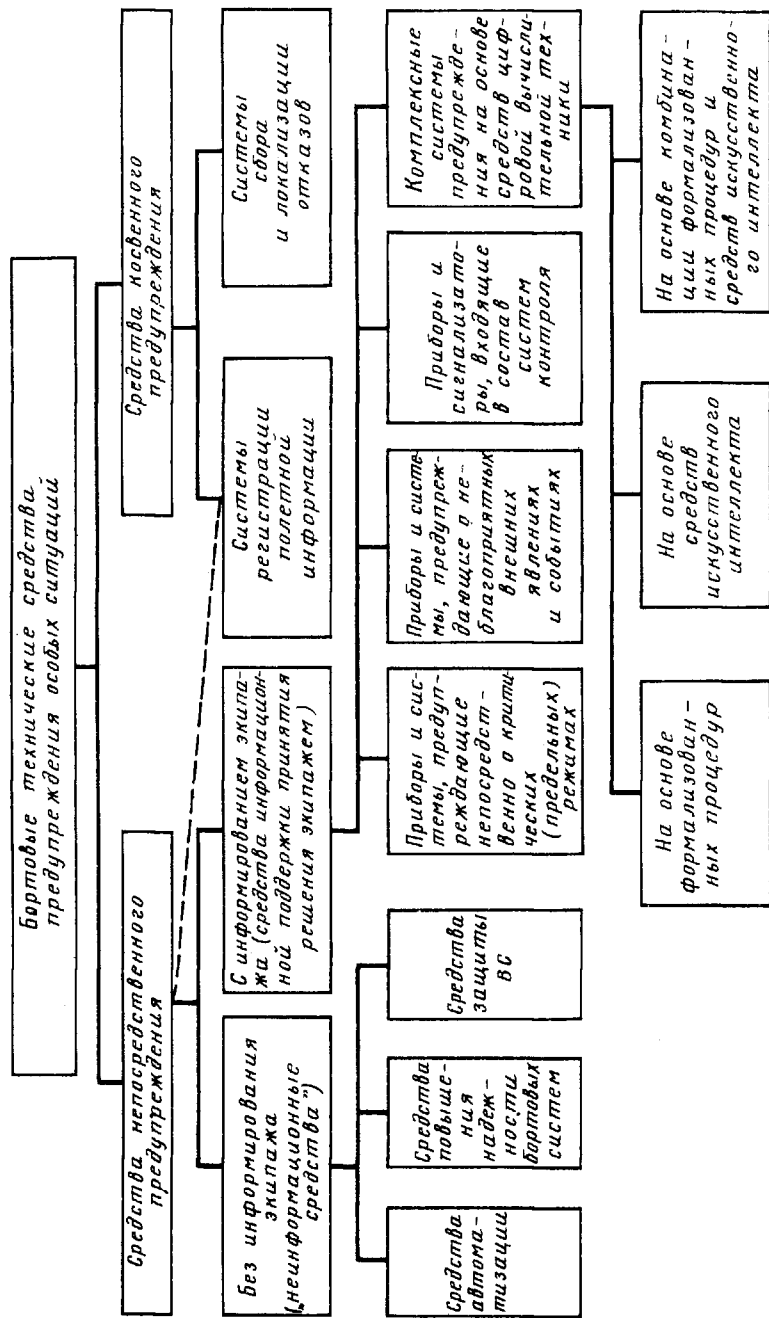


Рис. 12.1. Классификация бортовых технических средств предупреждения ОС

накопления на борту ВС информации о различных параметрах полета, их отклонениях, отказах приборов и систем. Данные средства косвенно предупреждают ОС в полете, так как только наземная расшифровка накопленной информации позволяет принять какие-либо профилактические меры по замене оборудования, определению причины выхода на критические режимы завершеного полета.

Рассмотрим первую группу средств, или "неинформационные бортовые технические средства". Они позволяют предупредить ОС при появлении соответствующих факторов путем воздействия с помощью различных автоматических систем на органы управления или с помощью специальных средств повышения надежности и защиты ВС без информирования пользователя. В состав "неинформационных средств" входят самые различные как по назначению, так и по принципу действия средства. Как видно из рис. 12.1, они объединены в три группы: средства автоматизации, повышения надежности бортовых систем и средства защиты ВС. В каждой группе можно выделить конкретные основные средства предупреждения. Так, в состав средств автоматизации входят:

- средства непосредственной автоматизации процессов управления;
- активные средства предупреждения критических (предельных) режимов;
- системы улучшения устойчивости и управляемости;
- средства сокращения времени вмешательства экипажа в управление;
- средства ограничения отклонения управляющих поверхностей.

Группа средств повышения надежности бортовых систем включает средства резервирования и контроля и средства цифровых систем управления, использующие новые принципы управления.

К средствам защиты относятся средства защиты от атмосферных воздействий, средства обеспечения пожаровзрывобезопасности и другие средства.

В классификационной схеме представлены лишь основные "неинформационные средства", которые непосредственным образом влияют на предупреждение ОС в полете. Представить абсолютно полный перечень подобных средств невозможно в силу ограниченного объема работы и большого их разнообразия. Дополнительными средствами могут быть, например, химические средства защиты ВС от столкновения с птицами, специальные топливные присадки, обладающие повышенной стойкостью к возгоранию, и т. п.

Информационные средства обеспечивают информирование экипажа непосредственно о критических (предельных) режимах или сигнализируют об отказах или различных неблагоприятных внешних явлениях и событиях в полете (сдвиге ветра, возможном столкновении с другими ВС и т. п.), оставляя возможность принятия решения и управления за человеком. Такое информирование

обеспечивается с помощью специальных средств сигнализации экипажа. На борту ВС установлены следующие средства сигнализации:

визуальные — для выдачи сигналов при помощи индикаторов соответствующих приборов, ламп, кнопок, бленкеров, флажков и т. п.;

звуковые — для выдачи звуковых сигналов (сирена, звонок, зуммер) или речевых сообщений при помощи системы речевого информирования;

тактильные — для оказания воздействия на мышечно-суставные рецепторы (например, тряска штурвала).

Учитывая наличие человека на ВС, а также ограниченные технические возможности "неинформационных средств" предупреждения, внимание разработчиков все больше уделяется средствам информационной поддержки принятия решения экипажем, которые сигнализируют о появлении ОС, прогнозируют ее или, как это предусматривается в перспективных БИУС и СИППР, использующих средства искусственного интеллекта, выдают квалифицированную подсказку экипажу о необходимых действиях в любой реально возможной ОС.

В ряде случаев "неинформационные средства" могут выдавать некоторую ограниченную информацию экипажу. Это относится к активным средствам предупреждения, автоматическим системам управления полетом, средствам защиты от атмосферных воздействий и некоторым другим. Однако при этом принятие решения остается все же за технической системой, а не за человеком. В связи с этим приведенная классификация средств непосредственного предупреждения ОС представляется правильной и удобной для систематизации при изложении материала.

К основным отечественным средствам предупреждения ОС без информирования экипажа следует отнести аналоговые системы автоматизированного управления полетом АБСУ-154, САУ-42, САУ-1Т-2-86, цифровые ВСУП и ВСУТ, входящие в состав БКС ЦПНО самолетов нового поколения, и др.; системы ограничения угла атаки и перегрузки; демпферы угловых колебаний, автоматы продольного и бокового управления; боковые ручки управления (вместо штурвалов); ограничители тяговых моментов рулевых машин; средства резервирования жизненно важных систем самолета и т. д. В состав эксплуатируемых средств, обеспечивающих информирование экипажа, можно включить указатель числа М (МС-1, МС-1,5); автомат угла атаки и перегрузок (АУАСП); приборы, входящие в состав информационного комплекса высотно-скоростных параметров (УСИМ, ССОС, ССВЭ, УДУА); приборы обнаружения и предупреждения сдвига ветра; комплексные системы предупреждения самолетов нового поколения (СПКР, СППЗ) и т. д.

К подобным зарубежным средствам предупреждения ОС относятся аналогичные системы и приборы. Отличительной особенностью данных средств является широкое использование в них элемен-

тов цифровой техники, обеспечивающее возможность функционирования в составе цифровых БИУС.

Перспектива совершенствования и развития средств непосредственного предупреждения ОС в полете во многом связана с внедрением на борту ВС экспертных систем, обеспечивающих выдачу экипажу информационной подсказки. Особо значима упомянутая подсказка в сложной и аварийной ситуациях, при которых существенно повышена психофизиологическая нагрузка на экипаж, значительно ухудшены устойчивость и управляемость ВС, наблюдается выход одного или нескольких параметров полета за эксплуатационные ограничения. Данные ситуации могут быть вызваны отказами оборудования, неблагоприятными внешними воздействиями, недостатками в управлении воздушным движением, плохим психофизиологическим состоянием экипажа. Большую опасность для экипажа представляет сочетание вышеназванных неблагоприятных ситуаций в различных комбинациях.

В этих условиях становится необходимым применение электронного помощника, способного на основе анализа неоднозначной (иногда и противоречивой) ситуации и запроса экипажа выдать наиболее правильное в данных условиях решение, которое выразится в подсказке экипажу. Подсказка формируется не с помощью сложных математических зависимостей (формализованных процедур), а путем рассуждений, основанных на знаниях и опыте.

Экспертные системы (ЭС) основаны на знаниях о конкретной предметной области. По существу ЭС — это интеллектуальная программа, способная делать логические выводы на основании имеющихся в ней знаний. В ЭС используются модели, построенные на специальных формализмах искусственного интеллекта, называемых логико-лингвистическими. Большой интерес к ЭС в различных областях человеческой деятельности, включая и авиацию, связан с тем, что интеллектуальные системы ориентированы на решение широкого круга задач в неформализованных областях, которые до настоящего времени считались малодоступными для вычислительной техники. Данные задачи связаны с проведением логических умозаключений, основанных на обработке информации, представленной в символической форме и обозначающей слова или целые фразы. Кроме того, ЭС эксплуатируются "обычными" пользователями, не специалистами в области программирования. Для того чтобы ЭС могла выполнять возложенные на нее функции, необходимым этапом в ее разработке является приобретение знаний от экспертов, являющихся специалистами в данной области. Квалифицированные эксперты кроме глубоких и всесторонних знаний, изложенных в различных документах, владеют многими знаниями, которые нельзя найти ни в руководствах, ни в инструкциях, ни в монографиях. Это те неформальные знания, которые обычно называются опытом.

Типичная БЭС (рис. 12.2) состоит из следующих основных компонентов: базы знаний, механизма логического вывода, модуля приоб-

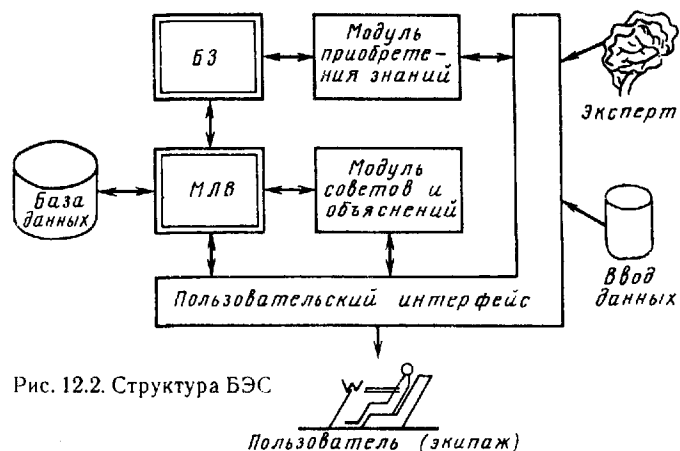


Рис. 12.2. Структура БЭС

речения знаний, модуля советов и объяснений, базы данных, пользовательского интерфейса.

База знаний в БЭС предназначена для хранения долгосрочных (а не текущих) данных, описывающих рассматриваемую предметную область, и правил, описывающих целесообразные преобразования данных.

Механизм логического вывода на основании знаний, имеющихся в БЗ, формирует логические выводы.

Модуль приобретения знаний необходим для получения знаний от экспертов.

Модуль советов и объяснений объясняет, как система получила решение задачи (или почему она не получила решение) и какие знания она при этом использовала, что повышает доверие пользователя (экипажа) к полученному результату.

База данных предназначена для хранения исходных и промежуточных данных решаемой в текущий момент задачи. Этот термин совпадает по названию, но не по смыслу с термином, используемым в системах управления базами данных (СУБД) для обозначения всех данных (и в первую очередь не текущих, а долгосрочных), хранящихся в системе.

Пользовательский интерфейс ориентирован на организацию дружелюбного общения с экипажем и экспертами.

Любая БЭС может работать в двух основных режимах: приобретения знаний и решения задачи. В режиме приобретения знаний в общении с БЭС участвует эксперт, который вводит в БЭС правила из области экспертизы и различные данные. В режиме решения задачи диалог с БЭС ведет экипаж, которого интересует результат решения задачи или способ получения результата.

Необходимые знания, реализованные впоследствии в базе знаний, могут быть получены, во-первых, из различных документов (ре-

гламентирующих летную деятельность, справочников, технических описаний, материалов, содержащих результаты научных исследований, и т.д.) и, во-вторых, от опытных пилотов, штурманов, инструкторов, инженеров и других авиаспециалистов. Экипаж может взаимодействовать с экспертной системой на некотором проблемно-ориентированном языке, посредством графических устройств или человеческой речи.

Перечень задач, решаемых бортовыми ЭС, очень широк. В табл. 12.2 приведен ряд разрабатываемых и внедряемых БЭС с указанием их назначения. Сокращение БРЭО означает бортовое радиоэлектронное оборудование.

Как видно из таблицы, БЭС находят практическое применение прежде всего в военной авиации. С середины 80-х годов большой интерес проявляется также к использованию БЭС на самолетах и вертолетах гражданской авиации. В качестве примера можно указать разработку западных фирм по заказу швейцарской авиакомпании SWISAIR ряда экспертных систем с соответствующим функциональным назначением: контроль пространства, обнаружение и устранение неисправности и т. п.

Таблица 12.2

ЭС	Назначение	Решаемые задачи
EPES	Оценка аварийной ситуации	Оказание помощи пилоту при отказах БРЭО
PA	Автоматизация управления БРЭО	Определение состояния БРЭО, оценка обстановки, планирование боевых задач, оценка эффективности решения боевых задач, управление силовой установкой
KBS	Оценка и логическое объединение информации	Контроль и управление БРЭО, автономная навигация, оценка угрозы
SM	Управление датчиками БРЭО	Выбор режимов работы БРЭО с учетом выполняемой задачи и состояния систем
RIFCS	Управление аэродинамическими поверхностями самолета	Оптимизация положения аэродинамических поверхностей
PEDRO	Техническое обслуживание систем навигации и управления оружием	Обнаружение отказов, устранение неисправностей на земле и в воздухе
AIMES	Техническое обслуживание БРЭО	Сбор и обработка данных в полете и на земле
ATN	Техническая навигация	Контроль и управление навигационным оборудованием
AT	Планирование атаки наземной цели	Обеспечение выбора лучшего варианта преодоления ПВО для нанесения удара по наземным объектам
EXPERT NAVIGATOR	Управление бортовыми датчиками системы навигации	Выбор режима работы БРЭО

Разработка БЭС различного назначения осуществляется очень быстрыми темпами. В связи с этим невозможно дать полный перечень решаемых ими задач. Однако, по мнению авторов, целесообразно указать основные направления применения БЭС, внутри которых можно выделить различные частные задачи. Применительно к ВС таковыми направлениями являются: определение перечня необходимых действий экипажем в аварийной ситуации; выбор оптимальных режимов полета исходя из заданного критерия (заданных экипажем требований в соответствии с реально существующими условиями полета); диагностирование отказов оборудования; прогнозирование различных параметров.

В группу средств косвенного предупреждения, как видно из рис. 12.1, входят системы регистрации полетной информации и системы сбора и локализации отказов (см. гл. 7).

ССЛО предназначена для организации и проверки работоспособности систем цифровых ПНК, для чего выполняет следующие функции:

управляет процедурой наземного расширенного комплексного контроля систем ПНК при периодических формах регламентного обслуживания, после замены отказавшего оборудования и после длительной стоянки самолета (более 3 сут);

совместно со встроенной системой контроля систем комплекса участвует в обнаружении места отказа систем с точностью до съемного блока и линий связи в полете, во время предполетной подготовки и проведения периодических форм регламентного обслуживания с индикацией перечисленной информацией на лицевом пульте ССЛО;

осуществляет сбор информации об отказах, сбоях системы комплекса и обрывах линий связи в полете и при проведении расширенного наземного контроля;

хранит информацию об отказах и сбоях, зарегистрированных в полете, в энергонезависимом запоминающем устройстве (до 30 отказов блоков систем комплекса по каждому из 10 полетов).

Разнообразие технических средств предупреждения неизбежно связано с разнообразием соответствующих методов. Так как здесь речь идет об информационно-управляющих системах, при анализе методов, положенных в основу средств непосредственного предупреждения, необходимо выделить методы, положенные в основу автоматизированного управления ВС и информирования экипажа.

12.3. Методы предупреждения особых ситуаций без информирования экипажа

Методы автоматизированного управления полетом ВС базируются на теории управления движущимися объектами. Среди множества различных методов автоматизации процессов управления по-

летом ВС выделим методы (и синтезированные на их основе законы управления), предназначенные для построения отказоустойчивых систем управления и парирования внешних возмущений.

Устранение ошибок в деятельности экипажа связано прежде всего с повышением уровня подготовленности летного состава, дисциплинированности и другими нетехническими средствами.

Существует два основных способа обеспечения отказоустойчивости САУП:

резервирование, т. е. добавление технических устройств и связей к исходной системе подобных ее устройствам и связям, чтобы алгоритм управления оставался неизменным;

алгоритмическое обеспечение отказоустойчивости, т. е. возможное преобразование структуры исходной системы, добавление к ней устройств и связей, видоизменяющих алгоритм управления системой.

Эти два способа пригодны как при аппаратурной, так и программной реализации системы. В случае программной — при первом способе предполагается резервирование одинаковыми программами, при втором — видоизменение (реконфигурация) программы с целью создания отказоустойчивого алгоритма управления. В отечественных и зарубежных САУП (как в аналоговых, так и в цифровых) находит практическое применение первый способ обеспечения отказоустойчивости.

В качестве примера можно указать, что информационные, преобразующие, вычислительные устройства аналоговой САУП типа АБСУ-154 трижды резервированы. Средства контроля построены по мажоритарному принципу, в качестве детекторов отказов системы контроля используются кворум-элементы. В цифровом ПНК типа БКО ЦПНО, устанавливаемом на самолетах Ту-204 и Ил-96-300, вычислительная система управления полетом имеет трехкратное резервирование, вычислительная система управления тягой — двукратное. Обе системы входят в состав цифровой САУП.

Сравним резервирование отдельных блоков в аналоговых и цифровых САУП. На рис. 12.3 показана упрощенная структурная схема типовой современной аналоговой САУП типа AFCS (Automatic Flight Control System), которая включает в свой состав трехканальный автопилот, одноканальный автомат тяги и трехканальный демпфер рыскания. Автопилот состоит из шести вычислителей, по три в продольном и боковом каналах управления, поэтому автопилот сохраняет работоспособность при едином отказе. Демпфер рыскания также двухотказный. Всего в состав AFCS входят 10 вычислителей, и средняя наработка на отказ всей системы составляет 550 ч. Вероятность полного отказа AFCS при автоматической посадке, длящейся 30 с, имеет порядок $q < 0,3 \cdot 10^{-7}$, что обеспечивает безопасность при выполнении автоматической посадки. Однако, если принасть во внимание постоянное ужесточение требований к безопасности, особенно на этапе автоматической посадки, оценки надежности современных аналоговых САУП выглядят не столь опти-

мистично. Эти обстоятельства, а также соображения экономического и конструктивного характера заставили наиболее передовые самолетостроительные фирмы, такие как Lockheed, Boeing и др., с конца 70-х — начала 80-х годов начать широкое внедрение цифровых систем управления.

На рис. 12.4 приведена схема цифровой AFCS (DAFCS), реализующей те же технические функции, что и рассмотренная ранее аналоговая (САУП). Из рисунка видно, что 10 аналоговых вычислителей заменены тремя цифровыми, обладающими встроенными возможностями самоконтроля. Причем ключевым средством самоконтроля является встроенный тест, который без специальных аппаратных затрат требует лишь дополнительного объема постоянной памяти. Наличие трех цифровых вычислителей обеспечивают DAFCS двухотказный режим работы. По оценкам, средняя наработка на отказ в цифровом варианте составит 830 ч (без учета отказов датчиков и приводов).

Внедрение цифровых систем управления полетом позволит реализовать на практике второй способ обеспечения отказоустойчивости, связанный с видоизменением алгоритма управления (закона

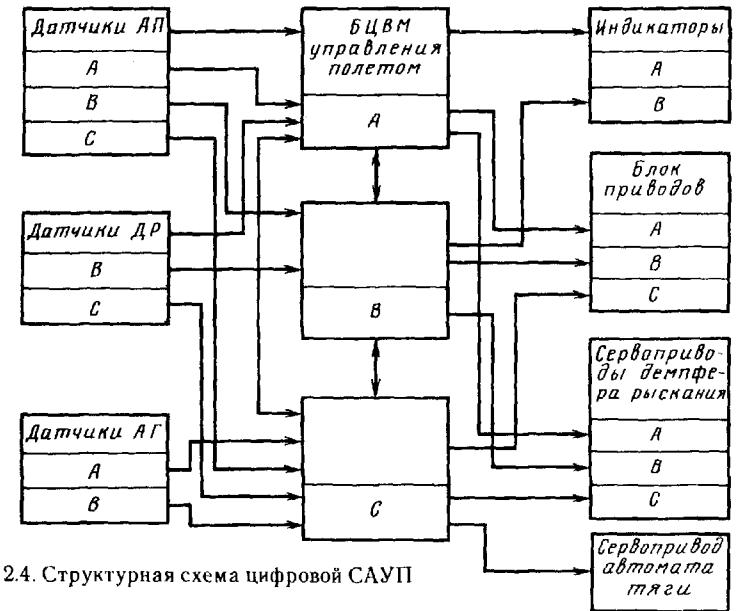


Рис. 12.4. Структурная схема цифровой САУП

управления) системой. Данный путь является наиболее перспективным, так как требует лишь алгоритмической, а не аппаратной избыточности. Для САУП, у которых задачи снижения массы и габаритов особенно актуальны, высокая степень аппаратной избыточности нежелательна и может даже стать недопустимой. В связи с этим разработка новых, нетрадиционных пока методов алгоритмического обеспечения отказоустойчивости САУП является весьма актуальной.

Рассмотрим постановку и суть задачи алгоритмического обеспечения отказоустойчивости линейной системы. Исходная система имеет вид

$$\dot{x}^0 = A^0(t)x^0 + B^0(t)u^0; y^0 = C^0(t)x^0, x^0(t=0) = x_0^0, \quad (12.1)$$

где $x^0 \in R^{n^0}$ — вектор состояния системы; $u^0 \in R^{m^0}$ — вектор внешних воздействий, компонентами которого могут быть управляющие и возмущающие воздействия; $y^0 \in R^{k^0}$ — вектор выходных координат; $A^0(t), B^0(t), C^0(t)$ — матрицы параметров, зависящих в общем случае от времени (верхний индекс "0" указывает на отсутствие отказов в системе).

Необходимо для данного множества отказов $\Sigma = \{\sigma_1, \sigma_2, \dots, \sigma_L\}$ преобразовать структуру и параметры САУП к виду

$$\begin{cases} \dot{x} = S(t)x + D(t)u^0; \\ y = H(t)x, \end{cases} \quad (12.2)$$

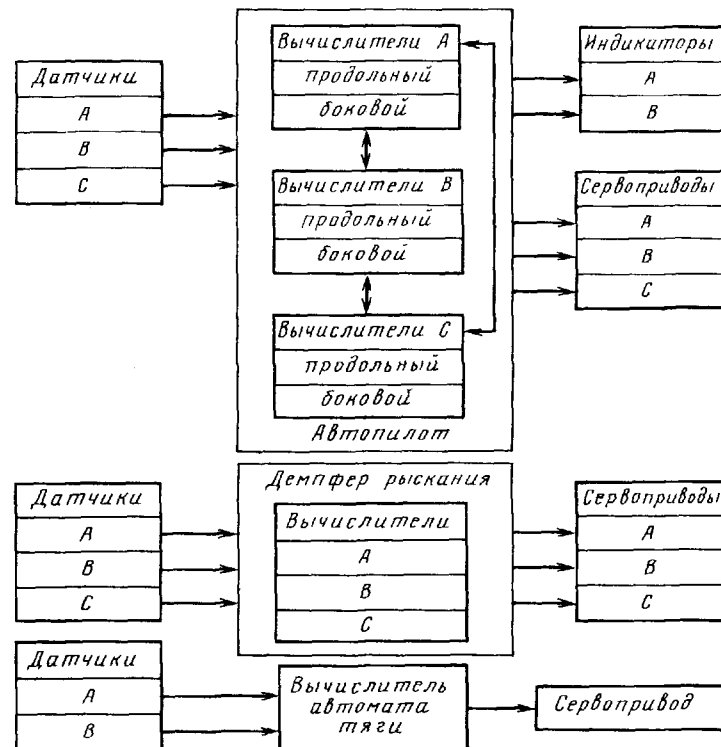


Рис. 12.3. Структурная схема типовой аналоговой САУП

где $x \in R^{n_1}$, $u^0 \in R^{m_0}$, $y \in R^{k_1}$, $S(t)$, $D(t)$, $H(t)$ — матрицы соответствующих размерностей, при которых система была бы инвариантной к отказам на заданном отрезке времени $[0, T]$.

Закон Λ представляет собой закон преобразования структуры и параметров системы (12.1) в (12.2) на множестве Σ , т. е.

$$\Lambda: \{(A^0, B^0, C^0) \rightarrow (S, D, H), \Sigma\}.$$

В (12.1) обычно выделяют объект управления и регулятор:

$$x = \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \end{pmatrix}; A^0 = \begin{pmatrix} A_{11}^0 & A_{12}^0 \\ A_{21}^0 & A_{22}^0 \end{pmatrix}; B^0 = \begin{pmatrix} B_1^0 \\ B_2^0 \end{pmatrix},$$

где $x_1 \in R^{n_{01}}$, $x_2 \in R^{n_{02}}$ — векторы состояния соответственно объекта управления и регулятора ($n_{01} + n_{02} = n_0$); A_{11}^0 , A_{12}^0 , A_{21}^0 , A_{22}^0 , B_1^0 , B_2^0 — матрицы параметров объекта управления и регулятора.

Аналогичным образом представляются S и D .

Большинство известных законов предполагают преобразование структуры и параметров только лишь регулятора системы:

$$\Lambda: \{(A_{21}^0, A_{22}^0, B_2^0) \rightarrow (S_{21}, S_{22}, D_2), \Sigma\}.$$

Однако возможно и целенаправленное воздействие на параметры объекта управления (параметрическое управление) для компенсации влияния отказов.

В соответствии с принципом формирования закона Λ можно выделить два вида методов алгоритмического обеспечения отказоустойчивости САУ: прямые и адаптивные. Прямые методы позволяют синтезировать САУ, структура и параметры регулятора которой (S_{21}, S_{22}, D_2, H) зависят от отказа $\sigma \in \Sigma$. Причем изменения структуры и параметров происходят при поступлении информации об отказе σ . В этом случае требуется специальное диагностирование САУ. Закон Λ имеет вид

$$\Lambda: \{(A_{21}^0, A_{22}^0, B_2^0, C) \rightarrow (S_{21}(\sigma), S_{22}(\sigma), D_2(\sigma), H(\sigma)), \sigma \in \Sigma\}.$$

Каждому отказу соответствует своя структура системы.

При использовании адаптивных методов заранее синтезируется единственная для всех отказов определенного класса структура САУ заданным объектом и при отказе осуществляется перестройка ее параметров. При этом не требуется глубокого диагностирования, а достаточно лишь провести контроль работоспособности (т. е. установить только сам факт наличия отказа). Общий вид закона Λ следующий:

$$\Lambda: \{(A_{21}^0, A_{22}^0, B_2^0) \rightarrow (S_{21}(t), S_{22}(t), D_2(t)), \Sigma\}.$$

Указанные два вида методов алгоритмического обеспечения отказоустойчивости обладают в общем случае различными компенсирующими возможностями. Применительно к системам управления полетом имеются существенные затруднения при практической реализации адаптивных методов, связанные прежде всего с требованиями по быстродействию. Это объясняется тем, что в классических методах адаптации время, потребное для идентификации изменений динамики объекта, как правило, существенно превышает время затухания переходных процессов. Развитие в последнее время метода быстрой адаптации позволяет частично решить данную проблему. Однако практическую реализацию данных методов в отечественных и зарубежных литературных источниках обнаружить не удалось.

В связи с этим внимание исследователей направлено в основном на разработку прямых методов. Среди них следует выделить метод реконфигурации применительно к отказам датчиков, приводов, органов управления. Здесь используется концепция смешанного управления, смысл которой состоит в смешивании команд от системы управления таким образом, чтобы штатные реакции на управляющие моменты и управляющие силы обеспечивались с помощью исправных органов управления при отказах других управляющих органов, т. е. формировались как линейные комбинации отклонений имеющихся в наличии органов управления.

Нерешенной пока остается задача синтеза законов управления полетом с реконфигурацией применительно к отказам самих вычислителей САУП. Особый интерес представляет использование подобных законов в многопроцессорных вычислительных САУП, эксплуатация которых уже осуществляется на зарубежных самолетах ГА и начнется на отечественных Ту-204 и Ил-96-300.

Что касается методов построения САУ, гарантирующих приемлемое качество процессов при любых возможных реализациях внешних возмущений (прежде всего ветровых), то здесь следует указать на использование игровых методов. При этом гарантия качества процесса управления обеспечивается при действии самого неблагоприятного (экстремального) возмущения.

12.4. Методы предупреждения особых ситуаций с информированием экипажа

Методы непосредственного предупреждения. Выделим совершенствование СИППР экипажем на основе средств цифровой вычислительной техники. Под информационной поддержкой при этом понимается выдача экипажу некоторой подсказки, необходимой для принятия им решения по предотвращению ОС или выходу из нее. В принципе такая подсказка может выдаваться и с помощью отдельных приборов. Однако зачастую для формирования подсказки тре-

буются сложные математические зависимости, нетривиальные высчисления или логико-лингвистические модели, которые могут быть реализованы только с помощью средств цифровой техники.

Методы комплексных средств предупреждения различны и зависят от вида конкретной подсказки, необходимой экипажу. Так, при построении областей допустимых и возможных отклонений ВС используются специальные процедуры, связанные с интегрированием дифференциальных уравнений системы в обратном или прямом времени и формированием позиционных стратегий по управлению и возмущению. При уточнении координат ВС применяют известные приемы преобразования и пересчета координат. Решение задач диагностики отказов бортового оборудования часто связано с использованием калмановской фильтрации.

Методы, применяемые в БЭС, основаны на процедурах приобретения и обработки знаний, характерных для ЭС. Однако работа со знаниями в БЭС имеет ряд особенностей по сравнению с "традиционными наземными" ЭС. Основные из них следующие.

1. Высокое быстродействие. БЭС должна обеспечивать выдачу информации экипажу через промежуток времени, не более данного порогового значения (так называемого времени реакции). Например, в БЭС, разрабатываемой фирмой Lockheed для военного самолета, заданное допустимое время реакции при определении значимости цели составляет 0,5 с, а при оценке угроз — 0,1 с. Кроме того, БЭС, как правило, работают в реальном масштабе времени, реагируя на полученную информацию со скоростью ее поступления.

2. Возможность получения данных в полете от бортовых технических систем. В отличие от "традиционных" ЭС, БЭС в процессе своего функционирования по каналу ввода данных (см. рис. 12.2) могут получать информацию от различных приборов и других бортовых систем.

3. Преимущественное представление знаний в виде модели продукционного типа. В общем случае в БЭС можно встретить три группы эвристических моделей представления знаний: продукционная (модель правил продукций), модель, основанная на использовании фреймов и модель семантической сети.

В модели продукционного типа знания представлены совокупностью правил вида ЕСЛИ <предпосылка> ТО <действие>. Когда текущая ситуация в задаче согласуется с предпосылкой, то выполняется действие, определяемое частью ТО.

Фреймовая модель, или модель представления знаний, основанная на использовании фреймов, представляет собой систематизированную в виде единой теории психологическую модель памяти человека и его сознания. Фрейм — структура данных, предназначенная для представления некоторой стандартной ситуации (некоторого концептуального объекта). Информация, относящаяся к этому фрейму, содержится в слоте (составляющей фрейма). Фреймы связываются в систему. Достоинство систем, использующих фреймы,

заключается в том, что те элементы, которые традиционно присутствуют в описании объекта или события, группируются и благодаря этому могут извлекаться и обрабатываться как единое целое.

В основе модели семантической сети лежит понятие сети, образованной помеченными вершинами и дугами. Вершины сети представляют некоторые сущности (объекты, события, процессы, явления), а дуги — отношения между сущностями, которые они связывают. Система знаний отображается сетью (семантической сетью) — ориентированным графом, составленным из вершин и ребер, или совокупностью таких сетей.

Представление знаний в виде фреймов и семантических сетей встречается в БЭС реже в силу сложности их практической реализации.

4. Работа с нечеткими знаниями. Данная особенность объясняется нечеткостью исходных знаний, а также возможным старением знаний и данных при изменении состояния ВС в процессе полета.

Под нечеткостью следует понимать в первую очередь ненадежность знаний, достоверность которых в реальной предметной области трудно оценить двумя значениями — истина или ложь (1 или 0). В задачах с ненадежными данными знания могут иметь не только степень надежности, равную 1, но и промежуточные значения между истинной и ложью. Для учета этого очень важного обстоятельства в реально существующих БЭС используют коэффициенты уверенности (коэффициенты определенности), субъективный байесовский метод и метод выводов на основе теории Демпстера — Шафера.

Коэффициент уверенности (КУ) принимает значение на отрезке $[-1, +1]$, где $+1$ — заведомо истинно, -1 — заведомо ложно. В правиле для учета неточности умозаключения КУ вводится следующим образом: ЕСЛИ <предпосылка> ТО <действие> (КУ). Для правил, предпосылки которых удовлетворены, выполняется заключение, содержащееся в действии правила. Заключение приписывается значению коэффициента уверенности, определяемое по формуле: КУ (значение — заключение) = КУ (предпосылки) × КУ (правила).

Субъективный байесовский метод основан на использовании условных вероятностей и отношений правдоподобия для оценки достоверности знаний.

Дальнейшим развитием байесовского метода явился метод выводов на основе теории Демпстера — Шафера. Для представления субъективной ненадежности, которую не способен выразить байесовская вероятность, Демпстер предложил такие понятия, как нижняя и верхняя вероятности. Шафер впоследствии переименовал их соответственно в функцию доверия и меру правдоподобия для придания этим понятиям субъективного смысла.

Данная особенность не исключает работу БЭС и с точными знаниями.

5. Интеграция с математическим обеспечением существующих цифровых ПНК ВС. Основными языками программирования для

БЭС являются LISP и PROLOG. Однако подобные системы на сегодня не могут быть непосредственно реализованы на существующей бортовой вычислительной базе.

6. Разграничение функций между экипажем и БЭС. В данном случае речь идет о возможных уровнях автоматизации принятия решения экипажем с помощью экспертной системы. Важным при этом является решение вопросов, связанных с ответственностью за принимаемые решения.

7. Возможность использования бортовых средств регистрации полетной информации при формировании базы знаний. В режиме приобретения знаний кроме упомянутых источников (эксперты, документы) могут также использоваться результаты расшифровки записей регистраторов типа МСРП.

8. Широкое использование гибридных и распределенных БЭС. Первое обстоятельство предусматривает применение в бортовых ЭС комбинаций логико-лингвистических и математических моделей, второе — иерархическое построение БЭС из отдельных подсистем. Например, бортовая ЭС Pilot's Associate, разрабатываемая для нужд ВВС США, предусматривает использование четырех экспертных подсистем: оценки обстановки, выбора тактических приемов, корректировки полетного задания, оценки состояния бортовых систем.

Применение гибридных БЭС (ГБЭС), по-видимому, будет основным направлением развития СИППР. Математические модели (формализованные процедуры) уже давно используются для расчета и оценки различных параметров для выдачи информации экипажу. Однако не все процессы могут быть описаны с помощью строгих математических зависимостей, необходима "интеллектуальная надстройка" для получения результата с учетом конкретных условий функционирования системы в данный момент времени, а не некоторого осредненного решения. По мнению авторов, возможны следующие функции ЭС в ГБЭС:

- выдача исходных данных, необходимых для последующей реализации в математической модели;
- задание ограничений на управление и (или) возмущения;
- уточнение результата, полученного с помощью математической модели;
- непрерывное оценивание параметров, получаемых при реализации заданных математических зависимостей, и последующая корректировка модели.

На рис. 12.5 показано взаимодействие ЭС и математической модели для каждого из указанных случаев построения ГБЭС. Очевидно, что наиболее сложным с точки зрения технической реализации является последний случай. При этом итоговое решение здесь может выдаваться экипажу либо с формализованной части ГБЭС, либо на выходе ЭС.

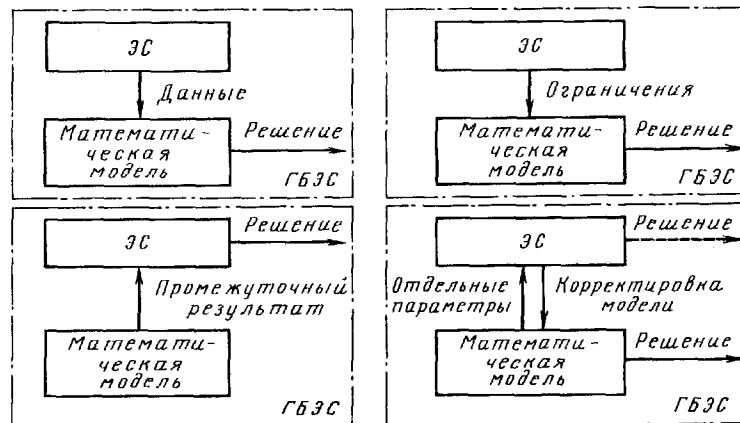


Рис. 12.5. Возможные структуры ГБЭС

Методы косвенного предупреждения. Бортовые регистраторы, устанавливаемые на ВС для получения информации о причинах авиационных происшествий и предпосылок к ним, в течение многих лет эффективно используют как основное средство объективного послепосадочного контроля за качеством функционирования системы "экипаж — ВС", его элементов и связей в штатных рейсовых полетах. Рост информативности СРПИ и применение наземных систем автоматизированной обработки полетной информации позволяют увеличивать глубину и достоверность контроля как действие экипажа, так и отдельных подсистем ВС.

Методы предупреждения, используемые в СРПИ, связаны, во-первых, с особенностями записи на борту необходимой информации и, во-вторых, с методами обработки записанной информации на земле.

Второе обстоятельство является определяющим по отношению к возможностям системы предупреждения, так как на сегодняшний день способ регистрации параметров полета (аналоговых и бинарных величин) определен, что подтверждается его многолетним практическим использованием, например, в системах типа МСРП.

Методы, используемые в наземных комплексах обработки ПИ, зависят от задач, решаемых комплексом. Существующие и перспективные методы (и соответствующие алгоритмы) при реализации отдельных функциональных подсистем приведены в табл. 12.3.

Перечень задач, указанных в табл. 12.3, может быть расширен при использовании современных ЭВМ для обработки ПИ и новых алгоритмов. К этой же группе методов следует отнести также и методы, реализованные в ССЛО.

ССЛО входит в состав встроенной системы контроля БКС ЦПНО отечественных самолетов нового поколения. Данная система выдает управляющую информацию на инициализацию режимов контроля и управления процедурой контроля, формирует интег-

Таблица 12.3

Функциональные подсистемы	Методы и алгоритмы
Ввод и контроль информации	Цифровая фильтрация, структурирование
Воспроизведение полета	Интерполирование и аппроксимация, ситуационный анализ
Допусковый контроль	Интервальное и точечное оценивание, логические алгоритмы
Оценивание и проверка статистических гипотез	Байесовский метод, модифицированный метод максимума апостериорной вероятности, методы стохастической аппроксимации
Оценка качества функционирования систем	Функциональный анализ, оптимизационные алгоритмы
Накопление и прогнозирование	Регрессионные модели, методы скользящего базиса, методы стохастической аппроксимации
Анализ и документирование	Факторный, регрессионный и кластерный анализ

ральные сообщения о техническом состоянии ПНК и осуществляет сбор, хранение и выдачу по запросам информации о выявленных отказах. Методы, применяемые для записи информации в ССЛО и наземной ее обработки, представляют собой методы обработки цифровых кодов по заданным алгоритмам.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Авиационное оборудование самолетов Ту-154А, Ту-154Б. Ч. II. М.: Машиностроение, 1984. 367 с.
2. Авиационные приборы и измерительные системы. Для вузов гражд. авиации/Под ред. В. Г. Воробьева. М.: Транспорт, 1981. 391 с.
3. Автоматизация процессов управления воздушным движением/Под ред. Г. А. Крыжановского. М.: Машиностроение, 1981. 400 с.
4. Автоматизированные системы обработки информации: Учеб. пособие для вузов гражд. авиации/Под ред. С. М. Федорова. Л.: ОЛАГА, 1980. 91 с.
5. Автоматизированное управление самолетами и вертолетами/Под ред. С. М. Федорова. М.: Транспорт, 1977. 246 с.
6. Автоматизированное управление полетом воздушных судов/С. М. Федоров, В. М. Кейн, О. И. Михайлов, Н. Н. Сухих. М.: Транспорт, 1992. 266 с.
7. Анисимов Г. В., Кассин Ю. Г. Системы управления полетом и пилотажно-навигационные комплексы. Рига: РИИГА, 1984. 90 с.
8. Безопасность полетов/Под ред. Р. В. Сакача. М.: Транспорт, 1989. 240 с.
9. Белавин О. П., Гамулин А. Г. Электро- и приборное оборудование воздушных судов гражданской авиации. М.: Возд. трансп., 1990. 207 с.
10. Белогородский С. Л. Автоматизация управления посадкой самолета. М.: Транспорт, 1972. 350 с.
11. Ганшин В. Н., Русол В. А. Аэронавигационная информация и безопасность полетов. М.: Транспорт, 1991. 284 с.
12. Горячев В. А. Исследование роли человеческого фактора в авиационных происшествиях//Человеческий фактор/Сб. матер. — № 4: Циркуляр ИКАО 229 — А№/137. — Монреаль, Канада, 1990. С. А551 — А556
13. Михайлов О. И. Инерциальные системы. Л.: ОЛАГА, 1990. 40 с.
14. Михайлов О. И., Козлов И. М., Гергель Ф. С. Авиационные приборы. М.: Машиностроение, 1977. 415 с.
15. Михайлов О. И., Сухих Н. Н., Федоров С. М. Авиаприборы и пилотажно-навигационные комплексы: Учеб. пособие для вузов гражд. авиации. Л.: ОЛАГА, 1990. 76 с.
16. Основные принципы построения базового комплекса стандартного цифрового пилотажно-навигационного оборудования/Под ред. В. Г. Воробьева. М.: МИИГА, 1988. 102 с.

17. Радионавигационные устройства и системы гражданской авиации/Под ред. В. И. Белявского. М.: Машиностроение, 1992. 320 с.
18. Самолет Ил-96-300/Под ред. В. Г. Воробьева, Д. В. Лешинера. М.: МИИГА, 1989. 183 с.
19. Синяков А. Н., Шаймарданов Ф. А. Системы автоматического управления ЛА и их силовыми установками. М.: Машиностроение, 1991. 320 с.
20. Системы автоматического и директорного управления полетом/В. М. Кейн, А. И. Красов, С. М. Федоров, В. И. Шидловский. Л.: ОЛАГА, 1982. 79 с.
21. Системы цифрового управления самолетом/Под ред. А. Д. Александрова, С. М. Федорова. М.: Машиностроение, 1983. 223 с.
22. Сухих Н. Н. Предупреждение предельных режимов полета. М.: Транспорт, 1992. 62 с.
23. Сухих Н. Н., Федоров С. М. Снижение влияния человеческого фактора на безопасность полетов с помощью экспертных систем//Человеческий фактор: Сб. материалов № 4: Циркуляр. ИКАО 229 — А№/137. — Монреаль, Канада, 1990. — С. А551 — А556.
24. Техническая эксплуатация авиационного оборудования/Под ред. В. Г. Воробьева. М.: Транспорт, 1990. 296 с.
25. Федоров С. М., Литвинов А. П. Автоматические системы с цифровыми управляющими машинами. М. — Л.: Энергия, 1965. 224 с.
26. Хиврич И. Г., Миронов Н. Ф., Белкин А. М. Воздушная навигация: Учебн. пособие для вузов. М.: Транспорт, 1984. 328 с.
27. Яцков Н. А. Основы построения автоматизированных систем контроля полетов воздушных судов. Киев: КИИГА, 1989. 344 с.

ПРЕДМЕТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

А

Автоматизация 7
Автопилот 228
Акселерометр 84
Арретир 55

Б

Барограф 118
Бленкер 173
Блок сравнения 197

В

Вариометр 43
Вертикаль гироскопическая 86
Высота полета 36
Высотометр барометрический 38
— электромеханический 39
Вычислительное устройство навигацонное 81

Г

Гировертикаль 53
Гиrolлатформа 92
Гирополукомпас 71
Гироскоп 49
— лазерный 97
Градиент барометрический 38

Д

Датчик 36
— емкостный 103
— магнитный индукционный 68
— статического давления индуктивный 46
— угловой скорости 61
— уровня топлива поплавковый 106

Девияция магнитная 64
— инерционная 67

З

Закон управления 136
— — изодромный 199
Запас устойчивости 147
Заход на посадку 133
Зонд магнитный 69

И

Избыточность алгоритмическая 29
— программы 30
Измеритель вибрации 115
— избыточного давления 108
— скорости 41
— — и угла сноса доплеровский 20
— угловых скоростей 57
— числа М 43
Изолиния 62
Интерфейс речевой 203
Информация динамическая 31
— статическая 31

К

Канал радиолокационный вторичный 32
Категории эксплуатационные 22
Квантование по времени 155
— — уровню 155
Кварум-элемент 187
Компас магнитный 62
Комплекс высотно-скоростных параметров информационный 20, 48
— навигационный 17, 168
— пилотажный 17, 169
— пилотажно-навигационный цифровой 11, 22
Комплексирование 32

Контроль канала крена 197
Контур приводов органов управления 186
— системы УВД 32
— стабилизации и управления углом крена 231
— — — — тангажа и скоростью 233
Координаты местоположения 21
Корректор высоты 40
Коррекция курса автоматическая 22
— относительных координат 21
Коэффициент постоянной девиации 65
Крутизна сигнала 145

Л

Лазер кольцевой 97

М

Метод измерения уровня топлива поплавковый 101
— мажоритарный 26
— счисления координат 81
— — пути 21
Методы измерения высоты полета:
барометрический 37
импульсный 40
частотный 40
— — скорости:
аэрометрический 41
инерциальный 42
пневмомеханического дифференцирования 42
радиотехнический 42
электромеханического дифференцирования 42
— контроля аппаратные:
по модулю 27
на частотность 28
"эхо-контроль" 28
— — программные:
программно-логические 30
тестового контроля 30
— косвенного предупреждения 253
— непосредственного предупреждения 249

Манометр индуктивный 109
— — дистанционный 108
Модель непрерывная 156
— пилота 140
— цифровая 156
Момент гироскопический 49
— кинетический 50

О

Обработка информации совместная бортовая 34
— — наземная 34
— полетной информации 127
Объект управления 5
Отказ 236
Отклонения в летной работе 236

П

Пилотирование 8
Погрешность:
аэродинамическая 38
инерциальных навигационных систем 98
инструментальная 38
карданова 73
креновая 66
магнитного компаса 64
методическая 38
от трения 67
— увлечения картушки 67
температурная 43
Подсистема:
автоматической балансировки самолета 177
стабилизации параметров движения на траектории 179
угловой стабилизации 178
управлены заходом на посадку 181
— разворотом и тангажом 179
— тягой двигателя 184
— ухода на 2-й круг 184
штурвального управления 174
Прибор 36

— девиационный 66
— навигационный 173
— пилотажно-командный 173
— термоэлектрический 112
Пульт управления 8
— — и индикации 217

Р

Радиовысотомер 40
Радиокомпас 169
Радиолокатор вторичный 31
Расход топлива мгновенный 106
Расходомер 107
Режим:
нестартстопный 127
работы адресный 33
согласования 230
стартстопный 127

С

Самолетовождение 12
Самописец трехкомпонентный 118
Связь обратная 34
Система:
авиационная эргатическая 15
автоматизированная 5
автоматической регистрации параметров полета 119
автоматического управления 132
— — аналоговая 167
— — бортовая 132
— — цифровая 202
базовая курса и вертикали 19, 79
— формирования курса 19
бесплатформенная 98
воздушных сигналов 20, 45
дискретно-адресная 33
информационно-измерительная 224
информационно-управляющая 5
— двухуровневая 6
инерциальная 81
контроля и диагностирования двигателя бортовая 117
курсовая 74

навигации спутниковая 22
навигационно-посадочная 169
навигационная инерциальная 20
оценки координат 34
предупреждения критических режимов 218
— приближения к Земле 220
регистрации параметров 119
— — бортовая 125
— магнитная 121
регистрации полетной информации 7
самолетовождения вычислительная 215
сигнализации комплексная информационная 222
сбора и локализации отказов 11, 223
траекторного управления 17
управления директорная 136
— полетом вычислительная 211
цифровая вычислительная бортовая 225
экспертная 241
электронной индикации 226
Ситуация особая 236
Скорость движения гироскопа угловая 87
— прецессии гироскопа 87
Способ измерения массы топлива емкостный 102
Средства:
автоматизации 239
встроенного контроля 186
защиты 239
информационные 239
контроля автомата тяги 188
— бортовые 24
— — аналоговые 25
повышения надежности 239
предупреждения бортовые 237
сигнализации 240
Схема:
канала рыскания 230
контура стабилизации и управления углом крена 231
— — — — тангажа и скоростью 233

Т

Таймер 31

Тахометр магнитоиндукционный 112	— счетно-решающие 93
Термометр сопротивления электрический 110	
— термоэлектрический 111	Ф
ТермоЭДС 111	Фактор человеческий 14
Тест-контроль 27	
Топливомер емкостный 104	Х
— поплавковый 101	
Траектория программная 12	
У	Характеристики частотные 231
	— — логарифмические 165
Указатель поворота электрический 59	Ш
— скорости 43	Шкала заданного путевого угла 174
— — комбинированный 43	— курса 174
Управление автоматизированное 5	Э
— автоматическое 229	Элементы земного магнетизма 62
Уравнения движения центра масс самолета 12	
Условия устойчивости 162	
Устройства регистрации бортовые 123	

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	3
Глава 1. Общие принципы построения БИУС	
1.1. Назначение	5
1.2. Структура БИУС	7
1.3. Требования к процессам самолетовождения	12
1.4. Влияние человеческого фактора на безопасность полетов	14
Глава 2. Пилотажно-навигационный комплекс ВС	
2.1. Типовая структура ПНК	17
2.2. Контроль ПНК	23
2.3. Связь ПНК с системой УВД	31
Глава 3. Измерители пилотажно-навигационных параметров	
3.1. Общие сведения	36
3.2. Измерители высоты и скорости полета	36
3.3. Измерители положения ВС относительно плоскости горизонта	49
3.4. Измерители угловых скоростей	57
Глава 4. Приборы и системы для определения курса	
4.1. Магнитный компас	62
4.2. Магнитный индукционный датчик	68
4.3. Гироскопические измерители ортодромического курса	71
4.4. Комплексные системы курсовых измерений. Курсовые системы	74
Глава 5. Инерциальные системы	
5.1. Общие сведения	81
5.2. Понятие о невозмущаемой гироскопической вертикали	86
5.3. Элементы инерциальных систем	89
5.4. Инерциальная навигационная система типа И-11	92
5.5. Бесплатформенная инерциальная навигационная система	96
5.6. Погрешности инерциальных навигационных систем	98
Глава 6. Приборы контроля силовых установок	
6.1. Общие сведения	100
6.2. Измерение массы и расхода топлива	101
6.3. Измерение давления и крутящего момента двигателя	110
6.4. Измерение температуры и частоты вращения	110
6.5. Измерение вибрации	115
Глава 7. Системы регистрации полетной информации	
7.1. Назначение	118
7.2. Наземная аппаратура расшифровки и анализа полетной информации	126
7.3. Использование данных бортовых систем регистрации	129
Глава 8. Автоматизация процессов управления полетом	
8.1. Основные задачи	130
8.2. Принципы автоматизации процессов управления ВС	133
8.3. Требования, предъявляемые к бортовым системам управления	141
8.4. Учет влияния возмущений	143

8.5. Оценка качества процессов управления	146
8.6. Формирование аналоговых законов управления	148
8.7. Особенности формирования аналоговых законов управления при посадке ..	151
8.8. Особенности формирования цифровых законов управления	154
Глава 9. Аналоговые системы автоматического управления полетом	
9.1. Общие сведения	167
9.2. Система АБСУ-154	168
9.3. Система САУ-42	189
9.4. Система САУ-1Т-2-86	194
Глава 10. Цифровые системы автоматического управления полетом	
10.1. Общие сведения	202
10.2. Структура и состав цифрового ПНО	204
10.3. Вычислительные системы управления полетом и тягой	211
10.4. Вычислительная система самолетовождения	215
10.5. Системы предупреждения критических режимов и приближения к земле ..	220
10.6. Комплексная информационная система сигнализации и система сбора и локализации отказов	222
10.7. Информационно-измерительные системы	224
10.8. Бортовая цифровая вычислительная система	225
10.9. Система электронной индикации	226
Глава 11. Автоматизация управления вертолетом	
11.1. Задачи автоматизации	228
11.2. Основные характеристики автопилота АП-34Б	229
11.3. Развитие систем автоматического управления полетом	234
Глава 12. Предупреждение особых ситуаций в полете	
12.1. Факторы, приводящие к возникновению особых ситуаций	236
12.2. Бортовые технические средства предупреждения особых ситуаций	237
12.3. Методы предупреждения особых ситуаций без информирования экипажа ..	244
12.4. Методы предупреждения особых ситуаций с информированием экипажа ..	249
Список использованной литературы	255
Предметный указатель	257

Учебник

Федоров Степан Михайлович
Михайлов Олег Иванович
Сухих Николай Николаевич

**БОРТОВЫЕ ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩИЕ
СИСТЕМЫ**

Предметный указатель составила *Л. В. Васильева*
Технические редакторы *С. А. Романчева, Л. А. Кульбачинская*
Корректор *И. А. Попова*

ИБ № 4664

Лицензия № 010163 от 04.01.92 г.

Сдано в набор 05.01.93. Подписано в печать 28.10.94
Формат 60 × 88¹/₁₆. Бум. тип. № 2 Гарнитура литературная. Офсетная печать.
Усл. печ. л. 16,17. Усл. кр.-отт. 16,17. Уч.-изд. л. 17,5. Тираж 1000 экз. Заказ 332. С150.
Изд. № 1-1-1/7 № 5905
Ордена "Знак почета" издательство "ТРАНСПОРТ", 103064, Москва, Басманный туп., 6а

Московская типография № 4
Комитета Российской Федерации по печати.
129041, Москва, Б. Переяславская, 46

ГОТОВИТСЯ К ИЗДАНИЮ:

Воробьев В. Г., Кузнецов С. В. Автоматическое управление полетом самолетов.— 32 л.

Появление цифрового оборудования на новом поколении самолетов гражданской авиации не должно заставить врасплох инженерно-технические службы, дополнительная информационная нагрузка ложится и на студентов, которые уже сейчас проявляют интерес к новой технике, а литературы по данному вопросу нет.

Новый учебник по системам автоматического управления (САУ) и пилотажно-навигационным комплексам (ПНК) воздушных судов содержит развернутое изложение вопросов автоматизации самолетовождения воздушных судов гражданской авиации. Рассмотрены характеристики полета самолета по пространственной траектории, динамика управления полетом самолета, системы управления полетом самолета, общие сведения об аналоговых САУ и методах их исследования, полуавтоматическое управление, улучшение устойчивости и управляемости, автоматическое управление движением самолета относительно центра масс, автоматическое триммирование и балансировка, автоматическое управление траекторным движением самолета на маршруте, при заходе на посадку, посадке, уходе на 2-й круг и взлете. Изложены общие сведения о цифровых САУ и методах их исследования, особенности управления полетом цифровыми САУ, методы обеспечения отказобезопасности и контроля аналоговых и цифровых САУ, принципы построения аналоговых гибридных и цифровых ПНК. Отражены вопросы летно-технической и технической эксплуатации САУ и ПНК.

ЗАКАЗЫ ПРИНИМАЮТСЯ отделениями издательства "Транспорт", центральным магазином "Транспортная книга" (107078, Москва, Садовая Спасская ул., д. 21).

Заказать книгу можно также непосредственно в отделе книжной торговли издательства "Транспорт" (103064, Москва, Басманный туп., д. 6а).