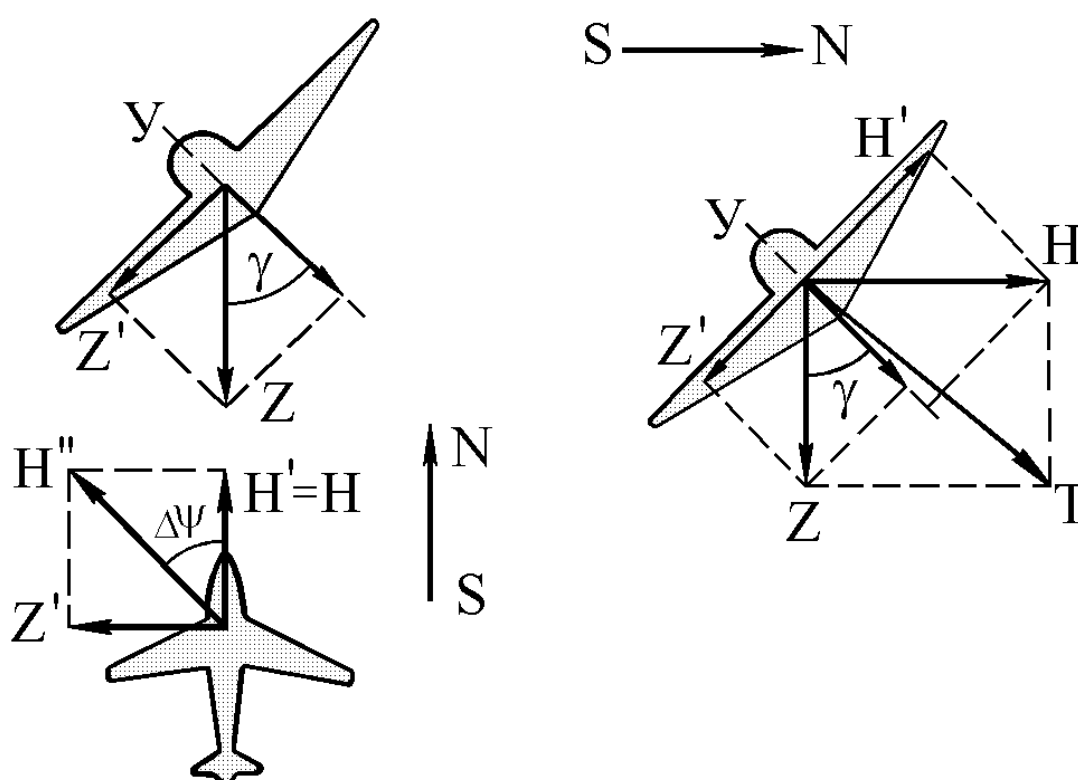


В. Н. Шивринский

НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ



Ульяновск
2012

УДК 629.7.05 (076)

ББК 32я7

Ш 55

Рецензент доцент кафедры «Электроснабжение» энергетического факультета Ульяновского государственного технического университета кандидат технических наук А. Е. Усачев

*Одобрено секцией методических пособий
научно-методического совета университета*

Шивринский, В. Н.

Ш 55

Навигационные системы летательных аппаратов : конспект лекций / В. Н. Шивринский. – Ульяновск : УлГТУ, 2012. – 148 с.

Данное пособие знакомит студентов с устройством различных навигационных систем, основами теории, принципами построения и применения, методами расчета и проектирования.

Приведенный материал предназначен для студентов направления 20010062 и специальности 20010365; может быть полезен студентам других специальностей при изучении аналогичных дисциплин и выполнении учебных научно-исследовательских работ.

Работа выполнена на кафедре измерительно-вычислительных комплексов.
Печатается в авторской редакции

УДК 629.7.05 (076)

ББК 32я7

© Шивринский В. Н., 2012

© Оформление. УлГТУ, 2012

Предисловие

Конспект лекций составлен на основе одноименного курса, читаемого автором. Лекции подготовлены по материалам, изложенным в литературе [1-22]. Учебным планом по дисциплине предусмотрено 68 часов аудиторных занятий, из них лекции – 34 часа, лабораторные работы – 34 часа, 112 часов для самостоятельной работы, зачет в седьмом семестре, экзамен в восьмом семестре.

Предполагается, что студенты знакомы с теоретическими основами и средствами измерительной, вычислительной техники, языками программирования, теорией автоматического управления, цифровыми и аналоговыми электронными устройствами, авиационными приборами и измерительно-вычислительными комплексами.

Теоретические основы навигации, системы астронавигации, радиотехнические измерители навигационных параметров, системы счисления пути, инерциальные, обзорно-сравнительные и спутниковые системы подробно рассмотрены в конспекте лекций «Бортовые вычислительные комплексы навигации и самолетовождения» [22], изданным УлГТУ в 2010 г.

В данном конспекте лекций рассматриваются радиомаячные системы инструментальной посадки самолетов, командно-пилотажные навигационные системы, магнитные компасы, курсовые системы, пилотажно-навигационные системы воздушных сигналов (централи скорости и высоты), а также особенности проектирования навигационных систем летательных аппаратов.

Приводятся тестовые задания и основные использованные понятия по читаемому курсу.

Методические указания предназначены студентам для глубокой самостоятельной проработки, а также преподавателям, ведущим занятия по аналогичным дисциплинам.

Глава 1. Особенности проектирования навигационных систем летательных аппаратов

Основные этапы проектирования систем

В нашей стране приняты следующие основные стадии разработки проекта: техническое задание (ТЗ), техническое предложение, эскизный проект, технический проект, рабочая документация.

Техническое задание должно содержать: основное назначение, технические характеристики, показатели качества, технико-экономические требования, стадии разработки, принятые в данном проекте, и их состав, включая программное, методическое и метрологическое обеспечение, а также специальные требования к системе. К основным техническим характеристикам информационных измерительных систем (ИИС) относятся метрологические (динамический и частотный диапазоны, погрешность, быстродействие, чувствительность, порог чувствительности), а также общетехнические (надежность, сложность, габариты, масса и т. д.). В ТЗ должны быть приведены критерии оценки этих характеристик.

Следующей основной стадией проектирования, является разработка *технического предложения* на проектируемую информационно-измерительную систему. При разработке технического предложения предусматривается выполнение следующих этапов:

1. Подбор патентных материалов, определение патентоспособности проектируемой ИИС, анализ материалов по существующим системам, наиболее близким к проектируемой по назначению и характеристикам.

2. Предложение возможных вариантов реализации системы, удовлетворяющих ТЗ, сравнительная оценка этих вариантов и обоснование выбора наилучшего варианта. Варианты системы могут различаться по алгоритмам сбора и обработки информации, техническим и программным средствам, видам используемого интерфейса, модуляции сигналов. Сравнительная оценка вариантов должна выполняться с учетом критериев оценки показателей качества, определенных в ТЗ.

3. Разработка и анализ структурной схемы и алгоритма работы.

4. Выбор функциональных блоков проектируемой системы. Для создания ИИС целесообразно использовать готовые, выпускаемые промышленностью функциональные блоки, объединяемые в систему с помощью стандартного интерфейса. При проектировании системы не всегда удастся обеспечить ее всеми необходимыми стандартными функциональными блоками. В этом случае в проекте разрабатываются такие блоки.

5. Решение принципиальных вопросов метрологического, программного и методического обеспечения проектируемой ИИС.

6. Рассмотрение и утверждение технического предложения, при этом должен быть обоснован целесообразный путь реализации ТЗ.

Стадия *эскизного проектирования* предусматривает создание документации, содержащей принципиальные конструктивные решения, которые дают общее представление об устройстве и принципе работы изделия. В необходимых случаях изготавливаются и испытываются макеты изделий. Эскизный проект после согласования и утверждения служит основой для разработки технического проекта или рабочей документации.

Стадия *технического проектирования* связана с созданием документации, содержащей окончательные технические решения, дающие полное представление об устройстве разрабатываемой системы.

Завершающей является стадия создания *рабочей документации* на проектируемую ИИС. Она включает в себя разработку конструкторской документации на опытный образец системы, изготовление опытного образца, проведение государственных, межведомственных или других испытаний опытных образцов, последующие корректировки рабочей документации, подготовку рабочей документации и изготовление установочной серии, массовый выпуск ИИС.

При разработке навигационного устройства требуется, чтобы оно наиболее полно соответствовало тактико-техническим задачам объекта, условиям его применения и эксплуатации, а также удовлетворяло информационным, эксплуатационным и экономическим критериям оценок. Разработка навигационного устройства происходит не на пустом месте и не с по-

зиции «черного ящика», а в условиях сложившегося приборостроительного производства, при наличии многообразных прототипов устройств аналогичного назначения. Процесс разработки навигационного устройства содержит много индивидуальных особенностей, обусловленных степенью сложности и новизны схемного и технического решения, условиями проектирования и создания конструкции. Можно выделить некоторые общие этапы разработки навигационного устройства:

- 1) составление задания на проектирование навигационного устройства и анализ исходных данных;
- 2) уточнение данных для проектирования;
- 3) выбор вариантов навигационных устройств, наиболее полно отвечающих заданию;
- 4) синтез навигационных устройств с оптимальными параметрами;
- 5) использование скрытых структурных резервов;
- 6) использование скрытых информационных резервов;
- 7) расчет параметров измерительных схем и цепей;
- 8) расчет конструктивных параметров элементов конструкции;
- 9) разработка конструкции навигационного устройства;
- 10) изготовление конструкции.

Постановка задачи

При составлении задания на разработку навигационного устройства определяют его назначение, диапазон измерения, информационные свойства, условия работы, требования эксплуатации, технические требования и условия питания. Кроме того, устанавливают начальные и наиболее общие критерии оценки качества навигационного устройства и намечают перспективы его применения и развития.

В *назначение* навигационного устройства обычно включают наименование измеряемого параметра, вид объекта и способ использования устройства. *Диапазоны измерения*, устанавливаемые для навигационного устройства, должны охватывать возможные предельные изменения измеряемых параметров, взятые с некоторым запасом.

Значение измеряемого параметра зависит от многих случайных условий полета и изменений характеристик объекта. Если X_{max} – математическое ожидание максимального значения измеряемого параметра, а σ_x – среднее квадратическое значение его случайного изменения, то диапазон измерения X_{diap} можно принять равным

$$X_{diap} = X_{max} + N\sigma_x, \quad (1.1)$$

здесь N обычно берут в пределах $3 \div 4$.

В ряде случаев значение X_{max} может быть задано исходя из тактико-технических характеристик объекта. Тогда значение $N\sigma_x$ принимают как некоторую часть ξ от X_{max} , т. е.

$$N\sigma_x = \xi X_{max}, \quad (1.2)$$

здесь ξ может быть порядка $0,05 \div 0,1$.

Информационные свойства навигационного устройства, которые должны быть заданы, включают:

- 1) режимы навигационных измерений (взлет, маршрутный полет, посадку);
- 2) уровень автономности и помехозащищенности измерений;
- 3) точность и надежность измерений;
- 4) уровень избыточности информации;
- 5) степень автоматизации процессов измерений;
- 6) особенности взаимодействия навигационного устройства с человеком (способ отображения информации, возможность настройки и коррекции);
- 7) виды информации, получаемой от навигационного устройства для систем автоматического управления полетом и других потребителей.

Заданные условия работы разделяются на внешние и внутренние. Внешние условия работы, в зависимости от назначения навигационного устройства, включают высоту и скорость полета, географические районы возможного местонахождения, времена года и суток.

Кроме того, могут быть заданы вероятность и интенсивность возможных организованных помех работе навигационного устройства, а также некоторые виды естественных помех.

Внутренние условия работы навигационного устройства характеризуются диапазонами возможного изменения давления, температуры и влажности окружающей среды, а также значениями возможных вибраций и перегрузок. Для серийного оборудования внутренние условия работы регламентируются соответствующими нормами.

Заданные требования эксплуатации могут включать сведения:

- 1) о способах использования навигационного устройства в полете;
- 2) о характере обслуживания на Земле;
- 3) об уровне автоматизации процессов настройки и контроля состояния навигационного устройства;
- 4) о времени готовности навигационного устройства к нормальной работе.

Заданные технические требования могут включать допустимый вес и объем конструкции навигационного устройства, а также некоторые регламентации по монтажу и размещению устройства на объекте. Однако окончательное решение о месте установки навигационного устройства на объекте может быть принято после учета внутренних условий работы, особенностей его использования в полете и уровня надежности конструкции.

К числу заданных следует отнести *условия питания* или энергетического обеспечения навигационного устройства: виды токов (постоянный, переменный), напряжения и частоты источников питания и их стабильность. Если характеристики источников питания не позволяют обеспечить нормальную работу навигационного устройства, то могут быть предусмотрены автономные источники питания с соответствующими данными.

Некоторые из этих требований носят вероятностный характер (например, надежность, живучесть, помехозащищенность) и могут быть заданы количественно как вероятности выполнения соответствующего требования (в пределах от 0 до 1). Некоторые другие требования могут быть заданы только качественно. Например, уровень автоматизации процессов из-

мерения или контроля может быть задан в виде градаций: неавтоматический, полуавтоматический, автоматический или комбинированный.

Заданные начальные критерии оценки качества разрабатываемого навигационного устройства должны охватывать его основные и наиболее общие характеристики: точность, надежность, живучесть, приспособленность к условиям эксплуатации, экономичность и общую эффективность. Разработка навигационного устройства с учетом перспективы развития, как объекта, так и измерительной техники имеет большое практическое значение. При этом могут быть учтены предполагаемые изменения тактико-технических характеристик объекта, а также предусмотрены унификация конструкции навигационного устройства и расширение области его применения на объектах другого назначения.

Уточнение данных для проектирования навигационного устройства

Чтобы выявить принцип построения и функциональную структуру навигационного устройства, необходимо уточнить ряд положений, а именно:

- 1) определить необходимую и возможную избыточность информации об измеряемом параметре, которую можно создать на объекте, и оценить характер ее использования;
- 2) определить способы преобразования информации в различные системы координат;
- 3) выявить способы отображения выходной информации с учетом назначения и функций оператора;
- 4) определить способы обеспечения надежности и живучести навигационного устройства.

Кроме того, возникает необходимость в уточнении условий полета, характеристик внешних и внутренних помех работе прибора на объекте.

Степень избыточности информации определяется количеством датчиков n , измеряющих m параметров. В зависимости от того, является ли $n > m$ или $n < m$, в измерительном комплексе создается избыточность или недостаточность информации.

Если разрабатываемое навигационное устройство будет применяться на объекте в условиях избытка информации ($n > m$), то в схеме устройства могут быть предусмотрены динамические фильтры связи для уменьшения погрешностей и улучшения динамических характеристик.

При информационной недостаточности ($n < m$) в навигационном устройстве могут быть применены программные устройства, системы памяти, каналы автокомпенсации и другие средства, позволяющие в данных условиях улучшить качество навигационного устройства.

Определение *способа преобразования информации* из одной системы координат в другую существенно отражается на принципе построения навигационного устройства. Могут быть использованы следующие варианты взаимосвязи навигационного устройства с датчиком угловой ориентации:

- 1) стабилизация чувствительных элементов с помощью датчиков угловой ориентации;
- 2) размещение чувствительных элементов на повторителе датчиков угловой ориентации;
- 3) размещение чувствительных элементов на корпусе объекта и преобразование информации из связанной системы координат в систему координат, моделируемую датчиками угловой ориентации.

Способы отображения выходной информации влияют на принцип построения навигационного устройства. Для повышения наглядности, информационной производительности и надежности отображения выходной информации в навигационном устройстве используются элементы преобразования и дистанционной передачи сигналов, устройства индикации.

Для реализации *заданной надежности и живучести* навигационного устройства, еще на начальной стадии проектирования должны быть предусмотрены технические средства осуществления контроля работоспособности и технических характеристик.

Таковыми средствами могут быть элементы встроенного контроля, дублирующие элементы и измерительные цепи, автоматы надежности, системы коррекции от внешних источников информации.

При уточнении условий полета и особенностей внешних и внутренних

помех могут быть выявлены их статистические характеристики и корреляционные взаимосвязи. Эти данные могут быть учтены при обеспечении «памяти» навигационного устройства в период действия интенсивных помех и при формировании передаточных функций фильтров.

*Обзор существующих систем, их анализ,
обоснование выбора метода измерения*

При разработке системы возникает проблема создания такой ее внутренней структуры, которая наиболее полно отвечает поставленной задаче. Во внутреннюю структуру входят как ее составные элементы (методы измерений, чувствительные элементы, преобразователи сигналов, дистанционные передачи, вычислительные устройства, системы памяти, задатчики априорной информации), так и каналы взаимосвязи, цепи коррекции и динамические фильтры.

Общий синтез навигационного устройства можно разделить на два этапа. На первом этапе осуществляется синтез «в большом», включающий подбор наиболее совершенных элементов внутренней структуры и организацию эффективного взаимодействия между ними.

На втором этапе производится синтез «в малом», сводящийся к определению оптимальных в определенном смысле (например, по точности, надежности) параметров передаточных функций элементов структуры и связей между ними.

Рассмотрим особенности первого этапа синтеза, который включает:

- 1) сбор, анализ и обобщение научных, технических и патентных материалов, относящихся к тематике исследуемого вопроса;
- 2) разработку классификации возможных видов построения структур;
- 3) установление критериев оценки качества для каждого признака;
- 4) отбор элементов структуры и видов связей, отличающихся наивысшими оценками качества, и разработку вариантов построения структур навигационного устройства;

5) статистическую оценку степени совершенства разработанных вариантов структур навигационного устройства.

При сборе и анализе материалов особое внимание уделяют патентам, научным статьям и отчетам, а также техническим описаниям устройств, способных измерять заданный навигационный параметр.

В результате анализа выделяются особенности методов измерения, области их применения, физические ограничения и методические погрешности, возможности реализации.

Обобщение позволяет выявить основные физические явления, которые могут быть положены в основу классификации. Физические особенности, используемые для классификации, должны характеризовать наиболее существенные свойства навигационного устройства, от которых в значительной мере зависят его принцип действия, функциональная и структурная схемы, состав конструкции, динамические и информационные свойства.

Для каждого классификационного признака и совокупности альтернатив устанавливаются частные критерии оценки качества. Выбор критериев зависит от того, насколько эффективно использование того или иного признака и альтернативы для построения навигационного устройства применительно к заданному объекту, внешним и внутренним условиям работы, а также его тактико-техническим характеристикам.

Для оценки качества вариантов построения структур применяются общие критерии оценок, которые позволяют определить эффективность использования навигационного устройства для заданных режимов полета. В качестве такого общего критерия оценки удобно использовать степень совершенства структуры навигационного устройства.

Среди многочисленных возможных вариантов построения структуры навигационного устройства отбирают для дальнейшего исследования только те, которые имеют наивысшую оценку совершенства.

Цикл проектирования системы

Навигационная информационная система состоит из набора компонентов, выполняющих определенные функции по отношению к внешнему окружению.

Чтобы иметь возможность воспринимать информацию извне и передавать ее во внешнее окружение, система должна быть связана с внешним окружением, т. е. должна иметь входы и выходы (рис. 1.1).

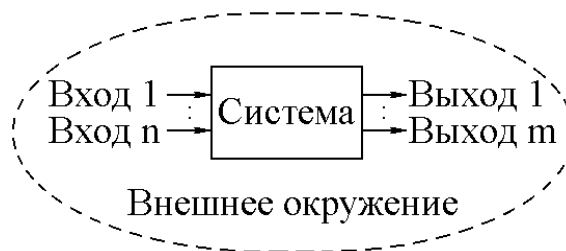


Рис. 1.1. Общее представление навигационной системы

Система состоит из аппаратных компонентов и программного обеспечения. Первый шаг цикла проектирования включает определение набора требований пользователя и построение функциональной спецификации.

Следующим шагом является проектирование системы на основе функциональной спецификации. Необходимо определить аппаратную и программную конфигурации, из каких частей должна состоять система и как эти части должны быть взаимосвязаны.

Проектирование аппаратной части может быть выполнено с использованием стандартной методологии проектирования аппаратуры.

Проектирование программного обеспечения лучше всего может быть выполнено с использованием языка проектирования.

Программное обеспечение строится путем преобразования конструкций языка проектирования в язык программирования ЭВМ. Оно тестируется и одновременно с аппаратурой объединяется в единое целое, после чего оцениваются эксплуатационные характеристики системы.

Цикл проектирования системы показан на рис. 1.2. Две части системы часто разрабатываются параллельно.



Рис. 1.2. Цикл проектирования системы

Одним из основных средств снижения сложности программного обеспечения до приемлемого уровня является использование методологии системного проектирования. Кроме использования языка проектирования, системная методология включает использование методов нисходящего и модульного проектирования.

Язык проектирования

ЭВМ должна иметь возможность проверять значение каждого входа, а также устанавливать каждый из выходов в определенное значение. На уровне языка проектирования для операций проверки и установки используются простые конструкции:

*ПРОВЕРИТЬ ВХОД ... И ХРАНИТЬ ЕГО ЗНАЧЕНИЕ
УСТАНОВИТЬ ЗНАЧЕНИЕ ВЫХОД ... РАВНО ...*

Необходимо также иметь возможность проверять условия, которым удовлетворяют хранимые значения каждого из входов. С этой целью используется условная конструкция:

*ЕСЛИ УСЛОВИЕ ПРОВЕРКИ ЕСТЬ «ИСТИНА»
ТО ВЫПОЛНИТЬ ЧТО-ЛИБО
ИНАЧЕ ВЫПОЛНИТЬ ЧТО-ЛИБО ДРУГОЕ*

Необходима такая операция, которая позволила бы выполнять другие операции языка проектирования бесконечное число раз. Для этой цели используется конструкция:

ВЫПОЛНЯТЬ НЕПРЕРЫВНО

....
КОНЕЦ

Набор операций, расположенный между *ВЫПОЛНЯТЬ НЕПРЕРЫВНО* и *КОНЕЦ*, должен повторяться без конца.

Конструкции цикла могут быть следующего вида:

ВЫПОЛНИТЬ
...
КОНЕЦ
ВЫПОЛНИТЬ ДЛЯ КАЖДОГО ... НАБОРА ПРЕДМЕТОВ
...
КОНЕЦ
ВЫПОЛНЯТЬ ПОКА УСЛОВИЕ ПРОВЕРКИ ЕСТЬ «ИСТИНА»
...
КОНЕЦ

Для выполнения операций присваивания применяются конструкции:

УСТАНОВИТЬ ... НА (В) ...
УСТАНОВИТЬ ...
СБРОСИТЬ ...

Для вызова процедур используется следующая конструкция:

ВЫЗОВ: ИМЯ ПРОЦЕДУРЫ (ВХОДНЫЕ ПАРАМЕТРЫ; ВЫХОДНЫЕ ПАРАМЕТРЫ)

Для составления процедур используется конструкция вида:

ПРОЦЕДУРА: ИМЯ ПРОЦЕДУРЫ (ВХОДНЫЕ ПАРАМЕТРЫ;
ВЫХОДНЫЕ ПАРАМЕТРЫ)

НАЧАЛО ПРОЦЕДУРЫ

...
ВОЗВРАТ
КОНЕЦ ПРОЦЕДУРЫ

В заголовке между первой строкой процедуры и строкой *НАЧАЛО ПРОЦЕДУРЫ* помещается дополнительная документальная информация:

- 1) идентификационный номер процедуры;
- 2) имя проектировщика;
- 3) дата проектирования;
- 4) имена всех, кто вносил изменения в проект;
- 5) дата внесения изменений в проект;
- 6) краткие сведения о том, что делает процедура, если имени процедуры недостаточно для этих целей;
- 7) имя модуля, которому принадлежит процедура;
- 8) имена всех процедур, которые вызывает данная процедура;

- 9) имена всех процедур, которые вызывают данную процедуру;
- 10) описание каждой структуры данных и параметров, которые обрабатываются данной процедурой;
- 11) пояснения о назначении каждого параметра в структуре данных, если это не ясно из контекста.

Каждая подсистема, модуль, процедура, структура данных и параметр имеют имя. Полезно использовать список имен, в который вносится любое имя сразу после того, как оно определено.

При составлении программ на языке проектирования рекомендуется использовать смещение строк. Необходимо подчеркнуть, что язык проектирования является полностью однозначным без смещения строк. Смещение строк обеспечивает читаемость, особенно когда несколько конструкций являются вложенными. Ниже приводятся правила выполнения смещения, иллюстрированные примерами:

- 1) все скобки, такие как *НАЧАЛО ПРОЦЕДУРЫ ... КОНЕЦ ПРОЦЕДУРЫ* и *ВЫПОЛНЯТЬ ... КОНЕЦ*, выравниваются;

```

    ВЫЗОВ: СЧИТЫВАНИЕ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ (;ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ)
    ВЫПОЛНЯТЬ ПОКА ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ НЕ ВКЛЮЧЕН
        ВЫЗОВ: СЧИТЫВАНИЕ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ (;ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ)
        КОНЕЦ

```

- 2) все основные операции, содержащиеся внутри пары скобок, смещаются на одинаковые расстояния;

```

    НАЧАЛО ПРОЦЕДУРЫ
        ВЫЗОВ: ИНИЦИАЛИЗАЦИЯ АППАРАТУРЫ (;)
        ВЫЗОВ: ВОССТАНОВЛЕНИЕ СИСТЕМЫ (;)
        ВОЗВРАТ
    КОНЕЦ ПРОЦЕДУРЫ

```

- 3) слова *ТО* и *ИНАЧЕ* условной конструкции располагаются на разных строках и смещаются по отношению к слову *ЕСЛИ* на одинаковые расстояния; если внутри части *ТО* или *ИНАЧЕ* условной конструкции появляется отдельная операция, то она располагается на той же строке, что и слово *ТО* или *ИНАЧЕ*;

```

    ЕСЛИ ВСЕ ЗАПИСИ КРОМЕ ПОСЛЕДНЕЙ ВЫБРАНЫ
        ТО ВОЗВРАТ
        ИНАЧЕ ВЫБИРАЕТСЯ СЛЕДУЮЩАЯ ЗАПИСЬ В ФАЙЛЕ

```


4) если внутри части *ТО* или *ИНАЧЕ* условной конструкции содержится более одной операции, то эти операции следует заключить в скобки *ВЫПОЛНИТЬ ... КОНЕЦ*, причем слово *ВЫПОЛНИТЬ* располагается на той же строке, что и слово *ТО* или *ИНАЧЕ*.

*ЕСЛИ ТАЙМЕР В СОСТОЯНИИ ПОКОЯ
ТО ВЫПОЛНИТЬ
 ВЫЗОВ: ОСТАНОВКА ТАЙМЕРА (;)
 УСТАНОВИТЬ ПРОДОЛЖЕНИЕ
 ВОЗВРАТ
КОНЕЦ*

Документация

Одним из наиболее важных факторов добросовестного проектирования системы является хорошая документация. Под хорошей понимается четко организованная, легко читаемая и усваиваемая документация, сжатая, но полная, допускающая внесение изменений.

Организация документации для полного цикла проектирования показана на рис. 1.3. Первый уровень документации содержит описание требований пользователя и функциональной спецификации.

- | |
|--|
| <ol style="list-style-type: none"> 1. Требования пользователя и функциональная спецификация. 2. Проектная документация системы. 3. Программная документация. 4. План объединения. 5. Техническая документация. 6. План отладки аппаратных средств. |
|--|

Рис. 1.3. Организация документации

Полный набор документации второго уровня включает в себя:

- 1) *иерархический список имен подсистем, модулей и процедур*; для этой цели может служить список имен, который включает также имена структур и параметров;
- 2) *дерево вызова процедур*;
- 3) *определения структур данных для каждой структуры данных, используемых в системе*;
- 4) *описание каждой процедуры на языке проектирования*;

5) *дополнительную информацию, необходимую для понимания системы на уровне проектирования; эта информация может быть размещена либо в заголовке модуля или процедуры, либо в отдельных документах.*

Третий уровень документации состоит из описания процедур и модулей системы в виде программ на языке программирования. Поскольку описание документации в виде программ содержит описание на языке проектирования в виде комментариев, второй уровень документации содержится в третьем.

Четвертый уровень документации включает в себя план объединения, а также календарные сроки выполнения проекта. План объединения состоит из подробного описания каждого этапа процесса объединения и определяет, какая часть системы должна быть работоспособной в конце каждого этапа.

Описание этапа объединения должно указывать, какие процедуры (модули или подсистемы) должны быть проверены и какие функции должна выполнять система после завершения этапа объединения. Кроме того, должны быть определены проверочные значения для тех параметров, которые должны меняться во время этапа объединения.

Пятый и шестой уровни включают документацию по аппаратным средствам и план отладки аппаратных средств.

Требования пользователя и функциональная спецификация

Требования пользователя определяют, что пользователь хочет от системы и что она должна делать. Требования пользователя могут быть определены путем изучения рынка сбыта на основе спроса покупателей.

Функциональная спецификация определяет, какие функции должны выполняться для удовлетворения требований пользователя и обеспечения интерфейса между системой и окружением.

Так как система проектируется на основе информации, содержащейся как в требованиях пользователя, так и в функциональной спецификации, важно, чтобы функции, отображающие требуемое поведение системы, были описаны достаточно подробно.

Проектирование системы

Прежде чем начать детальное проектирование программных и аппаратных средств, необходимо определить, какие функции лучше выполняются с помощью программного обеспечения ЭВМ, а какие – с помощью аппаратных средств. Во время детального проектирования аппаратных и программных средств часто становится очевидным, что некоторые аппаратные функции могут быть лучше выполнены с помощью программных средств и наоборот. Таким образом, во время последующих стадий процесса проектирования может иметь место модификация предварительного проектного решения.

Общая модульная структура аппаратных средств показана на рис. 1.4.

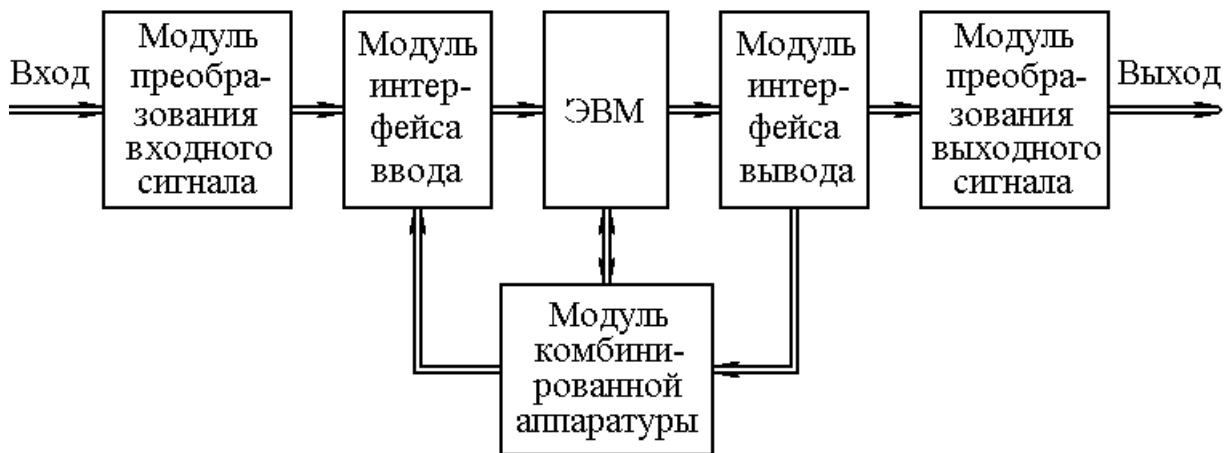


Рис. 1.4. Общая модульная структура аппаратных средств

Система разбита на модули, которые соответствуют функциям *ВХОД*, *ВЫХОД*, *ПРЕОБРАЗОВАНИЕ СИГНАЛА*, *ЭВМ*, *КОМБИНИРОВАННАЯ АППАРАТУРА*. Модули преобразования входного и выходного сигналов содержат компоненты, необходимые для обмена входными и выходными сигналами с внешней средой. Примерами таких компонентов являются аналого-цифровые и цифроаналоговые преобразователи.

Модули интерфейса ввода, ЭВМ и интерфейса вывода содержат ЭВМ и ее компоненты, а также интерфейсные компоненты, необходимые для связи ЭВМ с другими модулями системы. Модуль комбинированной аппаратуры содержит компоненты, необходимые для реализации остальных

функций системы. Это как раз те функции, которые могут быть реализованы с помощью как аппаратных, так и программных средств.

Проектирование системы может быть расчленено на несколько функциональных уровней. Высший функциональный уровень проектирования является наиболее общим, а низший – наиболее детализированным.

Высший уровень проектирования для аппаратных средств состоит из блочных схем, обозначающих приближенное разбиение. Это может быть уровень подсистем, в случае больших систем, или уровень модулей для не очень больших систем. Последующие уровни проектирования аппаратуры содержат все более детальное разбиение. Разбиение продолжается до тех пор, пока не будет достигнут уровень таблиц или монтажных схем.

Например, следующий уровень модулей преобразования сигнала (рис. 1.4) может включать аналого-цифровые и цифроаналоговые преобразователи, а также другие устройства.

Проектирование программного обеспечения

Высший уровень проектной документации программного обеспечения состоит из функционально-модульной структуры системы. Модули высшего уровня содержат наиболее общие, а низшего – наиболее детализированные функции программного обеспечения.

Каждый модуль содержит набор процедур, реализующих специфические функции данного модуля. На нижних уровнях детализации программные модули более тесно связаны с аппаратными модулями системы.

В качестве примера проектной документации программного обеспечения рассмотрим функционально-модульную структуру автоматизированной системы охранной сигнализации [18].

Предположим, что необходимо разработать автоматизированную систему охранной сигнализации. Попытаемся определить набор требований пользователя к этой системе. Вопросы, которые задают в первый момент, должны быть связаны только с тем, что должна делать система охранной сигнализации. В частности, необходимо получить ответы на следующие вопросы:

- 1. Какие типы нарушений необходимо обнаруживать?*
- 2. Какие действия требуются при обнаружении нарушителя?*
- 3. Какие другие действия необходимо предусмотреть?*

Из ответов на эти вопросы можно сделать вывод относительно того, что будут собой представлять требования пользователя. Разрабатываемая система должна выполнять следующие действия:

- 1) обнаруживать, когда открывается дверь или окно;*
- 2) обнаруживать движение внутри охраняемой зоны;*
- 3) иметь возможность предупредить нарушителя и вызвать помощь;*
- 4) обеспечить возможность восстановления в случае забывчивости оператора;*
- 5) быть несложной в управлении;*
- 6) минимизировать число ложных тревог.*

Далее разрабатывается функциональная спецификация, которая должна давать ответы на следующие вопросы: *Какие средства необходимо предусмотреть для:*

- 1) обнаружения несанкционированного открытия окна или двери?*
- 2) обнаружения движения?*
- 3) предупреждения нарушителя и вызова помощи?*
- 4) восстановления системы в случае забывчивости оператора?*
- 5) управления системой?*
- 6) предотвращения ложных тревог?*

В рассматриваемой системе для обнаружения несанкционированного открытия двери или окна должны использоваться контактные датчики. Для обнаружения движения должен использоваться ультразвуковой датчик движения. С целью предупреждения ложной тревоги движение должно контролироваться в течение не менее пяти секунд, после чего считается, что обнаружен нарушитель. Предупреждение оператора о том, что он обязан восстановить систему, осуществляется с помощью визуального сигнала. Если система не восстановлена в течение шестидесяти секунд,

для предупреждения нарушителя и вызова помощи включается сигнал звуковой тревоги. Для управления системой и ее восстановления должен использоваться кнопочный переключатель.

Если распределить информацию по категориям *ВХОДЫ*, *ВЫХОДЫ*, *ФУНКЦИИ*, можно изобразить функциональную спецификацию в виде, представленном на рис. 1.5.

А. ВХОДЫ:	1) контактные датчики; 2) датчик движения; 3) переключатель.
Б. ВЫХОДЫ:	1) визуальный сигнал; 2) звуковой сигнал.
В. ФУНКЦИИ:	1) система включается и выключается с помощью переключателя; 2) визуальный сигнал включается либо а) при размыкании контактного датчика, либо б) в случае возбуждения датчика движения в течение не менее пяти секунд; 3) звуковой сигнал включается через шестьдесят секунд после включения визуального сигнала, если за этот промежуток времени система не восстановлена с помощью переключателя.

Рис. 1.5. Функциональная спецификация системы охранной сигнализации

ЭВМ является последовательным устройством, которое выполняет операции одну за другой. Поэтому на высшем уровне модульной структуры программных средств должна находиться управляющая функция, обеспечивающая последовательное исполнение системой других функций. Будем называть эту управляющую функцию исполнительной процедурой, которая содержится в исполнительном модуле.

Из рассмотрения функциональной спецификации рис. 1.5 видно, что система может быть разделена на три части: *ВХОД*, *ВЫХОД*, *ФУНКЦИИ*. Для части спецификации, которую называли *ФУНКЦИИ*, можно выделить четыре различных модуля:

1) все процедуры, выполняющие проверку состояния контактного датчика и датчика движения, а также определяющие, какие действия

должны быть предприняты по результатам проверки, необходимо сгруппировать в модуль проверки;

2) все процедуры, выполняющие проверку состояния переключателя и реализующие функцию ожидания изменения его состояния, необходимо сгруппировать в модуль ожидания;

3) процедуры, реализующие функции таймера, входят в модуль таймера;

4) если результат проверки одной из процедур модуля проверки указывает на то, что обнаружен нарушитель, должна быть вызвана процедура для включения визуального сигнала, запуска таймера на шестьдесят секунд и включения звукового сигнала после окончания работы таймера; эта процедура должна содержаться в модуле обнаружения нарушителя.

Дополнительно к этим четырем модулям необходим пятый модуль. Когда система включается впервые или восстанавливается с помощью переключателя, она должна быть инициализирована, а все сигналы и таймер восстановлены в первоначальное состояние. Процедуры, реализующие указанные функции, необходимо сгруппировать в модуль восстановления.

Каждый из рассмотренных модулей размещается на одном из четырех уровней нисходящей иерархии. Известно, что исполнительный модуль должен находиться на самом верхнем уровне, а входной, выходной и таймера – на самом нижнем. Резонно предположить, что модуль обнаружения нарушителя должен находиться на более низком уровне по отношению к модулю проверки. Более точно уровень каждого модуля определится только после того, как будут полностью определены все процедуры, входящие в модули, и их взаимосвязи.

Полная модульная структура системы охранной сигнализации, включающая процедуры для каждого модуля, показана на рис. 1.6.

Завершается предварительное проектирование системы составлением иерархического списка процедур. Этот список, или дерево процедур, указывает порядок вызова процедур системы.



Рис. 1.6. Модульная структура системы охранной сигнализации

На дальнейших стадиях проектирования программного обеспечения производится разработка каждой процедуры на языке проектирования, трансляция описания системы на языке проектирования в язык ЭВМ. Полученный набор процедур составляет программное обеспечение, которое придает ЭВМ функциональные свойства, требуемые системой.

***Разработка структурной, функциональной,
принципиальной схем навигационной системы***

Элементы системы взаимодействуют между собой самым различным образом: механическим, электрическим, информационным и т. д. В зависимости от вида взаимодействия содержание структуры будет различным для одной и той же системы. Информация об одной и той же структуре

может выражаться в различной форме: в виде графических изображений, совокупности числовых данных, таблиц и т. д. В зависимости от того, какие действия с информацией о структуре предполагается производить, выбирается тот или иной вид формализации.

Например, для получения информации об основных свойствах структуры, характере ее сложности и рассредоточенности удобно представление структуры в виде изображения. Для синтеза и анализа структуры удобна формализованная запись в соответствии с определенными правилами. Для хранения всех сведений может оказаться удобным представление структуры в виде массива данных.

Описание структуры различными видами формализованной записи становится эффективным инструментом анализа и синтеза тогда, когда установлены правила перехода от одного вида записи к другому.

При соблюдении этого условия виды описания одной структуры становятся дополнительными по отношению друг к другу, и все вместе дают полное описание структуры. Таким образом, наиболее полную и удобную для использования информацию о взаимодействии элементов системы можно представить как совокупность взаимодополняющих описаний.

При рассмотрении информационных измерительных систем можно выделить конструктивные, энергетические и информационные структуры.

Структура *конструкции системы* содержит информацию о механическом взаимодействии элементов системы (компонентов, плат, модулей, блоков, каркасов, стоек). Эта структура отражена в комплекте рабочих чертежей системы и соответствующей документации.

Структура *энергетических связей* содержит информацию об источниках и потребителях электрической энергии. Эта структура отражена в схеме соединений элементов системы, но иногда выделяется как отдельное описание, объясняющее специфику источников и приемников энергии и связывающих их линий передачи.

Структура *информационных связей* содержит сведения о том, каким образом происходит обмен информацией. Она является первичной по отношению к другим структурам. Основными условиями, определяющими

внутреннюю структуру ИИС, должны быть условия информационного обмена системы с персоналом и объектом, содержащие сведения о структуре, мощности и других особенностях информационных потоков.

Эти общие условия распадаются на ряд частных требований, связанных с количественными и качественными характеристиками отдельных источников информации, организацией информационного взаимодействия элементов системы, их рассредоточенностью в пространстве, а также с алгоритмами обработки и представления информации персоналу.

Для системного обмена информацией первым важнейшим условием является организация таких информационных связей, которые обеспечивали бы с определенным запасом, при заданных временных характеристиках и надежности, прохождение всех информационных потоков в системе.

Решение этой задачи осуществляется: 1) выбором эффективных протоколов обмена информацией между элементами системы, 2) определением оптимальной структуры информационных связей, 3) выбором алгоритмов и средств обработки информации, позволяющих уменьшить интенсивность информационных потоков.

Вторым важнейшим условием является обеспечение качества информации на всех стадиях получения, обмена, обработки и представления. Выполнение этого условия также связано как с выбором способов обмена, определяющих необходимую подробность дискретизации по времени и значению, так и с алгоритмами и средствами получения и обработки информации.

Если рассматривать ИИС как материальный объект, через который проходит двунаправленный поток информации, то можно выделить следующие общие характеристики: 1) количество источников и потребителей информации, 2) расположение источников и приемников в пространстве, 3) мощность потоков информации, поступающих и уходящих из системы (или устройства), 4) зависимость мощности информационных потоков от времени и т. д. Эти характеристики определяют количественную сторону обмена информацией.

Описание свойств системы или ее части, содержащее сведения о потоках информации и отражающее взаимодействие этих потоков, является структурой информационного взаимодействия. Наиболее распространенным способом представления структур информационного взаимодействия является структура информационных связей между аппаратными средствами ИИС.

Такая структура изображает каждое устройство, входящее в состав ИИС и участвующее в обмене информацией, в виде прямоугольника, внутри которого имеется название или условное обозначение этого устройства. Двойными линиями со стрелками показываются информационные связи, по которым идет обмен дискретными сигналами, а одинарными – связи, по которым происходит обмен аналоговыми сигналами.

Достоинством этих структур является их наглядность, позволяющая отождествить каждый материальный объект, входящий в ИИС, с его функциональным назначением в информационном обмене.

Возможны различные виды выполнения информационных связей между компонентами ИИС. Наибольшее распространение получили каскадные (цепочные, кольцевые), радиальные и магистральные структуры (рис. 1.7), а также их комбинации.

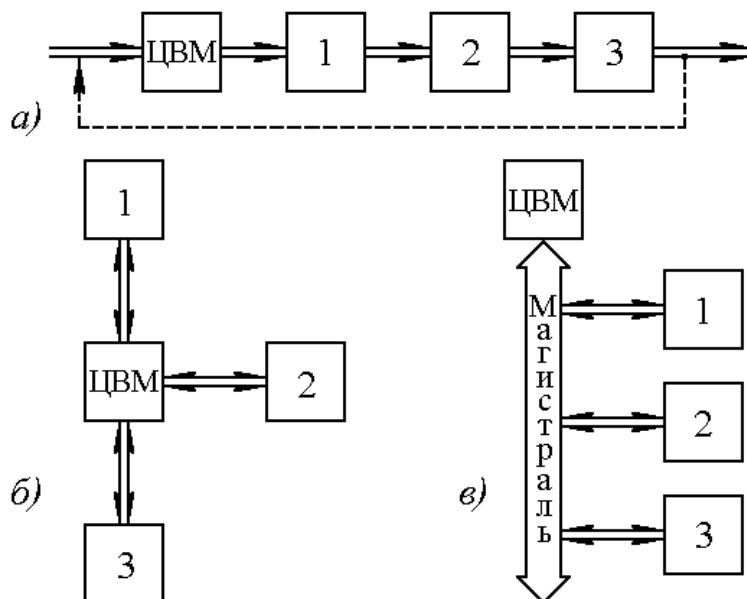


Рис. 1.7. Типовые структуры ИИС: а) каскадные, б) радиальные, в) магистральные; ЦВМ – центральная вычислительная машина (устройство управления); 1, 2, 3 – компоненты ИИС

Каскадные (цепочные) структуры – это системы с децентрализованным управлением. Здесь сигнал состояния предшествующего модуля является управляющим для последующего. Структура имеет жесткий характер, однако может быть перепрограммирована в процессе работы. Такие структуры просты для исполнения и с их помощью достигаются наилучшие временные характеристики измерительного эксперимента.

Радиальная структура имеет централизованное управление. Обмен сигналами между компонентами ИИС осуществляется через ЦВМ, которая может изменять режимы работы модулей, изменять конфигурацию и параметры измерительного тракта, производить необходимую обработку данных. Сигналы подаются к каждому модулю по индивидуальным шинам. Структура имеет ограничения по наращиванию числа модулей, определяемые возможностями ЦВМ.

Магистральная структура имеет централизованное управление, каждый сигнал передается по общей для всех модулей шине – магистральной. Адресная информация показывает, к какому блоку относятся передаваемые данные. Такая структура позволяет наращивать число блоков в системе и программным путем менять структуру измерительного тракта.

Структурная схема прибора является отображением его принципиальной схемы и дает представление о видах и порядке физических преобразований, осуществляемых данным прибором в процессе измерения.

Каждый вид преобразования условно изображается на структурной схеме отдельным звеном, являющимся элементарным преобразователем физических величин. При использовании метода косвенных измерений преобразование, отвечающее данному методу, отображается на структурной схеме в виде специального звена.

Звенья могут соединяться между собой одним из трех типовых способов: последовательно (рис. 1.8, а) параллельно (рис. 1.8, б) и встречно-параллельно (рис. 1.8, в).

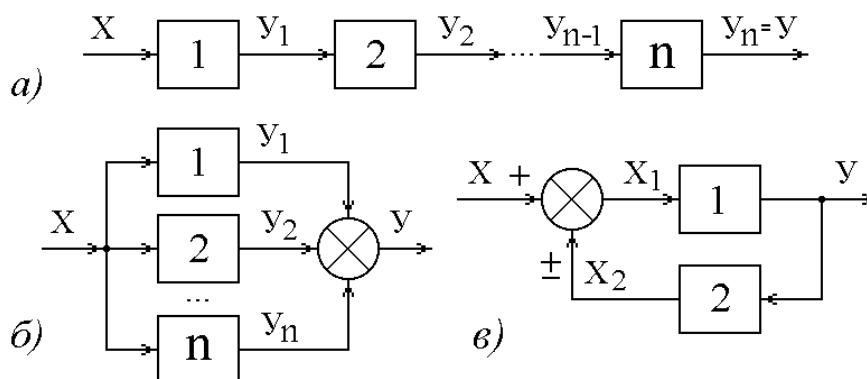


Рис. 1.8. Типовые соединения звеньев: а) последовательное; б) параллельное; в) встречно-параллельное; 1, 2, ... n – звенья

Для встречно-параллельного соединения (рис. 1.8, в) звено 2, расположенное во встречной цепи, называют обратным преобразователем. Выходной сигнал X_2 обратного преобразователя может суммироваться с входным сигналом X с тем же знаком (положительная обратная связь) или с обратным знаком (отрицательная обратная связь).

Схемы, в которых звенья соединены последовательно или параллельно, являются разомкнутыми; схема со встречно-параллельным соединением является замкнутой. В общем случае структурная схема прибора может содержать различные виды соединений звеньев и быть замкнутой не полностью, а на отдельных участках.

Примером прибора с последовательным преобразованием сигналов служит термоэлектрический термометр (рис. 1.9).

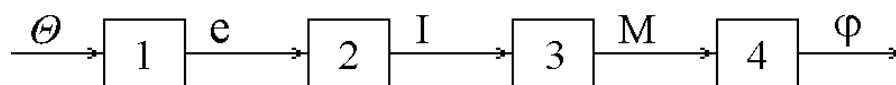


Рис. 1.9. Структурная схема термоэлектрического термометра

Структурная схема содержит четыре последовательно соединенных звена: 1 – термопара (преобразует температуру Θ в термоЭДС e); 2 – электрическая цепь (преобразует термоЭДС e в силу тока I); 3 – магнитоэлектрический измерительный механизм (преобразует силу тока I во вращающий момент M); 4 – упругая подвижная система (преобразует момент M в угловое перемещение φ , являющееся выходным сигналом прибора).

Другим примером прибора, построенного по методу последовательного преобразования, является барометрический высотомер (рис. 1.10).

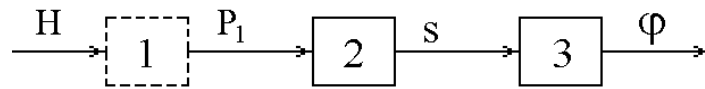


Рис. 1.10. Структурная схема барометрического высотомера

В структурной схеме высотомера перед чувствительным элементом 2 включено условное звено 1, отображающее преобразование высоты H в давление P_1 в соответствии с уравнениями, лежащими в основе метода косвенного измерения высоты.

Чувствительным элементом 2 служит anerоидная коробка, преобразующая давление P_1 в линейное перемещение s , которое преобразуется в угловое перемещение ϕ с помощью кривошипной передачи (звено 3), связанной с указателем. Угол ϕ служит выходным сигналом прибора.

Структурная схема прибора, построенного по компенсационному методу, приведена на рис. 1.11, которая является замкнутой на участке между выходом чувствительного элемента Y_1 и выходом прибора Y .

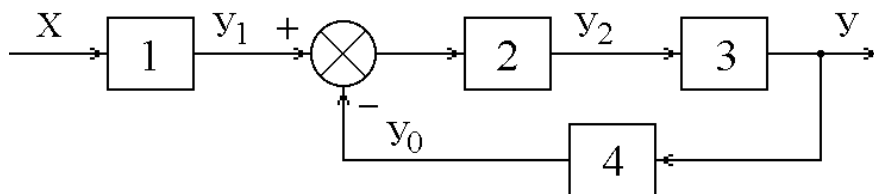


Рис. 1.11. Структурная схема компенсационного прибора

Замыкание схемы осуществляется на входе звена 2 с помощью отрицательной обратной связи (выходной сигнал Y_0 обратного преобразователя подается на вход звена 2 с обратным знаком). На схеме рис. 1.11 звено 1 отображает чувствительный элемент; звено 2 – нуль-орган; звено 3 – интегрирующий элемент; звено 4 – обратный преобразователь. Нуль-орган 2 вырабатывает сигнал Y_2 , пропорциональный разности $(Y_1 - Y_0)$, а интегрирующий элемент 3 осуществляет интегрирование Y_2 и наращивает выходной сигнал Y , а вместе с ним (через обратный преобразователь) и сигнал обратной связи Y_0 до тех пор, пока разность $(Y_1 - Y_0)$ не станет равной нулю; при этом система приходит в состояние равновесия.

Схема метода последовательного преобразования проще. С помощью же компенсационного метода может быть получена более высокая точность, так как в условие равновесия практически не входят параметры всех остальных преобразующих элементов, кроме чувствительного элемента и обратного преобразователя. Приборы с погрешностями, превышающими 1% от диапазона измерения, строят по методу последовательного преобразования, менее 0,1% – по компенсационному методу, при погрешностях от 0,1 до 1% используют как тот, так и другой методы.

Как уже указывалось, проектирование системы может быть расчленено на несколько функциональных уровней. Высший уровень проектирования состоит из структурных схем. Это может быть уровень подсистем, в случае больших систем, или уровень модулей для не очень больших систем. Последующие уровни проектирования аппаратуры содержат все более детальное разбиение. Разбиение продолжается до тех пор, пока не будет достигнут уровень таблиц или монтажных схем.

Так, следующим уровнем после структурной схемы является функциональная схема, где часть блоков структуры раскрыта до уровня принципиальной схемы. Принципиальная электрическая схема содержит в себе условные обозначения всех элементов и их электрические соединения.

В наиболее общем виде задачу синтеза навигационной системы сводят к нахождению структурной схемы и определению ее параметров, обеспечивающих оптимальные (т. е. удовлетворяющих определенному критерию оптимальности) свойства проектируемого устройства. Точное решение задачи синтеза в ряде случаев приводит к сложным и трудно реализуемым структурным схемам. Поэтому синтез основывается на приближенных методах решения задачи, позволяющих получить структуры навигационных систем близкие к оптимальным, но вполне реализуемые на практике.

При синтезе большое значение имеют критерии оптимальности, которые выбираются исходя из выполняемых навигационным устройством функций и условий его работы. В соответствии с этим различают следующие типы оптимальных систем:

- 1) равномерно-оптимальные системы, наилучшим образом выполняющие свои функции лишь в конкретных и заранее предусмотренных условиях;
- 2) минимально-оптимальные, проявляющие наилучшие по сравнению с другими системами качества лишь в наихудших (экстремальных) условиях работы;
- 3) статистически-оптимальные системы, выполняющие наилучшим образом свои функции для средних условий работы, носящих случайный характер.

Условия работы навигационных устройств весьма разнообразны и случайны. Поэтому при проектировании таких устройств следует ориентироваться, кроме особых случаев, на статистически-оптимальные системы. При этом наибольшее применение получил критерий минимума среднеквадратической выходной погрешности ΔX :

$$\sigma_{\Delta X} = \min. \quad (1.3)$$

На базе этого критерия разработаны достаточно простые и решаемые до конца методы статистического синтеза.

Существуют две постановки задачи синтеза:

- 1) структура системы задана и требуется найти оптимальные значения ее параметров;
- 2) структура системы неизвестна и требуется определить ее структурную схему и значения параметров.

При синтезе навигационных устройств нашли применение методы, использованные при разработке оптимальных систем автоматического управления.

Использование структурных резервов

В сложных навигационных устройствах применяют различные операционные фильтры связи, позволяющие улучшить динамические и информационные свойства систем. Передаточные функции фильтров связи, удовлетворяющие определенным критериям качества систем, могут быть громоздкими и неудобными для технической реализации.

Их можно значительно упростить, если использовать основные структуры самих навигационных устройств. Каждое навигационное устройство имеет собственную основную структуру, включающую различные усиленные, дифференцирующие, интегрирующие и другие звенья, необходимые для преобразования измеряемой величины в выходной сигнал. Схему фильтра связи целесообразнее выполнять комбинированной, чтобы в ее состав вошло максимальное число звеньев из собственной структуры навигационных устройств и некоторое минимальное число дополнительных звеньев с простейшей структурой. При построении схем таких комбинированных фильтров необходимо, чтобы дополнительные связи и звенья не нарушали функциональных свойств навигационного устройства.

Использование информационных резервов

Дополнительная информация о навигационном процессе может быть получена не только за счет традиционного увеличения количества датчиков первичной информации и соответствующего усложнения комплекса навигационного оборудования, но и путем использования скрытых резервов информации. Резервы информации могут быть:

- 1) в полезном входном сигнале;
- 2) в помехах, сопровождающих полезный сигнал;
- 3) в цепях преобразования и обработки полезных сигналов;
- 4) в цепях коррекции погрешностей;
- 5) в системах отображения выходной информации;
- 6) в рассогласованиях между показаниями приборов, измеряющих один и тот же параметр.

Способы выявления и использования резервов информации зависят от вида навигационного устройства и особенностей его схемы.

Полезный входной сигнал может иметь сложную структуру (спектры амплитуд, частот, фаз, скоростей распространения), компоненты которой являются определенными функциями навигационных параметров объекта. Однако многие навигационные устройства используют только часть полезной информации, содержащейся во входном сигнале.

Среди многочисленных примеров такого рода устройств можно указать на астрономические и радиоконпасы, которые определяют только направление распространения сигнала от небесного светила или радиомаяка. При этом не используются измерения доплеровских смещений частоты сигналов для определения относительной скорости и изменений уровня сигнала для определения расстояний до их источников.

Основной смысл использования резервов информации в полезном входном сигнале заключается в том, чтобы определить компоненты сигнала, содержащие дополнительную навигационную информацию, и применить в схеме навигационного устройства вспомогательные фильтры, позволяющие выделить эту информацию и представить ее в виде исходных сигналов. На первый взгляд помехи являются всегда вредными сигналами. Однако в ряде случаев помеха, поступающая вместе с полезным сигналом, может содержать полезную информацию об изменении внешних условий, о работе источников помех (естественных и искусственных), о появлении новых источников навигационной информации.

Поэтому обнаружение сигнала помехи и выявление его информационного содержания может быть использовано для ограничения вредного воздействия самих помех, для перехода на другие режимы измерения и перестройки контуров навигационного устройства, для включения других измерительных устройств, использующих сигналы помехи в качестве полезного сигнала. Полезный сигнал, проходя от чувствительного элемента до указателя выходной информации, претерпевает различные преобразования и изменения. Использование сигналов, проходящих через различные цепи измерительной схемы, особенно содержащие дифференцирующие и интегрирующие ячейки, дает возможность получить на выходе данные не только об основном параметре, но и об его производных или интегралах во времени, а также другие функциональные зависимости, необходимые для навигации.

С этой точки зрения особый интерес представляют сигналы, проходящие через цепи электродвигателей следящих систем, а также токи в динамических фильтрах и другие сигналы. Среди многочисленных примеров

такого рода можно указать на барометрический высотомер, у которого электрический ток в электродвигателе следящей системы используется для получения данных о вертикальной скорости.

В цепях коррекции проходят сигналы, характеризующие различные виды погрешностей. Обработка этих сигналов позволяет установить их основные статистические характеристики и обеспечить более эффективную коррекцию погрешностей. Эти сигналы могут быть использованы для самонастройки навигационного устройства с целью увеличения точности и надежности измерений в сложных нестационарных условиях работы.

Системы отображения обладают определенной информационной производительностью, увеличение которой может быть осуществлено за счет наглядности представления измеряемых процессов, более полного учета свойств оператора. Рассогласования в показаниях приборов, измеряющих один и тот же параметр различными методами, содержит полезную для навигации информацию. В частности, такие рассогласования позволяют выявить неисправности или отказы отдельных приборов, обнаружить появление значительных методических погрешностей, обеспечить совместную обработку сигналов совокупности датчиков.

Расчет основных параметров системы

В результате синтеза сложных измерительных схем получают в основном только значения оптимальных параметров их передаточных функций. Чтобы перейти от структурных схем к физическим (механическим, электрическим) схемам, включающим измерительные и преобразующие элементы, требуется определить многие неизвестные параметры.

Предположим, что один из найденных параметров характеризует передаточное отношение какой-либо измерительной цепи, которая, в свою очередь, состоит из m последовательно включенных звеньев, так что

$$k_i = k_{i1}k_{i2}...k_{im}. \quad (1.4)$$

Некоторые передаточные отношения звеньев k_{ij} могут быть заданы, так как элементы конструкции выбираются с известными характеристиками (например, стандартные электродвигатели, сельсины, усилители).

Другие передаточные отношения k_{ij} могут быть подобраны на основании следующих требований.

1. Обеспечения заданной чувствительности

$$k_{\text{ч}} = \Delta Y_{\text{min}} / \Delta X_{\text{min}}, \quad (1.5)$$

здесь ΔX_{min} и ΔY_{min} – минимальные допустимые входные и выходные сигналы, которые может воспринять и преобразовать звено k_{ij} .

Условие (1.5) должно выполняться для каждого последовательно включенного звена.

2. Обеспечение необходимой кратности усиления сигнала

$$k_{\text{кр}} = Y_{\text{max}} / \Delta X_{\text{min}}, \quad (1.6)$$

здесь Y_{max} – максимальное значение сигнала на выходе звена.

Значение $k_{\text{кр}}$ должно соответствовать заданному диапазону измерения сигнала, проходящего через последовательно включенные звенья.

3. Обеспечения диапазона скорости изменения сигнала

$$k_{\text{ск}} = \dot{Y}_{\text{max}} / \dot{Y}_{\text{min}}, \quad (1.7)$$

здесь $\dot{Y}_{\text{max}}$ и $\dot{Y}_{\text{min}}$ – максимальная и минимальная скорости изменения выходного сигнала.

4. Обеспечения диапазона изменения ускорения сигнала

$$k_{\text{уск}} = \ddot{Y}_{\text{max}} / \ddot{Y}_{\text{min}}, \quad (1.8)$$

здесь $\ddot{Y}_{\text{max}}$ и $\ddot{Y}_{\text{min}}$ – максимальное и минимальное ускорения сигнала.

5. Согласования значения и физической природы сигналов, передаваемых от одного звена к другому

$$Y_1 = X_2, Y_2 = X_3, \dots, Y_{m-1} = X_m, \quad (1.9)$$

здесь Y_j ($j = 1, 2, \dots, m-1$) – выходные сигналы 1, 2, ..., $m-1$ звеньев;

X_k ($k = 2, 3, \dots, m$) – входные сигналы 2, 3, ..., m звеньев.

Если последовательно соединенные звенья основаны на одинаковой физической природе и используют одни и те же виды сигналов, то согласование носит только количественный характер (1.9). В случае различной физической природы звеньев и разнородности сигналов для согласования используются преобразователи, например, механических величин в электрические или одного вида электрических сигналов в другие.

6. Обеспечение заданной стабильности передаточных отношений

$$k_{\text{стаб}j} = \Delta k_{ij} / k_{0ij}, \quad (1.10)$$

здесь Δk_{ij} – значение приращения передаточного отношения k_{ij} , вызванного внешними и внутренними условиями работы;

k_{0ij} – идеальное значение передаточного отношения.

Поскольку Δk_{ij} ($j = 1, 2, \dots, m$) являются случайными и, как правило, некоррелированными величинами, их допустимые значения можно найти из следующих соотношений:

$$(\Delta k_i / k_{0i}) = \sum_{j=1}^m (\Delta k_{ij} / k_{0ij}) = \sum_{j=1}^m k_{\text{стаб}j}; \quad (1.11)$$

$$\sigma_{\Delta k_i} = \sqrt{\sum_{j=1}^m (\sigma_{\Delta k_{ij}} / k_{0ij})^2}, \quad (1.12)$$

здесь $\sigma_{\Delta k_i}$ и $\sigma_{\Delta k_{ij}}$ – средние квадратические значения случайных величин Δk_i и Δk_{ij} соответственно.

Значение $\sigma_{\Delta k_i}$ может быть задано. Тогда, основываясь на принципе равнопрочности ($\sigma_{\Delta k_{ij}} / k_{0ij}$ одинаковые для всех звеньев), получим значение допустимой стабильности для передаточного отношения j -го звена:

$$(\sigma_{\Delta k_{ij}} / k_{0ij}) = (\sigma_{\Delta k_i} / \sqrt{m}). \quad (1.13)$$

Стабильность может быть обеспечена за счет подбора материалов, из которых изготовлены элементы конструкции звеньев, и применения специальных компенсаторов.

7. Обеспечения необходимой механической и электрической прочности элементов конструкций, а также достижения заданного уровня их надежности и живучести.

После того как определены параметры измерительных схем и цепей, производят расчет конструктивных параметров элементов и конструкции навигационного устройства в целом.

При этом определяют:

- 1) статические и динамические характеристики;
- 2) прочность и деформативность элементов конструкции;
- 3) параметры электрических и магнитных полей;

- 4) инструментальные погрешности и способы их уменьшения;
- 5) элементы настройки, ввода начальных данных и устройства регулировки;
- 6) параметры устройств ввода и вывода полезных сигналов и элементов питания.

Методика расчетов зависит от принципа действия навигационного устройства и особенностей его технической реализации. При разработке конструкций учитываются опыт создания аналогичных приборов, а также экспериментальные исследования по подбору оптимальных конструктивных материалов и разработке схем конструкций. При проектировании используются соответствующие стандарты, технические условия и правила, регламентирующие содержание разработки конструкций.

*Разработка алгоритма и программы
функционирования системы для ЦВМ*

В микропроцессорных навигационных устройствах обработка информации имеет алгоритмический, упорядоченный характер, по этой причине при ее описании широко применяются алгоритмические языки.

Алгоритмический язык должен удовлетворять следующим требованиям: обеспечить возможность полного описания любых процедур; описание функционирования и структуры устройства; простоту анализа навигационного устройства; иметь систему формальных правил, обеспечивающих решение задач проектирования.

Перечисленным требованиям удовлетворяет язык операторных схем алгоритмов, который имеет три формы записи: графическую (граф-схемы алгоритмов), строчную (логические схемы алгоритмов), матричную (матричные схемы алгоритмов).

Граф-схемы алгоритмов. Существуют кодированные и функциональные граф-схемы. Основными символами, используемыми при записи кодированных граф-схем алгоритмов (ГСА), являются операторы A_i , логические условия P_i и стрелки (рис. 1.12).

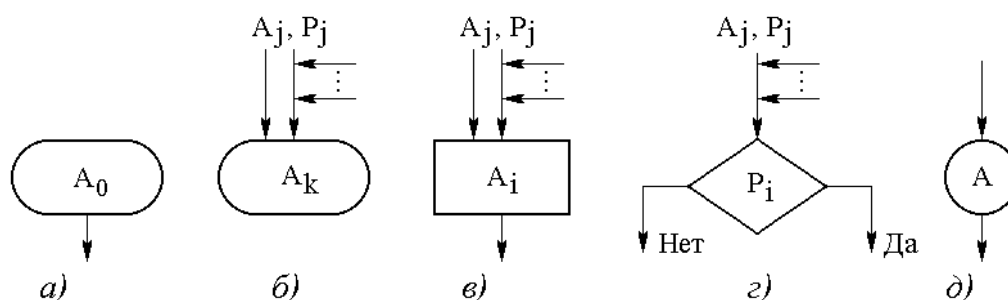


Рис. 1.12. Элементы кодирования граф-схем алгоритмов: а) оператор начала алгоритма; б) оператор конца алгоритма; в) оператор действия; г) логические условия; д) условие перехода от оператора **A** или к оператору **A**

Оператор A_0 , рассматривается как «пустой» оператор, символизирующий начало работы алгоритма, а оператор A_k – конец алгоритма. Остальные операторы A_i ($i = 1, 2, \dots, n$) обозначают определенные действия по реализации алгоритма. В операторы A_i ($i \neq 0$) могут входить несколько A_j и P_j стрелок, но выходит всегда только одна стрелка.

Особенность изображения логического условия состоит в том, что оно может иметь несколько входящих стрелок и только две выходящие, помеченные словами «нет» и «да». Условия перехода оператора **A** используются в случае продолжения граф-схемы на этой или другой странице.

На рис. 1.13 приведен пример граф-схемы, содержащей логические условия, в том числе условия, обеспечивающие циклическую реализацию алгоритмов.

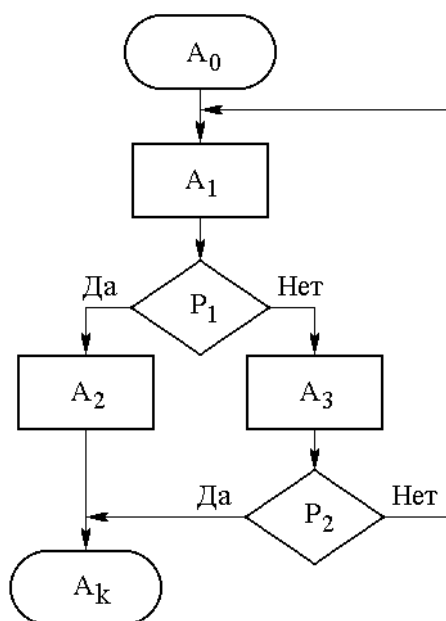


Рис. 1.13. Граф-схема алгоритма, содержащая логические условия и цикл

Последовательность выполнения операторов в алгоритме зависит от значений логических условий, а в случае изменения логических условий – от последовательности их наборов. Для определения последовательности выполнения операторов при чтении и анализе ГСА, содержащей цикл, необходимо знать число v повторений оператора или группы операторов в цикле. Пусть на рис. 1.13 логическое условие имеет вид

$$P_2 = \begin{cases} 0, & \text{если } v \neq v_n, \\ 1, & \text{если } v = v_n. \end{cases} \quad (1.14)$$

В данном случае вместо P_2 в ромб вписывают условие $v = v_n$. Возможны два варианта реализации алгоритма: при $P_1 = 1$ имеем последовательность операторов $A_0 A_1 A_2 A_k$; при $P_1 = 0, P_2 = 0$ имеем циклическую последовательность $A_0 A_1 A_3 A_1 A_3 \dots (A_1 A_3) \dots$. Из этой последовательности возможны два выхода: $A_2 A_k$, если на каком-то шаге условие P_1 стало равным 1 и $\dots A_3 A_k$, если выполнено предельное число циклов v_n ($P_2 = 1$).

Граф-схемы широко применяются в практике проектирования и описания алгоритмов, программ и микропрограмм благодаря наглядности, простоте преобразований и анализа. Наряду с кодированными часто применяют функциональные ГСА, в которых операторы указывают не арифметические, а логические условия – на логические операции над входными величинами.

Логические схемы алгоритмов. Основным достоинством логических схем алгоритмов (ЛСА) является возможность записи алгоритма в строчку, что позволяет исключить процесс вычерчивания различных фигур. Основными элементами ЛСА являются операторы и логические условия.

Для указания взаимосвязи между ними используются левая $\lrcorner$ и правая $\llcorner$ полускобки с индексами, в необходимых случаях вводится символ «0» – тождественно ложное условие (КОНСТАНТА нуль). Функции полускобок аналогичны функциям стрелок в ГСА: левая полускобка с индексом – начало стрелки, правая полускобка с тем же индексом – конец стрелки.

Матричные схемы алгоритмов. Наряду с ГСА и ЛСА используется матричная форма записи алгоритмов (МСА):

	A_1	A_2	$\dots$	A_j	$\dots$	A_n	A_k
A_0	α_{01}	α_{02}	$\dots$	α_{0j}	$\dots$	α_{0n}	α_{0k}
A_1	α_{11}	α_{12}	$\dots$	α_{1j}	$\dots$	α_{1n}	α_{1k}
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$
A_i	α_{i1}	α_{i2}	$\dots$	α_{ij}	$\dots$	α_{in}	α_{ik}
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$
A_n	α_{n1}	α_{n2}	$\dots$	α_{nj}	$\dots$	α_{nn}	α_{nk}

(1.15)

Здесь α_{ij} – логические условия; равенство $\alpha_{ij} = 1$ означает, что после оператора A_i должен выполняться оператор A_j .

В качестве примера на рис. 1.14 приведена *граф-схема алгоритма вычисления высоты и азимута светила* (по методике, изложенной в работе [22], уравнения 2.5–2.8, таблица 2.1). Операторы начала и конца алгоритма опущены.

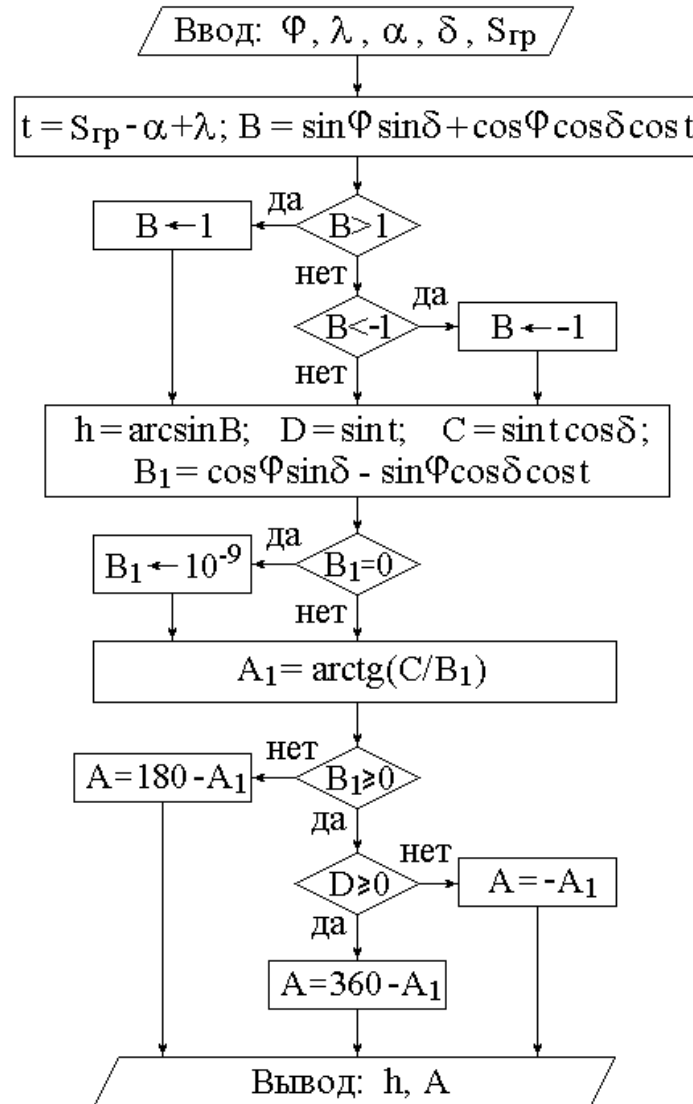


Рис. 1.14. Граф-схема алгоритма вычисления высоты и азимута светила

Разработка программного обеспечения навигационной системы производится по функционально-модульному принципу, рассмотренному в данной главе в разделе «*Проектирование программного обеспечения*».

Приведем листинг программы для работы с ЭВМ измерительно-вычислительного комплекса нижнего уровня через интерфейс RS-232, подготовленной в среде программирования *Турбо Паскаль*.

```

var
  k, n, w:integer;
  dat:array [1..16] of byte;
  a:array [1..8] of integer;
  d:array [1..8] of real;
  z:array [1..8] of char;
Procedure Inp_N;
begin
  write('Введите количество датчиков [1..7] k = ');
  read(k);
  If k<1 then k:=1;
  If k>7 then k:=7;
  n:=k*2;
  w:=1;
end;
Procedure InZ;
var i, j:integer;
begin
  port[$2fB]:=$80;
  for i:=1 to 100 do j:=i;
  port[$2f9]:=$00;
  for i:=1 to 100 do j:=i;
  port[$2f8]:=$0C;
  for i:=1 to 100 do j:=i;
  port[$2fB]:=$03;
  for i:=1 to 100 do j:=i;
  port[$2f9]:=$00;
  for i:=1 to 100 do j:=i;
end;
Procedure Zap;
var s:byte;
begin
  s:=port[$2f8];
  port[$2f8]:=$00;
end;

```

```

Function Input_Port : byte;
var Status : byte; Inp_D : byte;
begin
  repeat
    Status := port[$2fd];
    Status := Status mod 2;
  until Status = 1;
  Inp_D := port[$2f8];
  Input_Port := Inp_D;
end;

Procedure Inp_Arr;
var i:integer;
begin
  for i:=1 to n do
    begin
      dat[i]:=Input_Port;
    end;
  end;

Procedure Ras1;
var t, i:integer;
    d2, zn:array [1..8] of real;
begin
  t:=1;
  i:=1;
  while (i<>n+1) do
    begin
      a[t]:=(dat[i] shr 0) and 7;
      d2[t]:=((dat[i] shr 5) and 3)*256;
      zn[t]:=(dat[i] shr 4) and 1;
      t:=t+1;
      i:=i+2;
    end;
  t:=1;
  i:=2;
  while (i<>n+2) do
    begin
      d[t]:=((dat[i]+d2[t])-1)/100;
      If zn[t]=1 then d[t]:=0-d[t];
      t:=t+1;
      i:=i+2;
    end;
  end;
end;

```

```

Procedure Ras2;
var t, i:integer;
    d2, zn:array [1..8] of real;
begin
    t:=1;
    i:=2;
    while (i<>n+2) do
        begin
            a[t]:=(dat[i] shr 4) and 7;
            d2[t]:=(dat[i] and 3)*256;
            zn[t]:=(dat[i] shr 2) and 1;
            t:=t+1;
            i:=i+2;
        end;
    t:=1; i:=1;
    while (i<>n+1) do
        begin
            d[t]:=((dat[i]+d2[t])-1)/100;
            if zn[t]=1 then d[t]:=0-d[t];
            t:=t+1;
            i:=i+2;
        end;
    end;
Procedure Preob;
var t1:real;
begin
    t1:=(dat[1] shr 0) and 7;
    if t1=1 then Ras1
    else Ras2;
end;
Procedure Ind;
var i, j:integer;
begin
    for i:=1 to k do
        write(d[i]:7:2);
    writeln;
    for i:=1 to 1100 do
        begin
            for j:=1 to 10000 do;
            end;
        end;
end;

```

```

Procedure Prod;
begin
    write('Продолжить работу? (1 - Да)');
    read(w);
end;
begin
    Inp_N;
    InZ;
    Repeat
        Zap;
        inp_Arr;
        Preob;
        Ind;
        Prod;
    Until (w<>1);
end.

```

Процедура InZ осуществляет инициализацию порта COM2; процедура Zap посылает в COM2 байт 00 для запуска измерительно-вычислительного комплекса нижнего уровня; с помощью функции Input_Port считывается байт данных из COM2; процедура Inp_Arr формирует массив данных, полученных с помощью функции Input_Port.

Глава 2. Радиомаячные системы посадки самолетов

Радиомаячной системой инструментальной посадки самолетов называют комплекс наземного и бортового оборудования, обеспечивающий пилота информацией, необходимой для управления самолетом на этапе посадки. Различают системы I, II, III категорий.

Система I категории обеспечивает управление самолетом при заходе на посадку до высоты 60 м над поверхностью Земли при видимости на взлетно-посадочной полосе (ВПП) не менее 800 м.

Система II категории предназначена для управления самолетом при заходе на посадку до высоты 30 м при видимости на ВПП не менее 400 м.

Цифры 60 и 30 м определяют высоту принятия решения, до достижения которой пилот самолета, заходящего на посадку, должен установить уверенный визуальный контакт со светотехническими средствами аэро-

дрома и принять решение: продолжать снижение для завершения посадки, или уйти на второй круг.

Система III категории должна обеспечить посадку с приземлением при значительном ограничении или отсутствии видимости Земли.

Регламентированы три группы этой категории: системы посадки группы А должны обеспечить посадку при видимости на ВПП 200 м; группы В – 50 м; группы С – при полном отсутствии видимости.

Основное оборудование для захода самолетов на посадку выдает информацию: о траектории посадки в горизонтальной плоскости, т. е. о расположении курсовой линии – *канал курса*; о траектории посадки в вертикальной плоскости, т. е. о расположении глиссады – *канал глиссады*; о расстоянии до начала ВПП при пролете фиксированных точек на оси ВПП – *маркерный канал*. Наземная аппаратура состоит из курсового (КРМ), глиссадного (ГРМ) и маркерного (МРМ) радиомаяков, комплекса контрольно-поверочных приборов, имитаторов и вспомогательного оборудования. Самолетная аппаратура состоит из приемных устройств, выдающих информацию на индикаторы или на вычислительные устройства при автоматизации посадки самолетов.

На рис. 2.1 показано размещение объектов системы СП-50 относительно ВПП. Антенную систему курсового радиомаяка устанавливают на продолжении оси ВПП на расстоянии 400÷1100 м от конца ВПП (если смотреть со стороны посадки). Аппаратура радиомаяка должна быть отрегулирована таким образом, чтобы линия курса находилась в вертикальной плоскости, содержащей ось ВПП.

Глиссадный радиомаяк устанавливают на расстоянии 230÷320 м от начала ВПП и сдвигают на 150 м от оси ВПП в сторону, противоположную рулежным дорожкам.

Расстояние от ГРМ до начала ВПП выбирают таким, чтобы спрямленная часть глиссады, проходила над началом ВПП на высоте, обеспечивающей безопасный заход самолета на посадку и успешную посадку с учетом препятствий в районе ВПП.

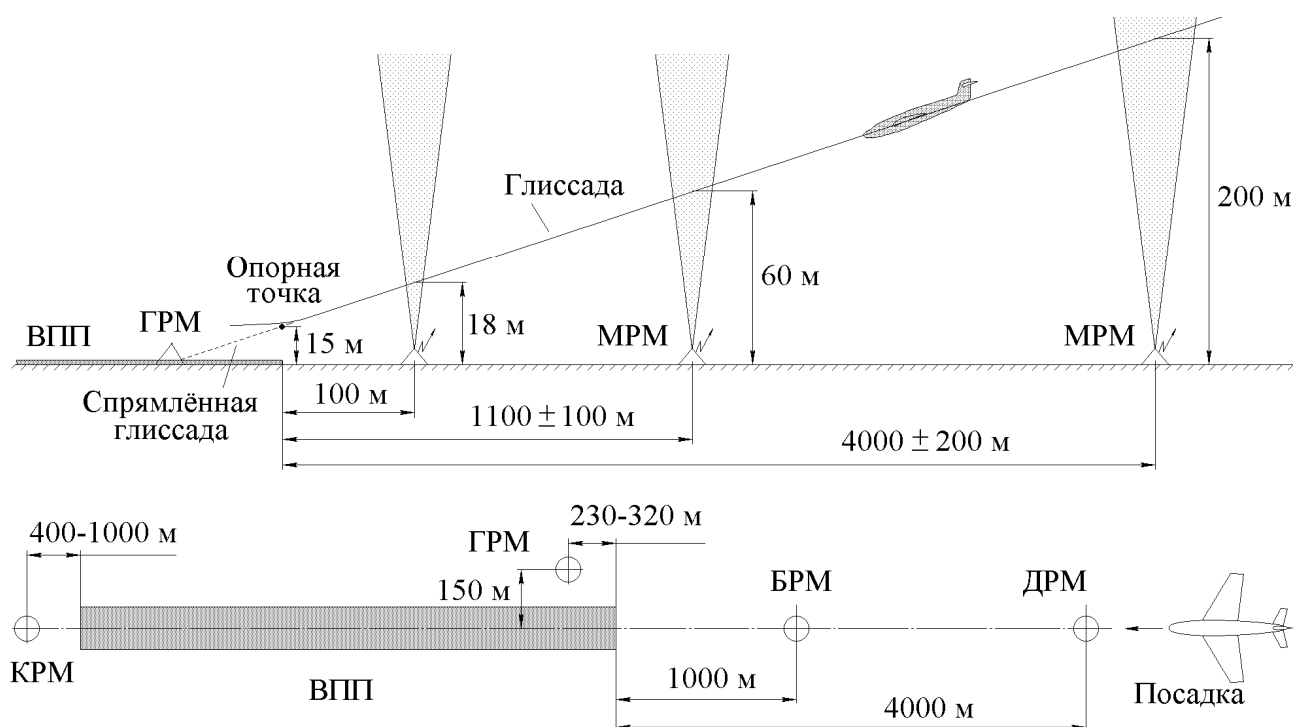


Рис. 2.1. Размещение объектов радиомаячной системы относительно ВПП

Местонахождение глиссадного радиомаяка относительно ВПП определяется опорной точкой курсо-глиссадной системы и углом глиссады. *Опорной точкой курсо-глиссадной системы* называют точку, которая расположена вертикально над пересечением оси и торца ВПП и через которую проходит спрямленная часть глиссады. Высота опорной точки должна быть возможно ближе к оптимальной, равной 15 м, с допуском для системы I категории ± 3 м.

В системе СП-50М используют два маркерных маяка. Первый из них, называемый ближним радиомаркером (БРМ), устанавливают на оси ВПП на расстоянии 1000 м от начала ВПП по направлению захода на посадку. Второй – дальний радиомаркер (ДРМ) – устанавливают также на продолжении оси ВПП на расстоянии 4000 м от начала ВПП.

В системах ILS (Instrument Landing System – инструментальные системы приземления) используются три маркерных радиомаяка (МРМ), которые называются внешним, средним и внутренним (или ближним).

Внешний МРМ устанавливается на расстоянии 7400 м от порога ВПП, а его сигналы модулируются с частотой 400 Гц и манипулируются непрерывной последовательностью тире (2 тире/с).

Средний МРМ размещается на расстоянии 1050 м от начала ВПП, его сигналы модулируются с частотой 1300 Гц и манипулируются последовательностью чередующихся точек и тире (6 точек/с и 2 тире/с).

Внутренний МРМ устанавливается на удалении 75÷450 м от порога ВПП, в нем используется частота модуляции 3000 Гц и манипуляция в виде последовательности точек (6 точек/с).

Аппаратура глиссадных, курсовых и маркерных радиомаяков имеет 100% горячий резерв. Не резервируют только антенно-фидерные системы и элементы дистанционного управления.

Включение, выключение радиомаяка и выбор рабочего комплекта аппаратуры осуществляют дистанционно с командно-диспетчерского пункта аэродрома. Курсовой радиомаяк может работать на одном из шести фиксированных частотных каналов, глиссадный – на одном из трех каналов.

Если на аэродроме оборудовано несколько направлений посадки, то на каждом направлении устанавливается указанный комплект оборудования посадочной полосы. В нашей стране применяются системы посадки СП-50М, СП-68, СП-70, СП-75. Система СП-50М принадлежит к I категории, СП-68 – ко второй, СП-75 – либо к I, либо к II, а система СП-70 по своим потенциальным возможностям – к III категории.

Система посадки самолетов СП-50М

Маркерный канал

Маркерный канал работает на частоте 75 МГц. Антенна маркерного радиомаяка имеет диаграмму в виде направленной вверх воронки и излучает высокочастотные колебания, которые модулируются напряжением с частотой 400, 1300 или 3000 Гц и манипулируются последовательностью точек или тире, либо комбинацией точка-тире.

Частота модуляции и код манипуляции выбираются в зависимости от места установки маркерного радиомаяка (дальний, средний, ближний).

Маркерный радиоприемник МРП-3П предназначен для совместной работы с маркерными радиомаяками систем СП-50М и ILS, имеет три канала. Выходные цепи приемника обеспечивают получение световой и зву-

ковой сигнализации и селекцию модулирующих частот маркерного радиомаяка. Функциональная схема маркерного приемника МРП-3П приведена на рис. 2.2.

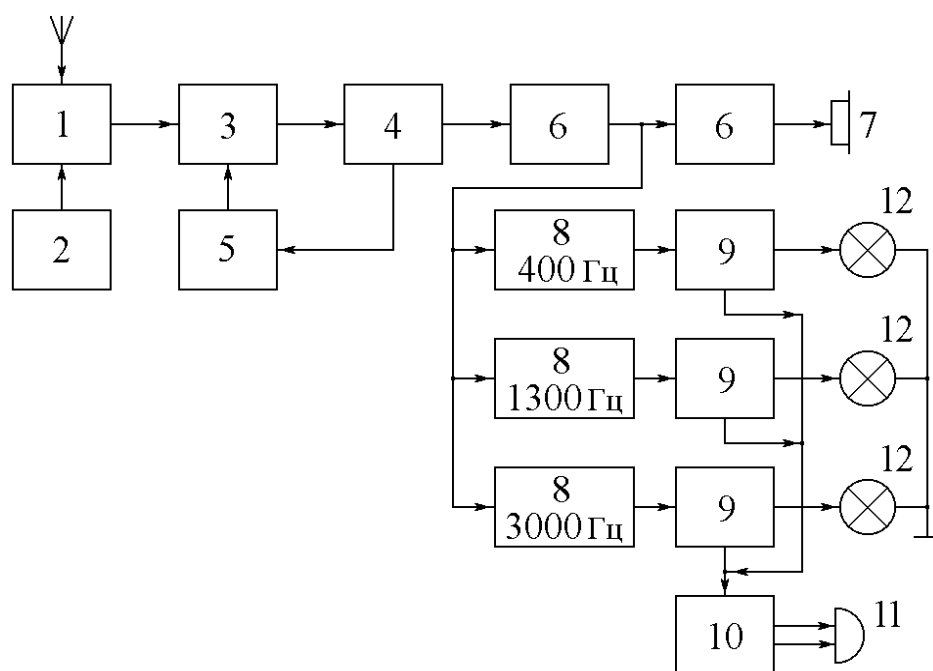


Рис. 2.2. Функциональная схема маркерного приемника МРП-3П: 1 – смеситель; 2 – гетеродин; 3 – усилитель промежуточной частоты (УПЧ); 4 – детектор; 5 – автоматическая регулировка усиления (АРУ); 6 – усилители низкой частоты; 7 – телефон; 8 – фильтры; 9 – спусковые схемы; 10 – схемы выключения звонка; 11 – звонок; 12 – сигнальные лампы

Приемник собран по супергетеродинной схеме. Для предупреждения перегрузки УПЧ охвачен системой АРУ. Продетектированные сигналы усиливаются и поступают на телефонный канал, предназначенный для опознавания маяков по коду манипуляции, а также на три фильтра низкой частоты, обеспечивающие разделение каналов приемника. Спусковые схемы, включенные на выходах фильтров, срабатывают от прошедшего через фильтр сигнала и включают световую и звуковую сигнализацию в момент пролета самолета над маркерным радиомаяком.

Канал курса

Канал курса работает на частоте около 110 МГц. Курсовой радиомаяк относят к категории радиомаяков с «опорным напряжением», принцип действия которых основан на методе минимума глубины амплитудной модуляции. Антенная система маяка одновременно формирует в про-

странстве две диаграммы направленности. Одна диаграмма [$f_{\text{ц}}(\varphi)$, рис. 2.3] создается на несущей частоте, промодулированной по амплитуде колебаниями поднесущей частоты 10 кГц. Поднесущая, в свою очередь, имеет частотную модуляцию низкочастотным напряжением частоты 60 Гц (сигнал постоянной фазы).

Другая диаграмма создается на боковых частотах спектра высокочастотного колебания, балансно-модулированного напряжением с частотой 60 Гц, и имеет в горизонтальной плоскости два главных лепестка с нулевым излучением вдоль линии курса и сдвигом фазы поля в одном лепестке на 180° относительно фазы в другом [$f_6(\varphi)$, рис. 2.3].

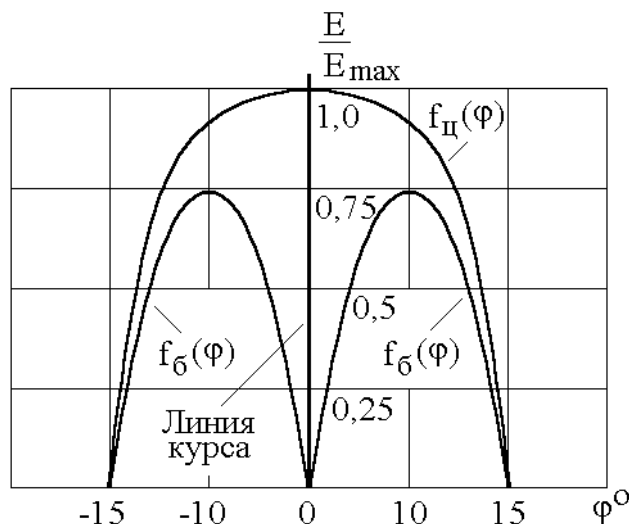


Рис. 2.3. Диаграммы направленности антенн курсового радиомаяка с «опорным напряжением» (в горизонтальной плоскости)

Сравнение амплитуд и фаз сигналов постоянной фазы и переменной фазы на частоте 60 Гц обеспечивает указание стороны и значения отклонения от линии курса на борту самолета.

Диаграммы напряжений сигналов в канале курса представлены на рис. 2.4. Положение линии курса совпадает с направлением минимума диаграммы направленности боковых облучателей $f_6(\varphi)$. На входе приемника (при сложении полей центрального и боковых облучателей) образуются амплитудно-модулированные колебания, глубина модуляции которых зависит от значения бокового отклонения точки приема от линии курса, а фаза огибающей – от знака этого отклонения.

В результате детектирования амплитудно-модулированных колебаний в приемном устройстве выделяется сигнал переменной фазы, представляющий собой колебания с частотой 60 Гц, амплитуда и фаза которых зависит от значения и направления указанного углового отклонения.

Сигнал переменной фазы после усиления подают на фазовый детектор, нагруженный на стрелочный индикатор положения линии курса относительно точки приема. Опорным сигналом при фазовом детектировании служит сигнал постоянной фазы.

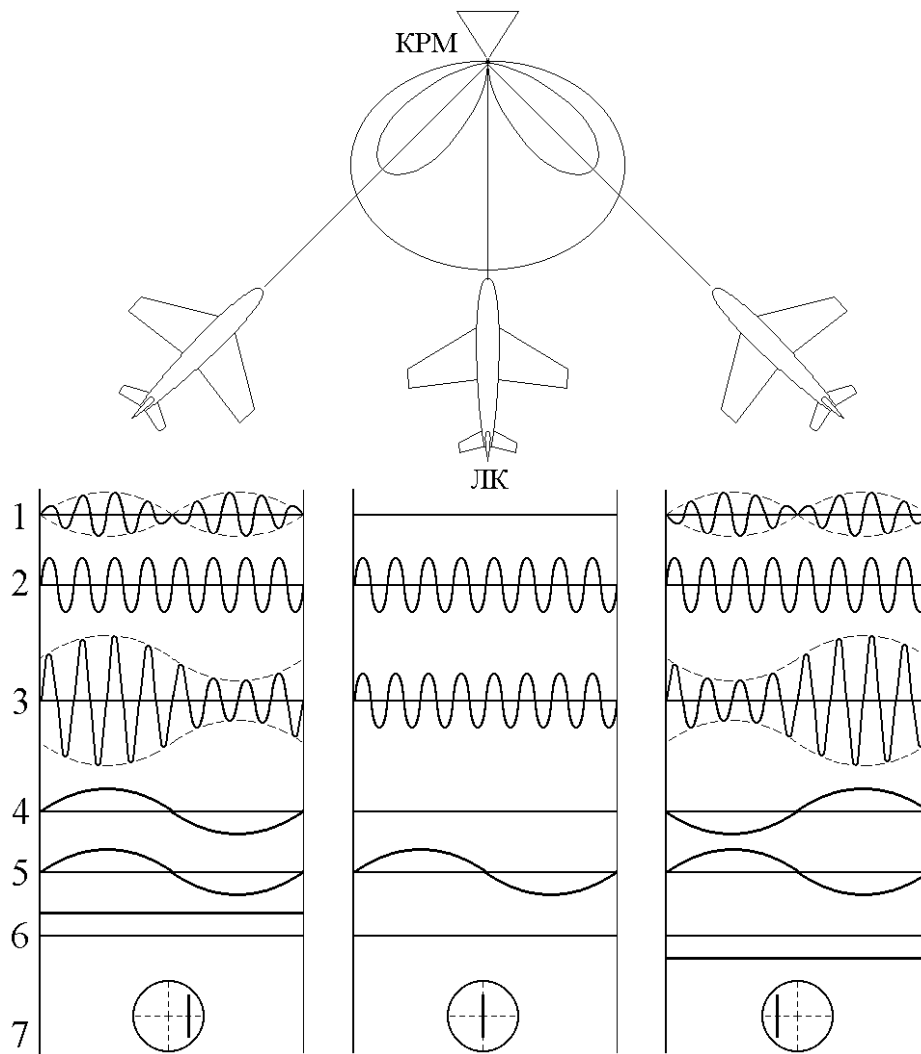


Рис. 2.4. Диаграммы напряжений сигналов в канале курса: 1 – сигналы, излучаемые боковыми лепестками диаграммы направленности; 2 – сигнал, излучаемый центральным лепестком; 3 – суммарный сигнал на входе самолетного приемника при различных направлениях захода на посадку; 4 – продетектированный сигнал на выходе самолетного приемника (сигнал переменной фазы); 5 – опорный сигнал (сигнал постоянной фазы); 6 – выходное напряжение фазового детектора самолетного приемника; 7 – показания индикатора положения

Курсовой радиомаяк КРМ-2М имеет следующие основные параметры:

- зона действия в горизонтальной плоскости $\pm 15^\circ$;
- максимальная дальность действия в секторе $\pm 8^\circ$ – 45 км;
- модуляция несущей – поднесущая частота $10 \pm 0,1$ кГц, глубина амплитудной модуляции поднесущей $30 \pm 5\%$, девиация поднесущей 1100 ± 100 Гц, частота балансной модуляции 60 ± 2 Гц;
- максимально допустимый сдвиг между сигналами постоянной и переменной фазы в границах сектора курса 10 град.

На рис. 2.5 представлена упрощенная функциональная схема курсового приемника КРП-100П (а также навигационного устройства УН-1П).

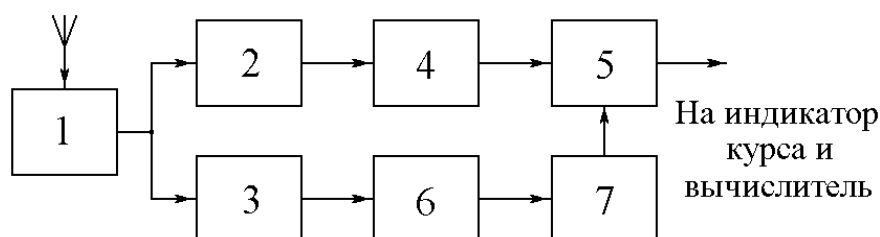


Рис. 2.5. Упрощенная функциональная схема курсового приемника КРП-100П и навигационного устройства УН-1П: 1 – высокочастотная часть и детектор; 2, 3 – фильтры (60 Гц, 10 кГц); 4 – усилитель; 5 – фазовый детектор; 6 – ограничитель; 7 – частотный детектор (выделяет сигнал постоянной фазы)

Курсовой приемник КРП-100П предназначен для приема сигналов курсовых радиомаяков систем СП-50М и ILS, а также для приема сигналов радиомаяка типа VOR. Приемник имеет 100 частотных каналов и собран по супергетеродинной схеме с двойным преобразованием частоты. Управление приемником дистанционное.

Навигационное устройство УН-1П предназначено для преобразования сигналов, поступающих с курсового приемника КРП-100П и содержащих информацию о положении самолета относительно ВПП или радиомаяка VOR, в напряжение переменного тока частоты 30 Гц, используемое в индикаторе азимута ИКУ-1, или в постоянное напряжение, подаваемое на индикаторы системы посадки и на директорные системы захода на посадку. Навигационное устройство может работать в трех режимах: посадка по системе СП-50М; посадка по системе ILS; навигация по всенаправленному маяку VOR. В режиме ILS сигнал с КРП-100П представляет собой сумму сигналов с частотами 90 и 150 Гц. Эти сигналы обрабатывают так же, как соответствующие сигналы глиссадного радиомаяка.

Канал глиссады

Канал глиссады работает в диапазоне частот порядка 300 МГц. В системе СП-50М применяется глиссадный радиомаяк, в котором формируются балансно-модулированные сигналы. Верхняя антенна ГРМ (рис. 2.6) питается током $J_B = J_{mb} \sin \Omega'_2 t$, а нижняя – током с амплитудой $J_H = J_{mh} \sin \Omega'_1 t$, где частоты модуляции $F'_1 = 75$ Гц, $F'_2 = 45$ Гц.

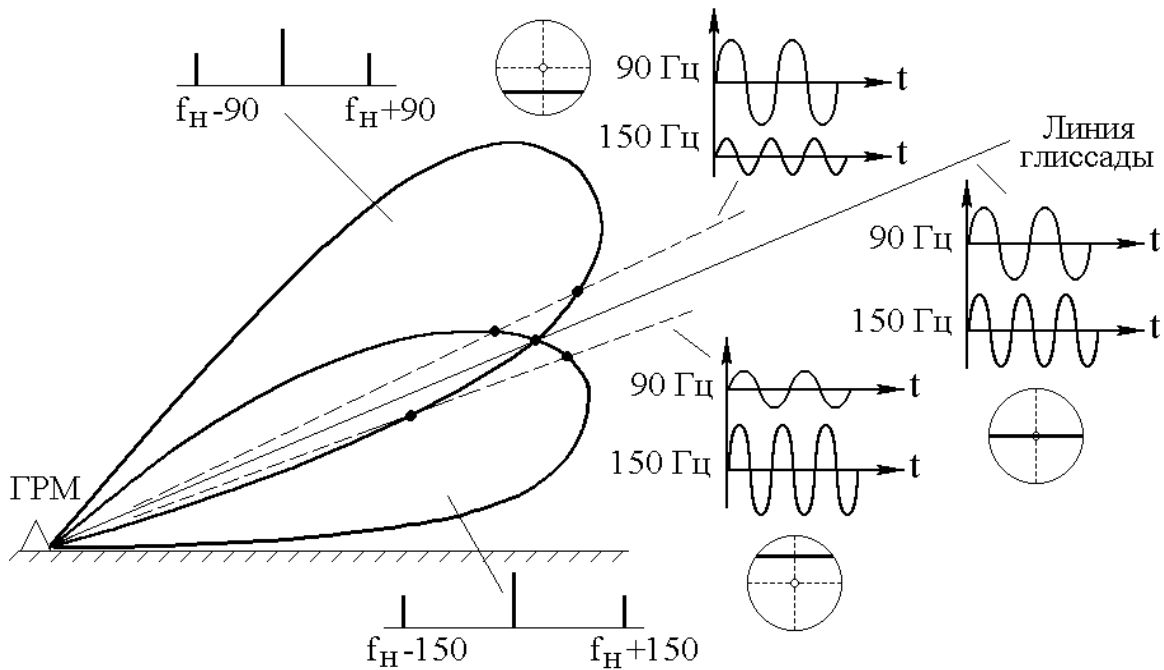


Рис. 2.6. Диаграммы направленности антенн в вертикальной плоскости и сигналов глиссадного равносигнального радиомаяка

Глиссада находится на линии пересечения диаграмм направленности верхней и нижней антенн в вертикальной плоскости.

Этой линии соответствует условие

$$E_{mb} f_b(\theta) = E_{mh} f_h(\theta),$$

здесь E_{mb} , $E_{mh} f(\theta)$ – напряженности полей верхней и нижней антенн.

Когда самолет попадает в пределы зоны действия ГРМ, на нагрузке детектора приемного устройства возникают колебания с частотами $2F'_1 = F_1 = 150$ Гц и $2F'_2 = F_2 = 90$ Гц. Амплитуды колебаний с частотами 150 и 90 Гц на нагрузке детектора соответственно будут

$$U_1 = a[E_{mb} f_b(\theta)]; \quad U_2 = a[E_{mh} f_h(\theta)],$$

здесь a – коэффициент, зависящий от параметров приемного устройства.

Для глиссидных маяков, излучающих балансно-модулированные колебания, разность глубин модуляции (РГМ) вычисляется по сигналам на выходе фильтров приемника согласно выражению:

$$\text{РГМ} = \frac{U_1 - U_2}{U_1 + U_2}.$$

На глиссаде $\text{РГМ} = 0$. Отклонение стрелки индикатора глиссады на самолете пропорционально РГМ. Для глиссидных радиомаяков системы СП-50М частота балансно-модулированных колебаний, питающих верхнюю антенну, равна 45 Гц, а нижнюю антенну – 75 Гц. Перекрытие диаграмм направленностей антенн обеспечивает получение линии глиссады. Выше глиссады преобладает сигнал нижней антенны, а ниже – верхней.

Глиссидный радиомаяк имеет следующие основные параметры:

- зона действия
 - а) в горизонтальной плоскости (сектор относительно линии курсора) $\pm 8^\circ$;
 - б) в вертикальной плоскости ограничивается углами относительно линии горизонта – выше глиссады не менее $1,75 \theta_0$, ниже глиссады не менее $0,3 \theta_0$, где θ_0 – угол наклона линии глиссады;
- минимальная дальность действия в направлении захода на посадку 18 км;
- крутизна зоны глиссидного радиомаяка $\frac{0,0875}{(0,07 \div 0,14)\theta_0}$ РГМ/град;
- пределы установки угла глиссады θ_0 органами регулировки $2 \div 4^\circ$;
- максимальное суммарное отклонение угла наклона линии глиссады из-за влияния дестабилизирующих факторов $0,075 \theta_0$;
- максимальная относительная нестабильность частот модуляции $\pm 3,2\%$.

Глиссидный приемник ГРП-20П собран по супергетеродинной схеме с двойным преобразованием частоты, обеспечивает дистанционный выбор любого из 20 частотных каналов. Функциональная схема приемника приведена на рис. 2.7. Преселектор приемника имеет полосу пропускания 7,5 МГц, достаточную для приема сигналов любого из 20 каналов. Избирательность приемника обеспечивает фильтр сосредоточенной селекции в канале второй промежуточной частоты, имеющий полосу пропускания около 160 кГц.

Детектор приемника снабжает постоянным напряжением систему автоматической регулировки усиления (АРУ), обеспечивающую нормаль-

ную работу приемника при изменении выходного сигнала от 75 до 10^5 мкВ, и переменными напряжениями с частотами 90 и 150 Гц – усилитель низкой частоты. Сигналы с фильтров выпрямляют и подают на индикаторы положения самолета относительно глissады. При отсутствии напряжений на выходе выпрямителей блок сигнала отказа выдает напряжение на бленкер, установленный на шкале прибора.

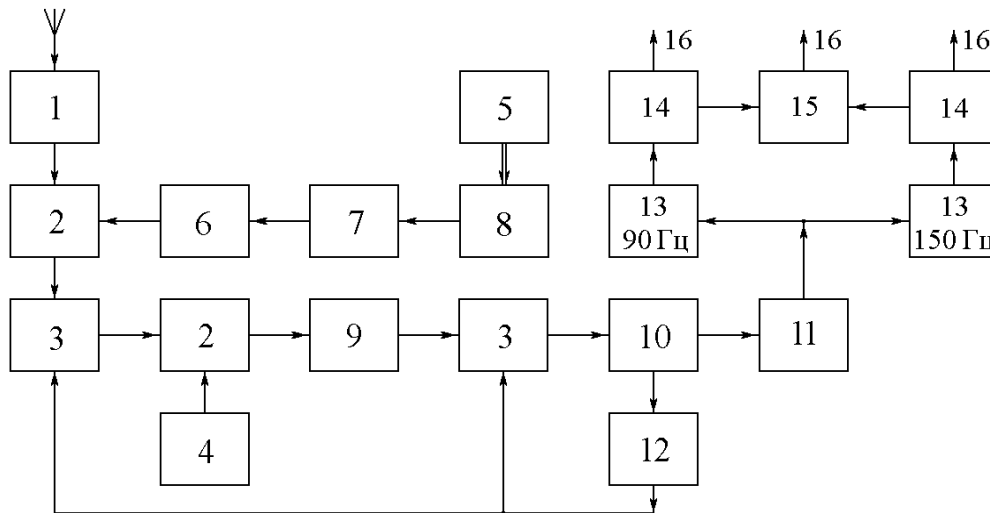


Рис. 2.7. Функциональная схема глissадного приемника ГРП-20П:

1 – преселектор; 2 – смесители; 3 – усилители промежуточных частот; 4 – гетеродин; 5 – механизм перестройки; 6 и 7 – удвоитель и утроитель частоты; 8 – задающий генератор; 9 – фильтр сосредоточенной селекции; 10 – детектор; 11 – усилитель низкой частоты; 12 – автоматическая регулировка усиления; 13 – фильтры частот 90 и 150 Гц; 14 – выпрямители; 15 – каскад сигнала отказа; 16 – к комбинированному посадочному прибору

Недостатки систем посадки метрового диапазона

Используемые в настоящее время системы посадки метрового диапазона волн (МВ) обладают некоторыми недостатками и ограничениями:

1) несоответствие возможностей этих систем летно-техническим характеристикам перспективных летательных аппаратов, поскольку они задают единственную прямолинейную посадочную траекторию, фиксированную относительно земной поверхности;

2) малые размеры сектора, в пределах которого обеспечивается пропорциональная зависимость информационного сигнала от смещения самолета относительно посадочной траектории, что уменьшает возможности

предпосадочного маневрирования и ограничивает пропускную способность аэропорта;

- 3) большие габаритные размеры антенных систем;
- 4) значительное влияние земной поверхности на качество работы;
- 5) высокая стоимость строительно-монтажных работ и эксплуатации;
- 6) малое число частотных каналов.

Эти недостатки являются препятствием к расширению использования систем посадки диапазона метровых волн, в частности на летательных аппаратах местных воздушных линий.

Тенденции развития посадочных систем

Основные тенденции развития посадочных систем учитывают:

- 1) стремление к созданию единой системы посадки для авиации всех стран, ведомств и типов ЛА;
- 2) потребность для ряда новых ЛА сложных, криволинейных траекторий захода на посадку с целью повышения пропускной способности аэропорта и снижения уровня шума от ЛА;
- 3) необходимость обеспечения высокой точности, надежности и независимости работы от внешних условий (рельефа местности и сооружений на ней, метеоусловий).

В настоящее время осуществляется переход на более направленное излучение сигналов, повышение стабильности параметров систем, увеличение надежности, стремление удовлетворить требованиям мобильных систем и гибкости задаваемых траекторий посадки.

Радиомаячные системы посадки сантиметрового диапазона

Радиомаячные системы посадки сантиметрового диапазона предназначены для получения на борту ЛА информации об углах отклонения летательного аппарата от заданной траектории посадки в вертикальной и горизонтальной плоскостях, дальности до расчетного места приземления, метеоусловиях, состоянии ВПП, категории метеоминимума обслужива-

ния. Основной принципиальный вопрос при выборе путей развития систем посадки – обоснование частотного диапазона.

Для полного удовлетворения перспективных требований был выбран диапазон 5 ГГц (длины волн 6 см). В этом диапазоне можно обеспечить заданную дальность действия (около 50 км) в любых метеорологических условиях и получение точной информации на всех этапах посадки, включая выравнивание до полного приземления. Такие системы получили наименование микроволновых систем посадки MLS (Microwave Landing System). В состав MLS входит наземное и бортовое оборудование.

Наземное оборудование предназначено для создания зон, в пределах которых информативные параметры принимаемых сигналов зависят от углового положения точки приема в горизонтальной или вертикальной плоскостях, а также для определения расстояния до точки приземления.

Комплект наземного оборудования MLS (рис. 2.8) состоит из угломерной и дальномерной подсистем. Угломерная подсистема состоит из четырех угломерных каналов (два для измерения углов в азимутальной плоскости и два в угломестной).

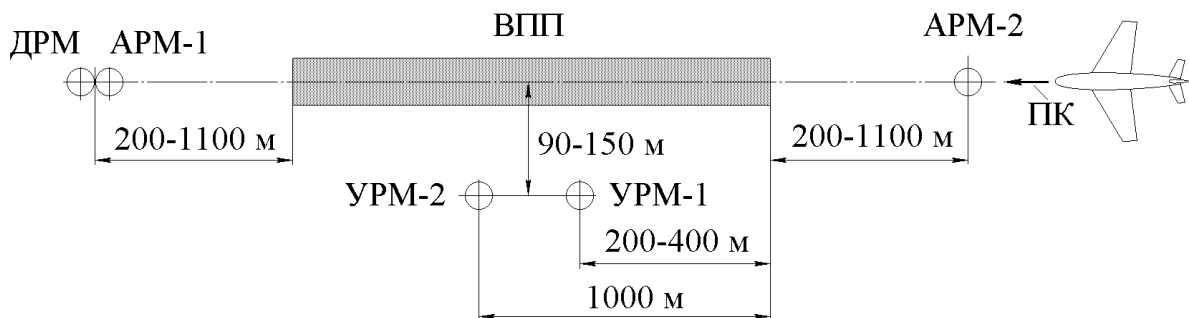


Рис. 2.8. Схема размещения радиомаяков MLS

В состав каждого из угломерных каналов входит один из следующих наземных радиомаяков:

- азимутальный радиомаяк АРМ-1, предназначенный для определения углового положения самолета относительно курса посадки ПК;
- азимутальный радиомаяк АРМ-2, предназначенный для определения углового положения самолета относительно курса посадки при уходе ЛА

на второй круг, т. е. при повторении неудавшейся по тем или иным причинам посадки (радиомаяк обратного курса посадки);

- угломестный радиомаяк УРМ-1, предназначенный для определения угла в вертикальной плоскости при снижении ЛА;

- угломестный радиомаяк УРМ-2, предназначенный для определения угла в вертикальной плоскости при выравнивании ЛА.

Угломерные радиомаяки работают поочередно. Сигналы, синхронизирующие работу радиомаяков, вырабатываются аппаратурой, устанавливаемой на контрольно-диспетчерском пункте.

Эта же аппаратура преобразует дополнительные данные в модулирующие сигналы, передаваемые на борт ЛА. В число таких данных входят: отметка момента начала отсчета (стартовый сигнал); обозначение функции, выполняемой радиомаяком; информация о метеоусловиях; координаты антенн радиомаяков; тест для проверки бортовой аппаратуры.

В состав дальномерной подсистемы входит дальномерный радиомаяк ДРМ (ответчик дальномера). В упрощенных MLS вместо дальномерной подсистемы может использоваться маркерный канал ILS.

Бортовое оборудование предназначено для измерения углов относительно оси ВПП в горизонтальной и относительно поверхности Земли в вертикальной плоскости, дальности до точки приземления и формирования заданной на борту траектории полета.

Бортовое оборудование MLS состоит из вычислителя и аппаратуры угломерной и дальномерной подсистем, в состав последних входят:

- антенно-фидерные устройства и элементы предварительного усиления сигналов;
- устройства преобразования, декодирования и обработки угломерных, дальномерных и дополнительных сигналов;
- запросчик дальномера; индикаторные устройства.

В зависимости от вида информативного параметра сигнала MLS можно разделить на временные (или импульсные) и частотные. Представителями этих групп являются системы TRSB и DMLS.

Система TRSB (Time Reference Scanning Beam) основана на использовании радиомаяков с узкой сканирующей диаграммой направленности антенны (ДНА). В системе применяется временное кодирование информации. Система DMLS (Dopler Microwave Landing System) основана на использовании доплеровского сдвига частоты, пропорционального измеряемому углу. Дальномерная подсистема MLS использует модернизированное оборудование DME (Distance Measurement Equipment – оборудование для измерения дальности) радиосистемы ближней навигации VOR/DME.

*Основные эксплуатационные требования и характеристики
систем посадки сантиметрового диапазона*

Системы посадки сантиметрового диапазона разрабатываются на основе решения ICAO (International Civil Aviation Organization – Международная организация гражданской авиации), принятого в апреле 1972 г. В качестве международной принята система TRSB.

Система посадки MLS должна обеспечивать:

- 1) на этапе захода на посадку информацию об угле в азимутальной плоскости относительно оси ВПП, угле места и дальности, а на этапе взлета и при уходе на второй круг – об угле в азимутальной плоскости относительно оси ВПП и дальности;
- 2) требуемый уровень безопасности посадки различных видов ЛА, в том числе с вертикальным и укороченным взлетом и посадкой и вертолетов, при метеоминимумах I, II и III категорий;
- 3) высокую точность, надежность и практическую независимость угломерной и дальномерной информации от внешних условий (рельефа местности, сооружений аэропорта, метеоусловий);
- 4) независимость получаемой от системы информации от режима полета при скорости ЛА не более 370 км/ч, угле крена не более 40° и углах тангажа в пределах от -10° до $+25^\circ$;
- 5) формирование криволинейных траекторий полета с целью повышения пропускной способности аэропорта и снижения уровня шума от ЛА;
- 6) модульный принцип построения систем с единым форматом сигнала для различных типов ЛА и классов аэропортов.

Основные тактические характеристики систем MLS

Зона действия MLS (рис. 2.9):

- область с курсом посадки, ограниченная в горизонтальной плоскости углом относительно оси ВПП (углы и расстояния отсчитываются от расчетной точки приземления) $\pm 40^\circ$;
- в вертикальной плоскости углом – 15° ; – расстоянием – 37 км;
- область, включающая ВПП и ограниченная в горизонтальной плоскости расстоянием от оси ВПП ± 45 м;
- в вертикальной плоскости высотой на ВПП – 600 м;
- область с обратным курсом, ограниченная в горизонтальной плоскости углом (углы и расстояния отсчитываются от расчетной точки остановки ЛА после пробега) $\pm 20^\circ$;
- в вертикальной плоскости высотой над ВПП – 1500 м;
- расстоянием – 9 км.

Погрешность выдачи информации (2σ): азимутального, а также угломестного каналов снижения и выравнивания – $0,05^\circ$; дальномерного канала – 30 м. Количество одновременно обслуживаемых ЛА – 200.

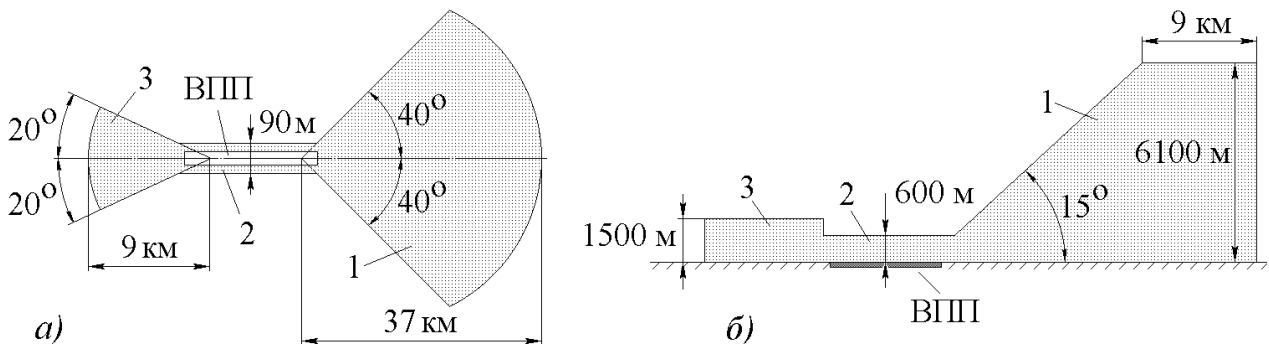


Рис. 2.9. Зона действия маяка MLS: а) в горизонтальной плоскости; б) в вертикальной плоскости; 1 – захода на посадку; 2 – пробега и ухода на второй круг; 3 – ухода на второй круг

Принцип действия угломерных каналов системы TRSB

Определение углового положения ЛА основано на измерении в бортовом устройстве временных интервалов t_ϕ , t_θ между двумя импульсами И-А и И-Б (рис. 2.10), появляющимися на выходе приемника при облучении

ЛА узконаправленной антенной радиомаяка во время прямого и обратного хода луча этой антенны. Угол в горизонтальной плоскости равен

$$\varphi = M_{\varphi}(t_{\varphi} - T_{0\varphi});$$

в вертикальной плоскости равен

$$\theta = M_{\theta}(t_{\theta} - T_{0\theta}),$$

здесь $T_{0\varphi}$ – временной интервал между импульсами И-А и И-Б при нахождении ЛА в вертикальной плоскости, содержащей ось ВПП;

$T_{0\theta}$ – временной интервал между импульсами И-А и И-Б при нахождении ЛА на выбранной экипажем глиссаде;

M_{φ} и M_{θ} – масштабные, равные половине скорости сканирования луча антенны.

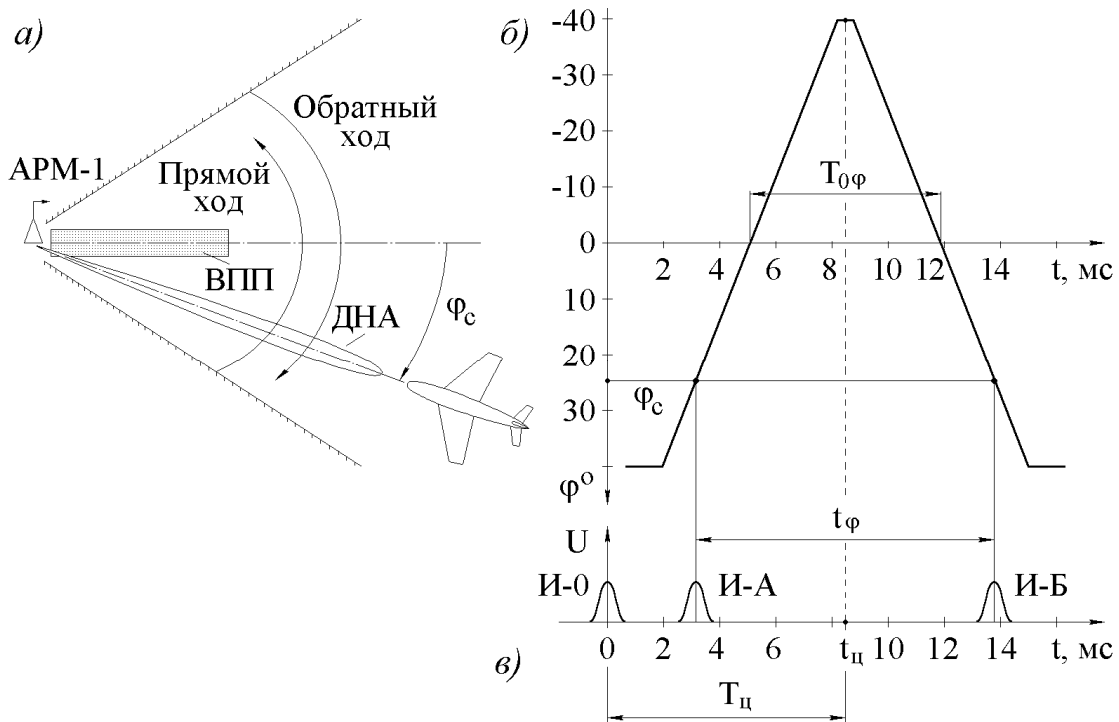


Рис. 2.10. К принципу действия системы TRSB: а) зона сканирования луча антенны (заштрихованы границы зоны); б) временная диаграмма сканирования луча; в) отсчет времени в бортовом устройстве

Отсчет времени в бортовом устройстве начинается с момента приема стартового импульса И-0. Стартовый импульс передается ненаправленной антенной радиомаяка во время излучения так называемой *преамбулы*, предшествующей началу сканирования луча в прямом направлении.

На борту фиксируется также момент $t_{ц}$, соответствующий середине цикла сканированию луча. Интервал времени $T_{ц}$ между И-0 и моментом $t_{ц}$ не зависит от углового положения ЛА и называется *кодовым интервалом*.

Определенное значение кодового интервала позволяет опознать принадлежность принятой бортовым устройством информации (азимут с прямым курсом посадки, азимут с обратным курсом посадки, угол места при снижении или при выравнивании).

Основным элементом бортового оборудования MLS является устройство обработки сигналов (рис. 2.11, здесь φ – угол в горизонтальной плоскости; $\theta_{.1}$ и $\theta_{.2}$ – углы в вертикальной плоскости при снижении и выравнивании; ДИ – дополнительная информация). В его состав входят схемы дешифратора, формирования импульсов, формирования стробирующих импульсов, измерения.

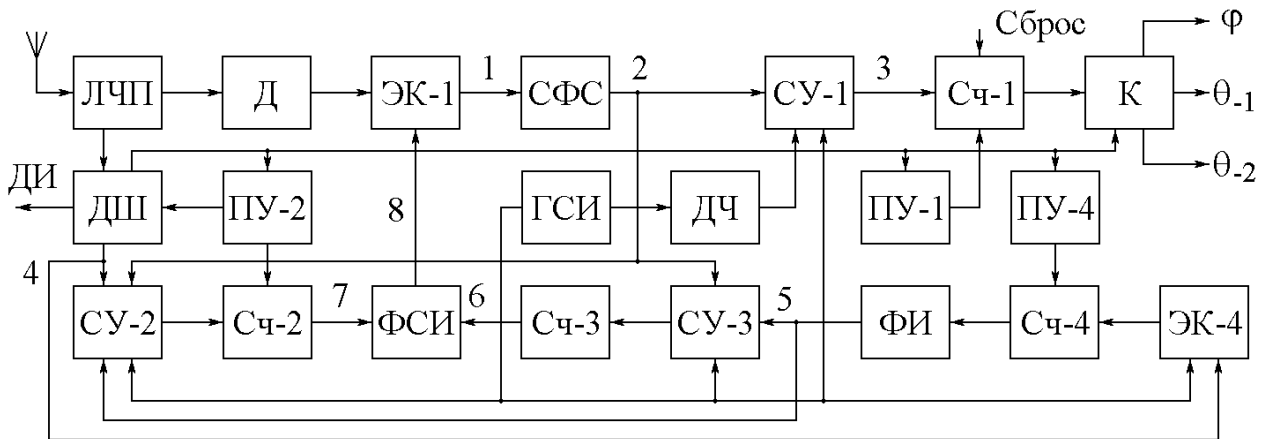


Рис. 2.11. Структурная схема устройства обработки сигналов

Дешифратор (ДШ) предназначен для выделения из сигнала радиомаяка дополнительной информации. При измерении угловых координат наибольшее значение имеет выделяемая ДШ информация о начале отсчета времени (И-0) и кодовый интервал, характеризующий положение центра цикла сканирования.

Последняя информация используется для предварительной установки (ПУ-1 – ПУ-4) счетчиков Сч-1 – Сч-4. Сигнал на дешифратор подается с выхода линейной части приемника ЛЧП (усилители высокой и промежуточных частот).

Схема формирования сигналов (СФС) преобразует принимаемые колоколообразные импульсы в прямоугольные, длительность которых соответствует ширине принимаемых сигналов на уровне -4 дБ (рис. 2.12).

Цифры на графиках рис. 2.12 соответствуют точкам структурной схемы рис. 2.11; пунктиром показано изменение числа, записанного в счетчиках. На СФС подается видеосигнал с детектора (Д) приемника.

Схема формирования стробирующих импульсов (ФСИ) служит для получения сигналов, открывающих электронный ключ ЭК-1 в моменты, когда ожидается прием сигналов радиомаяка (рассматриваемому режиму должен предшествовать поиск сигналов и «очистка» их от помех).

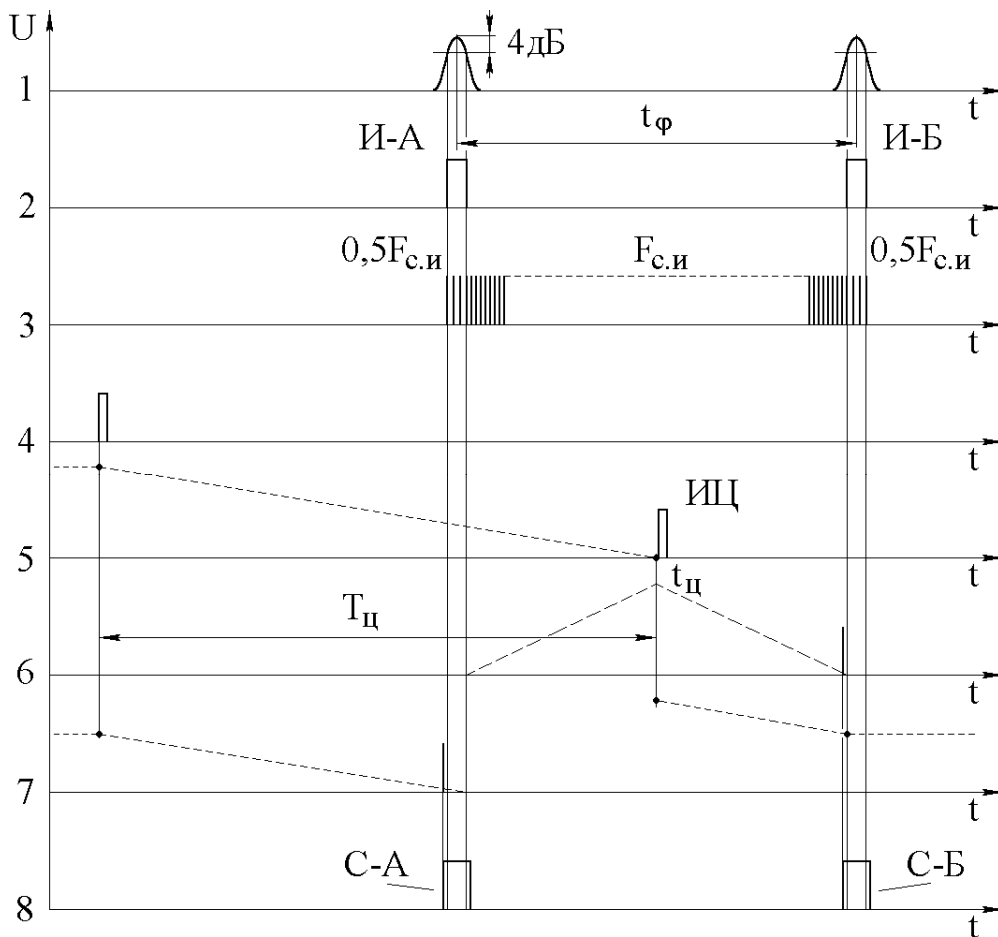


Рис. 2.12. Графики сигналов, поясняющие принцип действия устройства обработки сигналов TRSB

С этой целью импульсом И-0 с дешифратора открывается ключ ЭК-4 и счетные импульсы с генератора ГСИ начинают поступать на Сч-4. По сигналу с ДШ в Сч-4 предварительно вводится число, соответствующее интервалу времени $T_{ц}$. По мере поступления счетных импульсов записан-

ное в СЧ-4 число уменьшается и в момент $t_{\text{ц}}$ становится равным нулю. При этом формирователь ФИ выдает импульс И-Ц.

Импульс И-А, соответствующий прямому ходу луча антенны радиомаяка, открывает схему управления СУ-3 счетчика Сч-3 и последний начинает счет импульсов до прихода сигнала с ФИ. При поступлении этого сигнала СУ-3 переключается на списывание числа в Сч-3.

Показания счетчика Сч-3 уменьшаются до нуля. При некотором заданном остаточном числе в Сч-3 вырабатывается сигнал на запуск формирователя строб-импульса ФСИ. Таким образом формируется строб-импульс С-Б, симметричный относительно момента $t_{\text{ц}}$ с импульсом И-А, и исключается возможность приема ложных сигналов и помех, в том числе и отраженных от местных предметов. Счетчик Сч-2 служит для формирования строб-импульса С-А, симметричного импульсу И-Б. В этот счетчик предварительно вводится число, соответствующее интервалу $T_{\text{ц}}$.

Схема СУ-2 открывается импульсом И-Ц середины цикла и число в Сч-2 начинает уменьшаться. Обратный счет заканчивается в момент поступления сигнала И-Б.

Число в счетчике Сч-2 сохраняется до прихода сигнала И-0 в следующем цикле сканирования. При приеме И-0 вновь начинается обратный счет, в конце которого формируется строб-импульс С-А.

Схема измерения предназначена для получения в цифровой форме информации о промежутке времени $t_{\phi, \theta}$ между центрами принимаемых при сканировании луча сигналов. Источником такой информации является счетчик Сч-1.

Счетные импульсы поступают через схему управления СУ-1, причем в интервале между импульсами И-А и И-Б на Сч-1 подаются счетные импульсы с основной частотой $F_{\text{с.и.}}$, а во время действия этих импульсов — с частотой $0,5F_{\text{с.и.}}$.

Предварительная установка ПУ-1 этого счетчика используется для введения констант $T_{0\phi}$ и $T_{0\theta}$, т. е. для получения сигналов, пропорциональных угловым отклонениям ЛА от траектории посадки.

Все элементы бортового оборудования, рассмотренные выше, могут использоваться поочередно для определения углов в азимутальной и угломестной плоскостях.

Исключение составляют счетчик СЧ-2 и схема СУ-2, число которых должно соответствовать количеству угломерных каналов. Таким же должно быть и число выходных устройств (запоминающие устройства, индикаторы). Для переключения последних служит коммутатор К.

Частотный диапазон угломерной подсистемы составляет 5031...5090,7 МГц. В пределах данного диапазона имеются 200 частотных каналов с разносом по частоте 0,3 МГц. Допустимо отклонение частоты не более чем на ± 10 кГц относительно номинальных значений несущей частоты данного канала. Стабильность частоты должна быть такой, чтобы ее изменение за 1 с не превышало ± 50 Гц.

Формат сигнала угломерных каналов системы TRSB

Передача сигналов в системах посадки сантиметрового диапазона производится с использованием принципа временного уплотнения (Time Division Multiplex – TDM), что позволяет сократить полосу частот, занимаемую передачей информации, но требует синхронизации функций, выполняемых наземными и бортовыми средствами. *Функции угломерной подсистемы* предусматривают передачу следующих угловых параметров:

- азимутального угла при заходе на посадку с низкой и высокой скоростью повторения функции (функции Аз-1 и АзС-1 соответственно);
- азимутального угла при уходе летательного аппарата на второй круг или при взлете ЛА (Аз-2);
- угла места при заходе на посадку (УМ-1) и при выравнивании (УМ-2), а также передачу основных (ОД) и вспомогательных (ВД) данных, а при дальнейшем развитии MLS – азимутального угла в пределах 360° (Аз-360).

Функции Аз-1 и АзС-1 предусматривают определение в пределах зоны действия стороны нахождения ЛА относительно оси ВПП. При выходе ЛА за пределы сектора пропорционального наведения направление полета

указывается с помощью сигналов клиренса и соответствующей им индикации «Лети влево» или «Лети вправо». Сигнал каждой из систем MLS, кроме угломерной информации, включает также передачу дополнительной информации, необходимой для обеспечения работы системы. С этой целью используются интервалы времени – преамбулы, предшествующие передаче угломерной информации, а также специальные промежутки времени между передачей угломерной информации. Дополнительная информация, передаваемая во время преамбулы, предназначена для синхронизации бортового оборудования; опознавания функций. Дополнительная информация включает также сведения о состоянии ВПП, категории системы.

Форматы сигнала угломерной подсистемы обеспечивают независимость передачи информации каждым радиомаяком и направлены на дальнейшее развитие функции системы, для чего в них зарезервированы свободные временные промежутки. Формат сигнала системы TRSB предусматривает сканирование луча с частотами 13,5 Гц (канал курса посадки и канал обратного курса) и 40,5 Гц (угломестные каналы). Регламентированные временные последовательности функций показаны на рис. 2.13.

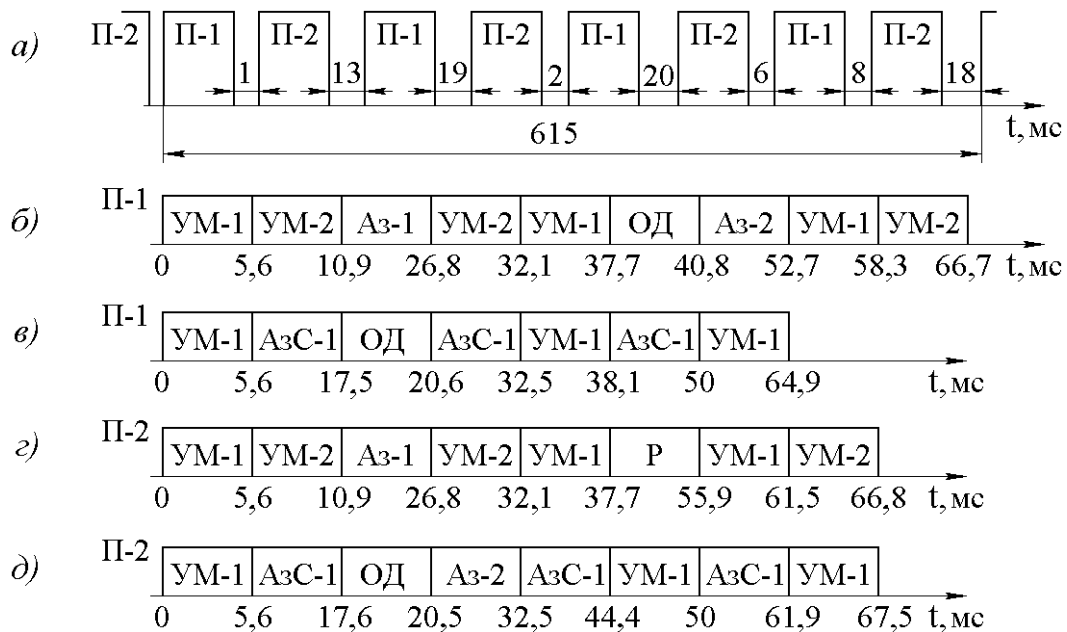


Рис. 2.13. Распределение информации угломерной подсистемы MLS по времени:

- а) временные интервалы между последовательностями функций П-1 и П-2;
 б-в) чередование функций в последовательности П-1 при обычном и скоростном форматах сигнала; г-д) чередование функций в последовательности П-2 при обычном и скоростном форматах (Р – резервный интервал для функции Аз-360)

Основной цикл работы системы разбивается на восемь последовательностей передачи информации. Промежутки между последовательностями и сами последовательности варьируются в течение цикла для уменьшения синхронных помех.

Преамбула содержит следующие специфические для TRSB сигналы:

- кодированный стартовый сигнал и кодовый интервал;
- кодированный сигнал опознавания функции.

После преамбулы передаются:

- 1) кодированные сигналы клиренса (предназначенные для обеспечения на борту информации типа «Лети вправо (влево)» при полете ЛА за пределами зоны пропорционального наведения;
- 2) сигналы подавления боковых лепестков ДН сканирующей антенны в виде импульсов, длительностью около 2 мс, предотвращающие прием нежелательной информации за пределами зоны пропорционального наведения;
- 3) импульсы длительностью 0,4 мс для выбора той бортовой антенны, которая принимает наибольший сигнал;
- 4) кодированный сигнал опознавания наземного оборудования данного аэропорта;
- 5) контрольные импульсы с определенным временным интервалом, позволяющие проверить бортовое оборудование.

В специально выделенном временном канале передаются кодированные сигналы о положении антенны угломестного радиомаяка (смещение от ВПП, высоте) и категории радиомаяков, необходимые для бортовых расчетов и определения достоверности информации. Дополнительно могут передаваться кодированные сигналы о курсе посадки, смещении антенн радиомаяков относительно расчетного положения.

За время, отведенное для каждой функции, последовательно передается следующая информация (рис. 2.14): преамбула, секторные сигналы, немодулированные колебания при движении луча антенны радиомаяка в прямом (туда) и обратном (обратно) направлениях и контрольный импульс конца сканирования. Преамбула содержит сигналы «опорного вре-

мени» и опознавания функции, которые передаются в кодированной форме. Опорное время приемника передается пятиразрядным кодом с помощью фазовой манипуляции несущей частоты со сдвигом по фазе на 180° . Сигнал опознавания функции передается также в виде пятиразрядного кода, позволяющего опознать 31 различную функцию. Два разряда проверки на четность служат для проверки последовательности, включающей код опорного времени и код опознавания.

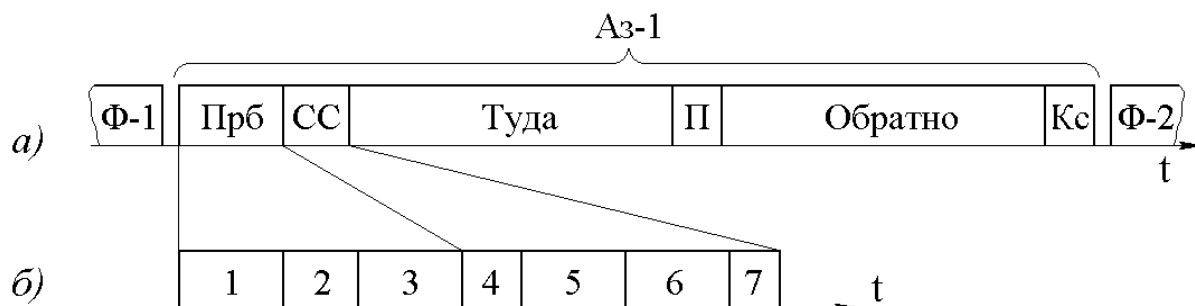


Рис. 2.14. Содержание угломерной функции Аз-1 (а), а также преамбулы и секторных сигналов (б): $\Phi-1$, $\Phi-2$ – предыдущая и последующая функции Аз-1; Прб – преамбула; СС – секторные сигналы; «Туда», «Обратно» – сканирование луча АРМ-1 в прямом и обратном направлениях; Π – пауза; Кс – импульс конца сканирования; 1 – немодулированный сигнал несущей частоты; 2 – кодированный сигнал «опорного времени»; 3 – кодированный сигнал опознавания функции; 4 – сигнал опознавания места установки антенны, передаваемый кодом Морзе; 5 – сигнал выбора бортовой антенны; 6 – импульсы ОС1, исключаяющие внезонную индикацию; 7 – тест-сигнал для проверки бортовой аппаратуры

Временные положения луча при сканировании «туда» и «обратно» должны быть симметричными по отношению к средней точке сканирования. Погрешность несимметрии не должна превышать ± 10 мкс.

Глава 3. Командно-пилотажные навигационные системы

Внедрение в гражданскую авиацию скоростных самолетов с большим полетным весом и сложным оборудованием предъявляет к летчику повышенные требования, что в отдельных случаях приводит к несоответствию между возможностями человека и этими требованиями. Еще на 18 Международном съезде психологов в 1966 г. отмечалось, что 90% всех авиационных катастроф происходит по причине так называемого «человеческого фактора».

Одновременно широкое распространение воздушного транспорта как одного из основных видов пассажирских перевозок выдвигает перед гражданской авиацией требования высокой регулярности и безопасности полетов. Анализ работы воздушного транспорта показывает, что наибольшее количество ошибок пилотирования происходит при выполнении посадки самолетов в сложных метеорологических условиях. Трудность выполнения посадки в сложных метеоусловиях заключается в том, что заход на посадку осуществляется по приборам без видимости наземных ориентиров и взлетно-посадочной полосы (ВПП).

В этом случае летчик вынужден анализировать показания многих приборов и на основе этого принимать решения об управлении самолетом для правильного вывода его на ВПП. Время для такого анализа и управления самолетом ограничено. При этом возможны ошибки в пилотировании, исправить которые не позволяет время.

Решить проблему регулярности и дальнейшего повышения безопасности полетов можно только путем автоматизации процесса управления самолетом при заходе на посадку и приземлении. В этой связи задача создания автоматических и полуавтоматических систем посадки, обладающих большой надежностью, приобретает особую важность.

Первым этапом решения этих задач явилось создание пилотажно-навигационных систем (ПНС) или систем директорного управления.

На системы директорного управления возлагается задача собирать и анализировать информацию о положении самолета в пространстве, поступающую от навигационного оборудования, и на основе этого анализа выдавать летчику команды на управление самолетом. Такие системы существенно упрощают пилотирование самолетом, так как освобождают летчика от работы по сбору и обработке информации.

На рис. 3.1, *a* приведены записи параметров полета самолета при заходе на посадку по показаниям отдельных приборов [5]. Здесь $\Delta\psi$ – отклонение от курса посадки, γ – угол крена, ε – отклонение от равносигнальной зоны, β – скольжение, δ_z – отклонение элеронов самолета.

При начальных условиях (отклонение по курсу до 30° и отклонение от равносигнальной зоны на угол 3°) самолет даже в течение 75 секунд не выходит точно в равносигнальную зону курсового маяка, хотя работа летчика по управлению самолетом происходит весьма энергично, о чем свидетельствует характер записи хода элеронов.

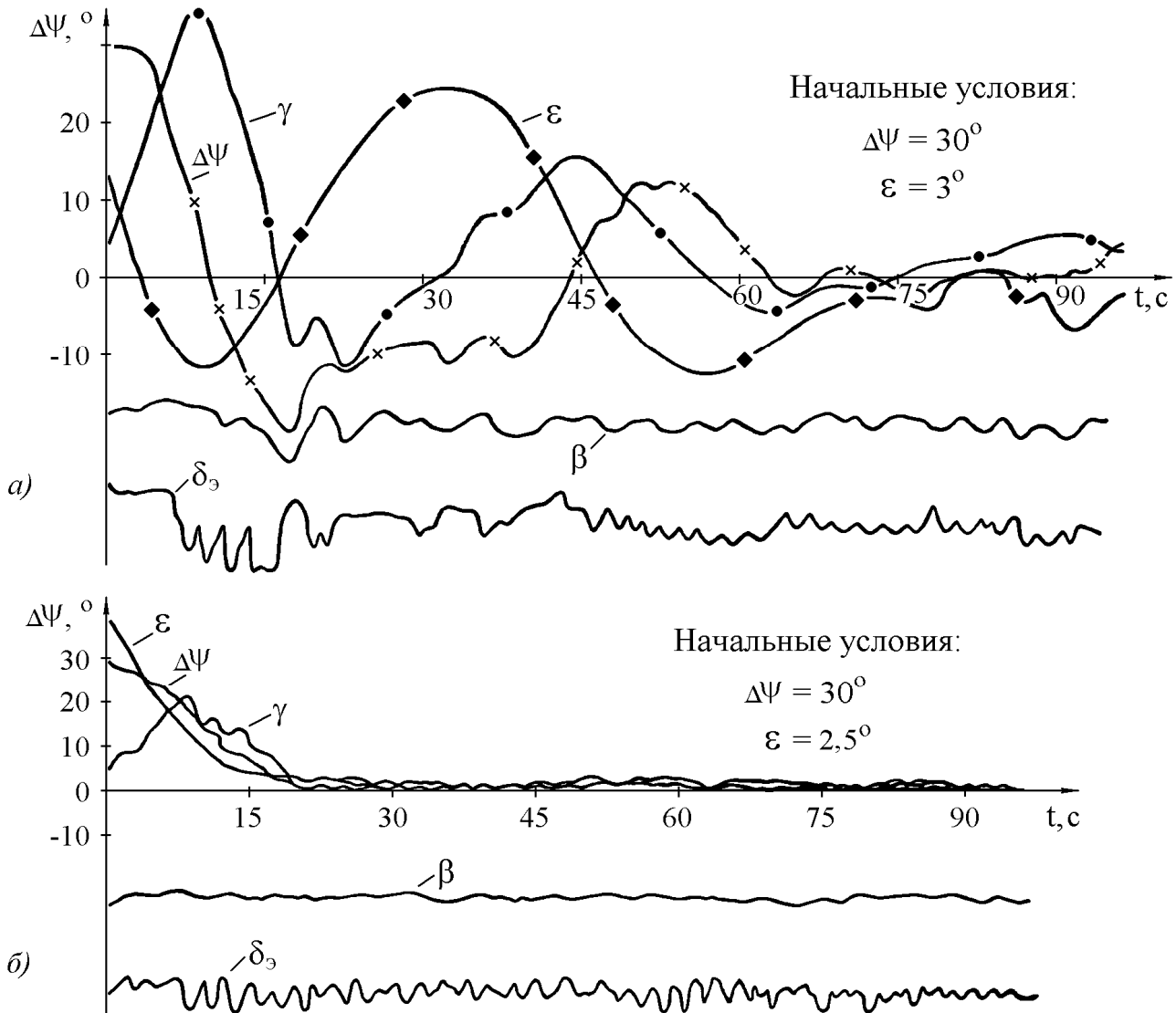


Рис. 3.1. Изменение параметров полета самолета при заходе на посадку:
 а) по раздельным приборам; б) с использованием ПНС

Совсем другую картину представляет полет самолета в той же зоне с использованием директорного управления (рис. 3.1, б). Здесь самолет уже через 15 секунд оптимальным образом выходит в равносигнальную зону и устойчиво удерживается в этой зоне. Работа летчика по управлению самолетом плавная ($\delta_\gamma \rightarrow 0$), скольжение самолета не изменяется.

Вторым этапом является создание систем автоматического управления, в которых команды, сформированные в вычислителях пилотажных систем, поступают в автопилот. При этом процесс управления самолетом полностью автоматизируется. Роль летчика в этом случае сводится к контролю работы системы автоматического управления.

Параметры движения самолета в горизонтальной плоскости

Самолет в горизонтальной плоскости при переходе с одной заданной траектории на другую, как и при стабилизации на ней, управляется с помощью координированных разворотов.

При координированном развороте выполняется условие:

$$\operatorname{tg} \gamma = \omega V / g, \quad (3.1)$$

которое устанавливает зависимость между линейной V и угловой ω скоростью разворота и креном γ .

При координированном развороте угловая скорость ω разворота самолета равна скорости изменения курса $p\Psi$. При малых кренах $\operatorname{tg} \gamma \approx \gamma$, тогда

$$p\Psi = (g/V) \cdot \gamma, \quad (3.2)$$

т. е. скорость изменения курса $p\Psi$ при координированном развороте всегда пропорциональна крену γ .

Следовательно, наличие крена приводит к изменению курса самолета, что, в свою очередь, приводит к смещению центра масс в горизонтальной плоскости относительно заданной траектории.

Курсовая система измеряет курс самолета Ψ , который сравнивается с заданным курсом оси ВПП Ψ_3 . В результате определяется отклонение $\Delta\Psi$ продольной оси самолета от оси ВПП (рис. 3.2). Аппаратура СП-50М определяет угловое отклонение ε центра масс самолета от равносигнальной зоны относительно курсового маяка КРМ. Линейное отклонение Z самолета от оси ВПП определяется через угловое отклонение ε и дальность D до маяка: $Z = D \cdot \sin \varepsilon$. Для малых углов $\sin \varepsilon \approx \varepsilon$. Тогда

$$Z \approx D \cdot \varepsilon. \quad (3.3)$$

Возможные законы управления стрелкой директорного прибора при движении самолета в горизонтальной плоскости (в боковом канале)

При выходе на заданную траекторию летчик осуществляет боковое движение самолета, изменяя его поперечный крен с одновременным правильным разворотом (без скольжения).

Если принять значение крена пропорционального линейному боковому отклонению, то получим закон пропорционального управления

$$\gamma = -(K_z/g)Z,$$

или в общем виде

$$g\gamma + K_z Z = 0. \quad (3.7)$$

Однако, выполняя разворот, летчик должен так изменять крен, чтобы координата определенным образом стремилась к нулю. При этом значение крена он должен дозировать в соответствии с изменяющимися значениями отклонения Z и первой производной pZ или пропорциональной ей величиной $\Delta\Psi$. Приняв в первом приближении, что летчик совершает линейные операции над γ в функции от Z и $\Delta\Psi$, можно написать следующий закон управления: $g\gamma = -K_\Psi \Delta\Psi - K_z Z$, здесь K_Ψ и K_z – порции сигналов $\Delta\Psi$ и Z . Учитывая соотношения (3.5 и 3.8)

$$\gamma = (1/g)p^2 Z, \quad (3.8)$$

получим общий вид требуемого закона управления

$$p^2 Z + K_{pz} pZ + K_z Z = 0, \quad (3.9)$$

здесь $K_{pz} = K_\Psi(1/V)$.

Для выполнения оптимального маневра выхода на линию заданного пути и удержания на ней самолета необходимо решить дифференциальное уравнение (3.9). При ручном пилотировании величины K_{pz} и K_z зависят от тренировки и субъективных качеств летчика (а от значений K_{pz} и K_z зависит точность вывода самолета на заданную траекторию).

В некоторых ПНС, например, закон управления стрелкой директорного прибора реализуется путем косвенного определения $p^2 Z$, pZ :

$$\gamma + K'_\Psi \Delta\Psi + K_\varepsilon \varepsilon = 0, \quad (3.10)$$

здесь K'_Ψ , K_ε – коэффициенты пропорциональности.

Приведенному закону управления из-за погрешности определения производной pZ при неточном измерении курса и боковом ветре свойственны систематические ошибки вывода самолета на заданную траекторию. В связи с этим закон (3.9), при косвенном определении производных (3.10), является статическим. В результате ошибок определения курса (погрешности измерения отклонения $\Delta\Psi$ от заданного курса) и влияния бокового ветра летчик, выполняя линейные операции над γ в функции от $\Delta\Psi$ и Z , не может точно выйти на линию заданного пути.

Он вынужден вводить в закон (3.10) интегральный член, учитывающий появление указанной систематической ошибки. При этом закон управления имеет вид:

$$g\gamma = -K_{\Psi}\Delta\Psi - K_Z Z - m_z \int_0^t Z dt. \quad (3.11)$$

В общем виде астатический закон управления самолетом в этом случае выражается соотношением:

$$p^2 Z + K_{pz} pZ + K_Z Z + m_z \int_0^t Z dt = 0. \quad (3.12)$$

Подобная система создает ошибку выхода на заданную траекторию лишь в результате неточности измерения координаты Z . Статических ошибок из-за бокового ветра, а также ошибок из-за неточного измерения углов крена и курса, в системе нет.

Однако применение астатического закона несколько ухудшает траекторию выхода на заданную линию и усложняет пилотирование самолета. (Введение интеграла в закон управления стрелкой директорного прибора приводит к увеличению колебательности системы, в результате чего усложняется работа летчика при выходе на заданную траекторию).

Аналогичные законы управления стрелкой директорного прибора могут быть получены при движении самолета в вертикальной плоскости (в продольном канале). Рассмотрим работу отечественной пилотажно-навигационной системы Путь-4М, в которой реализован статический закон управления командной стрелкой директорного прибора с введением поправки на угол сноса ветром.

Анализ закона управления стрелкой директорного прибора системы Путь-4М в боковом канале

В системе Путь-4М сигнал команды по крену δ_z формируется путем сравнения сигналов заданного γ_3 и истинного крена γ :

$$\delta_z = i_z(\gamma \pm \gamma_3). \quad (3.13)$$

Сигнал истинного крена γ снимается с центральной гировертикали ЦГВ-4. Сигнал заданного крена формируется в вычислителе В-12 путем алгебраического сложения сигналов ε , $r\varepsilon$, $\Delta\Psi$, $p\Psi$ с нужными порциями.

Сигнал ε поступает с аппаратуры СП-50М и является основным сигналом, указывающим положение центра масс самолета относительно заданной траектории (оси ВПП). Полярность его зависит от направления, а значение – от углового отклонения самолета от оси ВПП (рис. 3.3).

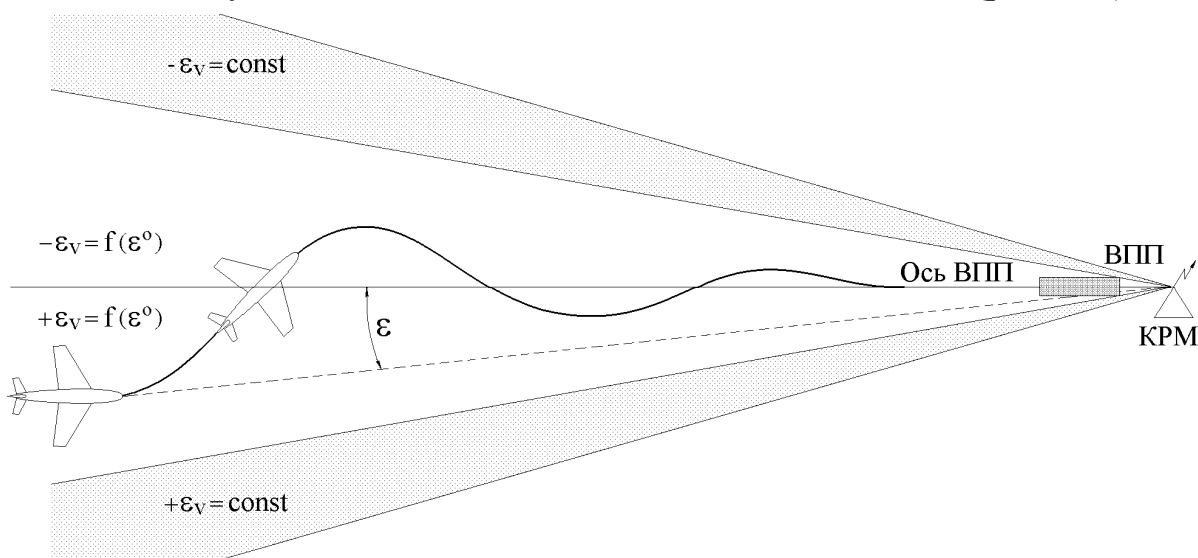


Рис. 3.3. К анализу закона управления стрелкой директорного прибора системы Путь-4М

При плоскопараллельном уходе самолета с оси ВПП для его возвращения на нее необходимо задать самолету крен в сторону оси ВПП тем больший, чем больше отклонение ε . Следовательно, заданный крен γ_3 должен быть пропорционален отклонению самолета от оси ВПП, т. е.

$$\gamma_3 = K_\varepsilon \varepsilon. \quad (3.14)$$

Если сигнал заданного крена γ_3 будет формироваться только из сигнала ε , то будет осуществляться пропорциональное управление, которое имеет следующие недостатки:

- недостаточная жесткость стабилизации самолета на заданной траектории, так как команда возникает после значительного отклонения;
- выход самолета на заданную траекторию всегда сопровождается затухающими колебаниями относительно нее.

Поэтому при формировании заданного крена, ε , используется производная $p\varepsilon$. В этом случае заданный крен определяется как

$$\gamma_z = K_\varepsilon \varepsilon + K_{p\varepsilon} p\varepsilon. \quad (3.15)$$

Сигнал $p\varepsilon$ пропорционален скорости приближения (удаления) самолета к оси ВПП и опережает основной сигнал ε . Сигнал $p\varepsilon$ возникает при перемещении самолета в секторе курса курсового радиомаяка КРМ. При выходе самолета из сектора курса сигнал $p\varepsilon$ равен нулю. С удалением от оси ВПП знак $p\varepsilon$ совпадает со знаком основного сигнала ε , а при приближении – противоположен ему (рис. 3.4). Если под действием возмущения самолет начинает плоскопараллельно удаляться от оси ВПП, то возникающие сигналы ε и $p\varepsilon$ будут одного знака. В результате сигнал заданного крена γ_z формируется раньше, а, следовательно, раньше будет выдаваться летчику команда по крену δ_z , выполняя которую летчик наклоняет самолет в сторону возмущения. Возникающая при этом боковая сила компенсирует возмущение, и отклонение самолета от оси ВПП будет меньшим.

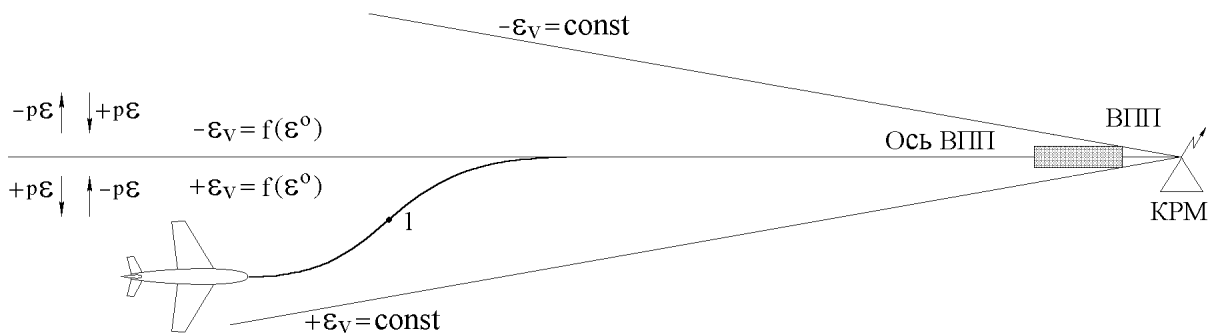


Рис. 3.4. К анализу закона управления стрелкой директорного прибора системы Путь-4М, введение в закон управления сигнала производной $p\varepsilon$

Следовательно, использование производной $p\varepsilon$ для формирования γ_z приводит к тому, что команда по крену δ_z выдается летчику с упреждением, а это способствует более жесткой стабилизации самолета на заданной траектории (оси ВПП). С приближением к оси ВПП сигнал ε уменьшается

и в какой-то точке 1 (рис. 3.4) станет равным по абсолютной величине сигналу производной $p\varepsilon$. Произойдет компенсация этих сигналов. Сигнал заданного крена γ_z будет равен нулю ($\gamma_z = K_\varepsilon\varepsilon - K_{p\varepsilon}p\varepsilon$).

В точке 1 летчику выдается команда на вывод самолета из крена. Так как за время разворота самолет занял положение под углом к оси ВПП, то он с нулевым креном продолжает приближаться к ней. Сигнал ε уменьшается, и сигнал $p\varepsilon$ становится больше сигнала ε . Возникает команда по крену обратного знака, выполняя которую летчик до выхода самолета на ось ВПП создает необходимый крен в противоположную сторону и самолет плавно вписывается в линию оси ВПП.

Для уменьшения помех в сигналах ε и $p\varepsilon$ применяют фильтры, в качестве которых используются апериодические звенья:

$$W(p) = 1/(Tp + 1).$$

Наличие фильтров в составе вычислителя приводит к запаздыванию сигнала γ_z , а, следовательно, и команды δ_z , что приводит к искажению траектории следования самолета на ось ВПП. При этом самолет выводится на ось ВПП не по оптимальной траектории. Для устранения этого недостатка в вычислитель подаются сигналы, компенсирующие запаздывание.

Таким сигналом может быть сигнал крена γ или эквивалентный ему сигнал $p\Psi$ (уравнение 3.2). Лучше подавать сигнал $p\Psi$, так как при подаче сигнала крена могут возникать статические ошибки, вызываемые неточной установкой ЦГВ-4. В этом случае при нулевом крене с ЦГВ-4 снимается ложный сигнал, для компенсации которого необходим сигнал ε . Самолет будет двигаться параллельно заданной траектории. При использовании компенсирующего сигнала заданный крен будет определяться

$$\gamma_z = K_\varepsilon\varepsilon + K_{p\varepsilon}p\varepsilon + K_{p\Psi}p\Psi. \quad (3.16)$$

Сигнал $\Delta\Psi$, пропорциональный отклонению продольной оси самолета от оси ВПП, используется при формировании γ_z для вывода самолета с точки четвертого разворота на ось ВПП. Тогда

$$\gamma_z = K_\varepsilon\varepsilon + K_{p\varepsilon}p\varepsilon + K_{p\Psi}p\Psi + K_{\Delta\Psi}\Delta\Psi. \quad (3.17)$$

лутному значению станет равным ограниченному сигналу ε , и они компенсируют друг друга. Сигнал заданного крена γ_3 будет равен нулю и в точке 2 летчику выдается команда, после выполнения которой самолет выравнивается из крена, и под углом $28,5^\circ$ к оси ВПП продолжает приближаться к ней. Угол $28,5^\circ$ называется углом подхода (УП) самолета к оси ВПП. В точке 3 самолет входит в сектор курса и возникает сигнал производной $p\varepsilon$, за счет которого формируется сигнал заданного крена γ_3 . Возникает команда δ_z на крен от оси ВПП. После выполнения команды самолет по оптимальной траектории выходит на ось ВПП. В момент выхода самолета на ось ВПП сигналы ε , $p\varepsilon$, $p\Psi$, $\Delta\Psi$ будут равны нулю.

При заходе на посадку с боковым ветром самолет плоскопараллельно отклоняется от оси ВПП (рис. 3.6). За счет возникших сигналов ε и $p\varepsilon$ летчику выдается команда, после выполнения которой самолет разворачивается в сторону оси ВПП. Возникает отклонение от заданного курса $\Delta\Psi$. При отклонении $\Delta\Psi$, равном углу сноса (УС), самолет прекратит отклонение от оси ВПП. Сигнал $p\varepsilon = 0$, а сигнал ε будет скомпенсирован сигналом $\Delta\Psi$, так как они противоположного знака. В этом случае $\gamma_3 = 0$ и летчику выдается команда на вывод самолета из крена, хотя самолет и не вышел еще на ось ВПП.

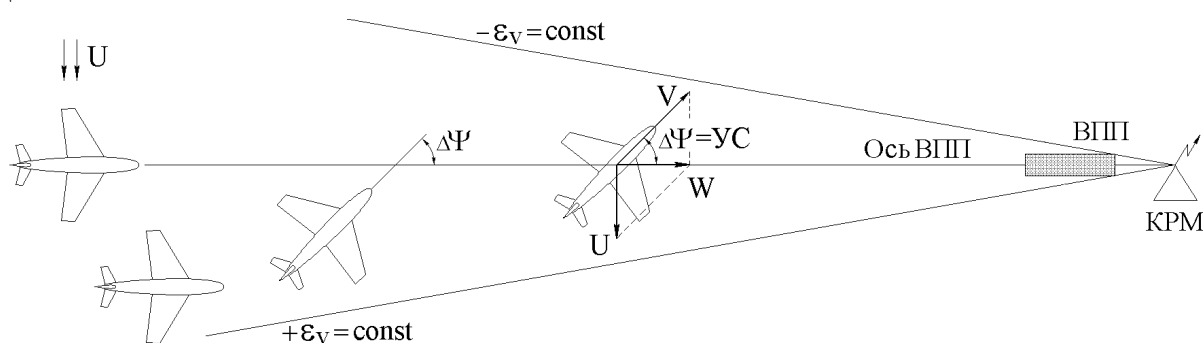


Рис. 3.6. Полет с боковым ветром

В дальнейшем центр масс самолета будет двигаться параллельно оси ВПП, т. е. возникает статическая ошибка стабилизации центра масс самолета относительно оси ВПП, которая всегда пропорциональна боковой составляющей скорости ветра. Статическая ошибка обусловлена наличием в законе управления сигнала $\Delta\Psi$. Таким образом, сигнал $\Delta\Psi$ необходим

для вывода самолета на ось ВПП с четвертого разворота, но одновременно за счет сигнала $\Delta\Psi$ при боковом ветре возникает статическая ошибка.

Для устранения этого противоречия по сигналу $\Delta\Psi$ вводится зона нечувствительности в пределах $\pm 28,5^\circ$. В результате, при отклонениях самолета за счет действия бокового ветра от заданного курса на углы до $\pm 28,5^\circ$, сигнал $\Delta\Psi$ отсутствует, а за счет сигналов ε и $r\varepsilon$ формируется команда δ_z и обеспечивается вывод центра масс самолета на ось ВПП. Система становится астатической относительно бокового ветра. После окончания переходного процесса центр масс самолета будет двигаться по оси ВПП, а его продольная ось будет отклонена от оси ВПП (заданного курса) на угол $\Delta\Psi = \text{УС}$. Вектор путевой скорости W совпадает при этом с осью ВПП.

Таким образом, для устранения статических ошибок сигнал $\Delta\Psi$ имеет зону нечувствительности в пределах $\pm 28,5^\circ$. При этом закон формирования заданного крена γ_z в общем виде будет иметь следующее выражение:

$$\gamma_z = K_{\varepsilon}\varepsilon + K_{r\varepsilon}r\varepsilon + K_{r\Psi}r\Psi + F_{\Delta\Psi}K_{\Delta\Psi}\Delta\Psi. \quad (3.18)$$

Чтобы самолет при заходе на посадку не сделал крен больше допустимого, заданный крен γ_z ограничивается в пределах $\pm 18,5^\circ$ ограничителем F . Для обеспечения угла подхода самолета $\pm 28,5^\circ$, сигнал ε ограничивается в диапазоне $\pm 2,2^\circ$. Учитывая передаточные функции звеньев (фильтров) вычислителя, заданный крен определяется как

$$\gamma_z = \frac{1}{T_4p+1} F[K_{2\Psi}\Delta\Psi + F_{\varepsilon,\Delta\Psi}(K_{\varepsilon}\varepsilon - K_{1\Psi}\Delta\Psi) + \frac{1}{T_3p+1}(K_{r\varepsilon}r\varepsilon + K_{r\Psi}r\Psi)], \quad (3.19)$$

здесь $1/(T_4p+1)$ – передаточная функция четвертого блока (звена) вычислителя, на котором алгебраически суммируются все сигналы;

F – ограничитель заданного крена;

$1/(T_3p+1)$ – передаточная функция третьего блока (звена), который является дополнительным фильтром для сигналов $r\varepsilon$;

$F_{\varepsilon,\Delta\Psi}$ – ограничитель сигналов ε и $\Delta\Psi$.

Зона нечувствительности по сигналу $\Delta\Psi$ образуется путем вычитания двух одинаковых сигналов $\Delta\Psi$, один из которых ограничивается на ограничителе $F_{\varepsilon,\Delta\Psi}$.

Структурная схема бокового канала системы Путь-4М

Структурная схема системы представлена на рис. 3.7. Сигнал ε отклонения самолета от равносигнальной зоны курса (оси ВПП) поступает с аппаратуры СП-50М (Курс-МП, РСБН-2) в комбинированный блок БК-5, где производится его линейное усиление.

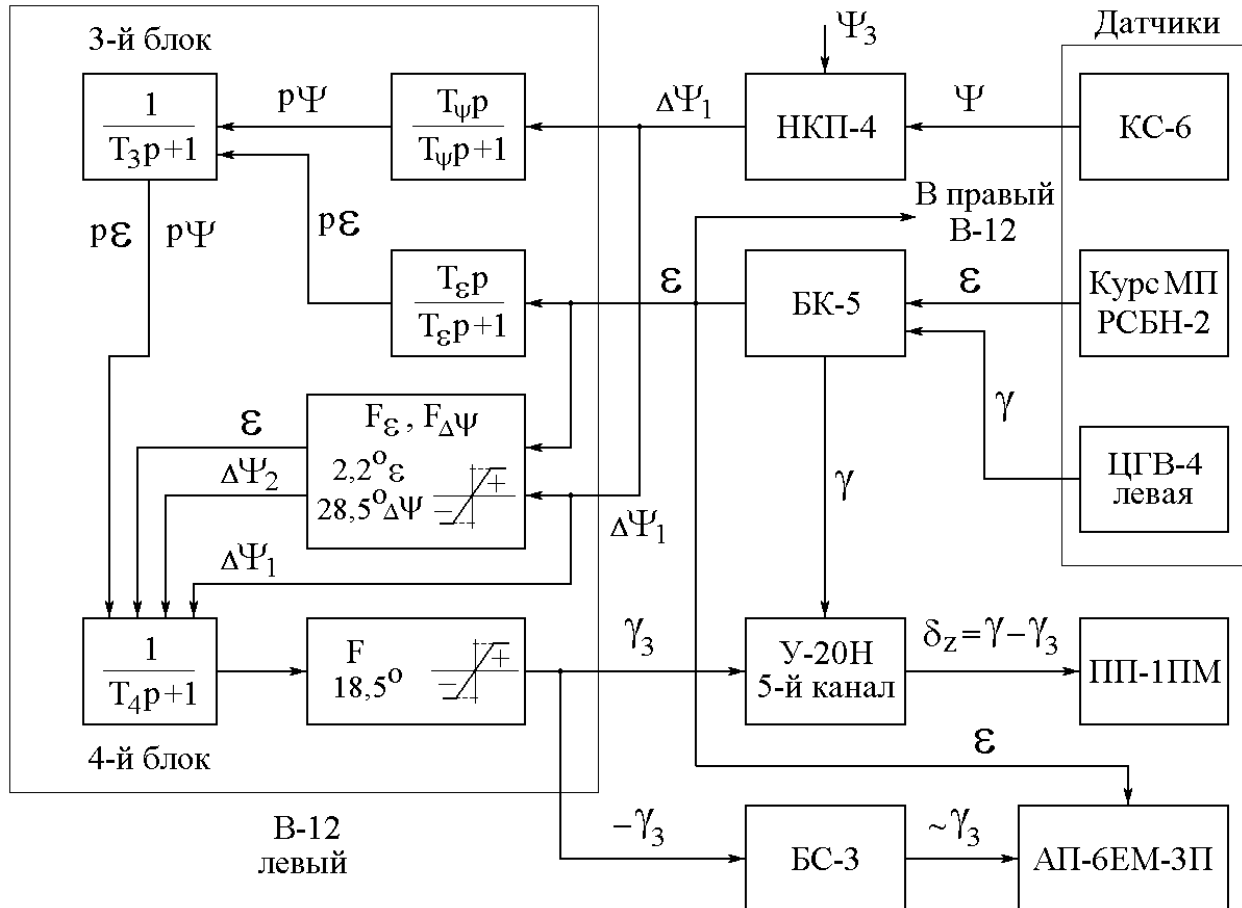


Рис. 3.7. Структурная схема бокового канала (левого) Путь-4М

С выхода блока БК-5 сигнал ε подается на левый и правый вычислители В-12 и в автопилот АП-6ЕМ-3П. В вычислителе В-12 сигнал ε подается через ограничитель F_ε на 4-й блок и одновременно на дифференцирующее звено $T_\varepsilon p / (T_\varepsilon p + 1)$, на котором формируется сигнал производной $p\varepsilon$. Сигнал $p\varepsilon$ через 3-й блок, являющийся фильтром, подается на четвертый блок.

Сигнал курса самолета Ψ поступает от курсовой системы КС-6 и подается в прибор НКП-4, в котором он сравнивается с установленным вручную заданным курсом Ψ_3 .

В результате образуется сигнал, пропорциональный отклонению самолета от заданного курса ($\Delta\Psi_1 = \Psi_3 \pm \Psi$). Сигнал $\Delta\Psi_1$ подается в вычислитель В-12, где он поступает на 4-й блок, на ограничитель $F_{\Delta\Psi}$ и на дифференцирующее звено $T_{\Psi p}/(T_{\Psi p} + 1)$.

С ограничителя $F_{\Delta\Psi}$ сигнал $\Delta\Psi_2$, ограниченный в пределах $\pm 28,5^\circ$, подается на 4-й блок, где суммируется с обратным знаком с сигналом $\Delta\Psi_1$.

Так как порции двух сигналов $\Delta\Psi_1$, $\Delta\Psi_2$ одинаковы, а знаки противоположны, то пока не наступило ограничение второго, они компенсируют друг друга (на выходе 2-го блока результирующий сигнал $\Delta\Psi$ равен нулю). При $|\Delta\Psi| > 28,5^\circ$ с ограничителя на 4-й блок поступает неизменный сигнал $\Delta\Psi_2$, а сигнал $\Delta\Psi_1$, поступающий непосредственно на 4-й блок, будет увеличиваться вплоть до $\Delta\Psi = 90^\circ$. В результате при больших отклонениях ($|\Delta\Psi| > 28,5^\circ$) сигнал поступает на 4-й блок В-12, что обеспечивает выполнение четвертого разворота по стрелке командного прибора.

При малых отклонениях ($|\Delta\Psi| < 28,5^\circ$) сигнал $\Delta\Psi$ на 4-й блок не подается, и за счет этого обеспечивается устранение статической ошибки, вызванной боковым ветром. Сигнал $\Delta\Psi_1$, поступающий на звено $T_{\Psi p}/(T_{\Psi p} + 1)$, дифференцируется на нем для получения сигнала производной $p\Psi$. Сигнал $p\Psi$ через 3-й блок подается на 4-й блок В-12.

На 4-м блоке путем алгебраического суммирования сигналов ϵ , $p\epsilon$, $p\Psi$, $\Delta\Psi$ формируется сигнал заданного крена γ_3 . После ограничения на ограничителе F в пределах $\pm 18,5^\circ$ сигнал γ_3 подается на вход 5-го канала усилителя У-20Н, где он сравнивается с сигналом текущего (истинного) крена γ , поступающего с ЦГВ-4 через блок БК-5. Разность сигналов γ_3 и γ , как сигнал команды по крену δ_z , с выхода 5-го канала У-20Н подается в пилотажный прибор ПП-1ПМ для отклонения вертикальной стрелки.

При автоматическом управлении сигнал заданного крена γ_3 , постоянного тока, после ограничения подается также в блок связи БС-3, где преобразуется в сигнал переменного тока, который подается в боковой канал автопилота.

Глава 4. Магнитные компасы

Магнитное поле Земли

Околоземное пространство охвачено магнитным полем, имеющим большое значение для навигации (например, в принципе можно использовать геомагнитное поле, по крайней мере, в двух задачах: для определения места и угловой ориентации объекта).

Геомагнитное поле обусловлено действием постоянных источников, расположенных внутри Земли, а также действием внешних источников, зависящих от координат места, времени и солнечной активности.

В первом приближении геомагнитное поле представляет собой постоянное поле однородно намагниченного шара (поле центрального диполя, рис. 4.1), вектор магнитного момента $\vec{M}$ которого берет начало в центре Земли и расположен под углом $11,5^\circ$ к оси ее вращения.

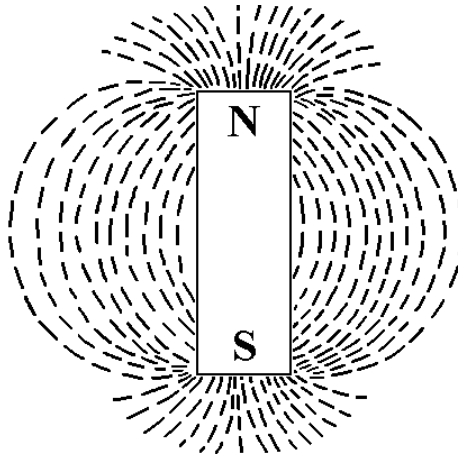


Рис. 4.1. Поле постоянного магнита

Считают, что дипольное поле в основном порождается мощными токовыми системами в проводящем ядре Земли.

Напряженность $\vec{T}$ дипольного поля определяется по формуле:

$$\vec{T} = \frac{1}{r^3} \cdot \left[\vec{M} - 3 \cdot \frac{\vec{r} \cdot \vec{M}}{r^2} \cdot \vec{r} \right], \quad (4.1)$$

здесь $\vec{r}$ – радиус-вектор точки наблюдения в геоцентрической системе координат;

$r = |\vec{r}|$ – расстояние от центра Земли до точки наблюдения;

$\vec{r} \cdot \vec{M}$ – скалярное произведение векторов $\vec{r}$ и $\vec{M}$.

На поверхности Земли значения напряженности меняются в зависимости от координат места в пределах $3 \cdot 10^4 \div 6 \cdot 10^4 \cdot \gamma'$ (γ' – единица измерения, 10^{-5} Э). Действительная картина пространственного распределения элементов геомагнитного поля очень сложная.

Ее представляют с помощью специальных карт, которые изображают элементы поля (рис. 4.2): составляющие вектора $\vec{T}$ по осям горизонтальной системы координат (северная составляющая X , восточная составляющая Y , вертикальная составляющая Z), его направление в пространстве (угол магнитного склонения ΔM и магнитного наклонения θ), горизонтальную проекцию H и модуль напряженности T . Между элементами геомагнитного поля существует следующая связь:

$$X = H \cos \Delta M; \quad Y = H \sin \Delta M; \quad Z = T \sin \theta; \quad H = T \cos \theta. \quad (4.2)$$

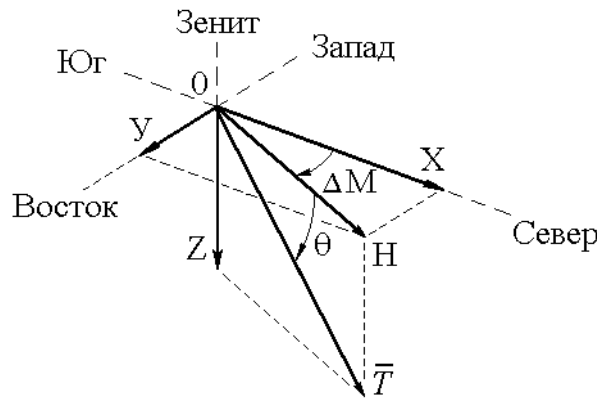


Рис. 4.2. Элементы геомагнитного поля

На земной поверхности имеются области, где дипольная форма геомагнитного поля искажена на больших площадях – мировые аномалии, обусловленные ферромагнитными образованиями. Поле внутренних источников испытывает вековые вариации. Полагают, что вековые изменения происходят в основном вследствие процессов изменения интенсивности и распределения внутриземных токовых систем.

Внешними источниками геомагнитного поля являются токовые системы в атмосфере и радиация. Эффект этих источников эквивалентен действию кольцевого тока, интенсивность которого в магнитоспокойное время составляет $20 \div 70 \gamma'$ на расстоянии $3,5 R_z$ (R_z – радиус Земли) и $10 \div 30 \gamma'$ на земной поверхности. Геомагнитное поле, обусловленное внешними ис-

точниками, непрерывно меняется. Магнитные возмущения могут охватывать как отдельные районы, так и всю Землю. Пример карты равных магнитных склонений представлен на рис. 4.3.

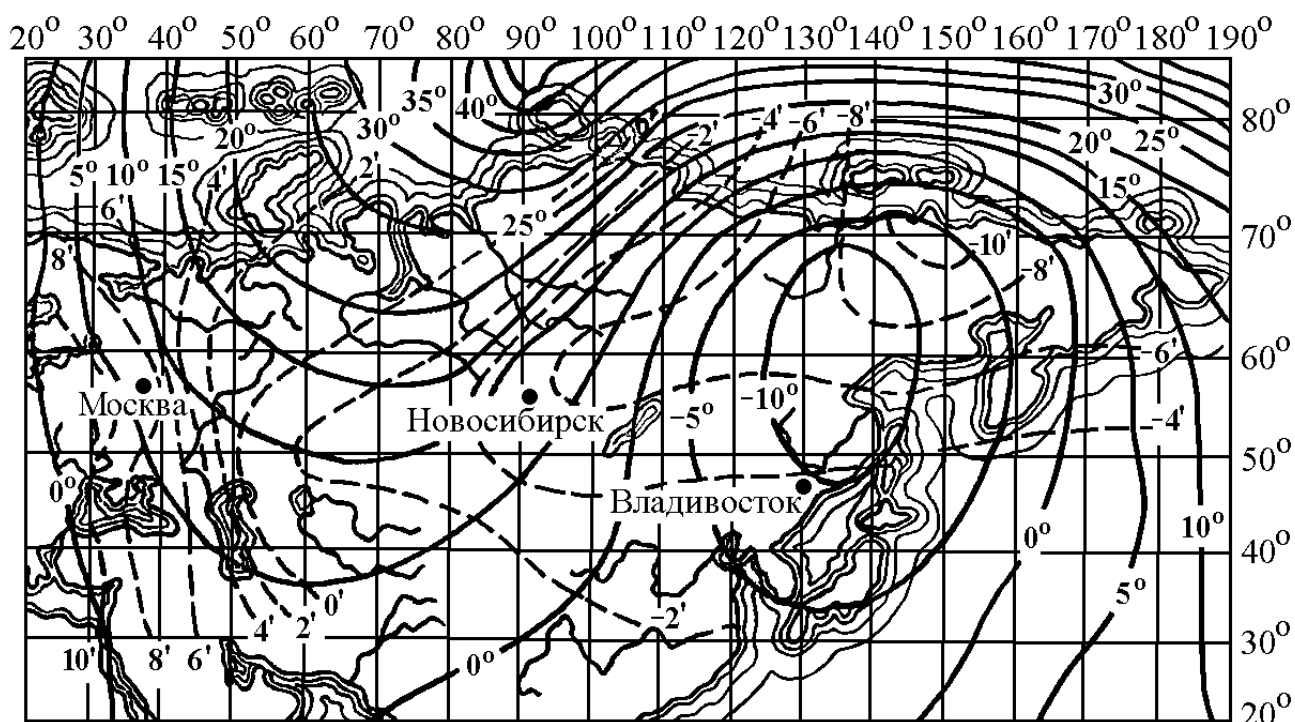


Рис. 4.3. Карта равных магнитных склонений и равных годовых изменений склонения: ——— линии магнитных склонений; - - - - - линии годовых изменений

Схемы и основные элементы магнитного компаса

Приборы, предназначенные для измерения курса объекта, называются компасами. Принцип действия магнитного компаса основан на свойстве магнитной стрелки устанавливаться по направлению магнитных силовых линий поля Земли. Магнитный компас измеряет магнитный курс (при условии учета магнитной девиации).

Если взять магнитную стрелку с точечной опорой в середине между полюсами, то она будет устанавливаться по направлению горизонтальной составляющей H по линии север-юг, при этом в северном полушарии вертикальная составляющая Z будет наклонять северный конец стрелки концом вниз. Для компенсации этих наклонов при полетах в северном полушарии южный конец стрелки делают более тяжелым. В южном полушарии следует утяжелять северный конец стрелки.

Принципиальная схема магнитного компаса приведена на рис. 4.4. Подвижная система компаса, называемая картушкой, состоит из одной или нескольких пар постоянных магнитов 2, поплавок 10, предназначенного для взвешивания подвижной системы в жидкости с целью разгрузки опоры, и лимба (шкалы) 7, проградуированного от 0 до 360°.

Картушка опирается шпилькой 5 на подпятник 4, укрепленный на колонке 1. Корпус 8 заполнен жидкостью (лигроином), служащей, помимо создания подъемной силы, для демпфирования колебаний картушки. Мембранная коробка 9 (компенсационная камера) предназначена для компенсации изменения объема жидкости при ее тепловом расширении.

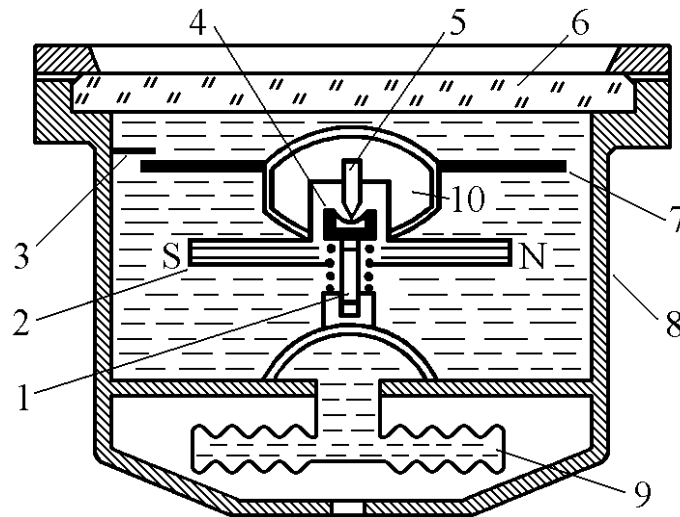


Рис. 4.4. Принципиальная схема магнитного компаса: 1 – колонка; 2 – магнит; 3 – курсовая черта; 4 – подпятник; 5 – шпилька; 6 – стекло; 7 – лимб картушки; 8 – котелок; 9 – мембранная коробка; 10 – поплавок

Уравнение движения картушки магнитного компаса

Динамические характеристики магнитного компаса определяются дифференциальным уравнением:

$$I \cdot \ddot{\varphi} + K \cdot \dot{\varphi} + C \cdot \varphi = M_{\text{возм}}, \quad (4.3)$$

здесь φ – угол отклонения магнитной системы от меридиана;

I – момент инерции подвижной системы;

K – коэффициент демпфирования;

C – коэффициент угловой жесткости;

$M_{\text{возм}}$ – возмущающий момент, отклоняющий подвижную систему от положения равновесия.

Значение коэффициента C определяется дифференцированием выражения момента, развиваемого магнитной системой при ее отклонении от магнитного меридиана на угол φ

$$M_I = H m_m \sin \varphi, \quad (4.4)$$

здесь m_m – магнитный момент подвижной системы.

Отсюда

$$C = \frac{dM_I}{d\varphi} = H m_m \cos \varphi. \quad (4.5)$$

При малых φ

$$C = H m_m. \quad (4.6)$$

Передаточная функция магнитного компаса (по отношению к возмущающему моменту):

$$W(p) = \frac{\varphi(p)}{M_{\text{возм}}(p)} = \frac{1}{I p^2 + K p + C}. \quad (4.7)$$

Переходный процесс в магнитном компасе (рис. 4.5) может быть периодическим (при $K < 2\sqrt{IC}$) или аperiodическим (при $K > 2\sqrt{IC}$).

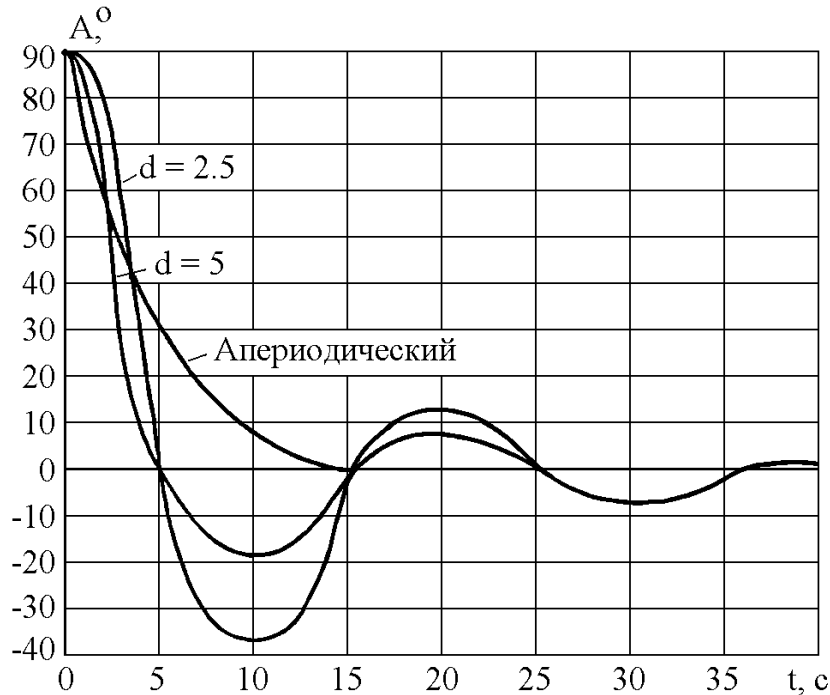


Рис. 4.5. График переходного процесса в магнитном компасе

На самолетах обычно применяют компасы первого вида с декрементом затухания $d = 3 \div 5$. У таких компасов при низких температурах коэффициент демпфирования увеличивается, и процесс приближается к аperiodическому.

Методические погрешности магнитных компасов

А. Погрешность от магнитного склонения, ΔM . Эта погрешность учитывается введением поправки с помощью специальных карт.

Б. Погрешность от магнитной девиации, ΔK (магнитная девиация). Магнитная девиация равна углу между магнитным и компасным меридианом и вызывается влиянием расположенных на борту самолета ферромагнитных масс и электрооборудования. Суммарное значение ΔK может быть более 40° . Различают девиации круговую, полукруговую, четвертную и более высших порядков.

Девиация, имеющая постоянное значение при изменении курса от 0 до 360° , носит название круговой, и может быть устранена установкой компаса (поворотом компаса вокруг вертикальной оси).

Полукруговая девиация дважды обращается в нуль при изменении курса, вызывается влиянием магнитотвердого железа.

Четвертная девиация четыре раза обращается в нуль, вызывается влиянием магнитомягкого железа.

Уменьшение полукруговой девиации достигается путем ее компенсации с помощью специальных девиационных приборов, расположенных вблизи магнитного компаса и содержащих вспомогательные постоянные магниты, положение которых можно изменять (рис. 4.6). Остаточную девиацию учитывают путем введения поправки.

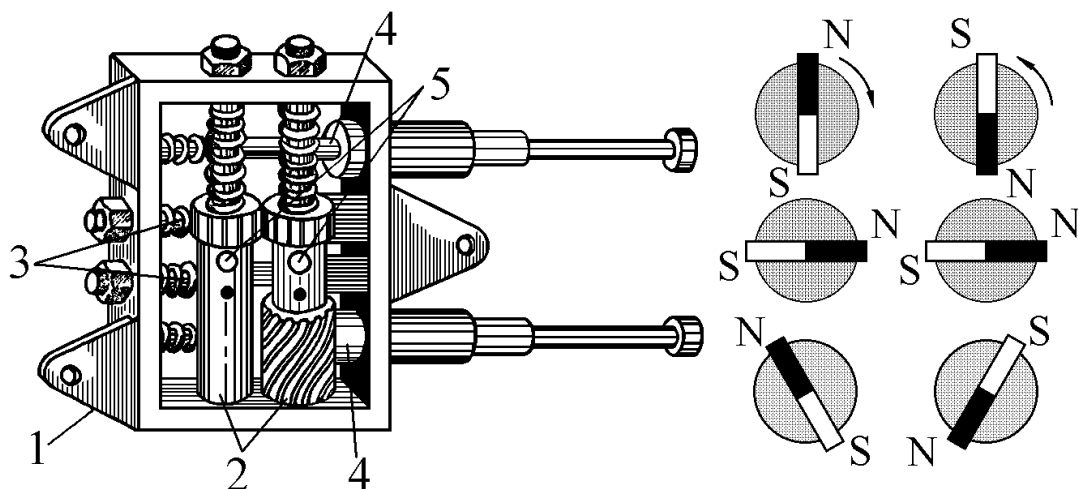


Рис. 4.6. Схема девиационного прибора: 1 – корпус; 2 – поперечные валики; 3, 4 – продольные валики; 5 – магниты-компенсаторы

В. Погрешность от наклона самолета относительно плоскости картушки, когда изменяется положение ферромагнитных масс (самолетного магнетизма) относительно магнитной системы компаса.

Г. Погрешность от наклонов картушки относительно плоскости горизонта, когда вертикальная составляющая напряженности магнитного поля Земли, проектируясь на плоскость вращения картушки, дает составляющую, уводящую магнитную систему от направления на север.

Значение погрешности при поперечном крене самолета, равном γ (рис. 4.7), будет:

$$\Delta\Psi = MK - \arctg \left(tg MK \cos \gamma - \frac{tg \theta \sin \gamma}{\cos MK} \right). \quad (4.8)$$

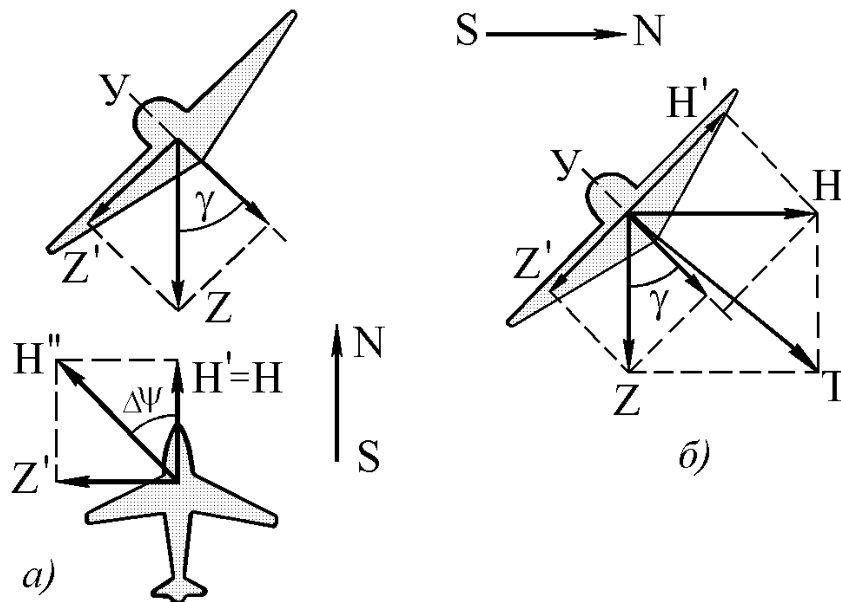


Рис. 4.7. Погрешность при вираже самолета:
а) вираж на курсе 0° ; б) вираж к югу на курсе 90° и 270°

Наибольшее значение эта погрешность имеет при разворотах самолета от направления меридиана, из-за чего эту погрешность называют северной поворотной ошибкой.

При виражах, выполняемых с курса 90° или 270° , вертикальная составляющая при малых кренах не дает погрешности, но, начиная с некоторого угла γ , называемого критическим, магнитная система компаса изменяет направление на 180° .

Инструментальные погрешности магнитных компасов

Погрешности от влияния вредных сил, действующих на подвижную систему компаса и стремящихся отклонить ее от направления на север:

- а) погрешность, вызываемая силами трения в опорах подвеса картушки;
- б) погрешность, вызываемая смещением центра тяжести относительно точки опоры;
- в) погрешность, вызываемая несовпадением центра гидростатических сил с осью вращения, которая возникает при несимметричной конфигурации картушки и проявляется при ускорениях;
- г) погрешность, вызываемая силами вязкого трения жидкости о поверхность картушки, когда при эволюциях самолета жидкость, заполняющая корпус, увлекается и продолжает значительное время по инерции вращаться после прекращения эволюций (погрешность увлечения).

Погрешность от влияния температура окружающей среды на параметры жидкости, заполняющей корпус прибора.

Конструкция магнитных компасов

Магнитными компасами на самолете пользуется как летчик, так и штурман. В компасе летчика часто применяют картушку с вертикальным лимбом, т. е. такую картушку, положение которой рассматривается спереди (например, компас КИ-11). Декремент затухания таких компасов примерно $3 \div 3,5$. (Декрементом затухания d называют отношение абсолютных значений двух смежных максимальных отклонений выходного сигнала от установившегося значения). Общий вид компаса КИ-11 приведен на рис. 4.8. В некоторых конструкциях компасов поплавков отсутствует, а жидкость служит лишь для демпфирования картушки.

У компасов с большим декрементом затухания лимб на картушке отсутствует, а вместо него радиально расположены усики – успокоители с индексами 0, 1, 2, 3, обозначающие сотни градусов (например, компас штурмана А-4). К корпусу компаса А-4 прикреплена стоградусная шкала с ценой деления 1° , деление 50° заменяет курсовую черту. При отсчете курса сотни градусов показывает цифра на затухателе, установившаяся против шкалы, десятки и единицы – цифра на шкале против затухателя.

В корпусе должна быть предусмотрена компенсация изменения объема жидкости при изменении температуры – либо мембранная коробка, либо специальная камера.

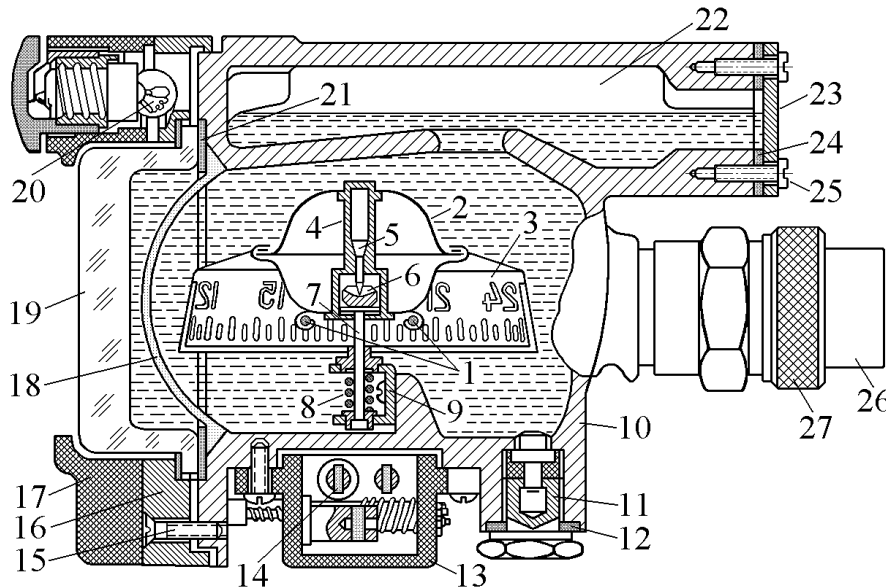


Рис. 4.8. Компас КИ-11: 1 – подвижные магниты; 2 – поплавок; 3 – шкала; 4 – втулка; 5 – шпилька; 6 – топка; 7 – колонка; 8 – амортизационная пружина; 9 – скоба; 10 – котелок; 11 – пробка наливного отверстия; 12 – свинцовая прокладка; 13 – корпус девиационного прибора; 14 – девиационный магнит; 15 – винт крепления стекла; 16 – кольцо крепления стекла; 17 – декоративное кольцо; 18 – курсовая черта; 19 – стекло; 20 – лампочка; 21 – прокладка; 22 – компенсационная камера; 23 – крышка; 24 – прокладка; 25 – винт крепления крышки; 26 – штепсель; 27 – накидная гайка

Потенциометрические дистанционные компасы

Компас ПДК-45 (рис. 4.9) является дистанционным магнитным компасом. Картушка датчика компаса, в которой помещен чувствительный элемент – подвижная система, состоящая из четырех магнитов, ориентируется по направлению магнитного меридиана Земли.

С картушкой датчика жестко связаны три щетки, расположенные друг к другу под углом в 120° и скользящие по поверхности кольцевого реостата, жестко укрепленного на корпусе датчика. К двум диаметрально противоположным отпайкам реостата подводится напряжение питания постоянного тока – 27 вольт. Корпус датчика укреплен жестко на самолете, при поворотах самолета поворачивается и кольцевой реостат. Щетки, укрепленные с магнитной системой, при повороте самолета остаются неподвижными относительно направления магнитного меридиана Земли. Угол

отклонения самолета от магнитного меридиана равен углу поворота щеток на реостате. Напряжения, снимаемые щетками с реостата, выводятся с подвижной части датчика при помощи трех контактных колец и неподвижных щеток и через соединительные провода подаются на обмотки указателя.

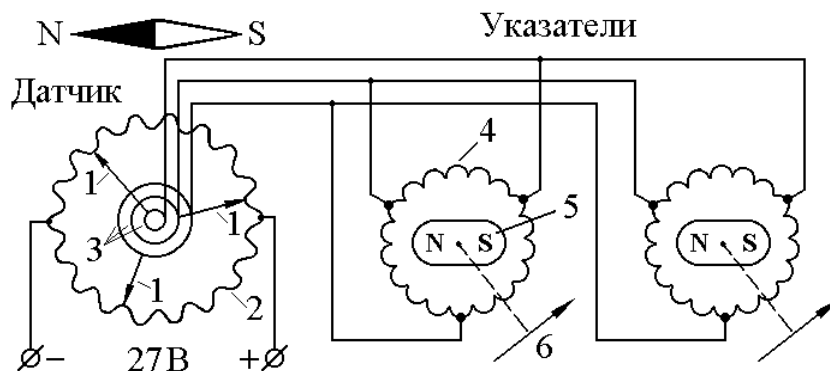


Рис. 4.9. Принципиальная электрическая схема дистанционного магнитного компаса:

1 – щетки датчика; 2 – потенциометр датчика; 3 – кольца для съема напряжения от щеток; 4 – обмотка указателя; 5 – магнит указателя; 6 – стрелка указателя

Указателем служит магнитоэлектрический логометр с подвижным магнитом и тремя неподвижными обмотками, состоящая каждая из двух секций, которые намотаны на тороид. Закон изменения токов в катушках приемника (логометра) близок к синусоидальному, но не является строго таковым. Постоянный магнит в приемнике при равномерном вращении щеток датчика движется неравномерно, так как токи в катушках приемника (а, следовательно, и суммарный магнитный поток катушек) не строго синусоидальны. На одних участках обмотки потенциометра ротор приемника опережает щетки потенциометра, а на других участках – отстает от них. Это вызывает методическую погрешность потенциометрической дистанционной передачи.

Индукционный компас

Индукционный компас, так же, как и магнитный, реагирует на магнитное поле Земли. В отличие от магнитного компаса чувствительный элемент индукционного компаса не имеет подвижных частей и поэтому свободен от погрешностей, связанных с влиянием сил трения, небаланса и увлечения. Принципиальная схема чувствительного элемента индукцион-

ного компаса приведена на рис. 4.10, *а*. В состав чувствительного элемента входят два пермалловых стержня 3, параллельные друг другу. На стержнях имеется первичная обмотка 1, которая питается переменным током частотой f . Электрический ток в первичной обмотке создает в стержнях магнитные потоки Φ_1 и Φ_2 , равные по значению, но противоположные по направлению. Оба стержня охвачены вторичной обмоткой 2.

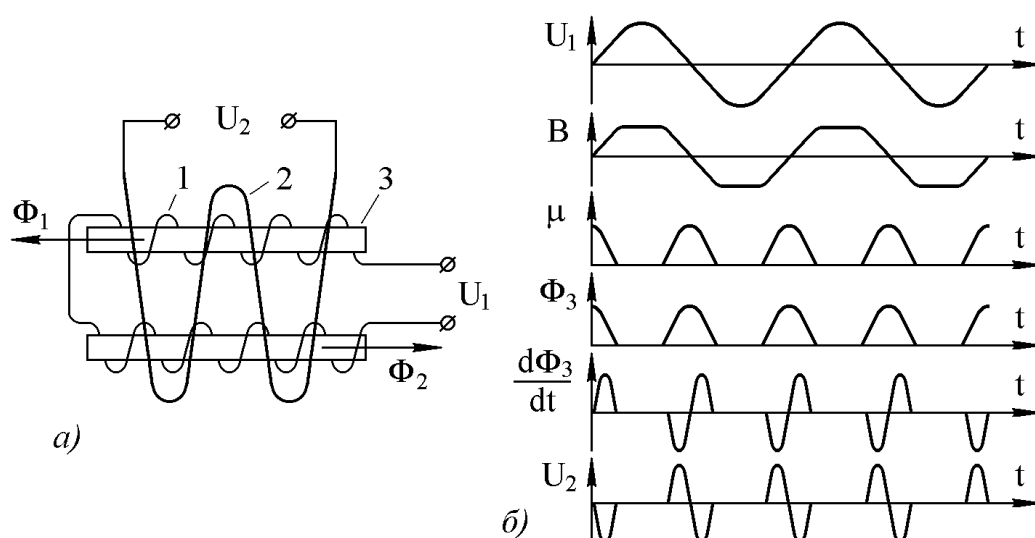


Рис. 4.10. Схема индукционного датчика:
а) схема датчика; *б*) графики электромагнитных процессов

Во вторичной обмотке не трансформируется ЭДС частотой f , так как суммарный поток от первичных обмоток всегда равен нулю. Если амплитуда магнитных потоков Φ_1 и Φ_2 достаточно велика, то пермалловые стержни насыщаются, причем насыщение происходит дважды за один период изменения питающего напряжения. Следовательно, магнитная проницаемость μ пермаллоя изменяется (пульсирует) с двойной частотой.

При наличии постоянного внешнего магнитного поля, совпадающего по направлению с осью стержней 3, в стержнях возникает дополнительный магнитный поток Φ_3 , пульсирующий во времени вместе с магнитной проницаемостью. Поток Φ_3 наводит во вторичной обмотке напряжение U_2 , частота которого равна удвоенной частоте напряжения питания.

Процесс формирования сигнала во вторичной обмотке показан на рис. 4.10, *б*, где обозначено: U_1 — напряжение в первичной обмотке; B — индукция в стержне (с насыщением); μ — магнитная проницаемость

в стержне; Φ_3 – составляющая магнитного поля Земли, направленная вдоль оси обмоток (вследствие переменной магнитной проницаемости поток Φ_3 пульсирует); $d\Phi_3/dt$ – производная от Φ_3 , вызывающая ЭДС U_2 во вторичной обмотке:

$$U_2 = -W_2 \frac{d\Phi_3}{dt} 10^{-8} \text{ [В]}, \quad (4.9)$$

здесь W_2 – число витков вторичной обмотки.

Если индукционный элемент поместить в магнитное поле Земли так, чтобы ось стержней была расположена в направлении север-юг, то напряжение U_2 будет наибольшим, если же расположить элемент в направлении запад-восток, то напряжение U_2 будет равно нулю. Зависимость амплитуды U_2 от магнитного курса имеет косинусоидальный характер (рис. 4.11).

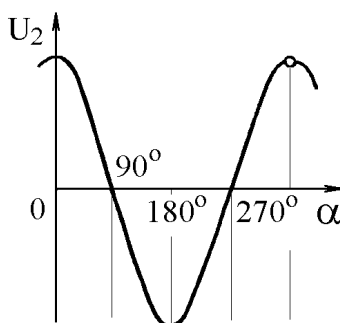


Рис. 4.11. Зависимость напряжения на выходе от угла α между направлением стержней и направлением магнитного поля

Для определения направления вектора горизонтальной составляющей поля $\bar{H}$ применяют измерители, состоящие из трех одинаковых индукционных чувствительных элементов, аналогичных рассмотренному выше. Оси чувствительных элементов образуют равносторонний треугольник, вторичные обмотки соединены треугольником.

Индукционным компасам свойственны все виды методических погрешностей, присущих магнитным компасам, – погрешности от магнитного склонения, от магнитной девиации, от наклонов самолета относительно индукционного элемента (если последний подвешен в кардановом подвесе) и от наклонов индукционного элемента относительно плоскости горизонта. Причины возникновения и способы уменьшения методических погрешностей индукционных компасов те же, что и у магнитных компасов.

Инструментальные погрешности индукционных компасов:

а) погрешности датчика, обусловленные влиянием напряжения и частоты питания, а также температурой окружающей среды; производственно-технологические погрешности датчика, приводящие к нелинейности характеристики;

б) погрешности, вносимые следящей системой и дистанционной передачей;

в) погрешности, вносимые указателем.

Индукционные компасы обычно применяются в сочетании с гироскопическими (двухкомпонентные курсовые системы).

Устройство индукционного компаса

Схема индукционного компаса представлена на рис. 4.12. Чувствительные элементы 1, установленные на общей платформе, удерживаются в горизонтальном положении.

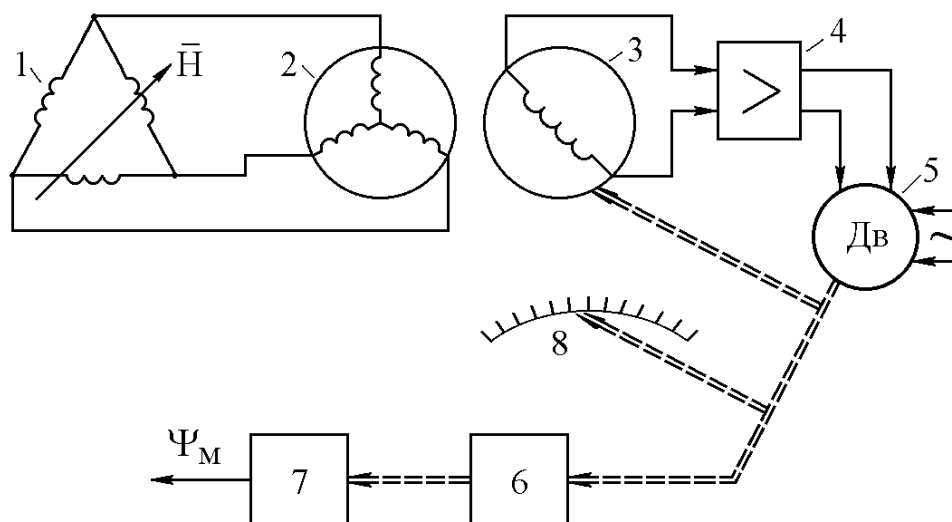


Рис. 4.12. Схема индукционного компаса

Первичные обмотки всех чувствительных элементов соединены последовательно и запитаны напряжением переменного тока частотой 400 Гц. Вторичные обмотки, охватывающие оба стержня, соединены в треугольник и связаны тремя проводами со статорными обмотками 2 сельсина-приемника указателя (коррекционного механизма ГИК-1).

В роторной обмотке 3 сельсина наводится ЕДС частотой 800 Гц, зависящая от положения датчика по отношению к направлению магнитных силовых линий поля Земли. Сигнал с роторной обмотки 3 усиливается

в усилителе 4 и подается на двигатель 5, который поворачивает ротор 3 до тех пор, пока сигнал на входе усилителя не будет равен нулю. Одновременно двигатель 5 через лекальное устройство 6 отрабатывает щетки кольцевого потенциометра 7 и стрелку указателя 8, на угол, пропорциональный магнитному курсу.

Датчик индукционного компаса включает в себя чувствительный элемент, платформу, поплавков, карданов подвес и девиационный прибор. Внутренняя полость датчика заполнена жидкостью (75% лигроина и 25% масла МВП). При кренах самолета до 17° чувствительный элемент, благодаря карданову подвесу, остается горизонтальным. Жидкость служит также для демпфирования колебаний платформы.

Лекальное устройство 6 служит для устранения остаточной девиации и инструментальных погрешностей дистанционной передачи. Работа устройства осуществляется следующим образом (рис. 4.13). Вал 1 с жестко закрепленной рамкой 2 является ведущим и с ним через редуктор связан электродвигатель 5 на рис. 4.12. Вал 9 является ведомым и на нем закреплены щетки 11 (потенциометра 7 на рис. 4.12). Если лента 6 не имеет изгибов и ее плоскость перпендикулярна оси вращения вала 1, то угол α поворота этого вала равен углу поворота φ вала 9.

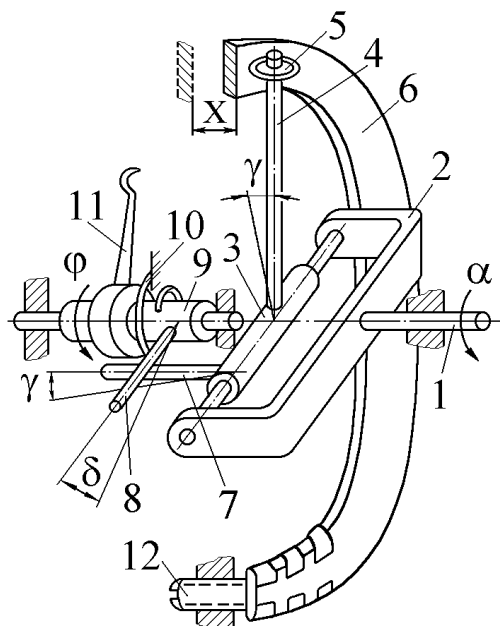


Рис. 4.13. Лекальное устройство

При прогибе ленты на величину X , поворачиваются рычаг 4 с роликом 5, ось 3 и поводок 7 на угол γ . Поводок 8, касающийся поводка 7, поворачивается на угол δ , а выходной вал 9 поворачивается на угол

$$\varphi = \alpha + \delta. \quad (4.10)$$

Пружина 10 создает на валу 9 момент, необходимый для сохранения неразрывности кинематических цепей. Угол δ определяет значение компенсируемой погрешности и его можно регулировать винтами 12.

На рис. 4.14 представлена принципиальная схема усилителя (усилитель 4, рис. 4.12). Поступающий с ротора сельсина на вход усилителя сигнал содержит большое число гармоник, кратных основной частоте питания индукционного датчика.

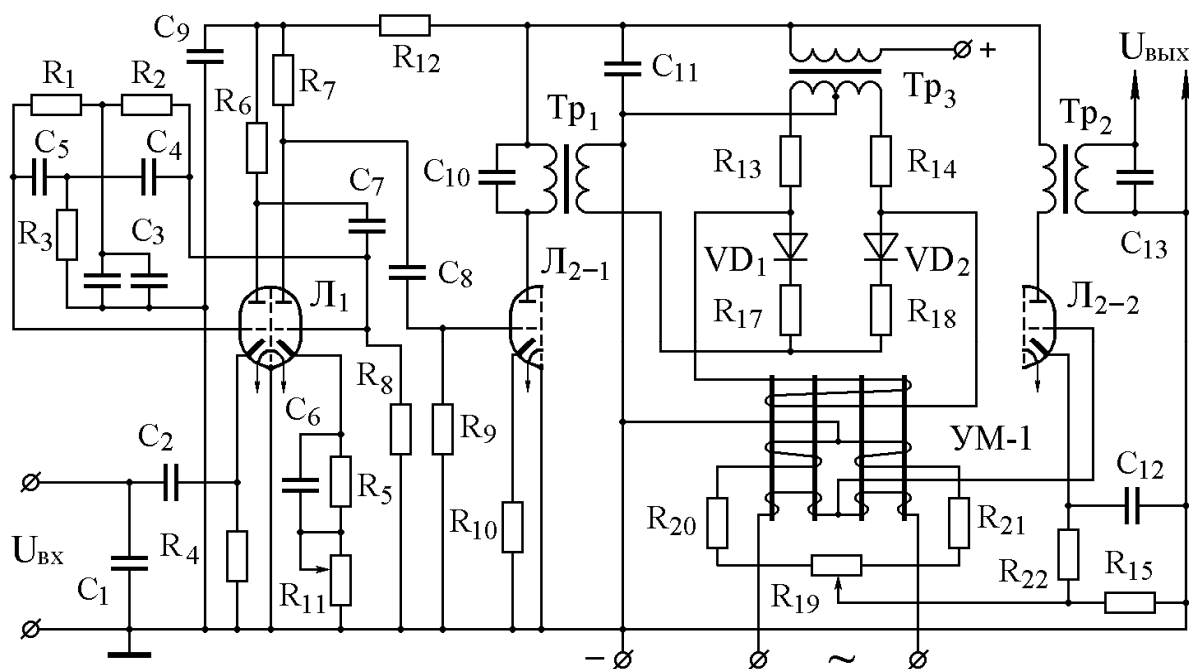


Рис. 4.14. Принципиальная схема усилителя индукционного компаса

В первом каскаде усилителя в цепи отрицательной обратной связи включен двойной Т-образный фильтр, собранный на резисторах R_1 , R_2 , R_3 и конденсаторах C_3 , C_4 , C_5 .

На рис. 4.15, а приведена амплитудно-частотная характеристика фильтра. Параметры фильтра выбраны из условия практически полного затухания на частоте 800 Гц. Коэффициент усиления усилителя на частоте 800 Гц наибольший, на других же частотах он резко падает (рис. 4.15, б).

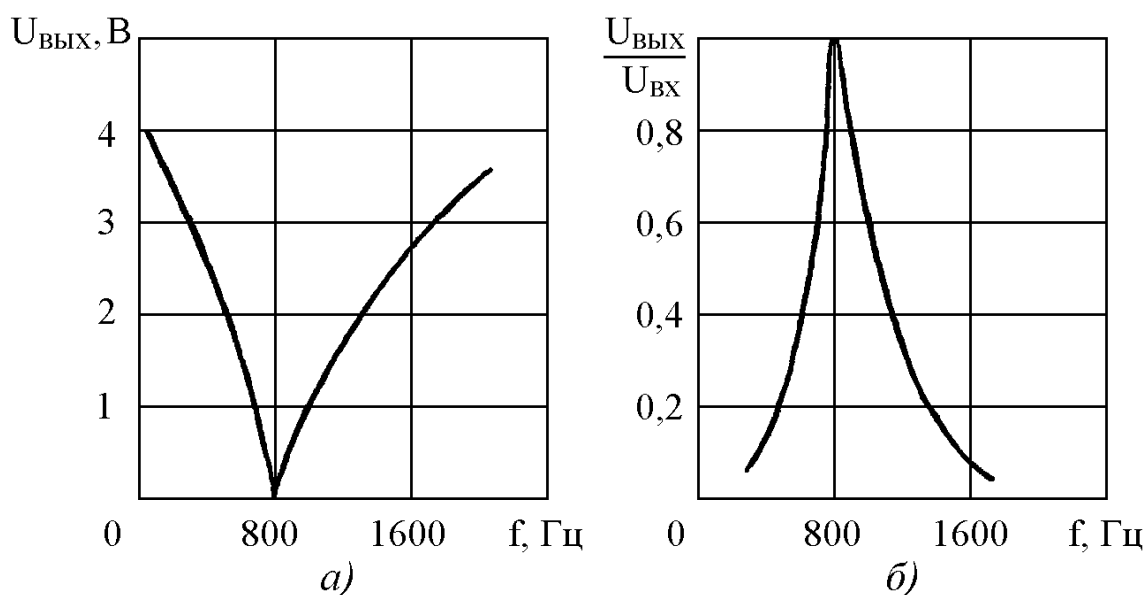


Рис. 4.15. Амплитудно-частотные характеристики фильтра (а) и предварительного каскада усиления (б)

Конденсатор C_1 вместе с обмоткой ротора сельсина образует резонансный контур, настроенный на частоту 800 Гц. Этим достигается дополнительная селекция второй гармоники (частоты питающего напряжения). Третий каскад является усилителем мощности. Нагрузкой его служит трансформатор Tr_1 .

Напряжение с предварительного усилителя подается на фазочувствительный выпрямитель, выполненный в виде двухтактной мостовой схемы на резисторах $R_{13}, R_{14}, R_{17}, R_{18}$ и германиевых диодах VD_1 и VD_2 .

Выпрямленный сигнал подается на управляющую обмотку магнитного усилителя УМ-1, где он преобразуется в сигнал переменного тока частотой 400 Гц и усиливается.

Выходным каскадом усилителя является усилитель мощности, собранный на одной половине двойного триода (лампа L_2). Нагрузкой этого усилителя служит трансформатор Tr_2 , вторичная обмотка которого зашунтирована конденсатором C_{13} для получения необходимого фазового сдвига. Напряжение с трансформатора подается на управляющую обмотку двигателя (двигатель 5, рис. 4.12).

Глава 5. Курсовые системы

Для определения направления полета применяют самые разнообразные методы измерения курса – магнитные, гироскопические, астрономические, радиотехнические. Ни один из курсовых приборов, основанный на одном из перечисленных методов, не может обеспечить измерения курса во всех районах Земли, в любое время суток и при любой погоде, а также при воздействии искусственных и естественных помех.

В связи с этим на летательных аппаратах стали применять одновременно несколько компасов, основанных на различных методах измерения. Однако раздельное пользование несколькими компасами не позволяло в полной мере осуществить взаимную коррекцию погрешностей и исключало возможность улучшения динамических свойств приборов, а также затрудняло работу экипажа.

В единых курсовых системах достигается ряд преимуществ по сравнению с раздельным применением компасов:

- 1) автоматизируется процесс коррекции погрешностей компасов; уровень погрешностей снижается до минимального значения;
- 2) улучшаются динамические свойства единой курсовой системы;
- 3) облегчается отсчет показаний, так как вся выходная информация подается на один указатель.

Кроме того, единые курсовые системы приобретают повышенную помехозащищенность и надежность в измерении курса, а также независимость от внешних условий и районов применения.

Простейшая схема единой курсовой системы (однокомпонентная система, рис. 5.1) состоит из ряда датчиков – магнитного, гироскопического, астрономического и радиотехнического, измеряющих соответственно курсы – Ψ_m , Ψ_g , Ψ_a , Ψ_r , включаемых переключателем П на общий указатель.

Подобная комплексация затрагивает только объединение нескольких указателей курса в один. Раздельное пользование датчиками не позволяет извлечь совокупность наиболее ценных свойств, заложенных в систему, причем значительная часть такого комплекса не принимает участия в работе.

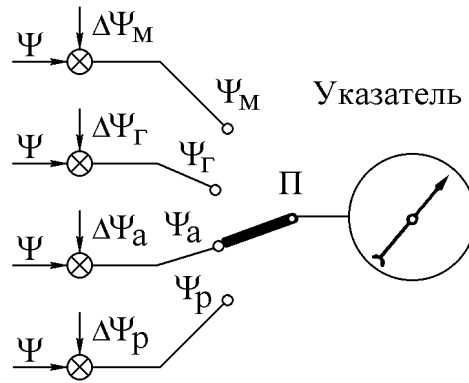


Рис. 5.1. Простейшая схема единой курсовой системы

На рис. 5.2 представлена схема системы с двумя датчиками, соединенными через корректирующее звено (двухкомпонентная система).

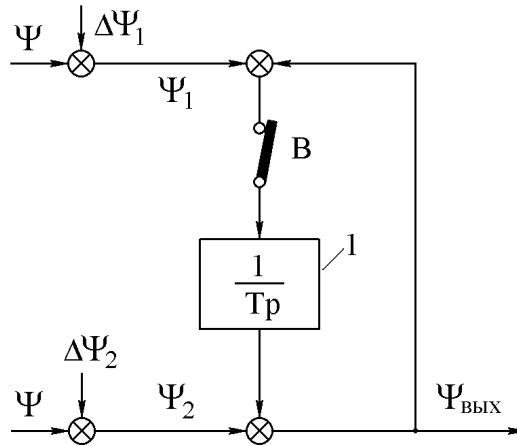


Рис. 5.2. Схема соединения двух датчиков при помощи корректирующего звена

Положим, что один датчик дает сигнал $\Psi_1 = \Psi + \Delta\Psi_1$ с высокочастотной помехой $\Delta\Psi_1(t)$, а второй датчик дает сигнал с медленно меняющейся помехой $\Delta\Psi_2$, ($\Psi_2 = \Psi + \Delta\Psi_2$). Для подавления этих помех датчики соединены через интегрирующее звено 1. Выходной сигнал такой схемы равен

$$\Psi_{\text{вых}} = \Psi + \frac{1}{Tr + 1} \Delta\Psi_1(p) + \frac{Tr}{Tr + 1} \Delta\Psi_2(p) \quad (5.1)$$

Таким образом, рассмотренная схема является фильтром низких частот [инерционное звено $1/(Tr + 1)$] для высокочастотной погрешности $\Delta\Psi_1(t)$ и фильтром высоких частот [$Tr/(Tr + 1)$] для низкочастотной погрешности $\Delta\Psi_2(t)$. Выключатель $\mathbf{B}$ позволяет разъединить датчики и использовать их отдельно (однокомпонентная курсовая система).

Среди рассмотренных датчиков курса высокочастотными погрешностями $\Delta\Psi_1(t)$ обладают магнитные, астрономические, радиотехнические компасы, и только гироскопическому датчику свойственны медленно меняющиеся погрешности $\Delta\Psi_2(t)$.

На рис. 5.3 представлена структурная схема двухкомпонентной курсовой системы – гиромагнитного компаса.

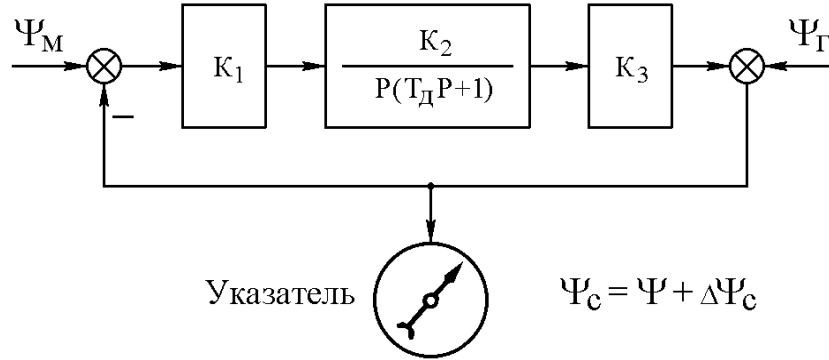


Рис. 5.3. Структурная схема гиромагнитного компаса: Ψ_M , Ψ_Γ , Ψ_c – курс, измеренный магнитным, гироскопическим датчиками и курсовой системой соответственно; K_1 – передаточное число усилителя; K_2 – передаточное число двигателя; T_d – постоянная времени двигателя; K_3 – передаточное число редуктора

Обозначим погрешности датчиков курса и курсовой системы

$$\Delta\Psi_M = \Psi_M - \Psi; \quad \Delta\Psi_\Gamma = \Psi_\Gamma - \Psi; \quad \Delta\Psi_c = \Psi_c - \Psi.$$

На основании структурной схемы рис. 5.3 получим:

$$\Delta\Psi_c = \frac{(T_d T p^2 + T p) \Delta\Psi_\Gamma(p) + \Delta\Psi_M(p)}{T_d T p^2 + T p + 1}, \quad (5.2)$$

здесь $T = 1/(K_1 K_2 K_3)$ – постоянная времени корректирующего звена.

В существующих курсовых системах $T \gg T_d$, тогда:

$$\Delta\Psi_c = \Phi_1(p) \Delta\Psi_\Gamma(p) + \Phi_2(p) \Delta\Psi_M(p), \quad (5.3)$$

здесь $\Phi_1(p) = T p / (T p + 1)$; $\Phi_2(p) = 1 / (T p + 1)$.

При скачкообразном изменении $\Delta\Psi_\Gamma$ и $\Delta\Psi_M$ переходные процессы (рис. 5.4) определяются следующими зависимостями

$$\Delta\Psi_c = \Delta\Psi_M(1 - e^{-t/T}) + \Delta\Psi_\Gamma e^{-t/T}. \quad (5.4)$$

В установившемся процессе, когда $t \rightarrow \infty$, $\Delta\Psi_{\text{уст}} = \Delta\Psi_M$. Из графиков рис. 5.4, а, б видно, что погрешность, вызванная гироскопическим датчиком курса, с течением времени исчезает, а погрешность магнитного дат-

чика постепенно передается на указатель. При периодическом изменении погрешностей $\Delta\Psi_M$ и $\Delta\Psi_G$, корректирующее звено пропускает их на указатель по-разному.

Высокочастотные колебания магнитного датчика на указатель не проходят, а его установившиеся погрешности с течением времени передаются на указатель.

Высокочастотные колебания гироскопического датчика передаются на указатель, а его медленно меняющиеся погрешности почти полностью компенсируются.

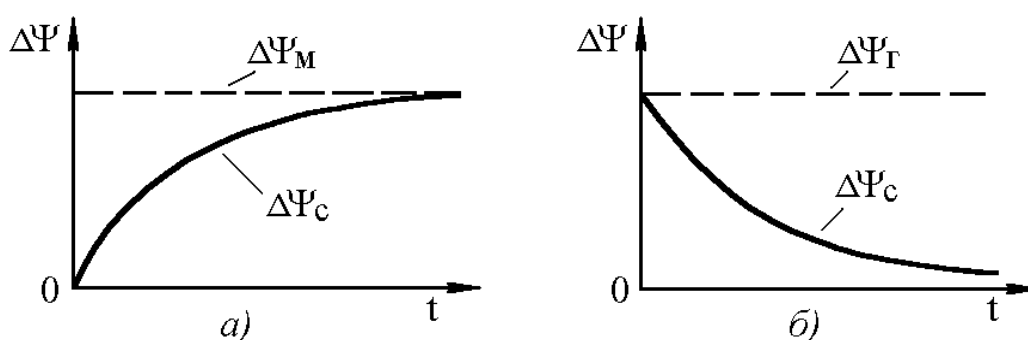


Рис. 5.4. Графики изменения погрешностей курсовой системы

Пусть на магнитный датчик действует результирующее возмущение $f(t)$, вызванное флуктуациями магнитного поля Земли и самолета, ускорениями и вибрациями места установки датчика, моментами трения и другими причинами.

Погрешность гироскопического датчика возникает от многих причин и особенно вследствие действия возмущающего момента $M(t)$. Обозначим погрешность курсовой системы, вызванной возмущением $f(t)$ через $\Delta\Psi_{C1}$, а действием возмущающего момента $M(t)$ через $\Delta\Psi_{C2}$.

Поскольку погрешности $\Delta\Psi_{C1}$ и $\Delta\Psi_{C2}$ некоррелированные, дисперсия суммарной выходной погрешности определяется по формуле:

$$\sigma^2_{\Psi} = \sigma^2_{\Psi_1} + \sigma^2_{\Psi_2}. \quad (5.5)$$

На рис. 5.5 показаны графики изменения σ^2_{Ψ} , $\sigma^2_{\Psi_1}$, $\sigma^2_{\Psi_2}$ в зависимости от T . Дисперсия суммарной погрешности σ^2_{Ψ} имеет минимум при оптимальном значении T .

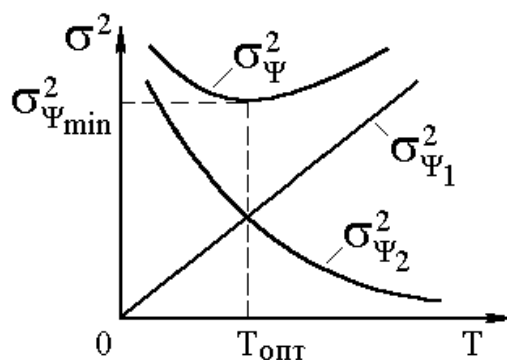


Рис. 5.5. График изменения σ^2_Ψ , $\sigma^2_{\Psi_1}$, $\sigma^2_{\Psi_2}$ в зависимости от T

Передаточные коэффициенты звеньев фильтра связи для $T = T_{\text{опт}}$ могут быть получены из выражения

$$K_1 K_2 K_3 = 1/T_{\text{опт}}. \quad (5.6)$$

Передаточный коэффициент усилителя K_1 может быть получен из условия чувствительности, чтобы при минимальном допустимом рассогласовании следящей системы на выходе усилителя возникало напряжение, достаточное для трогания двигателя. Передаточное число электродвигателя K_2 можно найти из характеристики, связывающей угловую скорость вращения ротора с напряжением на управляющей обмотке. Тогда передаточное число редуктора K_3 , обеспечивающее оптимальный режим работы курсовой системы, может быть получено из уравнения (5.6).

Курсовая система КС-6

Курсовая система КС-6 представляет собой двухкомпонентную систему с поочередным подключением магнитного и астрономического датчиков. КС-6 может работать и как однокомпонентная система (режим ГПК). Сигнал от радиокompаса подается на указатель лишь для индикации. В зависимости от решаемых задач и условий полета курсовая система может работать в одном из трех режимов: магнитной коррекции (МК), астрономической коррекции (АК), гиropolукомпас (ГПК).

Погрешность по указателю УШ $\pm 1,5^\circ$, по указателю УГА $\pm 2^\circ$. Погрешность от уходов оси гироагрегата при его работе в режиме гиropolукомпас за 30 минут работы при нормальных условиях $\pm 1^\circ$. Время готовности к работе не более 5 минут, высотность – 25000 м.

Для уменьшения погрешностей курсовой системы в КС-6 введены выключатель коррекции и компенсатор карданных погрешностей гиросагрегата. Выключатель коррекции автоматически отключает магнитный (астрономический) датчик от корректирующего звена в момент появления у него нарастающих погрешностей. Обычно это происходит при вираже, поэтому выключатель должен реагировать на угловую скорость виража.

Блок-схема курсовой системы КС-6 приведена на рис. 5.6.

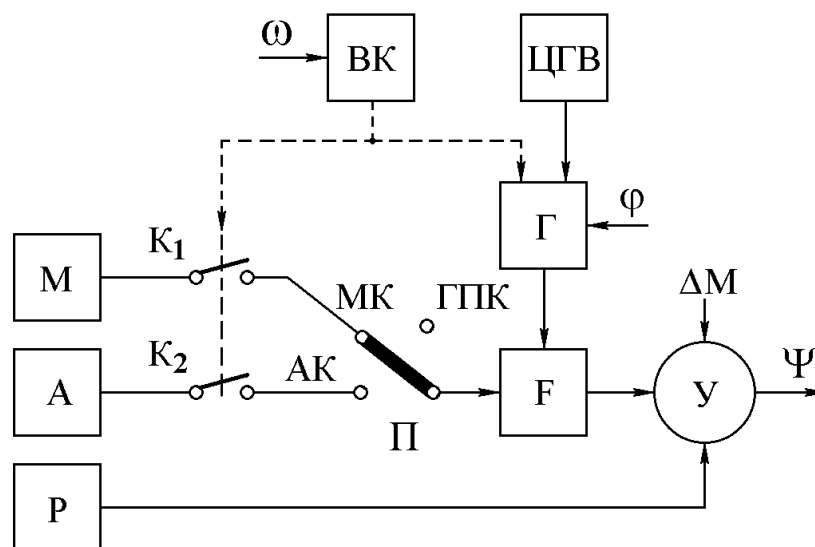


Рис. 5.6. Блок-схема курсовой системы: ЦГВ – центральная гиросвертикаль; ВК – выключатель коррекции; М, А, Р, Г – магнитный, астрономический, радиотехнический и гироскопический датчики; $K_{1,2}$ – контакты; Ф – фильтр связи; У – указатель штурмана (УШ), П – переключатель режимов работы

Для компенсации широтной погрешности в гироскопический датчик вводится значение широты φ ; для получения истинного курса в УШ вводится значение магнитного склонения ΔM . Основным режимом работы системы является режим гиropolукомпаса (ГПК).

Рассмотрим работу КС-6 в режиме магнитной коррекции (рис. 5.7). Сигнал от индукционного датчика 1 по трехпроводной связи поступает в статорную обмотку 2 сельсина-приемника СП1-1 коррекционного механизма КМ-4. Результирующий магнитный поток статорной обмотки 2 индуцирует в обмотке ротора 3 сельсина СП1-1 ЭДС. Чем больше рассогласование системы «индукционный датчик – сельсин СП1-1», тем больше индуцируемое напряжение в обмотке ротора.

нитного склонения, а также приведения в полете магнитного курса к ортодромическому статор 8 сельсина-приемника СП2-1 может поворачиваться с помощью кремальеры на угол $\Delta M_{\text{усл}}$. Статорные обмотки 8 сельсина СП2-1 коррекционного механизма КМ-4 электрически связаны со статорными обмотками 9 сельсина-датчика СД1-1 «грубого» отсчета гироскопа ГА-1.

При рассогласовании сельсина-приемника коррекционного механизма с сельсином-датчиком гироскопа с ротора 7 сельсина-приемника СП2-1 снимается сигнал, который после усиления во втором канале усилителя 12 поступает на управляющую обмотку двигателя ДИД-0,5 (13) механизма согласования гироскопа. Двигатель 13 отработывает через редуктор 14 корпус статора 9 сельсина-датчика СД1-1 гироскопа до согласованного положения с сельсином-приемником СП2-1 коррекционного механизма.

Каждому развороту самолета в горизонтальной плоскости, а, следовательно, и чувствительного элемента ИД-2, соответствует разворот на такой же угол ротора 10 сельсина-датчика СД1-1 гироскопа. Если же индукционный датчик 1 и гироскопический датчик 11 почему-либо рассогласовались, то согласование производится с помощью следящих систем так, как это описано выше.

Для устранения погрешностей гироскопа от «кажущихся» уходов при полетах на любой широте в курсовой системе предусмотрена широтная коррекция. Скорость согласования следящей системы ГА-КМ при передаточном числе редуктора узла согласования гироскопа $i = 1200000$ составляет $2 \div 5$ град. в минуту. Быстрое согласование системы осуществляется нажатием кнопки согласования. С помощью электромагнита и фрикциона изменяется передаточное отношение до $i = 5000$, что соответствует скорости согласования не менее 10 градусов в секунду.

В указателе штурмана располагаются два сельсина-приемника, работающие в индикаторном режиме и показывающие пеленги и курсовые углы двух радиостанций. Для получения на указателе штурмана истинного курса необходимо предварительно ввести поправку для данного места на

угол магнитного склонения. Поправка вводится с помощью кремальеры, расположенной на лицевой стороне указателя. Значение ее отсчитывается по шкале склонений.

В комплектациях курсовой системы, где предусмотрены два гироагрегата, имеется вспомогательный двухстрелочный указатель, показывающий постоянно магнитный курс по стрелке «Г» от запасного гироагрегата, работающего в режиме магнитной коррекции и астрономический курс по стрелке «А». По его показаниям можно определить необходимость коррекции основного гироагрегата, работающего в режиме гиropolукомпаса.

Глава 6. Пилотажно-навигационные системы воздушных сигналов (централи скорости и высоты)

Пилотажно-навигационные системы воздушных сигналов (ПНСВС) – устройства, предназначенные для определения параметров ЛА по отношению к воздушной среде, т. е. барометрической высоты, скорости полета, числа M и отклонений от заданных значений этих параметров, а также температуры наружного воздуха и относительной плотности воздуха.

Информация, выдаваемая ПНСВС, используется для реализации программы траекторного движения, для целей стабилизации заданного режима полета (по скорости, по числу M) и для специальных целей на борту ЛА. До появления ПНСВС использовались отдельные аэрометрические пилотажно-навигационные приборы указанных параметров, причем они дублировались (вследствие необходимости удовлетворения ряда потребителей на борту ЛА). Поэтому при разработке ПНСВС одной из главных задач было устранение дублирования и соответственно уменьшения объема оборудования. По этой причине в первый период данные системы называли центрами скорости и высоты (ЦСВ). Второй задачей была необходимость повышения точности определения параметров.

Принцип действия ПНСВС основан на измерении с помощью датчиков аэрометрических величин – статического P_n и полного P_h давлений потока воздуха, набегающего на ЛА, и температуры заторможенного потока T_t , и вычислении выходных параметров на основе известных аэроди-

намических закономерностей и физики атмосферы Земли (рис. 6.1). Применение высокоточных датчиков первичной информации и вычислителей позволяет решать сложные алгоритмы статики и динамики атмосферы с учетом изменения плотности воздуха вследствие скоростного напора при больших скоростях полета и получать большой объем выходной информации с малыми погрешностями.

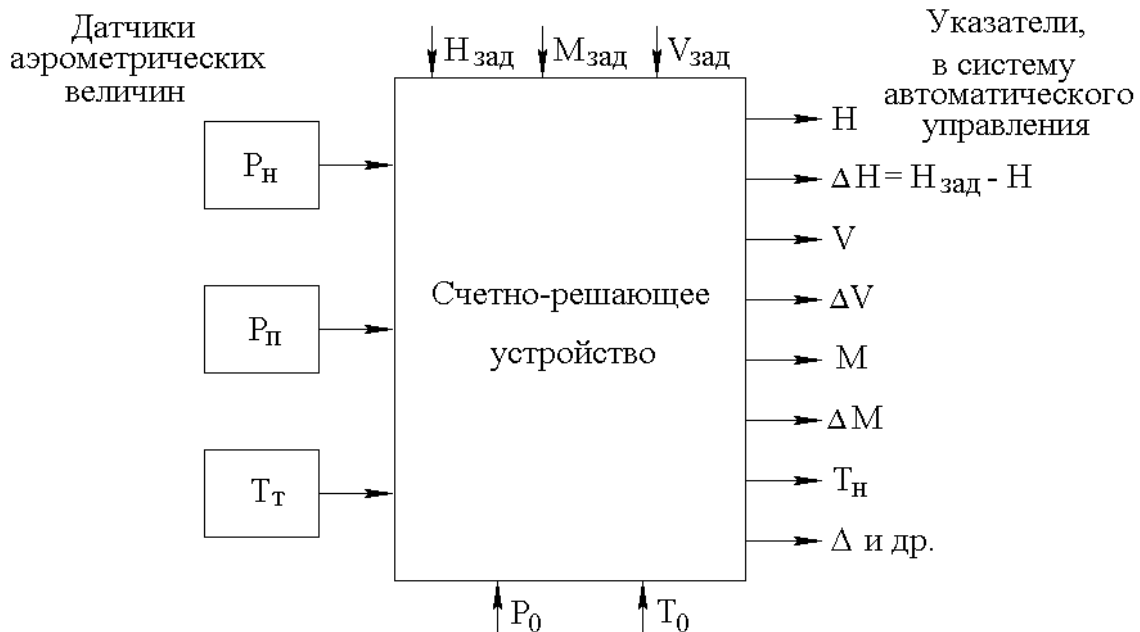


Рис. 6.1. Блок-схема пилотажно-навигационной системы воздушных сигналов

В существующих центрах скорости и высоты при разработке ряда алгоритмов используют общий аргумент – число M .

Так, например, для дозвуковой скорости

$$P_{\text{дин}}/P_n = (1 + 0,2M^2)^{3,5} - 1 = f(M), \quad (6.1)$$

здесь $P_{\text{дин}} = P_p - P_n$.

При сверхзвуковых скоростях, при $k = 1,4$

$$P_{\text{дин}}/P_n = [167M^7/(7M^2 - 1)^{2,5}] - 1 = f(M). \quad (6.2)$$

Определяя $M = f(P_{\text{дин}}/P_n)$, находим истинную воздушную скорость:

$$V = \phi(M) \sqrt{T_t}, \quad (6.3)$$

здесь T_t – температура торможения воздуха, измеряемая термометром;

$$\phi(M) = c M / \sqrt{1 + 0,2\xi M^2};$$

c – постоянная величина;

ξ – коэффициент торможения воздуха ($\xi = 0,98 \div 1,02$).

Истинная температура воздуха

$$T_n = T_T / (1 + 0,2\xi M^2). \quad (6.4)$$

Относительная плотность воздуха вычисляется по формуле

$$\Delta = \rho / \rho_0 = C_1 P_n / T_n, \quad (6.5)$$

здесь $C_1 = T_0 / P_0$;

T_0 и P_0 – температура и давление у поверхности Земли.

Относительная высота определяется по формуле Лапласа

$$H = (R/m) T_{cp} \lg(P_0 / T_0), \quad (6.6)$$

здесь H – высота полета;

R – газовая постоянная;

m – коэффициент перевода натуральных логарифмов в десятичные.

Средняя температура T_{cp} для высот $H \leq H_{11}$ определяется как

$$T_{cp} = (T_0 + T_n) / 2, \quad (6.7)$$

а для высот $H > H_{11}$, как

$$T_{cp} = T_n + (T_0 - T_{11}) H_{11} / 2H, \quad (6.8)$$

здесь H_{11} и T_{11} – высота 11 км и температура на этой высоте.

Совокупность задач, решаемых централью скорости и высоты, можно представить в виде функциональной схемы (рис. 6.2). В состав аэрометрической централи входят:

- датчики первичной информации (датчик температуры торможения T_T , приемник воздушного давления, дающий на выходе статическое давление атмосферы P_n и полное давление P_p);
- чувствительные элементы 1 и 2, воспринимающие давления $P_{дин} = P_p - P_n$ и P_n , соответственно;
- узлы отработки 3 и 4, преобразующие перемещения чувствительных элементов (упругих мембран) в электрические сигналы, пропорциональные $P_{дин}$ и P_n соответственно. Кроме преобразования сигналов, узлы отработки разгружают чувствительные элементы от сил сопротивления передаточных механизмов;
- узел отработки 5 температуры торможения T_T и нахождения $f(T_T) = \sqrt{T_T}$;
- узлы 6÷12 решения градуировочных формул, составляющие вычислительное устройство централи;

- указатели 13÷18 выходной информации (V, M, истинной температуры воздуха T_H , высоты H);
- устройство 19 ввода априорной информации (давления атмосферного воздуха P_0 и температуры T_0 у поверхности Земли).

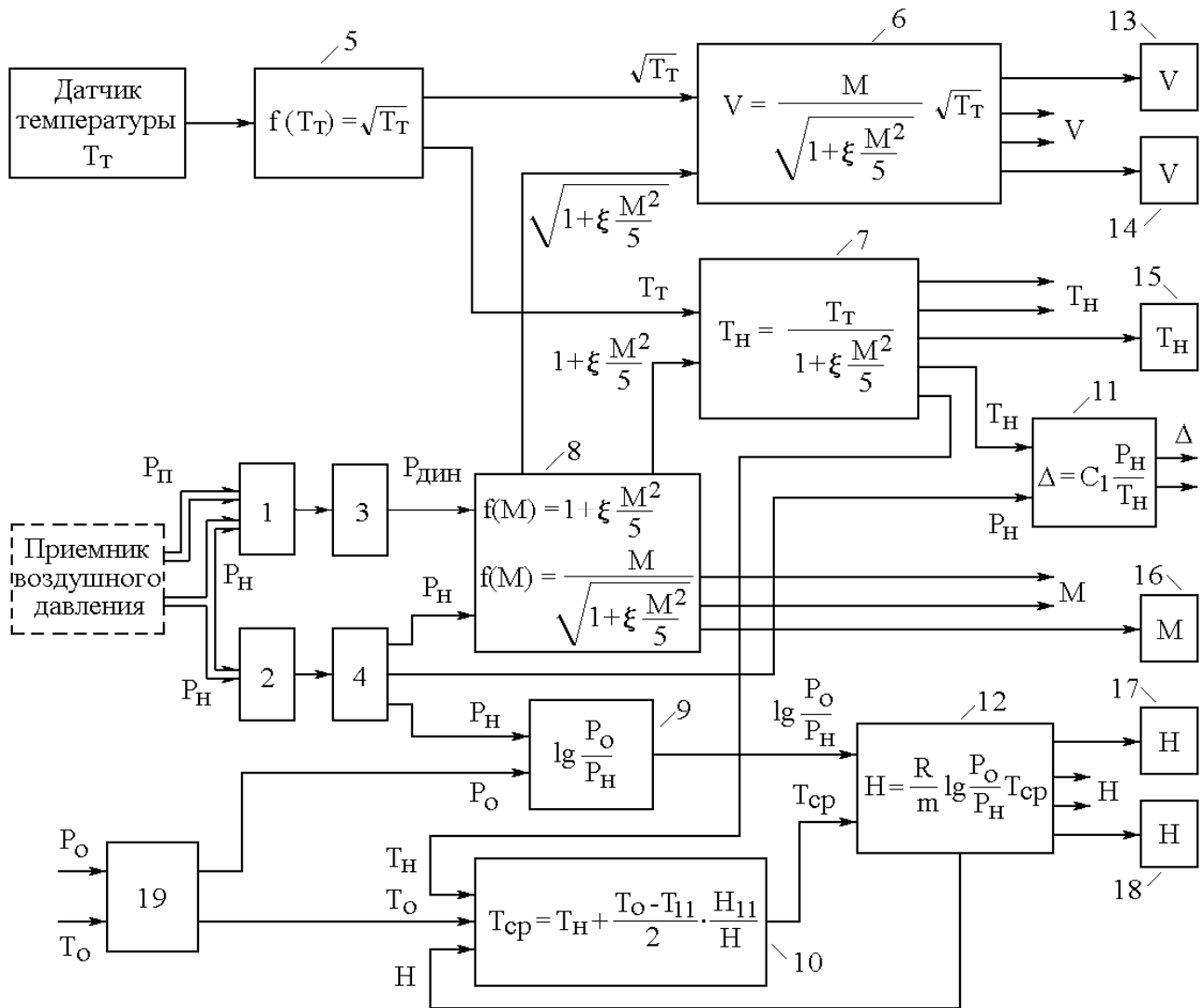


Рис. 6.2. Функциональная схема аэрометрической централи

Примером является централь ЦСВ-1М, которая измеряет:

- истинную воздушную скорость – от 500 до 2500 км/ч;
- барометрическую высоту – от 0 до 25000 м;
- статическое давление – от 790 до 590 мм рт. ст.;
- относительную плотность воздуха на высотах от 1000 до 25000 м;
- число M – от 0,4 до 2,5;
- температуру наружного воздуха – от +50 до –70°C.

При этом допустимые погрешности показаний указателей (осредненные по диапазону измерения) составляют:

- в измерении скорости $\pm 3 \div 3,5\%$,
- высоты $\pm 1,5 \div 1,7\%$,
- числа $M \pm 1,0 \div 4\%$,
- температуры $\pm 4^\circ\text{C}$.

Централью типа ЦСВ-3М измеряются в основном те же параметры, что и ЦСВ-1М. Однако в ЦСВ-3М производится измерение высоты не по формуле Лапласа, а по гипсометрической формуле.

Вместо относительной плотности Δ на выходе централи выдается сигнал, пропорциональный статическому давлению P_n . В каналах вычисления V и H вводятся аэродинамические поправки ΔV и ΔH в функции от числа M , найденные экспериментально для определенных типов самолетов.

Если в ЦСВ-1М блоки датчиков давления термостатированы, то в ЦСВ-3М для уменьшения погрешностей этих датчиков использованы термокомпенсаторы (это позволило также уменьшить и время готовности централи ЦСВ-3М). Кроме того, в ЦСВ-3М используются элементы встроенного контроля для повышения надежности и блоки связи с радиовысотомерами.

Методические погрешности централи скорости и высоты

Несмотря на то, что в центрах используются достаточно сложные и точные градуировочные формулы, в реальных условиях не все физические характеристики могут быть учтены.

Причинами появления методических погрешностей могут быть:

- 1) инверсные отклонения в распределении давления и температуры атмосферного воздуха;
- 2) отсутствие сведений о давлении и температуре воздуха у поверхности Земли;
- 3) погрешности приемника статического и полного давлений, обусловленные аэродинамическими недостатками его геометрической формы и установки на самолете;

4) погрешности датчика заторможенной температуры, вызванные в основном рассеянием тепловой энергии чувствительным элементом.

Наличие названных здесь погрешностей первичных параметров приводит к появлению методических погрешностей в измерении выходных параметров. Эти погрешности имеют небольшую относительную величину. Поэтому для вычисления погрешностей достаточно ограничиться первым приближением. При полете с дозвуковой скоростью погрешность в измерении числа M равна

$$\Delta M = \frac{\partial M}{\partial P_{\text{дин}}} \Delta P_{\text{дин}} + \frac{\partial M}{\partial P_{\text{н}}} \Delta P_{\text{н}} = \frac{\sqrt{\frac{2}{k-1}} \frac{P_{\text{дин}}}{P_{\text{н}}}}{k M \left(\frac{P_{\text{дин}}}{P_{\text{н}}} + 1 \right)^{\frac{1}{k}}} \left(\frac{\Delta P_{\text{дин}}}{P_{\text{дин}}} - \frac{\Delta P_{\text{н}}}{P_{\text{н}}} \right). \quad (6.9)$$

У современных приемников воздушного давления относительная погрешность $\Delta P_{\text{дин}}/P_{\text{дин}}$ и $\Delta P_{\text{н}}/P_{\text{н}}$ достигает $0,01 \div 0,02$. Из выражения (6.9) видно, что с увеличением числа M погрешность ΔM уменьшается.

При полете со сверхзвуковой скоростью

$$\Delta M = \frac{P_{\text{дин}}}{P_{\text{н}}} \left(\frac{\Delta P_{\text{дин}}}{P_{\text{дин}}} - \frac{\Delta P_{\text{н}}}{P_{\text{н}}} \right) F'(M). \quad (6.10)$$

Здесь $F'(M) = -0,0286 M^{-5,7} (7M^2 - 1)^{2,5}$.

Погрешность в измерении истинной воздушной скорости

$$\frac{\Delta V}{V} = \frac{\Delta T_{\text{т}}}{2T_{\text{т}}} + \frac{\Delta M}{M} = -\frac{2M\xi}{5 \left(1 - \xi \frac{M^2}{5} \right)} \Delta M - \frac{M^2 \Delta \xi}{10 \left(1 + \xi \frac{M^2}{5} \right)}. \quad (6.11)$$

Относительная погрешность в измерении истинной температуры атмосферного воздуха

$$\frac{\Delta T_{\text{н}}}{T_{\text{н}}} = \frac{\Delta T_{\text{т}}}{T_{\text{т}}} - \frac{2M\xi}{5 \left(1 + \xi \frac{M^2}{5} \right)} \Delta M - \frac{M^2 \Delta \xi}{5 + \xi M^2}. \quad (6.12)$$

Значения методических погрешностей зависят от различных условий полета и могут меняться в пределах $1 \div 2\%$, а в некоторых случаях и нескольких процентов.

Инструментальные погрешности централи скорости и высоты

Инструментальные погрешности можно разделить на статические и динамические. Статические погрешности, в свою очередь, могут быть:

- температурными, вызванными влиянием температуры на модуль упругости манометрических элементов, на параметры электрических счетно-решающих устройств;
- шкаловыми, обусловленными нелинейностями характеристик упругих элементов, потенциометров, шкал указателей;
- погрешностями застоя, вызванными трением во всех подвижных звеньях механизмов.

Результирующие инструментальные погрешности могут не превышать $0,5 \div 1\%$ от измеряемой величины.

Динамические погрешности возникают вследствие запаздываний в передаче давлений через приемник воздушного давления и трубопроводы, инерционности датчика температуры, запаздываний в срабатывании следящих систем датчиков, вычислительных мостов и указателей.

Тестовые задания

Теоретические основы навигации

- 1.** Истинным курсом летательного аппарата называется угол между
 - : плоскостью магнитного меридиана и проекцией продольной оси летательного аппарата на плоскость горизонта
 - : продольной осью летательного аппарата в проекции на плоскость горизонта и вертикалом светила
 - : плоскостью географического меридиана и проекцией продольной оси летательного аппарата на плоскость горизонта
- 2.** Магнитной девиацией называется угол между
 - : магнитным меридианом и компасным меридианом
 - : вектором полной напряженности магнитного поля Земли **T** и горизонтальной составляющей напряженности магнитного поля Земли **H**
 - : магнитным меридианом и географическим меридианом
- 3.** Курс летательного аппарата отсчитывается от
 - : горизонтальной проекции продольной оси летательного аппарата по часовой стрелке от 0 до 360°
 - : плоскости меридиана (северное направление) по часовой стрелке от 0 до 360°
 - : плоскости меридиана (северное направление) против движения часовой стрелки от 0 до 360°

4. Компасным курсом летательного аппарата называется угол между

- : плоскостью географического меридиана и проекцией продольной оси летательного аппарата на плоскость горизонта
- : направлением, в котором устанавливается магнитная стрелка, при наличии на самолете магнитных масс, и проекцией продольной оси летательного аппарата на плоскость горизонта
- : направлением магнитного меридиана и направлением продольной оси летательного аппарата в проекции на плоскость горизонта

5. В зависимости от используемых методов навигации различают

- : системы счисления пути
- : позиционные навигационные устройства (по линиям и поверхностям положения)
- : обзорно-сравнительные навигационные устройства
- : комбинированные навигационные устройства
- : все перечисленное верно

6. По методам получения первичной информации различают навигационные устройства

- : аэрометрические
- : астрономические
- : магнитные
- : радиотехнические
- : все перечисленное верно

7. Ось суточного вращения Земли наклонена к плоскости орбиты годового вращения под углом

- : $23^{\circ}27'$
- : $57''{,}25$
- : $66^{\circ}33'$

8. Геоцентрической вертикалью называется

- : отвес устанавливается по направлению поля силы тяжести; это направление принято называть геоцентрической вертикалью
- : направление, совпадающее в данной точке с направлением гравитационного поля Земли
- : направление радиус-вектора, проведенного из центра земного эллипсоида в данную точку

9. Период обращения земной оси по конусу прецессии примерно равен

- : 365,25 суток
- : 18,6 года
- : 25800 лет

10. Гравитационное ускорение Земли с увеличением высоты полета

- : не изменяется
- : увеличивается
- : уменьшается

11. Эклиптика пересекается с небесным экватором в точках

- : Υ , Ω
- : E, W
- : N, S

12. Западный азимут дополняет азимут светила до угла

- : 360°

—: 90°

—: 180°

13. Азимут светила отсчитывается от точки

—: севера на запад и восток от 0 до 180° .

—: севера на восток от 0 до 360° .

—: Q экватора на запад в направлении видимого суточного вращения небесной сферы от 0 до 360° .

14. Плоскостью небесного экватора называется

—: плоскость земного экватора, продолженную неограниченно в пространстве, условились называть плоскостью небесного экватора

—: видимый путь Солнца относительно звезд условились называть плоскостью небесного экватора

—: большой круг, по которому происходит пересечение плоскости, перпендикулярной отвесной линии, с небесной сферой, условились называть плоскостью небесного экватора

15. Западным азимутом светила называется

—: азимут, отсчитанный от точки севера на запад

—: азимут, отсчитанный от точки юга на запад

—: угол, отсчитанный от точки Q экватора на запад в направлении видимого суточного вращения небесной сферы

16. Полярным расстоянием называется угол между

—: плоскостью небесного экватора и направлением из центра небесной сферы на светило

—: осью мира и направлением из центра небесной сферы на светило

—: отвесной линией и направлением из центра небесной сферы на светило

17. Точкой весеннего равноденствия называется

—: точка пересечения эклиптики с небесным экватором, в которой Солнце бывает 23 сентября

—: точка пересечения небесного экватора с истинным горизонтом, в которой Солнце бывает 21 марта

—: точка пересечения эклиптики с небесным экватором, в которой Солнце бывает 21 марта

18. Местное звездное время равно местному часовому углу

—: центра солнечного диска

—: точки весеннего равноденствия

—: светила

19. Звездное время в момент начала звездных суток равно

—: 12 часов

—: $23^\circ 27'$

—: 0

20. Зенитное расстояние светила может изменяться в пределах

—: от 0 до 90°

—: от 0 до $\pm 90^\circ$

—: от 0 до 180°

21. Горизонтальные координаты светила за счет видимого суточного вращения небесной сферы и изменения координат места наблюдателя

—: не изменяются

—: изменяются

—: изменяются только за счет изменения координат места наблюдателя

22. Высотой светила называется угол между

—: плоскостью истинного горизонта и направлением из центра небесной сферы на светило

—: отвесной линией и направлением из центра небесной сферы на светило

—: плоскостью меридиана наблюдателя и плоскостью вертикала светила

23. Зависимость между часовыми углами светила и долготой места имеет вид

—: $t = \alpha \pm \lambda$

—: $t = t_{\text{гр}} \pm \lambda$

—: $t = S_{\text{гр}} \pm \lambda$.

24. Уравнением времени называется разность часовых углов

—: истинного Солнца и точки весеннего равноденствия

—: среднего Солнца и точки весеннего равноденствия

—: истинного и среднего Солнца

25. Осью мира называется линия,

—: соединяющая точки зенит и надир

—: соединяющая полюсы мира

—: проходящая через центр небесной сферы и точки севера и юга истинного горизонта

26. Видимое суточное вращение небесной сферы происходит вокруг

—: вертикали места

—: полуденной линии

—: оси мира

27. Начало средних суток приходится на момент

—: верхней кульминации среднего Солнца, т. е. на полдень

—: нижней кульминации среднего Солнца, т. е. на полночь

—: нижней кульминации точки весеннего равноденствия

28. Точкой севера истинного горизонта называется

—: ближайшая к северному полюсу мира точка пересечения небесного меридиана с истинным горизонтом

—: точка пересечения оси вращения Земли с небесной сферой

—: точка пересечения отвесной линии с небесной сферой

29. Начало звездных суток в течение года приходится на разное время дня и ночи вследствие

—: видимого вращения небесной сферы

—: видимого годового движения Солнца по эклиптике

—: наклона оси вращения Земли к плоскости орбиты

30. Полуденной называется линия,

—: по которой происходит пересечение плоскости небесного экватора и истинного горизонта

—: соединяющая полюсы мира

—: проходящая через центр небесной сферы и точки севера и юга истинного горизонта

31. Видимое суточное вращение небесной сферы происходит

—: с запада на восток

—: с востока на запад

—: с севера на юг

32. Кульминацией светила называется явление прохождения светилом

- : меридиана наблюдателя
- : небесного экватора
- : истинного горизонта

33. Гринвичское звездное время равно

- : гринвичскому часовому углу точки весеннего равноденствия
- : гринвичскому часовому углу кульминирующего светила
- : прямому восхождению светила

34. Средним солнцем называется фиктивная точка на небесной сфере, которая движется в течение

- : года равномерно по эклиптике и совершает полный оборот за то же время, что и истинное Солнце
- : суток равномерно по эклиптике и совершает полный оборот за то же время, что и истинное Солнце
- : года равномерно по небесному экватору и совершает полный оборот за то же время, что и истинное Солнце по эклиптике.

35. Широта места 25°C , часовой угол 110° , склонение светила $+40^{\circ}$. Построить небесную сферу, определить азимут и высоту светила.

36. Дано: широта места 54°C , часовой угол светила 318° , склонение -23° . Построить небесную сферу, определить азимут и высоту светила.

37. Азимут светила называется

- : двугранный угол между плоскостью меридиана наблюдателя и плоскостью круга склонения светила
- : угол между плоскостью истинного горизонта и направлением из центра сферы на светило
- : двугранный угол между плоскостью меридиана наблюдателя и плоскостью вертикала светила

38. Эклиптикой называется

- : видимый путь Солнца относительно звезд
- : орбита, по которой Земля вращается вокруг Солнца
- : плоскость земного экватора, продолженную неограниченно в пространстве, условились называть эклиптикой

Системы астронавигации

39. При составлении уравнения движения пеленгатора астрокомпасов следует учитывать

- : суточное вращение Земли, движение Земли по орбите вокруг Солнца, движение летательного аппарата относительно центра Земли
- : суточное вращение Земли, движение летательного аппарата относительно центра Земли, вращение пеленгатора, компенсирующее первые два движения
- : движение Земли по орбите вокруг Солнца, движение летательного аппарата относительно центра Земли, вращение пеленгатора, компенсирующее первые два движения

40. Круг часовых углов астрокомпаса АК-59П расположен в плоскости

- : пеленгации
- : небесного экватора
- : истинного горизонта

41. Компенсационное вращение плоскости пеленгации экваториального астрокомпаса осуществляется вокруг

- : вертикальной оси η
- : всех трех осей η, ξ, ζ
- : оси, лежащей в плоскости пеленгации

42. Плоскость пеленгации экваториального астрокомпасов совпадает с плоскостью

- : вертикала светила
- : небесного экватора
- : круга склонения светила

43. Относительно азимутального круга часовая ось АК-59П наклоняется

- : на угол h высоты светила
- : на угол φ широты местонахождения самолета
- : на часовой угол t светила

44. Горизонтальным называется астрономический компас, плоскость пеленгации которого совпадает

- : с вертикалом светила
- : с кругом склонения светила
- : с плоскостью истинного горизонта

45. Сферант астрокомпасов ДАК-ДБ предназначен для

- : компенсации креновой погрешности
- : вычисления истинного курса
- : вычисления высоты и азимута светила

46. Компенсационное вращение плоскости пеленгации горизонтального астрокомпасов осуществляется вокруг

- : оси, лежащей в плоскости вертикала светила
- : всех трех осей η, ξ, ζ
- : вертикальной оси η

47. Ось мира в астрокомпасе АК-59П моделирует

- : часовая ось
- : ось, перпендикулярная азимутальному кругу
- : ось, проходящая через отметки «Курс» и « $\pm 180^\circ$ »

48. Пеленгаторная головка астрокомпасов ДАК-ДБ определяет знак угла отклонения плоскости пеленгации от направления на светило за счет применения

- : двух фотоэлементов, включенных по дифференциальной схеме
- : кадровых дисков
- : модулирующего устройства

49. Выражение вычисления креновой поправки астрокомпасов ДАК-ДБ имеет вид

- : $\Delta\Psi_1 = \Delta i \operatorname{tg}(h_p) \cos(A_p - \upsilon)$
- : $\Delta KY = \sin(i) \operatorname{tg}(h)$
- : $(\omega_z P_o) + (\omega_c P_o) + (\Omega P_o) = 0$

50. Ось вращения плоскости пеленгации горизонтального астрономического компасов отклоняют назад в сторону пройденного пути для

- : компенсации креновой погрешности
- : совмещения плоскости пеленгации с вертикалом светила
- : измерения ортодромического курса

51. В астрокомпасе ДАК-ДБ для измерения напряжения креновой поправки применена

- : автокомпенсационная измерительная схема
- : дифференциальный сельсин

–: дифференциал

52. Курсовым углом светила называется угол между

–: горизонтальной проекцией продольной оси летательного аппарата и горизонтальной проекцией линии, соединяющей аппарат с небесным светилом

–: плоскостью географического меридиана и горизонтальной проекцией линии, соединяющей аппарат с небесным светилом

–: плоскостью истинного горизонта и направлением из центра сферы на светило

53. В астроориентаторе БЦ-63 применен метод астрономической ориентировки

–: высотно-азимутальный

–: азимутальный

–: кругов равных высот

54. Автоматический секстант БЦ-63 предназначен для

–: стабилизации пеленгатора в плоскости горизонта

–: стабилизации пеленгатора в азимуте

–: измерения высоты и курсового угла светила

55. В астроориентаторе БЦ-63 разность азимутов пеленгуемых светил должна быть $90 \pm 30^\circ$ для

–: совмещения плоскости пеленгации с вертикалом светила

–: уменьшения влияния крена пеленгатора на погрешность вычисления координат места летательного аппарата

–: уменьшения влияния погрешности измерения высот светил на погрешность вычисления координат места летательного аппарата

56. Параллаксом светила называется

–: преломление светового луча в земной атмосфере, вследствие которого видимое направление на небесное светило приподнимается над горизонтом

–: угол между плоскостью горизонта и направлением из центра сферы на светило

–: угол между направлением из какой-либо точки земной поверхности и направлением из центра Земли на светило

57. Астрономической рефракцией называется

–: угол между направлением из какой-либо точки земной поверхности и направлением из центра Земли на светило

–: преломление светового луча при прохождении астрокупола, вследствие которого видимое направление на небесное светило приподнимается над горизонтом

–: преломление светового луча в земной атмосфере, вследствие которого видимое направление на небесное светило приподнимается над горизонтом

Радиотехнические измерители навигационных параметров

58. Смеситель частотного радиодальномера

–: выделяет сигнал разностной частоты, содержащий информацию об измеряемой дальности

–: осуществляет частотную модуляцию высокочастотного сигнала сигналом масштабной частоты

–: осуществляет измерение разностной частоты, содержащей информацию об измеряемой дальности

59. На входе электронного частотомера радиовысотомера ставится формирующее устройство,

- : чтобы не допустить в цепи усилителя паразитных колебаний с частотой, равной частоте модуляции и ее гармоник, возникающих благодаря наличию заметной паразитной амплитудной модуляции, имеющей место на малых высотах
- : так как более полный заряд и разряд конденсатора происходит в случае, когда входное напряжение имеет прямоугольную форму
- : так как при увеличении высоты полета самолета частота биений прямого и отраженного сигналов увеличивается, вместе с тем напряженность поля отраженного сигнала падает, уменьшается и амплитуда напряжения биений

60. Условие возникновения неоднозначности отсчета частотным радиодальномером имеет вид

- : $t_{Dmax} < T_m/2$
- : $t_{Dmax} > T_m/2$
- : $\Delta f_d \leq 0,1 f_n$

61. В радиовысотомере РВ-2 селекция сигналов передающего и приемного трактов осуществляется

- : применением остронаправленных антенн и их определенного расположения на летательном аппарате
- : преобразованием частоты несущего сигнала в активном ответчике
- : выбором специальной частотной характеристики усилителя

62. В радиовысотомере РВ-2 частота принимаемого сигнала отличается от частоты излучаемого сигнала

- : за счет эффекта Доплера
- : за счет изменения частоты несущего сигнала в активном ответчике, время запаздывания сигнала пропорционально измеряемой дальности
- : частота излучаемого сигнала искусственно изменяется по заданному закону; принимаемый сигнал изменяется по тому же закону, но запаздывает на время $t_D = 2D/C$

63. Радиопеленгатор представляет собой

- : приемное устройство с дополнительными элементами, позволяющими определить направление прихода радиоволны
- : передающее устройство, характеристики излучаемого сигнала которого зависят от направления излучения
- : устройство, у которого передатчик и приемник установлены на ЛА; сигнал передатчика переизлучается ретранслятором и возвращается к приемнику; расстояние находится из выражения $D = Ct_d/2$

64. Метод, используемый в автоматическом радиоконпасе для определения курсового угла радиостанции, носит название метода минимума глубины амплитудной модуляции так как с уменьшением

- : угла рассогласования сигнал на выходе рамочной антенны увеличивается, при этом глубина модуляции на выходе контура сложения уменьшается; при $\Theta = 0$ глубина модуляции равна нулю
- : угла рассогласования глубина модуляции на выходе контура сложения уменьшается; при $\Theta = 0$ глубина модуляции равна нулю
- : дальности уменьшается разность частот излучаемого и принимаемого сигнала; при дальности $D = 0$ разность частот равна нулю

65. Схема угломерного канала РСБН-2 реализует метод измерения

- : амплитудный
- : фазовый

–: временной

66. Истинным пеленгом радиостанции называется угол, отсчитываемый в горизонтальной плоскости по часовой стрелке

–: от направления продольной оси самолета до направления на радиостанцию

–: от северного направления географического меридиана, проходящего через центр масс самолета, до направления на радиостанцию

–: от северного направления географического меридиана до направления продольной оси летательного аппарата

67. Глубина модуляции сигнала на выходе контура сложения автоматического радиоконпаса зависит

–: от фазы сигнала рамочной антенны, т. е. от знака угла Θ

–: от амплитуды сигнала рамочной антенны, т. е. от угла Θ

–: от разности частот излучаемого и принимаемого сигнала, т. е. от измеряемой дальности D

68. В фазовом детекторе АРК в качестве опорного сигнала используется

–: напряжение с ГОН

–: напряжение ненаправленной антенны

–: напряжение бортовой сети 115 В 400 Гц

69. Истинным пеленгом самолета называется угол, отсчитываемый в горизонтальной плоскости по часовой стрелке

–: от направления продольной оси самолета до направления на радиостанцию

–: от северного направления географического меридиана, проходящего через центр масс самолета, до направления на радиостанцию

–: от северного направления географического меридиана, проходящего через радиостанцию, до направления продольной оси летательного аппарата

70. В параметрах сигнала амплитудно-фазового пеленгатора заключена информация

–: о значении угла рассогласования – в фазе принимаемого сигнала, а информация о знаке угла рассогласования – в его амплитуде

–: о значении угла рассогласования – в амплитуде принимаемого сигнала, а информация о знаке угла рассогласования – в его фазе

–: об измеряемой дальности – в фазе модулирующего сигнала, а при максимальном принимаемом сигнале – направление на радиостанцию

71. Время приема совпадающих импульсов (серий «35» и «36» РСБН-2) от углового положения самолета относительно радиомаяка

–: не зависит

–: связано $t = t_0 + A/\Omega_{\text{вп}}$

–: импульсов серии «35» зависит от углового положения самолета относительно радиомаяка, а серии «36» – не зависит

72. Совпадение одного из импульсов серии «35» с одним из импульсов серии «36» угломерного канала РСБН-2 происходит в момент совмещения оси симметрии

–: диаграммы направленности вращающейся антенны радиомаяка с направлением на самолет

–: диаграммы направленности вращающейся антенны радиомаяка с северным направлением меридиана

–: рамочной антенны радиоконпаса с направлением на радиостанцию

73. Дальномерный канал РСБН-2 построен по принципу

- : импульсных радионавигационных устройств, у которых информация об измеряемом навигационном параметре содержится во временной задержке одного импульсного сигнала относительно другого
- : амплитудных радионавигационных устройств, у которых информация об измеряемом навигационном параметре содержится в амплитуде принимаемого сигнала
- : фазовых радионавигационных устройств, у которых информация о навигационном параметре содержится в фазе принимаемого сигнала

74. В системе РСБН-2 на борту самолета фиксируется момент, когда ось симметрии диаграммы направленности вращающейся антенны радиомаяка проходит через северное направление магнитного меридиана, по

- : максимальному значению амплитуды принимаемого сигнала
- : времени совпадения одного из импульсов серий «35» и «36»
- : минимуму глубины амплитудной модуляции принимаемого сигнала

75. В канале дальности РСБН-2 используется ответчик

- : активный
- : пассивный
- : ретранслятор в дальномерном канале РСБН-2 не используется

76. Начальной точкой отсчета времени в дальномерном канале РСБН-2 является момент

- : излучения запросного сигнала
- : совпадения одного из импульсов серий «35» и «36»
- : совмещения оси симметрии диаграммы направленности вращающейся антенны радиомаяка с северным направлением меридиана

77. Эффект Доплера имеет место, если передатчик и приемник неподвижны относительно друг друга и находятся на движущемся объекте, а колебания принимаются после отражения от неподвижного объекта

- : нет
- : да
- : сущность эффекта Доплера заключается в зависимости частоты принимаемых колебаний от направления на радиостанцию, а не от движения объекта

Системы счисления пути

78. Углом сноса называется угол между

- : плоскостью географического меридиана и вектором путевой скорости
- : плоскостью географического меридиана и проекцией продольной оси летательного аппарата на плоскость горизонта
- : вектором горизонтальной составляющей воздушной скорости и вектором путевой скорости

79. Углом карты называется угол

- : между плоскостью географического меридиана и проекцией продольной оси летательного аппарата на плоскость горизонта
- : поворота условной системы прямоугольных координат относительно географической системы координат
- : поворота условной прямоугольной системы координат относительно проекции продольной оси летательного аппарата на плоскость горизонта

80. Путевая скорость летательного аппарата определяется из выражения

- : $\mathbf{W}_r = \mathbf{V}_r + \mathbf{U}_r$
- : $W = kgRTM$

$$-: W = V \sin(\Psi - \Psi_k) + U \sin(\delta - \Psi_k)$$

81. Углом ветра называется угол между векторами

$$-: \mathbf{V}_r \text{ и } \mathbf{U}_r$$

$$-: \mathbf{W}_r \text{ и } \mathbf{U}_r.$$

$$-: \mathbf{W}_r \text{ и } \mathbf{V}_r.$$

82. Путевой угол отсчитывается

–: от северного направления географического меридиана по часовой стрелке до горизонтальной проекции продольной оси летательного аппарата

–: от северного направления географического меридиана по часовой стрелке до направления вектора путевой скорости

–: от горизонтальной составляющей вектора истинной воздушной скорости до направления вектора путевой скорости

83. Направлением ветра называется угол между

–: плоскостью географического меридиана и проекцией продольной оси летательного аппарата на плоскость горизонта

–: плоскостью географического меридиана и горизонтальной составляющей вектора скорости ветра

–: вектором путевой скорости и горизонтальной составляющей скорости ветра

84. В навигационных автоматах значение пройденного пути определяется

–: непрерывным интегрированием во времени горизонтальной составляющей вектора скорости ветра

–: методом кругов равных высот

–: непрерывным интегрированием во времени путевой скорости

85. Направление ветра отсчитывается

–: от горизонтальной проекции продольной оси летательного аппарата по часовой стрелке до направления вектора ветра

–: от северного направления географического меридиана до направления горизонтальной составляющей скорости ветра

–: от горизонтальной составляющей вектора истинной воздушной скорости до направления вектора путевой скорости

86. Путевым углом называется угол между

–: географическим меридианом и вектором путевой скорости

–: плоскостью географического меридиана и проекцией продольной оси ЛА на плоскость горизонта

–: проекцией продольной оси ЛА на плоскость горизонта и вертикалом светила

87. Ориентировка способом счисления пути заключается в расчете

–: местонахождения летательного аппарата методом кругов равных высот

–: истинного курса летательного аппарата по формуле $ИК = A - КУ$

–: местонахождения летательного аппарата путем последовательного учета значения и направления пройденного пути от места вылета

88. Местонахождение самолета навигационным автоматом НИ-50 определяется

–: в географической системе координат

–: в условной прямоугольной системе координат

–: в полярной системе координат

89. Уравнения, решаемые АНУ-1 в автономном режиме, имеют вид

$$-: X = X_0 + \int_{t_0}^t [V \sin(\Psi - \Psi_k) + U \sin(\delta - \Psi_k)] dt;$$

$$Y = Y_0 + \int_{t_0}^t [V \cos(\Psi - \Psi_k) + U \cos(\delta - \Psi_k)] dt$$

$$\therefore X = X_0 + \int_{t_0}^t W \sin(\Psi - \Psi_k + \Psi_c) dt; \quad U_x = W \sin(\Psi - \Psi_k + \Psi_c) - V \sin(\Psi - \Psi_k);$$

$$Y = Y_0 + \int_{t_0}^t W \cos(\Psi - \Psi_k + \Psi_c) dt; \quad U_y = W \cos(\Psi - \Psi_k + \Psi_c) - V \cos(\Psi - \Psi_k)$$

$$\therefore X = X_0 + \int_{t_0}^t [V \sin(\Psi - \Psi_k) + U_x] dt; \quad Y = Y_0 + \int_{t_0}^t [V \cos(\Psi - \Psi_k) + U_y] dt$$

90. Узлы «Память ветра» АНУ-1 предназначены

- : для вычисления составляющих V_x , V_y истинной воздушной скорости
- : для вычисления составляющих U_x , U_y скорости ветра
- : для счисления пройденного пути в автономном режиме

91. Навигационный автомат АНУ-1

- : работает по принципу счисления пути и определяет положение самолета в условной прямоугольной системе координат
- : основан на свойстве магнитной стрелки устанавливаться в направлении магнитных силовых линий поля Земли
- : основан на методе кругов равных высот

Инерциальные системы навигации

92. При решении прикладных навигационных задач используются законы классической механики

- : первый закон Ньютона (закон инерции)
- : второй закон Ньютона (основной закон динамики)
- : третий закон Ньютона (закон действия и противодействия)
- : закон независимости действия сил
- : все перечисленное верно

93. Происхождение термина «инерциальный» связано с тем, что только в инерциальных системах координат справедлив первый закон ...

94. Отвес, точка подвеса которого неподвижна или движется без ускорения относительно Земли, устанавливается по направлению поля сил ...

95. Идея создания ИНС предлагалась уже давно. Однако отсутствие технических возможностей не позволяло создать работоспособную систему, так как инерциальные системы требуют приборов особо высокой ..., чтобы получить приемлемые результаты

96. При разработке достаточно точных ИНС для воздушной навигации необходимо решить задачу:

- : создание на летательном аппарате точной вертикали
- : материализация и сохранение в процессе полета летательного аппарата неподвижной (инерциальной) системы координат
- : все перечисленное верно

97. К наиболее существенным признакам, отражающим особенности структуры и информационные свойства ИНС, можно отнести:

- : методы измерения относительного движения в акселерометрах
- : способы учета гравитационных ускорений
- : состав датчиков первичной информации
- : методы ориентации датчиков первичной информации
- : виды выходной информации ИНС

- : способы использования внешней информации
- : способы использования в системе управления летательным аппаратом
- : длительность автономного режима
- : способы обеспечения надежности и живучести
- : способы технической реализации
- : все перечисленное верно

98. В зависимости от вида относительной ориентации акселерометров и датчиков угловых величин инерциальные системы могут быть:

- : аналитическими
- : полуаналитическими
- : геометрическими
- : связанными (бесплатформенными)
- : полусвязанными (локально свободными)
- : все перечисленное верно

99. Построение на летательном аппарате невозмущаемой ... является задачей, обратной задаче определения координат места и путевой скорости

100. Так как процесс построения вертикали должен быть ... , то вместо равенства

$\gamma = \beta_{\text{пер}} = S/R$ следует записать новое равенство $\Delta\gamma = \Delta\beta_{\text{пер}} = \Delta S/R$

101. Геометрическая ИНС моделирует маятник ... , который имеет следующую характеристику: перемещение маятника в пространстве равно в каждое мгновение дуге, представляющей собой смещение его подвеса вдоль поверхности Земли

102. Маятник ... всегда поворачивается вокруг точки подвеса на тот же угол, что и вертикаль. Такое идеальное устройство действует не как обычный маятник. Оно находится в равновесии, каковы бы ни были движения его точки подвеса

103. Причиной колебаний реальных устройств является несовершенство их элементов и неточность установки платформы в месте старта. Период колебаний такой платформы с акселерометрами составляет ...

104. В системе полуаналитического типа ... жестко связан с гиростабилизатором и удерживается в горизонтальной плоскости

105. В системе полуаналитического типа гиростабилизатор управляется сигналами, пропорциональными интегралу по времени от измеренных ...

106. Инерциальная система полуаналитического типа представляет собой модель инвариантного по отношению к ускорениям маятника и является ... вертикалью

107. В системе аналитического типа акселерометры A_{x_0} и A_{z_0} жестко связаны со стабилизатором и измеряют составляющие ускорения по осям моделируемой ... системы координат $X_0O_1Z_0$

108. В бесплатформенной ИНС связанного типа чувствительные элементы (акселерометр и датчик угловой величины) установлены на общем основании, жестко связанным с ... летательного аппарата

109. Недостатки федеративных навигационных комплексов:

- : низкая надежность (при отказе БЦВМ выходит из строя весь навигационный комплекс)
- : чрезмерная нагрузка БЦВМ решением множества задач обработки первичной информации
- : сложность и громоздкость каналов связи датчиков с вычислительной машиной
- : повышение надежности комплекса за счет резервирования БЦВМ значительно увеличивает массу, объем и стоимость оборудования

—: все перечисленное верно

110. Инерциальная навигационная система обладает динамической неустойчивостью и накапливает погрешности в измерении скорости и координат местонахождения. Именно этими недостатками объясняется необходимость ... ИНС с помощью различных датчиков скорости и координат

111. Инерциальное счисление пути используется для решения навигационных задач

- : непрерывного измерения ускорений центра масс объекта под действием активных (негравитационных) сил
- : моделирования навигационных систем координат
- : вычисления составляющих скорости движения центра масс объекта
- : вычисления координат местонахождения центра масс объекта относительно заданной системы отсчета
- : измерения углов ориентации корпуса объекта относительно навигационных систем координат
- : все перечисленное верно

Обзорно-сравнительные навигационные комплексы

112. Современные обзорно-сравнительные системы

- : обеспечивают интегральное воспроизведение полной совокупности навигационных данных
- : взаимодействуют с бортовыми цифровыми вычислителями
- : корректируют другие датчики навигационной информации
- : оказываются важнейшим информационным звеном системы летательный аппарат - экипаж
- : все перечисленное верно

113. Достоинствами обзорно-сравнительных методов навигации являются:

- : высокая достоверность измерений
- : точность измерений
- : отсутствие накапливающихся погрешностей
- : возможность проводить измерения в любых районах Земли и околоземного пространства
- : высокий уровень информационной избыточности измерений
- : широкая возможность использования неавтоматизированных (визуальная ориентировка) и автоматизированных средств измерения
- : все перечисленное верно

114. При ... методе поверхность Земли или ориентира освещается инфракрасным прожектором, смонтированным на корпусе летательного аппарата. Отраженные излучения улавливаются бортовыми индикаторами

115. Недостатки и ограничения обзорно-сравнительных методов:

- : измерения возможны только при видимости поверхности Земли или ориентиров
- : воздействие помех (облачности, туманов, недостаточной освещенности) может существенно снизить эффективность обзорно-сравнительной навигации
- : при полетах над безориентирной местностью (моря, пустыни) этот вид навигации применять нельзя
- : для успешной реализации обзорно-сравнительного метода навигации требуется достаточно полное обеспечение маршрутными картами или необходимым запасом априорной информации о планируемых для наблюдения ориентирах
- : все перечисленное верно

116. Обзорно-сравнительные системы навигации классифицируются по следующим признакам:

- : по физической природе воспринимаемых сигналов
- : по степени активности измерителя
- : по характеру автономности
- : по способу воспроизведения информации на экране
- : по числу измеряемых ориентиров
- : по уровню автоматизации
- : все перечисленное верно

117. В многоориентирных системах одновременно используется несколько запланированных ...

118. Преимуществом многоориентирной системы является:

- : значительный объем навигационной информации
- : меньшая зависимость от потери части запланированных ориентиров
- : меньшая зависимость от воздействия помех
- : все перечисленное верно

119. Телевизионные системы используются для дистанционной передачи ... местности с летательного аппарата на станцию приема

120. Для привязки ... к местности и определения скорости протяжки географической карты и ее азимутальной ориентации самолет, помимо сигналов ... , передает данные о скорости, высоте и курсе полета, а также о дальности и азимуте относительно приемной станции

121. Недостатками телевизионной системы навигации являются:

- : техническая сложность
- : большая чувствительность к помехам
- : ограничения в видимости целей
- : телевизионная система может нормально работать только при оптической видимости целей и при достаточном их освещении
- : все перечисленное верно

122. Развитие телевизионных систем навигации идет по линии

- : увеличения чувствительности
- : увеличения дальности действия
- : повышения точности
- : все перечисленное верно

123. Обзор поверхности Земли или обнаружение целей, находящихся в воздухе, можно производить приборами, воспринимающими ... излучение тел

124. Существуют ... метода обнаружения ориентиров или целей при помощи инфракрасного излучения

125. Пассивный метод основан на использовании излучения, испускаемого самим ...

126. В одноориентирных системах с борта летательного аппарата измеряются запланированные физические параметры ... и определяются навигационные параметры вектора местонахождения ... относительно приборной горизонтальной системы координат

127. Инфракрасные излучения воспринимаются чувствительными элементами, которые можно разделить на ... группы

128. К тепловым чувствительным элементам относятся

- : термопары

- : болометры
- : пирозлектрические приемники
- : все перечисленное верно

129. К тепловым приемникам предъявляются следующие требования:

- : высокая чувствительность
- : малая постоянная времени
- : отсутствие микрофонного эффекта
- : все перечисленное верно

130. Фотоэлектрические чувствительные элементы реагируют

- : непосредственно на отдельные кванты инфракрасного излучения
- : обладают селективной чувствительностью к излучению с различными длинами волн
- : все перечисленное верно

131. Инфракрасные приборы имеют

- : сравнительно большую инерционность
- : ограниченность по дальности действия
- : туман или дождь ограничивают их эффективное применение
- : ложный источник излучений может вызвать значительное отклонение летательного аппарата от цели
- : все перечисленное верно

132. Для безошибочного опознавания участка звездного неба в астрономических обзорно-сравнительных системах достаточно наблюдения ... звезд, их относительного расположения и яркости

133. Инфракрасные приборы наведения могут быть использованы для обнаружения наземных целей

- : обладающих инфракрасным контрастом
- : на малых и средних высотах полета
- : при наведении на цель
- : все перечисленное верно

134. Использование длинноволновых радиоизлучений требует наличия на борту антенн больших размеров, что существенно ухудшает ... летательного аппарата

135. Основным достоинством панорамных радиолокаторов является возможность обзора поверхности Земли

- : в любых условиях видимости
- : днем
- : ночью
- : в облаках
- : в тумане
- : все перечисленное верно

136. Необходимость облучения поверхности Земли и приема отраженных сигналов ... летательный аппарат и делает его радиолокационную систему помехоуязвимой

137. Один из ... методов навигации – обзорно-сравнительный – приобрел особое значение для современных летательных аппаратов

138. Приборы, позволяющие обнаружить ориентиры, контрастные в ультракоротковолновом спектре излучений, называются ...

139. Особенностью ... является то, что они принимают сигналы радиоизлучений в форме случайных флуктуационных шумов

140. Астрономические обзорно-сравнительные системы предназначены для определения координат местонахождения и угловой ориентации летательного аппарата посредством автоматического опознавания

- : определенных участков звездного неба
- : по взаимному расположению звезд
- : по характеристикам звезд
- : все перечисленное верно

141. Для радиолокации используются радиоволны в диапазоне длин волн порядка ...

142. В качестве чувствительного элемента в астрономических обзорно-сравнительных системах используют

- : телевизионные передающие трубки
- : мозаичные детекторные одномерные
- : двумерные датчики с электронным сканированием
- : фотоэлектрические датчики с механическим сканированием
- : все перечисленное верно

Спутниковые системы навигации

143. Активные спутниковые навигационные системы реализуют принцип ...

144. В зависимости от того, где определяется местоположение летательного аппарата, возможно построение спутниковых систем навигации ... классов

145. Спутниковые системы I класса предназначаются для определения места летательного аппарата только ... и требуют установки на летательном аппарате сложной аппаратуры, в том числе и ЦВМ

146. Недостатком активных спутниковых навигационных систем является ограничение ... способности

147. Пассивные спутниковые навигационные системы используют ... принцип, когда навигационный параметр определяется на летательном аппарате сравнением принимаемых от ИСЗ сигналов с сигналами бортового генератора

148. Достоинством пассивных спутниковых навигационных систем является

- : отсутствие на летательном аппарате передатчика
- : меньшие масса, габариты
- : меньшая потребляемая мощность бортовой аппаратуры
- : все перечисленное верно

149. Факторы, влияющие на точность спутниковых РНС:

- : точность модели геоида и измерения высоты полета
- : значение координат ИСЗ в момент измерения
- : непостоянство скорости распространения радиоволн в тропосфере
- : непостоянство скорости распространения радиоволн в ионосфере
- : нестабильность бортовых эталонов
- : ограниченная точность вычислений в бортовой ЦВМ
- : все перечисленное верно

150. В спутниковых радионавигационных системах в качестве опорных пунктов, относительно которых определяется местоположение летательного аппарата, используются подвижные объекты ...

151. В состав спутниковой системы навигации входят:

- : наземные станции
- : группа искусственных спутников Земли
- : бортовое оборудование летательного аппарата

—: все перечисленное верно

152. Местоположение летательного аппарата в спутниковой системе навигации находится по пересечению ... поверхностей положения, соответствующих постоянным значениям навигационных параметров

153. Спутниковые радионавигационные системы предназначены для определения местоположения ЛА в пределах зоны действия входящих в систему искусственных спутников Земли с точностью, не зависящей

—: от положения летательного аппарата в этой зоне

—: времени суток

—: погодных условий

—: все перечисленное верно

Особенности проектирования навигационных систем летательных аппаратов

154. Требования пользователя могут быть определены путем изучения ... на основе спроса покупателей

155. Функциональная спецификация определяет, какие функции должны выполняться для удовлетворения ... и обеспечения интерфейса между системой и окружением

156. Первый шаг цикла проектирования включает определение набора требований пользователя и построение ... Следующим шагом является проектирование системы на основе ...

157. К основным метрологическим характеристикам измерительной системы относятся

—: динамический диапазон

—: частотный диапазон

—: погрешность

—: быстродействие

—: чувствительность

—: порог чувствительности

—: надежность

—: сложность

—: габариты

—: масса

158. К основным общетехническим характеристикам измерительной системы относятся

—: динамический диапазон

—: частотный диапазон

—: погрешность

—: быстродействие

—: чувствительность

—: порог чувствительности

—: надежность

—: сложность

—: габариты

—: масса

159. Правильная последовательность разработки технического предложения проекта

1. подбор патентных материалов

2. предложение возможных вариантов реализации системы, удовлетворяющих ТЗ

3. разработка и анализ структурной схемы и алгоритма работы
4. выбор функциональных блоков проектируемой системы
5. решение принципиальных вопросов метрологического, программного и методического обеспечения
6. рассмотрение и утверждение технического предложения

160. Чтобы иметь возможность воспринимать информацию извне и передавать ее во внешнее окружение, система должна иметь ...

161. Одним из основных средств снижения сложности программного обеспечения до приемлемого уровня является использование методологии ...

162. Кроме языка проектирования, системная методология включает использование методов нисходящего и ... проектирования

163. Требования пользователя определяют, что пользователь хочет от системы и что она должна ...

164. Правильная последовательность стадий разработки проекта

1. техническое задание
2. техническое предложение
3. эскизный проект
4. технический проект
5. рабочая документация

165. Техническое задание должно содержать следующие основные сведения, характеризующие проектируемую измерительную информационную систему

- : основное назначение
- : технические характеристики
- : показатели качества
- : технико-экономические требования
- : стадии разработки
- : специальные требования к системе
- : все перечисленное верно

166. Схема навигационного прибора со встречно-параллельным соединением звеньев является ...

167. Правильная последовательность проектирования навигационного прибора

1. рассматривается техническая литература, посвященная физическим принципам, которые могут быть положены в основу схемы данного прибора
2. изучаются схемы и конструкции ранее разработанных приборов аналогичного назначения оцениваются их достоинства и недостатки, определяется степень их соответствия техническим требованиям
3. разрабатывается схема прибора
4. производится выбор метода получения первичной информации и метода преобразования выходного сигнала чувствительного элемента в выходной сигнал прибора
5. определяются типы необходимых преобразующих элементов, формируются структурная и принципиальная схемы прибора
6. производится выбор и теоретическое обоснование параметров схемы и конструкции прибора
7. всесторонние экспериментальные исследования опытных образцов прибора
8. конструирование прибора
9. оформление чертежей, содержащих общие виды прибора и входящие в него

сборочные единицы, электрические монтажные схемы, спецификации и чертежи деталей

10. изготовление и всесторонние испытания опытных образцов

168. Схемы навигационных приборов, в которых звенья соединены последовательно или параллельно, являются ...

169. Чтобы определить статическую характеристику навигационного прибора, необходимо определить статические характеристики всех его ...

170. Расчет характеристик ... ведется на основе анализа физических принципов их работы

171. Звенья навигационного прибора могут соединяться между собой

—: последовательно

—: параллельно

—: встречно-параллельно

—: все перечисленное верно

172. Структурная схема навигационного прибора дает представление о видах и порядке физических ... , осуществляемых данным прибором в процессе измерения

173. Основой для проектирования навигационного прибора является ... , составленное разработчиком информационной системы, в составе которой должен работать проектируемый прибор

174. При выборе чувствительные элементы сравнивают по следующим критериям:

—: принципиальная возможность работы в заданном диапазоне измерения

—: однозначность характеристики и ее стабильность

—: наименьшее влияние на выходной сигнал побочных факторов

—: достаточно большая выходная мощность

—: высокая надежность

—: простота конструкции и малые габариты

—: все перечисленное верно

175. Примером прибора, основанного на методе ... измерений, служит барометрический высотомер

176. Правильная последовательность расчета статических характеристик приборов

1. составляется структурная схема прибора

2. рассчитывают характеристики и чувствительность всех звеньев

3. производят расчет характеристики и чувствительности прибора в целом

177. Характеристики звеньев определяются путем анализа ... законов, лежащих в основе их работы

178. Иногда характеристики элементов не поддаются точному расчету, но могут быть определены ...

179. Соответствие между структурами и чувствительностью приборов

1. последовательное соединение звеньев

2. параллельное соединение звеньев

3. встречно-параллельное соединение звеньев

1. $S = S_1 S_2 \dots S_n$

2. $S = S_1 + S_2 + \dots + S_n$

3. $S = S_1 / (1 \pm S_1 S_2)$

180. Соответствие между структурами и статическими характеристиками приборов

1. последовательное соединение звеньев

2. параллельное соединение звеньев

3. встречно-параллельное соединение звеньев

$$1. Y = f_n \{f_{n-1} \dots f_2[f_1(X)]\}$$

$$2. Y = f_1(X) + f_2(X) + \dots + f_n(X)$$

$$3. Y = f_1[X \pm f_2(Y)]$$

181. Зависимость $Y(t)$ называют ... прибора на воздействие $X(t)$

182. Соответствие между структурами и графическим построением статической характеристики для прибора с тремя звеньями

1. последовательное соединение звеньев

2. параллельное соединение звеньев

3. встречно-параллельное соединение звеньев

1. в четвертях I, II, III прямоугольной системы координат строят характеристики звеньев 1, 2, 3, а затем определяют результирующую характеристику в IV четверти

2. характеристики всех звеньев строят в I-й четверти прямоугольной системы координат, суммируя ординаты всех кривых при фиксированном значении X , находят координаты точек результирующей характеристики

3. характеристики всех звеньев строят в I-й четверти прямоугольной системы координат, суммируя абсциссы этих кривых при фиксированном значении Y , находят координаты точек результирующей характеристики

183. Анализ динамических характеристик ведется с целью определения характера изменения ... сигнала прибора во времени при заданных параметрах прибора

184. Задача синтеза заключается в выборе таких ... прибора, при которых зависимость $Y(t)$ наилучшим образом приближается к желаемой

185. При расчете динамических характеристик приборов могут решаться задачи ...

186. В реальных приборах (вследствие наличия инерционных масс, демпфирования, тепловой инерции, емкостей и индуктивностей в электрических цепях) возникает динамическая погрешность

$$1. \Delta Y_{\text{дин}} = Y(t) - f[X(t)]$$

$$2. \Delta Y_{\text{дин}} = (Y - X_d)$$

$$3. \Delta Y_{\text{дин}} = (\Delta/Y_d) \cdot 100$$

187. Один и тот же прибор обладает различной ... на разные воздействия $X(t)$

188. Принято оценивать динамические характеристики приборов при воздействиях

—: ступенчатым

—: импульсным

—: синусоидальным

—: все перечисленное верно

189. Реакцию прибора на ступенчатое воздействие называют ... функцией

190. Вынужденную составляющую колебаний выходного сигнала прибора представляют в виде ... характеристик

191. Для повышения быстродействия измерительной системы используют следующие методы, основанные на оптимизации параметров измерительной системы

—: на введении последовательных корректирующих звеньев

—: на введении корректирующих обратных связей

—: на использовании систем с переменной структурой

—: все перечисленное верно

192. Для расчета погрешности системы по структурной схеме необходимо знать погрешности всех его преобразующих звеньев, которые могут быть определены

- : расчетным путем по принятой методике
- : по результатам экспериментальных исследований образцов
- : по справочным данным, если используются стандартные звенья
- : все перечисленное верно

193. Алгоритмический язык должен удовлетворять следующим требованиям

- : обеспечить возможность полного описания любых процедур
- : описание функционирования и структуры устройства
- : простоту анализа навигационного устройства
- : иметь систему формальных правил, обеспечивающих решение задач проектирования
- : все перечисленное верно

Радиомаячные системы посадки самолетов

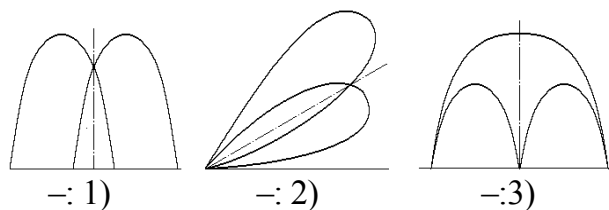
194. Опознавание ближнего, среднего и дальнего маркерных радиомаяков происходит

- : по коду манипуляции и частоте модуляции
- : по виду модуляции и частоте несущего сигнала
- : по наличию сигналов частоты 90 или 150 Гц и фазе сигнала поднесущей частоты 10 кГц

195. Основное оборудование системы инструментальной посадки выдает информацию

- : о траектории посадки в горизонтальной и вертикальной плоскостях, а также о расстоянии до ВПП
- : о высоте полета и пеленге радиостанции
- : о высоте полета и пеленге самолета

196. Диаграмма направленности антенной системы курсового радиомаяка СП-50М имеет вид



197. В курсовом приемнике СП-50М происходит разделение сигнала переменной фазы и сигнала поднесущей частоты следующим образом

- : после усиления и детектирования сигналы разделяются фильтрами; один фильтр настроен на частоту 60 Гц и выделяет сигнал, несущий информацию об угле рассогласования; второй фильтр настроен на частоту 10 кГц и выделяет частотно-модулированную поднесущую
- : после усиления и детектирования сигналы поступают на частотный (ЧД) и фазовый (ФД) детекторы; фазовый детектор выделяет сигнал переменной фазы; частотный детектор выделяет сигнал поднесущей частоты
- : содержащиеся в продетектированном сигнале составляющие с частотами 90 и 150 Гц выделяются фильтрами; один фильтр настроен на частоту 90 Гц и выделяет сигнал, несущий информацию об угле рассогласования; второй фильтр настроен на частоту 150 Гц и выделяет частотно-модулированную поднесущую

198. Принцип действия курсового радиомаяка СП-50М основан

- : на методе максимума
- : на равносигнальном методе
- : на методе минимума глубины амплитудной модуляции

199. Диаграмма антенны маркерного радиомаяка имеет вид

- : восьмерки с двумя резко выраженными минимумами
- : двух пересекающихся лепестков
- : направленной вверх воронки

200. Опорный сигнал постоянной фазы в курсовом радиомаяке СП-50М передается следующим образом

- : высокочастотный сигнал центрального лепестка модулируется по амплитуде опорным напряжением постоянной фазы частотой 60 Гц
- : в боковых лепестках излучаются балансно-модулированные колебания, частота модуляции у них одна и та же (60 Гц), однако фазы высокочастотных колебаний лепестков отличаются на 180° ; сигнал одного из боковых лепестков используется в качестве опорного
- : высокочастотный сигнал, излучаемый центральным лепестком, модулируется по амплитуде сигналом поднесущей частоты 10 кГц, который модулируется по частоте опорным напряжением

201. Антенны глissадного радиомаяка СП-50М излучают электромагнитные колебания следующей несущей частоты

- : обе антенны излучают сигналы одной несущей частоты (порядка 300 МГц), отличающиеся частотами модуляции
- : глissадный канал работает на частоте около 110 МГц; антенная система маяка одновременно формирует в пространстве две диаграммы направленности; одна диаграмма создается на несущей частоте, промодулированной по амплитуде колебаниями поднесущей частоты 10 кГц; другая диаграмма создается на боковых частотах спектра высокочастотного колебания, балансно-модулированного напряжением с частотой 60 Гц
- : глissадный канал работает на частоте 75 МГц; антенная система излучает высокочастотные колебания, которые модулируются напряжением с частотой 400, 1300 или 3000 Гц и манипулируются последовательностью точек или тире

202. Значение и полярность напряжения на выходе фазового детектора (ФД) курсового приемника СП-50М зависит от

- : значение напряжения с ФД зависит от фазы модулирующего сигнала на выходе приемника, т. е. от знака θ_k , а полярность – от значения угла θ_k
- : значение напряжения с ФД зависит от амплитуды сигнала с рамочной антенны, т. е. от значения угла θ_k , а полярность – от фазы сигнала рамочной антенны, т. е. от знака угла θ_k
- : значение напряжения с ФД зависит от глубины модуляции сигнала на входе приемника, т. е. от угла θ_k , а полярность – от знака угла θ_k

203. Фаза модулирующего сигнала (сигнал переменной фазы) на входе приемника курсового канала СП-50М может принимать

- : два фиксированных значения 0 и 180° и зависит от знака угла θ_k
- : значения от 0 до 360° при изменении курса от 0 до 360°
- : значения в пределах $\pm 15^\circ$

204. Принцип действия глissадного радиомаяка СП-50М основан

- : на методе максимума
- : на равносигнальном методе
- : на методе минимума глубины амплитудной модуляции

205. В качестве указателя курсового и глissадного каналов СП-50М используется

- : магнитоэлектрический гальванометр с нулем в центре шкалы
- : магнитоэлектрический логометр с подвижным магнитом
- : сельсин, работающий в индикаторном режиме

206. В глассадном приемнике СП-50М разделение сигналов, излучаемых верхним и нижним лепестками радиомаяка, происходит так

- : после усиления и детектирования сигналы разделяются фильтрами; один фильтр настроен на частоту 60 Гц и выделяет сигнал, несущий информацию об угле рассогласования; второй фильтр настроен на частоту 10 кГц и выделяет частотно-модулированную поднесущую
- : после усиления и детектирования сигналы поступают на частотный и фазовый детекторы; фазовый детектор выделяет сигнал переменной фазы; частотный – сигнал поднесущей частоты
- : содержащиеся в продетектированном сигнале составляющие с частотами 90 и 150 Гц выделяются фильтрами Φ_{90} и Φ_{150}

207. В курсовом приемнике СП-50М из сигнала поднесущей частоты выделяется опорное напряжение постоянной фазы следующим образом

- : в фазовом детекторе из поднесущей выделяется опорное напряжение, которое поступает на частотный детектор
- : в частотном детекторе из поднесущей выделяется опорное напряжение, которое поступает на фазовый детектор
- : после усиления и детектирования сигналы разделяются фильтрами; один фильтр настроен на частоту 60 Гц, который выделяет опорное напряжение постоянной фазы из сигнала поднесущей частоты

208. Боковыми лепестками антенной системы курсового радиомаяка СП-50М излучаются

- : балансно-модулированные колебания, частота модуляции 45 и 75 Гц
- : балансно-модулированные колебания, частота модуляции у них одна и та же (60 Гц), фазы высокочастотных колебаний лепестков отличаются на 180°
- : высокочастотный сигнал, промодулированный по амплитуде сигналом поднесущей частоты 10 кГц, который модулируется по частоте сигналом 60 Гц.

209. Система посадки СП-50М работает в диапазоне частот

- : $75 \div 300$ МГц
- : $30 \div 300$ кГц
- : $0,3 \div 3$ МГц

210. Системы инструментальной посадки III категории обеспечивают

- : управление самолетом при заходе на посадку до высоты 60 м над поверхностью Земли при видимости на ВПП не менее 800 м
- : посадку с приземлением при значительном ограничении или отсутствии видимости Земли
- : управление самолетом при заходе на посадку до высоты 30 м при видимости на ВПП не менее 400 м

Командно-пилотажные навигационные системы

211. Соответствие между навигационными элементами и их определением

1. истинный курс летательного аппарата
2. курсовой угол радиостанции
3. истинный пеленг радиостанции
4. магнитный курс летательного аппарата

1. угол между плоскостью магнитного меридиана и проекцией продольной оси ЛА на плоскость горизонта
2. угол между плоскостью географического меридиана и проекцией продольной оси ЛА на плоскость горизонта
3. угол между северным направлением меридиана, проходящего через данную точку, и направлением на радиостанцию в проекции на плоскость горизонта
4. угол между горизонтальной проекцией продольной оси ЛА и горизонтальной проекцией линии, соединяющей ЛА с радиостанцией

212. Взаимосвязь основных параметров движения самолета в горизонтальной плоскости при заходе на посадку

–: при координированном развороте выполняется условие $\operatorname{tg} \gamma = \omega V/g$

–: скорость изменения курса при координированном развороте всегда пропорциональна крену $p\Psi = (g/V) \cdot \gamma$

–: при выходе ЛА на ось ВПП дальность изменяется мало, поэтому линейное отклонение пропорционально угловому $Z \approx D \cdot \varepsilon$

–: все перечисленное верно

213. Соответствие между возможными законами управления стрелкой директорного прибора в боковом канале

1. пропорциональный

2. статический

3. астатический

1. $g\gamma + K_z Z = 0$

2. $p^2 Z + K_{pz} pZ + K_z Z = 0$

3. $p^2 Z + K_{pz} pZ + K_z Z + m_z \int_0^t Z dt = 0$

214. Введение интеграла в закон управления стрелкой директорного прибора приводит к увеличению ... системы, в результате чего усложняется работа летчика при выходе на заданную траекторию

215. В системе Путь-4М реализован ... закон управления командной стрелкой директорного прибора с введением поправки на угол сноса ветром

216. В системе Путь-4М для уменьшения помех в сигналах ε и $p\varepsilon$ применяют фильтры, в качестве которых используются ... звенья

217. В системе Путь-4М для устранения статических ошибок сигнал $\Delta\Psi$ имеет зону ... в пределах $\pm 28,5^\circ$

Магнитные компасы

218. Соответствие между величинами и их определением

1. магнитная девиация

2. магнитное склонение

3. магнитное наклонение

1. угол между магнитным меридианом и компасным меридианом

2. угол между вектором **T** и горизонтальной составляющей напряженности магнитного поля Земли **H**

3. угол между магнитным меридианом и географическим меридианом

219. Принцип действия магнитного компаса основан на свойстве

–: электромагнитной индукции

–: вращающегося тела сохранять неизменным положение в пространстве

–: магнитной стрелки устанавливаться по направлению магнитных силовых линий поля Земли

220. Соответствие между видами девиации и их устранением

1. четвертная девиация магнитных компасов
2. полукруговая девиация магнитных компасов
3. круговая девиация магнитных компасов
 1. устраняется поворотом компаса вокруг своей оси
 2. устраняется при помощи магнитов, помещаемых вблизи компаса
 3. учитывается при помощи графиков девиации

221. Во вторичную обмотку чувствительного элемента индукционного компаса не трансформируется ЭДС с частотой напряжения питания, т. к.

- : на входе индукционного датчика стоит фильтр, не пропускающий сигналы с частотой напряжения питания
- : две первичные обмотки включены таким образом, что суммарный поток всегда равен нулю
- : в первом каскаде усилителя в цепи отрицательной обратной связи включен двойной Т-образный фильтр; параметры фильтра выбраны из условия практически полного затухания на частоте 400 Гц

222. Полукруговой называется девиация

- : имеющая постоянное значение при изменении курса от 0 до 360°
- : график которой имеет форму полукруга
- : изменяющая свой знак дважды при изменении курса от 0 до 360°

223. Круговой называется девиация

- : имеющая постоянное значение при изменении курса от 0 до 360°
- : изменяющая свой знак дважды при изменении курса от 0 до 360°
- : график которой имеет форму круга

224. Компенсационная камера магнитного компаса предназначена для

- : компенсации изменения объема жидкости при изменении температуры
- : компенсации полукруговой девиации
- : компенсации круговой девиации

225. При полетах в северном полушарии южный конец стрелки магнитного компаса делают более тяжелым для компенсации

- : наклонов стрелки, вызванных вертикальной составляющей магнитного поля Земли
- : магнитного склонения
- : магнитной девиации

226. Зависимость между токами в трехпроводной линии ПДК-45 имеет вид

- : $I = U(60 + 1,5R/r) / [r(1800 + 16\alpha - \alpha^2 + 135R/r)]$
- : $I_1 = (120 - \alpha) / (3R/r + 120)$
- : $I_1 + I_2 + I_3 = 0$

227. В ПДК-45 для преобразования угла поворота магнитной системы в электрический сигнал применен

- : бесконтактный сельсин-датчик
- : магнитоэлектрический логометр
- : кольцевой потенциометр с тремя щетками

228. Для преобразования сигнала частотой 800 Гц в сигнал частотой 400 Гц в компасе ГИК-1 напряжение с предварительного усилителя подается на

- : фазочувствительный выпрямитель, выполненный в виде двухтактной мостовой схемы, играющей роль делителя частоты
- : фазочувствительный выпрямитель и далее на управляющую обмотку магнитного усилителя, где он преобразуется в сигнал переменного тока частотой 400 Гц
- : феррозонд, сердечник насыщается дважды за каждый период, следовательно, магнитная проницаемость сердечника и выходной сигнал изменяются с частотой вдвое меньшей

229. Чувствительный элемент индукционного компаса (по сравнению с магнитным компасом) свободен от погрешностей

- : вызванных изменением магнитного склонения
- : связанных с влиянием сил трения, небаланса и увлечения
- : магнитной девиации

230. В компасе ГИК-1 погрешность четвертной девиации устраняется

- : с помощью кремальеры на указателе штурмана
- : с помощью лекального устройства коррекционного механизма
- : с помощью девиационного прибора, установленного на датчике

231. Четвертной называется девиация

- : изменяющая свой знак дважды при изменении курса от 0 до 360°
- : изменяющая свой знак четыре раза при изменении курса от 0 до 360°
- : график которой имеет форму в четверть круга

232. В ПДК-45 в качестве указателя используется

- : сельсин-приемник, работающий в индикаторном режиме
- : магнитоэлектрический гальванометр с подвижной рамкой
- : магнитоэлектрический логометр с подвижным магнитом

233. Шкала указателя ПДК-45 выполнена неравномерной для компенсации

- : погрешности потенциометрической дистанционной передачи
- : погрешности полукруговой девиации
- : погрешности четвертной девиации

Курсовые системы

234. Магнитный и гироскопический датчики курсовой системы КС-6 объединены через

- : аperiodическое звено первого порядка
- : дифференцирующее звено с замедлением
- : интегрирующее звено

235. Выключатель коррекции КС-6 автоматически отключает

- : магнитный датчик от корректирующего звена в момент появления у него нарастающих погрешностей; обычно это происходит при ускорениях, поэтому выключатель должен реагировать на ускорения самолета
- : магнитный датчик от корректирующего звена в момент появления у него нарастающих погрешностей; обычно это происходит при кренах, поэтому выключатель должен реагировать на углы крена самолета
- : магнитный датчик от корректирующего звена в момент появления у него нарастающих погрешностей; обычно это происходит при вираже, поэтому выключатель должен реагировать на угловую скорость виража

236. КС-6 работает как двухкомпонентная курсовая система в режиме

- : гиropolукомпаса
- : магнитной коррекции

–: индикации курсовых углов радиостанций

237. Оптимальное значение постоянной времени корректирующего звена двухкомпонентной курсовой системы типа КС-6 выбирают из условия

–: быстрого согласования магнитного и гироскопического датчиков

–: чувствительности, чтобы при минимальном допустимом рассогласовании следящей системы на выходе усилителя возникало напряжение, достаточное для трогания двигателя

–: минимума дисперсии суммарной погрешности

238. Выражение для выбора передаточных коэффициентов звеньев фильтра связи двухкомпонентной курсовой системы при условии минимума дисперсии суммарной погрешности имеет вид

–: $K_1 K_2 K_3 = 1/T_{\text{опт}}$

–: $\Phi_1(p) = T_p/(T_p + 1)$; $\Phi_2(p) = 1/(T_p + 1)$

–: $\Delta\Psi_C = \Phi_2(p)\Delta\Psi_M(p) + \Phi_1(p)\Delta\Psi_T(p)$

239. Для компенсации карданной погрешности в гироскопе КС-6

–: гироскоп подвешивается на дополнительной раме, которая обрабатывается по сигналам углов тангажа от ЦГВ в пределах $\pm 70^\circ$

–: предусмотрено специальное корректирующее устройство (жидкостный маятник), возвращающее ось гироскопа в горизонтальное положение

–: компенсация карданной погрешности не предусмотрена, так как КС-6 применяется на тяжелых самолетах, имеющих малые углы тангажа.

Пилотажно-навигационные системы воздушных сигналов (централи скорости и высоты)

240. Причинами появления методических погрешностей централи скорости и высоты могут быть:

–: инверсные отклонения в распределении давления и температуры атмосферного воздуха

–: отсутствие сведений о давлении и температуре воздуха у поверхности Земли

–: погрешности приемника статического и полного давлений, обусловленные аэродинамическими недостатками его геометрической формы и установки на самолете

–: погрешности датчика заторможенной температуры, вызванные в основном рассеянием тепловой энергии чувствительным элементом

–: все перечисленное верно

241. Статические инструментальные погрешности централи скорости и высоты могут быть:

–: температурными, вызванными влиянием температуры на модуль упругости манометрических элементов, на параметры электрических счетно-решающих устройств

–: шкаловыми, обусловленными нелинейностями характеристик упругих элементов, потенциометров, шкал указателей

–: погрешностями застоя, вызванными трением во всех подвижных звеньях механизмов

–: все перечисленное верно

242. В состав аэрометрической централи входят:

–: датчики первичной информации (датчик температуры торможения T_t , приемник воздушного давления, дающий на выходе статическое давление атмосферы P_n и полное давление P_n)

–: чувствительные элементы, воспринимающие $P_{\text{дин}} = P_n - P_n$ и P_n

- : узлы отработки, преобразующие перемещения упругих мембран в электрические сигналы, пропорциональные $P_{\text{дин}}$ и $P_{\text{н}}$
- : узел отработки температуры торможения $T_{\text{т}}$
- : узел решения алгоритма $f(T_{\text{т}}) = \sqrt{T_{\text{т}}}$
- : узлы решения градуировочных формул
- : указатели выходной информации (V , M , $T_{\text{н}}$, H)
- : устройство ввода априорной информации (давления атмосферного воздуха P_0 и температуры T_0 у поверхности Земли)
- : все перечисленное верно

Заключение

«Навигационные системы летательных аппаратов» являются преддипломным курсом, который подготавливает студентов к дипломному проектированию и междисциплинарному государственному экзамену. Более подробно с содержанием курса, описанием лабораторных работ можно ознакомиться в соответствующих файлах на сайте кафедры ИВК (директорий Shivr_ftp).

Основные использованные понятия

ААЕ	– авиационный астрономический ежегодник
Азимут (пеленг) ориентира	– угол, заключенный между северным направлением меридиана, проходящего через данную точку, и направлением на наблюдаемый ориентир
Азимут светила	– двугранный угол между плоскостью небесного меридиана и плоскостью вертикала светила
Акселерометр	– датчик ускорения объекта
АС	– автоматический секстант
Астрономическая рефракция	– преломление светового луча в земной атмосфере, вследствие которого видимое направление на небесное светило приподнимается над горизонтом
БКН	– бортовая карта неба
БЦВМ	– бортовая цифровая вычислительная машина
Вертикал светила	– большой круг небесной сферы, проходящий через зенит, светило и надир
ВПП	– взлетно-посадочная полоса
Высота светила	– угол между плоскостью истинного горизонта и направлением из центра небесной сферы на светило
Высотно-азимутальный астроориентатор	– астроориентатор, определяющий координаты места летательного аппарата по одному светилу
Гирополукомпас	– курсовой прибор
ГМС	– географическое место светила на земной поверхности

Горизонтальный астроориентатор	– астроориентатор, в котором для определения координат места самолета и курса измеряются горизонтальные координаты светил
ГРМ	– глиссадный радиомаяк
ГСА	– граф-схема алгоритма
Дерево вызова процедур	– иерархический список, указывает порядок вызова процедур системы
ДИСС	– доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса
ДНА	– диаграмма направленности антенны
Заданный путевой угол	– (ЗПУ) – угол, заключенный между северным направлением меридиана и линией заданного пути
Звездное время	– численно равно часовому углу точки весеннего равноденствия
Звездные сутки	– промежуток времени между двумя последовательными одноименными кульминациями точки весеннего равноденствия на одном и том же географическом меридиане
Зенит (Z)	– точка пересечения отвесной линии с небесной сферой, находится над головой наблюдателя
Зенитный угол	– угол между вертикалью места летательного аппарата и направлением на искусственный спутник Земли
ИВК	– измерительно-вычислительный комплекс
ИИС	– информационная измерительная система
ИК	– истинный курс
ИКАО	– международная организация гражданской авиации (International Civil Aviation Organization)
ИКО	– индикатор кругового обзора
ИНС	– инерциальная навигационная система
ИПА	– истинный пеленг аппарата
ИСЗ	– искусственный спутник Земли
Истинные солнечные сутки	– промежуток времени между двумя последовательными одноименными кульминациями центра солнечного диска на одном и том же географическом меридиане
Картушка	– подвижная система магнитного компаса
Каскадные (цепочные) структуры	– системы с децентрализованным управлением, сигнал состояния предшествующего модуля является управляющим для последующего
КК	– компасный курс
КРМ	– курсовой радиомаяк
Круг равных высот светила	– окружность, центром которой является географическое место светила, во всех точках которой высота соответствующего светила будет одинаковой
Круг склонения светила	– большой круг небесной сферы, проходящий через полюсы мира и светило
КУ	– курсовой угол светила
Кульминация светила	– явление прохождения светил небесного меридиана

Курсовой угол	– угол, отсчитанный по часовой стрелке от горизонтальной проекции продольной оси летательного аппарата до горизонтальной проекции линии, соединяющей летательный аппарат с наблюдаемым с него объектом
КУР	– курсовой угол радиостанции
Курс	– угол между вертикальной плоскостью, принятой за начало отсчета, и проекцией продольной оси летательного аппарата на плоскость горизонта
ЛЗП	– линия заданного пути
Локсодромия	– линия, пересекающая меридианы под одинаковыми путевыми углами
ЛСА	– логическая схема алгоритма
Магистральная структура	– имеет централизованное управление, каждый сигнал передается по общей для всех модулей шине
Магнитная девиация	– угол между магнитным и компасным меридианом, вызывается влиянием расположенных на борту самолета ферромагнитных масс и электрооборудования
MLS	– микроволновая система посадки (Microwave Landing System)
Морская миля	– 1852 м
МРМ	– маркерный радиомаяк
МСА	– матричная схема алгоритма
Маятник Шулера	– математический маятник длиной равной радиусу Земли (период колебаний 84,4 мин.)
МК	– магнитный курс
Надир (Z')	– точка пересечения отвесной линии с небесной сферой, находится под наблюдателем
navigato	– мореплавание
navis	– корабль
Небесная сфера	– вспомогательная воображаемая сфера бесконечно большого радиуса
Небесный меридиан	– большой круг, проходящий через полюсы мира, зенит и надир
НУ	– навигационное устройство
Ортодромический путевой угол (ОПУ)	– угол, заключенным между северным направлением меридиана и линией заданного пути в начальной точке ортодромии
Ортодромия	– дуга большого круга, являющаяся кратчайшим расстоянием между двумя точками на поверхности земного шара
Относительный курс	– угол, отсчитанный от произвольно выбранной плоскости, например, ортодромический курс
Параллакс светила	– угол между направлением из какой-либо точки земной поверхности и направлением из центра Земли на светило
Параллактический треугольник светила	– сферический треугольник, сторонами которого являются дуга небесного меридиана, дуга вертикала светила и дуга круга склонения светила
ПНСВС	– пилотажно-навигационная система воздушных сигналов (центрально скорости и высоты)

Полюсы мира	– (северный и южный) – точки пересечения оси вращения Земли с небесной сферой
Прямое восхождение светила	– двугранный угол между плоскостью круга склонения точки весеннего равноденствия и плоскостью круга склонения светила
ПУ	– путевой угол
Радиальная скорость	– скорость изменения расстояния в направлении распространения радиоволн
Радиальная структура	– имеет централизованное управление, сигналы подаются к каждому модулю по индивидуальным шинам
РЛС	– радиолокационная станция
РНС	– радионавигационная система
РНТ	– радионавигационная точка
РНУ	– радионавигационное устройство
РСБН	– радиотехническая система ближней навигации
Склонение светила	– угол между плоскостью небесного экватора и направлением из центра небесной сферы на светило
Среднее солнце	– фиктивная точка, равномерно движущаяся по небесному экватору и совершающая полный оборот за год
ССН	– спутниковая система навигации
Структурная схема прибора	– является отображением его принципиальной схемы и дает представление о видах и порядке физических преобразований, осуществляемых данным прибором в процессе измерения
Сферант	– пространственный механизм, моделирует параллактический треугольник светила
ТВА	– таблицы высот и азимутов Солнца, Луны, планет
ТВАЗ	– таблицы высот и азимутов звезд
ТЗ	– техническое задание
Требования пользователя	– определяют, что пользователь хочет от системы и что она должна делать
Уравнение времени	– разность между средним солнечным временем и истинным солнечным временем
Функциональная спецификация	– определяет, какие функции должны выполняться для удовлетворения требований пользователя и обеспечения интерфейса между системой и окружением
Фут	– 0,3048 м
Хронизатор	– часы, обеспечивающие синхронность работы приемника и передатчика
ЦГВ	– центральная гироскопическая вертикаль
ЦСВ	– централь скорости и высоты
Часовой угол светила	– двугранный угол между плоскостью небесного меридиана и плоскостью круга склонения светила
Эклиптика	– видимый путь Солнца относительно звезд

Библиографический список

1. Автоматизированное управление самолетами и вертолетами / С. М. Федоров, В. В. Драбкин, В. М. Кейн, О. И. Михайлов ; под ред. С. М. Федорова. – М. : Транспорт, 1977. – 246 с.
2. Беляевский, Л. С. Основы радионавигации : учебник для вузов гражданской авиации / Л. С. Беляевский, В. С. Новиков, П. В. Олянюк. – М. : Транспорт, 1982. – 288 с.
3. Браславский, Д. А. Приборы и датчики летательных аппаратов / Д. А. Браславский. – М. : Машиностроение, 1970. – 392 с.
4. Голяк, А. Н. Радионавигационное оборудование самолетов. Устройство и эксплуатация : учеб. пособие / А. Н. Голяк, С. И. Плоткин, И. Ф. Ковальчук. – М. : Транспорт, 1981. – 246 с.
5. Денисов, В. Г. Навигационное оборудование летательных аппаратов / В. Г. Денисов. – М. : Оборонгиз, 1963. – 384 с.
6. Капиев, Р. Э. Измерительно-вычислительные комплексы / Р. Э. Капиев. – Л. : Энергоатомиздат, 1988. – 176 с.
7. Олянюк, П. В. Радионавигационные устройства и системы гражданской авиации : учебник для вузов / П. В. Олянюк, Г. П. Астафьев, В. В. Грачев. – М. : Транспорт, 1983. – 320 с.
8. Панагриев, В. Е. Параметры радионавигационных средств обеспечения полетов и их измерение / В. Е. Панагриев, А. А. Сосновский, И. А. Хаймович. – М. : Транспорт, 1973. – 384 с.
9. Помыкаев, И. И. Навигационные приборы и системы : учеб. пособие для вузов / И. И. Помыкаев, В. П. Селезнев, Л. А. Дмитроченко ; под ред. И. И. Помыкаева. – М. : Машиностроение, 1983. – 456 с.
10. Радионавигационные системы аэропортов : учебное пособие для вузов гражданской авиации. – М. : Транспорт, 1978. – 336 с.
11. Савельев, А. Я. Конструирование ЭВМ и систем : учебник для вузов / А. Я. Савельев, В. А. Овчинников. – 2-е изд., перераб. и доп. – М. : Высш. шк., 1989. – 312 с.

12. Савченко, Н. М. Бортовая система управления БСУ-3П / Н. М. Савченко, Н. П. Аниенков. – М. : Транспорт, 1974. – 212 с.
13. Селезнев, В. П. Навигационные устройства / В. П. Селезнев. – М. : Оборонгиз, 1961. – 615 с.
14. Селезнев, В. П. Навигационные устройства : учебное пособие для вузов / В. П. Селезнев. – М. : Машиностроение, 1974. – 600 с.
15. Сосновский, А. А. Авиационная радионавигация : справочник / А. А. Сосновский, И. А. Хаймович. – М. : Транспорт, 1980. – 255 с.
16. Сосновский, А. А. Радиоэлектронное оборудование летательных аппаратов : справочник / А. А. Сосновский, И. А. Хаймович. – М. : Транспорт, 1987. – 256 с.
17. Тарасов, В. Г. Межсамолетная навигация / В. Г. Тарасов. – М. : Машиностроение, 1980. – 184 с.
18. Фридмен, М. Проектирование систем с микрокомпьютерами / М. Фридмен, Л. Ивенс ; пер. с англ. – М. : Мир, 1986. – 405 с.
19. Цапенко, М. П. Измерительные информационные системы: Структуры и алгоритмы, системотехническое проектирование / М. П. Цапенко. – М. : Энергоатомиздат, 1985. – 439 с.
20. Цифровые радионавигационные устройства. – М. : Советское радио, 1980. – 288 с.
21. Черный, М. А. Воздушная навигация / М. А. Черный, В. И. Кораблин. – М. : Транспорт, 1983. – 384 с.
22. Шивринский, В. Н. Бортовые вычислительные комплексы навигации и самолетовождения : конспект лекций / В. Н. Шивринский. – Ульяновск : УлГТУ, 2010. – 148 с.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	3
Глава 1. Особенности проектирования навигационных систем летательных аппаратов	4
Основные этапы проектирования систем (4). Постановка задачи (6). Уточнение данных для проектирования навигационного устройства (9). Обзор существующих систем, их анализ, обоснование выбора метода измерения (11). Цикл проектирования системы (13). Язык проектирования (14). Документация (17). Требования пользователя и функциональная спецификация (18). Проектирование системы (19). Проектирование программного обеспечения (20). Разработка структурной, функциональной, принципиальной схем навигационной системы (24). Использование структурных резервов (32). Использование информационных резервов (33). Расчет основных параметров системы (35). Разработка алгоритма и программы функционирования системы для ЦВМ (38).	
Глава 2. Радиомаячные системы посадки самолетов	45
Система посадки самолетов СП-50М (48). Недостатки систем посадки метрового диапазона (55). Тенденции развития посадочных систем (56). Радиомаячные системы посадки сантиметрового диапазона (56). Основные эксплуатационные требования и характеристики систем посадки сантиметрового диапазона (59). Основные тактические характеристики систем MLS (60). Принцип действия угломерных каналов системы TRSB (60). Формат сигнала угломерных каналов системы TRSB (65).	
Глава 3. Командно-пилотажные навигационные системы	68
Параметры движения самолета в горизонтальной плоскости (71). Возможные законы управления стрелкой директорного прибора при движении самолета в горизонтальной плоскости (в боковом канале) (73). Анализ закона управления стрелкой директорного прибора системы Путь-4М в боковом канале (75). Структурная схема бокового канала системы Путь-4М (81).	
Глава 4. Магнитные компасы	83
Магнитное поле Земли (83). Схемы и основные элементы магнитного компаса (85). Уравнение движения катушки магнитного компаса (86). Методические погрешности магнитных компасов	

(88). Инструментальные погрешности магнитных компасов (90). Конструкция магнитных компасов (90). Потенциометрические дистанционные компасы (91). Индукционный компас (92). Уст- ройство индукционного компаса (95).	
Глава 5. Курсовые системы	99
Курсовая система КС-6 (103).	
Глава 6. Пилотажно-навигационные системы воздушных сигналов (централи скорости и высоты)	107
Методические погрешности централи скорости и высоты (111). Инструментальные погрешности централи скорости и высоты (113).	
Тестовые задания	113
Заключение	141
Основные использованные понятия	141
Библиографический список	145

Учебное издание

ШИВРИНСКИЙ Вячеслав Николаевич

**НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Конспект лекций

Подписано в печать 11.03.2012. Формат 60×84/16.
Усл. печ. л. 8,60. Тираж 100 экз. Заказ 249.

Ульяновский государственный технический университет
432027, г. Ульяновск, ул. Сев. Венец, 32

Типография УлГТУ, 432027, г. Ульяновск, ул. Сев. Венец, 32.