

Министерство науки и высшего образования и Российской Федерации

Томский государственный университет систем управления и  
радиоэлектроники

Мещеряков А.А.

**КОСМИЧЕСКИЕ РАДИОТЕХНИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ**  
**ПРАКТИКУМ**

Томск, 2024

**УДК 629.78**  
**М56**

**Рецензент:**

**Куприц В.Ю.**, доцент кафедры радиотехнических систем ТУСУР, канд. техн. наук

**Мещеряков А. А.**

**М56** Космические радиотехнические системы Практикум. Учебно-методическое пособие по курсу «Космические системы» для студентов радиотехнических специальностей / Мещеряков А. А. – Томск: Томск. гос. ун-т систем упр. и радиоэлектроники, 2024 – 70 с.

Настоящее учебно-методическое пособие составлено с учетом требований федерального государственного образовательного стандарта высшего образования (ФГОС ВО).

Учебно-методическое пособие предназначено для проведения практических занятий по дисциплине «Космические системы» со студентами радиотехнических специальностей.

Основной задачей проведения практических занятий является повторение принципов действия и технических характеристик радиотехнических устройств и систем космических аппаратов, анализ принятых технических решений, структурные и, частично, функциональные схемы, конструкторские решения и т.д. Некоторое внимание уделено решению расчетных задач, в частности, расчету энергетических характеристик космических радиолиний, и закреплению знаний по баллистике ИСЗ.

Приведены планы практических занятий, материалы по рейтинговой раскладке контрольных работ и вопросы, входящие в тестовые контрольные работы.

Одобрено на заседании каф. РТС протокол № 4 от 16.11.2023 г.

## Содержание

Введение.....	4
1. Методические указания для проведения практических занятий по дисциплине «Космические системы» для студентов радиотехнических специальностей.....	4
1.1 Цель проведения занятий .....	4
1.2 Содержание занятий.....	5
2. Методическое пособие для проведения практических занятий по дисциплине «Космические системы».....	8
2.1 Тема: Радиотехнические системы для обеспечения полета космических аппаратов и кораблей.....	8
2.2 Тема: Математическое описание траектории полета КА.....	10
2.3 Тема: Обобщенная схема радиокomплекса КА.....	16
2.4 Тема: Расчет энергетических характеристик космических радиолиний.....	23
2.5 Тема: Измерения в радиокomплексах КА.....	27
2.6 Тема: Статистическая обработка результатов навигационных измерений КА....	36
2.7 Тема: Структурные схемы командных радиолиний КА.....	46
2.8 Тема: Структурные схемы телеметрических радиолиний КА.....	52
2.9 Тема: Радиокomплексы ИСЗ различного назначения.....	59

## **Введение**

Космическая наука и техника по своему содержанию являются, как известно, научно-техническими областями знаний синтетического характера. Их предметные области, связанные, в первую очередь, с осуществлением полетов в околоземном космическом пространстве и к небесным телам Солнечной системы, опираются на результаты и достижения целого ряда фундаментальных и прикладных наук. К этим наукам, в первую очередь, надо отнести механику, физику, радиоэлектронику, электротехнику, автоматику, астрономию, химию, теплотехнику, физику твердого тела, сопротивление материалов и т.д.

Для студентов, готовящихся стать специалистами в области создания космических систем научного, оборонного или социально-экономического назначения, в основе которых лежит широкое использование упомянутых выше областей науки и техники, а также смежных с ними научно-технических дисциплин, необходимо иметь четкие представления как об условиях работы космических средств целевого назначения, так и о требованиях к их характеристикам со стороны объектов-носителей этих средств - ракет и космических аппаратов по самым разным аспектам. Эти сведения студенты получают, как правило, при чтении курсов вводного характера, содержание которых носит, как правило, усеченный характер и их до сих пор нельзя считать устоявшимися. В учебном пособии в краткой и доступной форме излагаются ключевые сведения теоретического и прикладного характера в основном всех основных разделов космической науки и техники, в чем, как правило, нуждаются будущие специалисты космического профиля как в учебной, так в практической работе.

При подготовке методического пособия учтен опыт чтения вводных и специальных курсов для студентов. При отборе тематических материалов для данного пособия широко использовались апробированные и отработанные информационные источники отечественных и зарубежных научно-технических изданий и периодической печати.

## **1. Методические указания для проведения практических занятий по дисциплине «Космические системы» для студентов радиотехнических специальностей**

### **1.1 Цель проведения занятий**

Практические занятия направлены на закрепление и расширение знаний, полученных на лекциях.

Практические занятия по курсу специализации, каким является указанный курс, направлены на анализ и подробное изучение наиболее важных и сложных космических радиосистем: спутниковых систем связи, спутниковых навигационных систем и технологической аппаратуры настройки и проверки систем управления полетом ИСЗ. Изучению подлежат принципы построения систем, анализ принятых технических решений, структурные и, частично, функциональные схемы, конструкторские решения и т.д. Некоторое внимание уделено решению расчетных задач, в частности, расчету энергетических характеристик космических радиолиний, и закреплению знаний по баллистике ИСЗ.

Предусмотрен тестовый контроль полученных знаний в объеме рейтинговой раскладки для данной дисциплины. Общее количество баллов на практические занятия – 45, разбиты они следующим образом:

- посещаемость 10 баллов,
- тестовый контроль 25 балла,
- активность на занятиях 10 баллов.

Тестовый контроль проводится в виде трех контрольных тестовых работ по изучаемым темам; каждая контрольная содержит четыре варианта по 10 вопросов.

## **1.2 Содержание занятий**

### **Занятие 1.**

*Тема занятий.* Радиотехнические системы для обеспечения полета космических аппаратов и кораблей.

Аппаратура целевого назначения КА, обеспечивающие системы, бортовой и наземный комплексы управления.

*Тематический план.*

Повторение материала о параметрах и принципах работы радиотехнических систем обеспечения полета космических аппаратов. – 45 минут.

Изучение материала видах и задачах, решаемых КА - 30 минут.

Тестовый контроль – 15 минут.

### **Занятие 2.**

*Тема занятий.* Математическое описание траектории полета КА.

Параметры траектории, свободный полет КА.

*Тематический план.*

Повторение материала о видах, параметрах и принципах расчета орбит ИСЗ. – 45 минут.

Изучение описания полёта КА без работающего двигателя - 30 минут.

Тестовый контроль – 15 минут.

### **Занятие 3.**

*Тема занятий.* Математическое описание траектории полета КА.

Продолжение изучения темы.

*Тематический план.*

Производится моделирование с цветным изображением траекторий ИСЗ - 45 минут.

Тестовый контроль – 15 минут.

Моделирование траекторий для различных типов орбит и КА (изучение по методическому пособию и обсуждение) - 30 минут.

*Рекомендации.* Обратить внимание на тщательное построение траектории ИСЗ.

### **Занятие 4.**

*Тема занятия.* Обобщенная схема радиоконтекста КА.

Общие сведения о космических РТС, радиосистемы управления БР, радиосистемы выведения ИСЗ и КА на заданную траекторию, радиосистемы орбитальных измерений.

*Тематический план.*

Повторение материала о принципах построения космических РТС космических систем - 45 минут.

Анализ обобщенной функциональной схемы командного управления КА - 30 минут.

Обсуждение результатов - 15 минут.

### **Занятие 5.**

*Тема занятия.* Расчет энергетических характеристик космических радиолоний.

Выполняется расчет: 1) одного из параметров бортовой аппаратуры при заданной энергетике наземной аппаратуры и протяженности трассы ИСЗ-Земля; 2) протяженности трассы ИСЗ-Земля при заданной энергетике наземной и бортовой аппаратуры.

*Тематический план.*

Анализ уравнения дальности в варианте распространения сигнала в одном направлении (изучение по методическому пособию и обсуждение) - 45 минут.

Расчеты для нескольких значений параметров - 30 минут.

Обсуждение результатов - 15 минут.

*Рекомендации.* Уравнение дальности представить в обычной и логарифмической формах. Расчет вести, выражая величины в относительных единицах (дБ/Вт). Использо-

вать книгу: Энергетические характеристики космических радиолиний. / Под ред. О.А. Зенкевича. – М.: Сов. Радио, 1972.

#### **Занятие 6.**

*Тема занятия.* Измерения в радиоконкомплексах КА

*Тематический план.*

Изучение технологической контрольно-испытательной станции КИРС-12.

Задачи, решаемые станцией, принцип построения систем - 45 минут.

Принципы дальнометрии при непрерывных сигналах – 45 минут.

*Рекомендации.* Обратить внимание на построение временных и фазовых дальнометров.

#### **Занятие 7.**

*Тема занятия.* Статистическая обработка результатов навигационных измерений КА

*Тематический план.*

Основные задачи обработки информации в космических радиосистемах.

Основы методики статистической обработки результатов навигационных измерений - 45 минут.

Определение параметров орбиты КА при обработке информации методом наименьших квадратов – 45 минут.

#### **Занятие 8.**

*Тема занятия.* Структурные схемы командных радиолиний КА

*Тематический план.*

Основные виды радиоконанд и командных радиолиний. Требования к командным радиолиниям (изучение по методическому пособию и обсуждение) - 45 минут.

Принципы аналоговой передачи радиоконанд (изучение по методическому пособию и обсуждение) - 45 минут.

#### **Занятие 9.**

*Тема занятия.* Структурные схемы командных радиолиний КА

Продолжение изучения темы.

*Тематический план.*

Повторение принципов передачи радиоконанд по командным радиолиниям. (изучение по методическому пособию и обсуждение) - 45 минут.

Принципы цифровой передачи радиоконанд (изучение по методическому пособию и обсуждение) - 45 минут.

*Рекомендации.* Обратить внимание на построение цифровой аппаратуры.

#### **Занятие 10.**

*Тема занятия.* Структурные схемы телеметрических радиолиний КА

*Тематический план.*

Основные виды телеметрических радиолиний. Требования к телеметрическим радиолиниям (изучение по методическому пособию и обсуждение) - 45 минут.

Телеметрические линии с временным и частотным разделением каналов (изучение по методическому пособию и обсуждение) - 45 минут.

#### **Занятие 11.**

*Тема занятия.* Структурные схемы телеметрических радиолиний КА

Продолжение изучения темы.

*Тематический план.*

Повторение принципов телеметрической передачи информации. Требования к телеметрическим радиолиниям (изучение по методическому пособию и обсуждение) - 45 минут.

Телеметрические линии с кодовым разделением каналов (изучение по методическому пособию и обсуждение) - 45 минут.

### **Занятие 12.**

*Тема занятия.* Радиокомплексы ИСЗ различного назначения

*Тематический план.*

Изучение спутниковой системы ГЛОНАСС.

Указанные навигационные системы являются одними из наиболее значимых космических систем. Они широко применяются в народно-хозяйственной, научной и военной сферах деятельности практически всех государств мира.

Принцип построения систем, как вариант реализации позиционного метода местоопределения (изучение по методическому пособию и обсуждение) - 45 минут.

Определение координат ИСЗ в произвольный момент времени по эфемеридной информации, поступающей со спутника (изучение по методическому пособию и обсуждение) - 45 минут.

*Рекомендации.* Особое внимание уделить анализу формул, по которым производится расчет.

### **Занятие 13.**

*Тема занятия.* Итоговое занятие.

*Тематический план.*

Устранение недоработок.

Ликвидация задолженностей.

## 2. Методическое пособие для проведения практических занятий по дисциплине «Космические системы»

### 2.1 Тема: Радиотехнические системы для обеспечения полета космических аппаратов и кораблей

Космический аппарат (КА) — техническое устройство, используемое для выполнения разнообразных научно-исследовательских, промышленно-хозяйственных, военно-прикладных задач в космическом пространстве. Задачи, решаемые КА, определяют выбор орбиты, состав бортовой аппаратуры, способ ориентации, принципы организации связи с наземными пунктами и т. д.

Классификацию космических аппаратов можно производить по различным признакам. В настоящее время общепризнанной является классификация в зависимости от области космического пространства, в которую направляется аппарат. В зависимости от области пространства изменяются задачи, решаемые КА, а главное сильно изменяются энергетические потенциалы, как двигательных установок, так и радиотехнических систем. КА в зависимости от области космического пространства делятся на КА ближнего космоса, КА среднего космоса и КА дальнего космоса.

К аппаратам ближнего космоса относятся: баллистические ракеты (БР), антиракет, искусственные спутники Земли (ИСЗ), антиспутники. Располагаются они на удалении от поверхности Земли до 40 тыс. км.

К аппаратам среднего космоса относятся аппараты для полётов к Луне (до 400 тыс. км).

К аппаратам дальнего космоса относятся аппараты для полета к планетам Солнечной системы. Эти аппараты называются межпланетными станциями.

Если КА обитаем, т.е. на его борту есть экипаж, то говорят о космическом корабле; если необитаем, то КА называют автоматической станцией.

В настоящее время наиболее распространенными видами КА являются:

- КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ);
- навигационные КА;
- спутники связи, телевидения, телекоммуникационные;
- научно-исследовательские спутники;
- разведывательные и военные спутники.

Принципы построения этого многообразия КА различны. Один из способов сокращения экономических затрат, сроков создания и запуска КА — это их унификация, осуществляемая по отношению к определенному классу аппаратов. Поэтому определение основных отличительных признаков КА и проведение классификации по этим признакам — одна из важнейших задач при проектировании и разработке КА. Следует отметить, что в настоящее время ни одна из возможных классификации КА не может считаться завершенной, окончательной и полной.

Как показано на рис. 2.1, космические аппараты могут различаться:

- по назначению;
- конструктивным признакам;
- типу исполнения;
- способу наблюдения;
- общей массе;
- аэродинамической схеме;
- типу двигательной установки;
- наличию экипажа;
- типу управления;
- виду связи с наземной базой (без связи, с односторонней связью (прием с ЦУП на КА или передача информации с КА на ЦУП) и двухсторонней связью);



- возможности возвращения на Землю (невозвращаемые, возвращаемые, частично возвращаемые);
- наличие систем ориентации (ориентируемые, неориентируемые).



Рис. 2.1 - Классификация КА

В общем случае космические аппараты можно разделить на автоматические и пилотируемые, как это показано на рис. 2.2



Рис. 2.2 - Классификация КА по назначению

По назначению автоматические КА можно разделить на связные, навигационные, дистанционного зондирования Земли, мониторинга околоземного пространства, специального назначения, межпланетные и др. Пилотируемые КА можно подразделить на исследовательские космические корабли, транспортные, космические станции и межпланетные корабли.

Отметим, что один и тот же КА может иметь несколько назначений одновременно, что определяется составом аппаратуры и программой его полета. Кроме того, по мере выхода из строя части аппаратуры в течение срока активного существования назначение КА также может меняться.

По массе КА подразделяются:

- на пикоспутники — менее 1 кг;
- наноспутники — от 1 кг до 10 кг;
- микроспутники — от 10 кг до 100 кг;
- малые — от 100 кг до 1000 кг;
- большие — более 1000 кг.

На всех КА можно выделить аппаратуру (системы) целевого назначения, обеспечивающие системы и бортовой комплекс управления.

К аппаратуре целевого назначения относятся различные приборы, применяемые для научных исследований, фототелевизионные устройства, ретрансляторы спутников связи и другую аппаратуру, используемую для решения целевых задач КА.

Обеспечивающие системы (системы электроснабжения, терморегулирования и т. п.) необходимы для создания нормальных условий функционирования КА и его экипажа. Система электроснабжения обеспечивает электроэнергией всю бортовую аппаратуру КА. Электроэнергию в этой системе получают от химических, солнечных или ядерных источников. Основными характеристиками системы электроснабжения являются ее масса и объем, приходящиеся на единицу полезной мощности. При кратковременном действии системы применяются химические источники энергии, а при длительном — солнечные или ядерные. В настоящее время наиболее распространены солнечные батареи. В зависимости от размеров их мощность колеблется от десятков ватт до нескольких киловатт. Фотоэлементы батарей малой мощности размещаются прямо на корпусе КА, а для более мощных делаются специальные панели, ориентируемые на Солнце во время полета КА. Система терморегулирования предназначена для обеспечения требуемого температурного режима КА. Для бортовой аппаратуры нормальными считаются температуры от 0 до 40 С, а для жизнедеятельности экипажа — от 15 до 25 С.

В бортовой комплекс управления входят три основные системы: система управления бортовой аппаратурой, системы ориентации и управления движением и система обмена информацией с наземным комплексом управления. Современные бортовые комплексы управления строятся на основе вычислительных комплексов, иногда образующих распределенную вычислительную сеть из встроенных в указанные системы микропроцессоров. Основными функциями системы управления бортовой аппаратурой являются формирование управляющих воздействий, синхронизация и диагностика работы бортовой аппаратуры. Для пилотируемых КА в состав этой системы вводится подсистема ручного управления КА. Система управления движением обеспечивает ориентацию и стабилизацию КА, управление движением центра масс при маневре, коррекции, спуске. В ее состав могут входить подсистемы автономной навигации, подсистемы сближения и стыковки, а для пилотируемых КА — еще и подсистема ручного управления движением центра масс и вокруг центра масс.

Вся бортовая аппаратура КА должна надежно работать в течение длительного времени в условиях космоса: при повышенной радиации и в состоянии невесомости, а также выдерживать большие перегрузки при выведении КА на орбиту и при его торможении при посадке.

## **2.2 Тема: Математическое описание траектории полета КА**

### **Свободный полет КА**

Искусственные спутники Земли (ИСЗ) как и другие космические тела искусственного и естественного происхождения совершают баллистическое движение. Такое движение происходит по инерции без работающего двигателя в поле действия определенных сил. Искусственным объектам придается начальная скорость (например, с помощью ракет-носителей), которая вместе с действующими силами определяет баллистическую траекторию. Если начальная скорость, начальные координаты и все действующие силы из-

вестны, то такая траектория является детерминированной, т.е. описывается аналитической зависимостью, по которой можно рассчитать координаты и вектор скорости объекта в любой момент времени. Количество параметров, определяющих такую траекторию достигает десяти и более, однако для ИСЗ допустимо учитывать только одну силу – силу земного притяжения. В этом случае количество параметров уменьшается до шести, а сами траектории приобретают правильную форму в виде окружности или эллипса.

Полёт КА без работающего двигателя описывается дифференциальными уравнениями. Наиболее просто можно рассмотреть свободный полёт КА на примере полёта ИСЗ, когда из всей совокупности сил можно выделить основную силу, определяющую движение КА.

При движении вокруг Земли основной силой будет сила взаимного притяжения ИСЗ и Земли. Согласно закону всемирного тяготения эта сила равна:

$$F = f \frac{Mm}{r^2}, \quad (2.1)$$

где  $f$  — гравитационная постоянная, равная  $6,67 \cdot 10^{-8} \frac{см^3}{г \cdot с^2}$ ;

$M, m$  — массы Земли и ИСЗ;  $r$  — расстояние.

Обычно рассматривают движение объекта с единичной массой, т.е.  $m = 1$ . Тогда дифференциальные уравнения можно записать:

$$\begin{aligned} \frac{\partial^2 x}{\partial t^2} &= F_{1x} + R_x, \\ \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} &= F_{1y} + R_y, \\ \frac{\partial^2 z}{\partial t^2} &= F_{1z} + R_z, \end{aligned} \quad (2.2)$$

где  $F_1 = f \frac{M}{r^2}$ ;  $F_x, F_y, F_z$  — проекции на оси основной силы;  $R_x, R_y, R_z$  — остальные (неглавные) силы, называемые возмущающими силами.

Обычно сначала рассматривают невозмущенное движение КА, т.е. при условии  $R_x = R_y = R_z = 0$ . Тогда система дифференциальных уравнений решается точно и решение приводит к следующему результату (решение опущено, есть в книгах по небесной механике):

$$\begin{aligned} C_1 x + C_2 y + C_3 z &= 0, \\ r^2 \frac{\partial \theta}{\partial t} &= C_3, \\ r &= \frac{P}{1 + e \cos \theta}, \end{aligned} \quad (2.3)$$

где  $C_1, C_2, C_3, C_4, C_5, C_6$  — постоянные интегрирования, начальные условия.

Первое уравнение — это уравнение плоскости, проходящей через начало координат. Следовательно, орбита КА при невозмущенном движении представляет собой плоскую кривую, неподвижную в пространстве и расположенную в плоскости, проходящей через центр Земли.

Во втором уравнении  $r$  и  $\theta$  — текущие координаты КА в орбитальной системе координат;  $\Delta\theta$  — угол поворота радиус-вектора  $r$  за промежуток  $\Delta t$ ;  $r\Delta\theta$  — длина дуги;  $0,5rr\Delta\theta$  — площадь элементарного треугольника, проходимого радиус-вектором за  $\Delta t$ . Поделив площадь на  $\Delta t$ , получаем секториальную скорость; правая же часть уравнения есть константа. Следовательно, второе уравнение показывает, что секториальная скорость

КА или площадь, заметаемая радиус-вектором в единицу времени в любой части орбиты, есть величина постоянная. Это есть второй закон Кеплера (см. рис. 2.3).

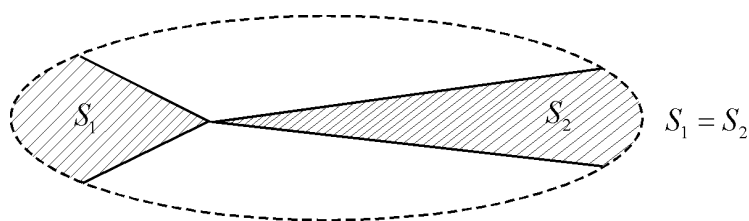


Рис. 2.3 - Изменение скорости на орбите

Третье уравнение  $r = \frac{P}{1 + e \cos \theta}$  является уравнением кривой второго порядка или уравнением конического сечения в полярной системе координат.

Конические сечения (см. рис. 2.4) имеют разные формы: окружность, эллипс, парабола, гипербола. Параметрами этой кривой являются величины  $P$  и  $e$  ( $P = \frac{C_3^2}{fM}$ ,

$e = \sqrt{1 + \frac{C_4 C_3^2}{f^2 M^2}}$ ), а  $r$  и  $\theta$  — текущие координаты КА, радиус-вектор и угол в орбитальной системе координат.

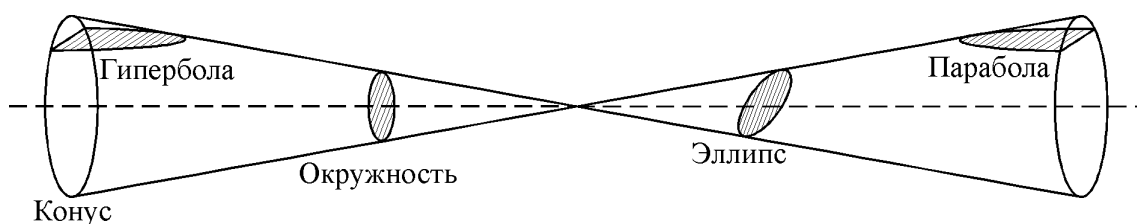


Рис. 2.4 - Конические сечения плоскостью

Если  $e < 1$ , то формой кривой является эллипс;  $e = 1$  — парабола;  $e > 1$  — гипербола;  $e = 0$  — окружность.

Таким образом, третье уравнение показывает, что в плоскости орбиты движение КА может происходить по окружности, эллипсу, параболе или гиперболе. На рис. 2.5 все траектории проведены к одной точке.

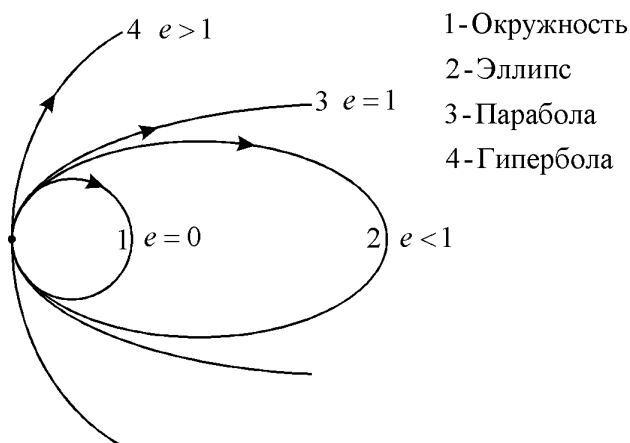


Рис. 2.5 - Формы траекторий КА

Предлагаемый для изучения вариант движения при наличии одной основной силы предполагает самую простую модель движения ИСЗ, называемую кеплеровской моделью. Движение ИСЗ происходит в фиксированной плоскости. Текущие полярные координаты ИСЗ в этой плоскости  $R(t)$  и  $\vartheta(t)$  образуют вектор  $\vec{R}(t)$ , называемый радиус-вектор ИСЗ.

Для определения положения ИСЗ в каждый момент времени необходимо найти зависимость истинной аномалии  $\vartheta(t)$  от времени  $t$ . В кеплеровской модели такая связь устанавливается на основе уравнения Кеплера, которое для эллиптической орбиты имеет вид

$$t - t_{\Pi} = \frac{a^{3/2}}{\sqrt{GM}} [E(t) - e \sin E(t)], \quad (2.4)$$

где  $a$  - большая полуось эллипса;

$E$  - эксцентрисическая аномалия (промежуточная величина, тоже угол);

$t_{\Pi}$  - момент времени прохождения ИСЗ через перигей орбиты;

$GM$  - гравитационный параметр Земли, равный  $398600,44 \text{ км}^3/\text{с}^2$ .

Решив последнее уравнение относительно  $E$  для заданного момента времени  $t$ , значение  $\cos \vartheta(t)$ , а затем  $r(t)$  находят по формулам

$$\cos \vartheta(t) = \frac{\cos E(t) - e}{1 - e \cos E(t)}, \quad (2.5)$$

$$R(t) = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cdot \cos \vartheta(t)}.$$

Если элементы  $e$ ,  $t_{\Pi}$ ,  $a$  дополнить величинами, характеризующими положение плоскости орбиты относительно неподвижной инерциальной геоцентрической системы координат  $Oxyz$ , то такая совокупность величин будет полностью определять кеплеровское движение ИСЗ.

В качестве параметров кеплеровской орбиты (кеплеровских элементов орбиты) наиболее часто используется следующая совокупность величин (см. рис. 2.6):

$i$  – наклонение орбиты,

$\Omega$  – долгота восходящего узла,

$v$  – аргумент перигея,

$a$  – большая полуось эллипса,

$b$  – малая полуось эллипса,

$t_{\Pi}$  - время прохождения спутником восходящего узла.

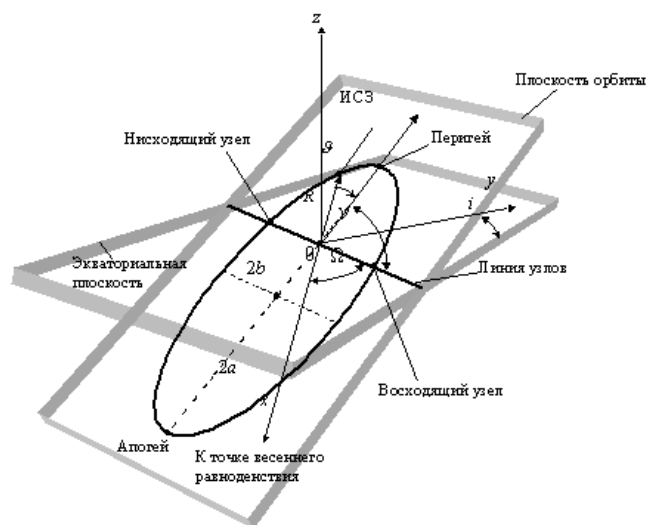


Рис. 2.6 - Орбита спутника Земли и ее элементы

Координаты ИСЗ в геоцентрической инерциальной системе определяются следующим образом:

$$\begin{aligned}x &= R[\cos(\vartheta + \nu)\cos\Omega - \sin(\vartheta + \nu)\sin\Omega\cos i], \\y &= R[\cos(\vartheta + \nu)\sin\Omega + \sin(\vartheta + \nu)\cos\Omega\cos i], \\z &= R\sin(\vartheta + \nu)\sin i.\end{aligned}$$

С учетом выражений (2.4) и (2.5) координаты ИСЗ определяются всеми шестью элементами орбиты.

Еще раз отметим, что указанная шестимерная совокупность параметров орбиты позволяет рассчитать координаты ИСЗ в любой момент времени в геоцентрической экваториальной системе координат *Охуз* или любой другой, связанной с ней аналитическими зависимостями. В свою очередь, элементы орбиты рассчитываются по измеренной шестимерной характеристике движения ИСЗ по орбите в определенный момент времени. Такой характеристикой могут быть три координаты и три проекции вектора скорости. Измерение характеристик движения, расчет элементов орбиты и передачу последних потребителям осуществляет система орбитальных измерений, состоящая из сети измерительных пунктов и координационно-вычислительного центра.

Для более точного определения траектории кеплеровская модель с шестимерной совокупностью параметров орбиты расширяется за счет введения поправок, которые позволяют учитывать сплюснутость Земли, гравитационные изменения и др. В этом случае говорят о кеплеровской модели с оскулирующими элементами орбиты.

### **Наблюдение текущего местоположения спутников**

Предлагаемая программа «Orbitron» позволяет наблюдать расположение подспутниковых точек на земной поверхности одного, группы или всех ИСЗ в реальном масштабе времени. Обновление расположения подспутниковых точек производится через 15 и более секунд (по выбору). На карте земной поверхности указана освещенная часть и ночная. Располагая курсор над выбранной точкой, можно получить информацию о спутнику. Программой предусмотрены и другие возможности наблюдения ИСЗ и получения информации о них.

Запуск программы «Orbitron» производится с рабочего стола компьютера, управление программой затруднений не вызывает.

### **Вопросы тестового контроля**

1. Условия баллистического полета:
  - 1) наличие тяги двигателя,
  - 2) наличие начальной скорости,
  - 3) отсутствие сопротивления атмосферы,
  - 4) отсутствие подъемной силы.
2. Траектория КА определяется как:
  - 1) линия равной скорости,
  - 2) линия равных координат,
  - 3) линия перемещения КА,
  - 4) плоскость движения КА.
3. Баллистическая ракета движется в плоскости стрельбы по траектории в форме:
  - 1) окружности.
  - 2), эллипсы.
  - 3) параболы,
  - 4, гиперболы.
4. При первой космической скорости ИСЗ движется по орбите:
  - 1) круговой,
  - 2) эллиптический,
  - 3) параболический,
  - 4) гиперболический.
5. При второй космической скорости КА движется по траектории:

- 1) круговой.                                      3) параболический,  
2, эллиптический,                                4) гиперболический.
6. При третьей космической скорости КА движения относительно Земли по орбите:  
1) круговой,                                        3) параболический,  
2) эллиптический,                                4, гиперболический.
7. Элемент орбиты «наклонение орбиты» это:  
1) угол наклона плоскости орбиты к плоскости эклиптики,  
2) угол наклона орбиты к плоскости экватора Земли,  
3) угол наклона большой оси орбиты к плоскости эклиптики,  
4) угол наклона большой оси орбиты к плоскости экватора Земли.
8. Долгота восходящего узла – это элемент орбиты, определяемый как:  
1) угол между орбитой и плоскостью экватора,  
2) угол между большой осью орбиты и плоскостью экватора,  
3) угол поворота плоскости орбиты относительно северного направления в плоскости экватора,  
4) угол поворота плоскости орбиты относительно оси  $x$  геоцентрической системы координат в плоскости экватора.
9. Аргумент перигея – это элемент орбиты, определяемый как:  
1) угол между осью  $X$  геоцентрической системы координат и направлением перигея орбит,  
2) угол между осью  $Y$  геоцентрической системы координат и направлением на перигей орбиты,  
3) угол между линией узлов и направлением на перигей орбиты,  
4) угол между направлением на ИСЗ и направлением на перигей орбиты,
10. Для полета к Луне нужна скорость, по сравнению со второй космической скоростью:  
1) равной,    3) меньшей,  
2) большей,    4) вопрос не имеет смысла.
11. Для полетов к Марсу скорость (по сравнению со скоростью Земли) должна быть:  
1) большей,    3) равной,  
2) меньшей,    4) вопрос не имеет смысла.
12. Для полета к Венере скорость (по сравнению со скоростью Земли) должна быть:  
1) большей,    3) равной,  
2) меньшей,    4) вопрос не имеет смысла.
13. В связанных с КА системах координат центр располагается:  
1) в центре симметрии,                          3) в носовой точке,  
2) в центре масс,                                    4) за пределами КА.
14. В географической системе координат центр находится:  
1) в центре Земли,                                3) на северном полюсе,  
2) на экваторе,                                      4) не существует.
15. При третьей космической скорости КА движения относительно Земли по орбите:  
1) круговой,                                        3) параболический,  
2) эллиптический,                                4, гиперболический.
16. Какое из условий не подходит для запуска геостационарного спутника:  
1) период обращения 24 часа,  
2) высота около 40000 км,  
3) направление вращения – на запад,  
4) направление вращения – на восток.
17. Период обращения ИСЗ:  
1) увеличивается с увеличением высоты перигея,  
2) уменьшается с увеличением высоты перигея,  
3) не зависит от высоты перигея.

18. Виден ли геостационарный спутник с северного полюса (высота наблюдателя нулевая)?
1. Виден всегда.
  2. Не виден никогда.
  3. Виден один раз в сутки.
  4. Виден в зависимости от расположения его точки стояния.
19. Какое время будет существовать ИСЗ на круговой орбите высотой 150 км?
1. 1 сутки.
  2. 30 суток.
  3. 360 суток
  4. Постоянно.
20. Период обращения ИСЗ на круговой орбите высотой 350 км равен:
- 1) 50 мин,
  - 2) 100 мин,
  - 3) 500 мин,
  - 4) 1000 мин.

### 2.3 Тема: Обобщенная схема радиокomплекса КА

#### Общие сведения о космических РТС

На КА размещена аппаратура трех типов: бортового комплекса управления, обеспечивающие системы и системы целевого назначения. Большинство из них работают совместно с наземной аппаратурой; это полностью относится к комплексу управления и частично — к системам целевого назначения. Обеспечивающие системы не являются радиотехническими.

Можно назвать следующие виды радиосистем.

1. Радиосистемы управления баллистическими ракетами.
2. Радиосистемы выведения ИСЗ и КА на заданную траекторию.
3. Радиосистемы орбитальных измерений и коррекции траекторий.
4. Телеметрические радиосистемы.
5. Радиосистемы единого времени.
6. Навигационные радиосистемы.
7. Геодезические радиосистемы.
8. Связные радиосистемы.
9. Радиосистемы обеспечения стыковки КА.
10. Радиосистемы обеспечения мягкой посадки.
11. Системы радиотехнической и радио разведки, радиопротиводействия.

Дадим краткие характеристики перечисленных радиосистем.

**Радиосистемы управления БР** должны обеспечить эффективность применения БР, т.е. заданную величину отклонения ракеты от намеченного пункта падения. Как Точка падения определяется координатами граничной точки и вектором скорости в ней. Управляется БР только на активном участке полёта, а система управления разбивается на две независимые системы: систему боковой коррекции и систему управления дальностью. Система управления боковым движением должна обеспечивать полёт ракеты в плоскости стрельбы, для этого необходимо, чтобы в момент отсечки двигателя отклонение было нулевым и скорость отклонения также равна нулю. Система управления дальностью должна обеспечить измерение скорости (модуля), высоты, горизонтальной дальности и угла в вертикальной плоскости. В течение всего активного участка полёта БР эти величины измеряются, сравниваются с заданными, выделяются величины рассогласования, которые формируют команды. Последние воздействуют на рули и на отсечку двигателя.

**Радиосистемы выведения ИСЗ и КА на заданную траекторию** представляют собой такую же аппаратуру, как и комплекс управления БР, поскольку в качестве ракетносителей для большинства задач используются ступени боевых БР. Здесь также измеря-



ются 6 навигационных величин, но только заданные значения скорости будут иными и точности измерения координат и скорости требуются более высокие.

**Радиосистемы орбитальных измерений** предназначены для измерения параметров траектории ИСЗ и КА, прогнозирования орбит, мест встречи с другими КА, посадки, включения специальной научной и военной аппаратуры и т.д. Эти системы также обеспечивают измерение шести параметров движения. Затем результаты таких измерений водятся в вычислитель, который определяет траекторию полёта. Кроме этого, измеренные навигационные величины пересчитываются в эфемеридную информацию, например, в элементы орбиты, которые затем передаются по назначению для расчета траекторий или координат и скорости в конкретные моменты времени.

**Телеметрические радиосистемы** служат для передачи с минимальными искажениями научной информации о физических параметрах среды, сведения о работе аппаратуры, и т.д. Обычно это системы непрерывной передачи данных, использующие помехоустойчивые методы модуляции и кодирования.

**Радиосистемы единого времени** обеспечивают сохранение и передачу единого времени во все пункты расположения радиосистем управления полетом КА и другим потребителям. Единое время необходимо для синхронизации бортовых и наземных систем, всех расчетов, прогнозирования траекторий, расчетов точек встречи и посадки, навигации и т.п. Точность доставки единого времени должна обеспечиваться на уровне от десятков до единиц наносекунд.

**Навигационные радиосистемы** относятся к целевым и служат для целей навигации воздушных, морских и других кораблей, т.е. для определения координат и вектора скорости.

**Геодезические радиосистемы**, также целевые, предназначены для научных и прикладных целей для изучения точной фигуры земли. Земля является эллипсом, слегка приплюснутым у полюсов, в отдельных местах наблюдения аномалии гравитационных полей и т.д. Все это приводит к изменению траектории БР, КА, ИСЗ и появлению ошибок при использовании последних в прикладных целях. Геодезические радиокомплексы обеспечивают также точную привязку материков и островов к координатной системе Земли. Обеспечивается в аппаратурном плане это путём использования систем орбитальных измерений и навигационных комплексов с небольшими отличиями.

Целевые **связные радиосистемы** служат для обеспечения связи между КА с экипажем и пунктом управления, для обеспечения связи на трассах КА—КА, на трассах Земля—Земля и т.д.

**Радиосистемы обеспечения стыковки КА** предназначены для точной ближней навигации КА. Это очень сложная задача, в процессе которой необходимо производить точную ориентацию аппаратов, выравнивание векторов скоростей и, наконец, постепенное сближение, и причаливание с очень высокой точностью. Это отдельная автономная аппаратура, территориально расположенная на обоих участвующих в стыковке объектах и производящая измерение относительной дальности и относительной скорости. По результатам измерений формируются команды управления двигателями сближения и рулями.

**Радиосистемы обеспечения мягкой посадки** на Землю и другие планеты обеспечивают точное определение координат аппарата при движении в плотных слоях атмосферы, правильной ориентации для включения тормозных двигателей, парашютов и т.п. Это очень трудная задача, т.к. при малых высотах и больших температур, приводящих к образованию плазмы, наблюдение за аппаратами обычными системами невозможно и требуются автономные системы.

**Системы радио и радиотехнической разведки и радиопротиводействия** относятся также к целевым, служат для военных целей. Включают в себя панорамные разведывательные приёмники, измерители координат источников излучения, средства радио-

перехвата информации, систему предварительной обработки данных и радиолинию передачи данных на Землю. При необходимости возможна постанова помех.

В соответствующих разделах рассмотрены многие из перечисленных радиосистем; основное внимание уделено системам управления БР и ИСЗ.

### **Особенности радиосистем КА**

Основные особенности аппаратуры управления полетом следующие.

1. Использование ультракоротковолнового диапазона для всех систем. Этот диапазон выбран из-за большой пропускной способности его, высокой точности измерений навигационных параметров, а также из-за того, что сигнал должен проходить через ионосферу.

2. Наличие значительных доплеровских смещений частоты, вызываемых очень большими скоростями движения КА. Это требует значительного расширения полос пропускания приёмных трактов или же к введению устройств автоподстройки частоты.

3. Высокая точность определения текущих значений координат и составляющих векторов скорости. Требуемые погрешности должны быть ниже на порядок и более по сравнению с радиолокационными и радионавигационными.

4. Широкий диапазон измерения текущих параметров движения. Например, дальность до ИСЗ может изменяться от сотен километров до нескольких десятков тысяч. Однако здесь появляется возможность работать и в узком диапазоне, поскольку траектории КА являются достаточно жестко детерминированными, т.е. реальные траектории мало отклоняются относительно заданных. Поэтому возможно все измерители строить по следующему принципу: измерять не полные значения параметров, а только отклонения от заданных. В ряде случаев это сужение пределов измерений позволяет повысить точность измерения.

5. Энергетические, весовые и габаритные ограничения на бортовую аппаратуру при высокой её надёжности. Это приводит к необходимости использования на борту мало-мощных и простых устройств, и принимать специальные меры по повышению характеристик наземных. Поэтому, в частности, в наземных пунктах используются большие антенны.

6. Большой объём аппаратуры для обеспечения работоспособности КА и ограничения по энергетике, весу и объёму привели к построению совмещённых радиотехнических систем. Это универсальные системы, обеспечивающие и передачу информации, и измерение параметров движения с помощью одной радиолинии.

7. Проявление релятивистского эффекта, т.е. некоторых положений теории относительности.

8. Все радиокomплексы отличаются высокой степенью автоматизации и высокой оперативностью выдачи данных; обязательными элементами являются ЭВМ.

9. Пространственный разнос измерительных средств.

10. Обязательная регистрация и привязка данных к шкале единого времени.

### **Радиосистемы управления полетом ИСЗ**

В системе командного управления КА можно выделить бортовой и наземный комплексы управления (БКУ и НКУ). Обмен информацией между этими комплексами осуществляется командно-измерительной системой (КИС). Он возможен как непосредственно с наземной станцией КИС при пролете КА в зоне ее видимости, так и через спутник-ретранслятор (СР), одновременно видимый с КА и станции КИС. Кроме того, иногда для обмена информацией между бортовым и наземным комплексами управления целесообразно использовать целевую (специальную) радиолинию, предназначенную для передачи (приема) информации, полученной целевыми системами КА в процессе их работы. Обобщенная функциональная схема на рис. 2.7 поясняет процедуру командного управления КА при непосредственной и ретрансляционной связях с ним с помощью КИС, а также с ис-

пользованием специальной радиолинии. В рассматриваемом случае в состав бортовой аппаратуры КИС входят низкочастотный модуль и соединенные с ним два высокочастотных модуля разных диапазонов волн. При этом высокочастотный модуль 1 обеспечивает связь с наземным комплексом управления непосредственно, а модуль 2 — через СР.

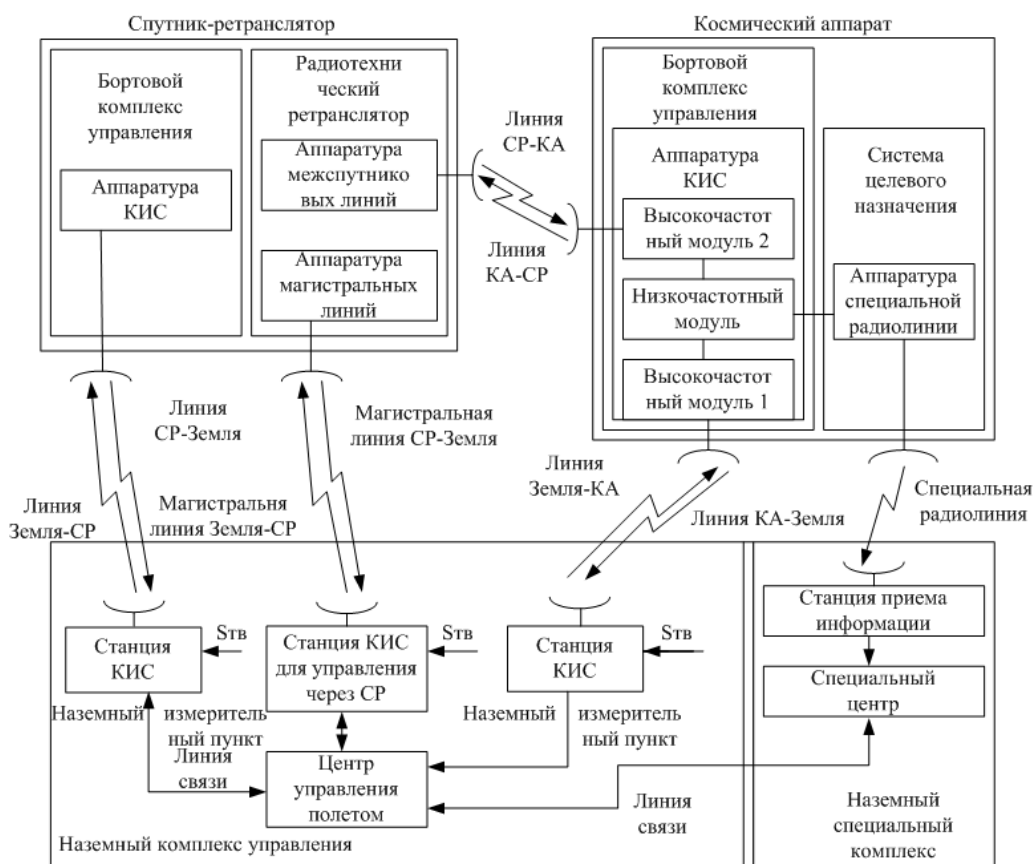


Рис. 2.7 - Обобщенная функциональная схема командного управления КА

Назначение спутника-ретранслятора состоит в обеспечении передачи данных с низкоорбитальных КА (либо на них) и ретрансляционного управления этими КА. Эти задачи решаются с помощью радиотехнического ретранслятора, расположенного на нем.

В ретранслятор СР входят аппаратура межспутниковых линий (СР—КА и КА—СР), способная обеспечить связь с несколькими КА, и аппаратура магистральных линий (Земля—СР, СР—Земля), связывающая СР с одной из наземных станций КИС, предназначенной для ретрансляционного управления КА. Сам спутник-ретранслятор управляется непосредственно через станцию КИС по ее радиолиниям Земля—СР и СР—Земля.

Наземный комплекс управления объединяет центр управления полетом КА (ЦУП), ряд станций КИС (в том числе станцию управления через СР), расположенных на территориально разнесенных наземных пунктах, и соединяющие их линии связи. В некоторых случаях в состав НКУ включаются расположенные на пунктах телевизионные системы, системы связи с экипажем пилотируемого КА и специализированные системы, предназначенные для приема только телеметрической информации или только для измерения текущих навигационных параметров КА. В частности, для измерения могут использоваться квантово-оптические системы. Все элементы комплекса управления работают в системе единого времени. Для этого входящие в них высокостабильные генераторы периодически проверяются и подстраиваются по сигналам Государственной службы времени. Объеди-

ненные общим организационно-техническим руководством средства наземных комплексов управления различными КА образуют командно-измерительный комплекс (КИК).

Центр управления полетом является главным органом наземного комплекса управления КА. С одной стороны он связан со специальным (целевым) центром, планирующим использование КА по целевому назначению, а с другой — через линии связи и КИС с бортовым комплексом управления самого КА. В нем сосредоточивается и анализируется вся информация о КА, принимаются решения о программе дальнейшего полета КА, а также планируется и координируется работа средств НКУ. По измеренным значениям текущих навигационных параметров в ЦУП решается баллистическая задача, прогнозируется траектория движения КА и при необходимости рассчитывается коррекция его движения. Для реализации выработанной программы работы КА в центре формируется необходимая для бортового комплекса управления КА командно-программная информация. Эта информация включает команды немедленного исполнения (разовые), временные программы (т. е. последовательность команд с указанием времени их исполнения) и информацию, содержащую исходные данные для работы ЭВМ бортового комплекса управления.

Для решения указанных задач в современных ЦУП создаются высокопроизводительные информационно-вычислительные комплексы и специализированные секторы с рабочими местами операторов, оснащенные персональными ЭВМ. Все вычислительные средства наземного комплекса управления связываются в единую пространственно распределенную вычислительную сеть. Обмен информацией между ЦУП и другими средствами наземного комплекса управления, расположенными на различных пунктах, производится с помощью автоматизированной системы связи и передачи данных.

По прямым линиям КИС (Земля—КА, Земля—СР—КА) на КА поступают команды управления, программы работы бортовой аппаратуры, телефонно-телеграфная и телевизионная информация для связи с экипажем КА, а по обратным линиям (КА—Земля, КА—СР—Земля) с КА следуют квитанции о правильности прохождения на борт командно-программной информации, результаты телеконтроля, а также телефонно-телеграфная и телевизионная информация. При запросных методах измерения для извлечения информации о текущих навигационных параметрах КА используются как прямые, так и обратные линии, а при беззапросных методах — только обратные. На КИС возлагаются также функции сверки, фазирования и коррекции бортовой шкалы времени. Сверка состоит в определении расхождения бортовой и наземной шкал времени, коррекция — в установке заданного кода времени бортовых часов при отличии его от наземного, а фазирование — в запуске этих часов синхронно с наземными.

При управлении некоторыми КА целесообразно использовать специальные радиолинии. Например, для КА, предназначенных для исследования природных ресурсов, вместе с полученными на борту снимками можно передавать в специальный центр, в котором производится обработка этих снимков, информацию телеконтроля, которая затем по линиям связи поступит в центр управления полетом (см. рис. 2.8).

Число и размещение пунктов, на которых расположены станции КИС, определяют необходимую зону видимости КА, позволяющей обеспечивать требуемую оперативность управления и точность определения орбиты КА по результатам измерений текущих навигационных параметров, полученным на пунктах. Если используется один пункт, то комплекс управления будет однопунктовым, если несколько — многопунктовым. Для геостационарных спутников наибольшее распространение получило однопунктовое управление.

Контроль работоспособности бортовой аппаратуры КА осуществляется непрерывно. При обнаружении нештатной ситуации на КА, с которой не может самостоятельно справиться его бортовой комплекс управления, необходимо аварийное привлечение ЦУП этого КА. Непрерывность контроля зарубежных геостационарных спутников достигается, как правило, закреплением за каждым из них специализированной, обычно упрощенной КИС. В отечественной практике земные станции КИС работают с ИСЗ сеансами, длитель-

ность которых во много раз меньше паузы между ними. Такая организация работы позволяет одной станцией КИС обеспечить управление большим числом ИСЗ. В перерывах между сеансами ИСЗ находятся в автономном полете.

Если во время автономного полета на ИСЗ возникает какая-либо нештатная ситуация, то его БКУ формирует сигнал оповещения «Вызов НКУ». Получив этот сигнал, ЦУП организует с данным ИСЗ внеочередной сеанс управления. Для передачи с ИСЗ сигналов оповещения может использоваться целевой канал, радиоканал КИС либо специальная система.

Специфическим является НКУ орбитальной группировкой КА ГЛОНАСС, одновременно выполняющий функции наземного целевого (специального) комплекса и комплекса управления. Основной целевой аппаратурой на КА ГЛОНАСС являются атомные стандарты частоты и передающие устройства, излучающие навигационные радиосигналы, которые создают навигационное поле и несут информацию о текущих координатах КА (эфемериды), точном времени и другую вспомогательную информацию, включенную в навигационный кадр. Пользователи системы ГЛОНАСС по результатам беззапросного измерений дальности до четырех навигационных КА и их эфемеридам вычисляют свое местоположение.

Традиционными функциями рассматриваемого НКУ являются измерения текущих навигационных параметров (запросной дальности и радиальной скорости) КА, определение их орбит, прием и обработка телеметрической информации (ТМИ), формирование и передача на КА командно-программной информации, коррекция бортовой шкалы времени и прием сигнала «Вызов НКУ», содержащегося в навигационном кадре. Помимо этого НКУ выполняет функции наземного спецкомплекса, осуществляя контроль навигационного поля, частотно-временное и эфемеридное обеспечение КА. В состав НКУ ГЛОНАСС входят: центр управления системой, решающий, в том числе все задачи ЦУП; четыре универсальные КИС, размещенные в разных регионах России; а также элементы наземного спецкомплекса — центральный синхронизатор, оснащенный водородным стандартом частоты, аппаратура контроля навигационного поля и система контроля фаз (определение сдвига фазы дальномерного навигационного сигнала КА по отношению к фазе сигнала центрального синхронизатора).

Отметим, что в американской системе GPS определение орбиты навигационных КА и расчет эфемерид производятся по результатам беззапросных измерений дальности сетью земных станций, координаты которых известны с высокой точностью.

Для увеличения общего времени связи с КА в состав наземного комплекса управления могут включаться пункты, расположенные на кораблях. В наземном комплексе, предназначенном для обслуживания низкоорбитальных КА, число необходимых пунктов может достигать десяти.

Радикальным способом уменьшения числа наземных пунктов, необходимых для управления низкоорбитальными ИСЗ, при существенном увеличении оперативности и достижении глобальности управления, является использование геостационарных СР.

С одного СР видно около половины всей области околоземного космического пространства, в котором могут находиться ИСЗ. В то же время видимая с одной станции КИС область космического пространства мала. Три равномерно расположенных вдоль экватора геостационарных СР с хорошим запасом обеспечивают глобальность управления. Практически же достаточно иметь два соответствующим образом разнесенных по долготе геостационарных СР, одновременно видимых с одной наземной станции КИС. При этом можно обеспечить близкое к глобальному управление всеми низкоорбитальными ИСЗ из одного пункта.

Станции управления через СР, которые допускают одновременное управление несколькими КА, экономически целесообразны. Для этого магистральные радиолинии, связывающие эти станции со СР, должны быть многоканальными с частотным, временным или кодовым разделением (уплотнением) каналов как на самой станции, так и на СР.

Например, американская система управления TDRSS через CP может обеспечить в режиме многостанционного доступа прием информации от 20 низкоорбитальных КА.

Основные особенности радиосистем КА ближнего космоса связаны со сравнительно небольшим удалением от измерительных пунктов и большими скоростями перемещения относительно пунктов. Эти обстоятельства определяют размеры зон видимости и количество измерительных пунктов в составе комплекса.

Большая скорость перемещения КА обуславливает быстрое изменение Доплеровского смещения частоты. Это приводит к необходимости введения поиска и сопровождения сигналов, излучаемых с борта КА, по частоте и фазе. Упростить условия поиска сигнала позволяет прогнозирование доплеровского смещения частоты на основании эфемеридной информации о траектории конкретного ИС. Однако это прогнозирование производится с низкой точностью из-за сравнительно небольшой детерминированностью орбит КА ближнего космоса за счёт гравитационных аномалий и сопротивления среды и других возмущающих сил.

Бортовая аппаратура КА ближнего космоса в настоящее время имеет слабонаправленные или ненаправленные антенны. Однако наблюдается тенденция установки и здесь направленных антенн. На измерительных пунктах устанавливаются большие антенны с очень узким диаметром направленности. Эти антенны снабжены опорно-поворотными устройствами, обеспечивающими слежение за КА с требуемой скоростью в пределах полусферы, могут устанавливаться в рассчитанную точку пространства для ожидания пролёта КА. Управление такими антеннами производится при помощи ЭВМ. Используются односторонние параболические антенны, антенны Кассегрена (2-х зеркальные), рупорно-параболические антенны, сферические антенны и др. Усиление их достигает 70 дБ, а диаметр 30—50 м. В некоторых системах используются слабонаправленные антенны, например, в фазовых системах угловых измерений, которые являются беспойсковыми по пространству.

Упрощенный вариант схемы БКУ представлен на рис. 2.8 Упрощение состоит в отсутствии некоторых систем и резервирования.

Как видно из схемы, в состав радиосистемы входят:

— измерительные радиолинии (угломерная, дальномерная, радиальной и угловой скоростей);

— связная радиолиния;

— телеметрическая радиолиния;

— командная радиолиния;

— система единого времени;

— системы обработки данных и прогнозирования.

Кроме этого на спутнике установлены системы автономные: система ориентации, стыковки, посадки и т.п.

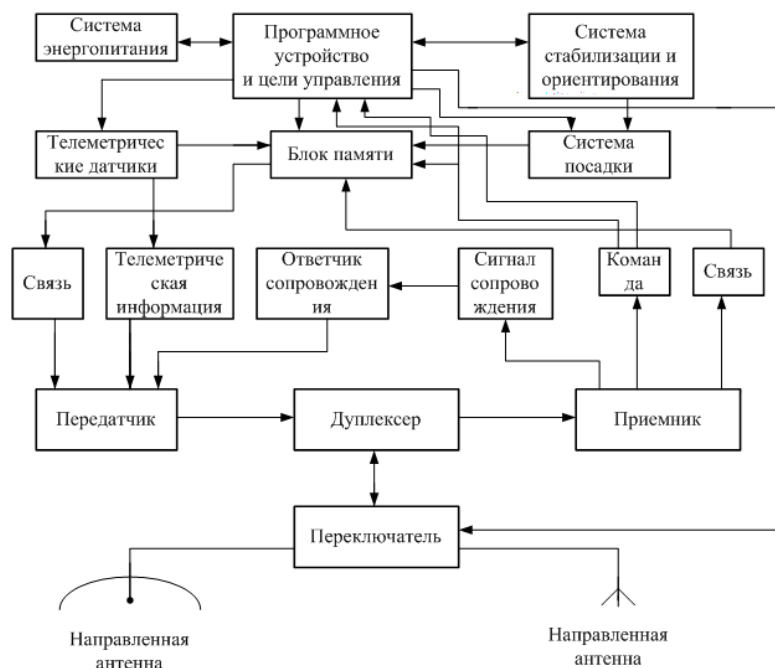


Рис. 2.8 - Функциональная схема радиосистемы управления ИСЗ

### Вопросы для освоения материала:

1. Виды радиосистем и их краткая характеристика.
2. Особенности радиосистем КА.
3. Характеристика радиосистем управления полетом ИСЗ.
4. Состав бортового комплекса управления КА.

### 2.4 Тема: Расчет энергетических характеристик космических радиолиний

#### Сведения из теории

В измерительных космических радиолиниях используются беззапросный и запросный режимы работы аппаратуры. Беззапросный режим предполагает прохождение сигнала от передающей части к приемной в одном направлении, в запросном режиме канал запроса и канал ответа фактически представляют собой отдельные радиолинии, в которых также сигнал распространяется только в одну сторону. Это приводит к тому, что расчет энергетических характеристик всегда производится для радиолинии с прохождением сигнала в одну сторону.

Плотность потока мощности электромагнитной волны в свободном пространстве на удалении  $R$  от источника сигнала с эквивалентной мощностью  $P_u G_u$  ( $P_u$  - мощность передатчика,  $G_u$  - коэффициент усиления передающей антенны) равна

$$P = \frac{1}{4\pi R^2} P_u G_u.$$

Мощность сигнала  $P$  на выходе приемной антенны, имеющей эффективную площадь  $S_{np}$ , должна превышать чувствительность приемника  $P_{np}$ , т.е. должно выполняться условие

$$P_{np} \leq P = \frac{P_u G_u S_{np}}{4\pi R^2}.$$

Площадь антенны можно выразить через коэффициент усиления в соответствии с формулой

$$G_{np} = \frac{4\pi S_{np}}{\lambda^2}. \quad (2.6)$$

Тогда последнее выражение принимает вид

$$P_{np} \leq P = \frac{P_u G_u G_{np} \lambda^2}{(4\pi)^2 R^2}.$$

Распространение радиоволны на космической радиолинии типа Земля – КА (или обратно) частично или полностью проходит не в свободном пространстве, а в атмосфере, которая приводит к появлению дополнительного ослабления сигнала. Дополнительное ослабление учитывается в приведенных формулах введением множителя  $F$ , который называется множителем ослабления. Множитель ослабления вводится как характеристика уменьшения напряженности поля, поэтому в записанных формулах необходимо добавить квадрат множителя, т.е.

$$P_{np} \leq P = \frac{P_u G_u G_{np} \lambda^2}{(4\pi)^2 R^2} F^2.$$

Из последнего выражения исключается величина  $P$  и вместо неравенства рассматривается случай, когда сигнал в точке приема равен реальной чувствительности приемника

$$P_{np} = \frac{P_u G_u G_{np} \lambda^2}{(4\pi)^2 R^2} F^2. \quad (2.7)$$

Полученное выражение связывает энергетические характеристики радиолинии с протяженностью трассы. Очень часто оно представляется в форме, где входящие величины выражены в относительных единицах (децибелах). В таком случае уравнение записывается в следующем виде

$$-P_{np} (\partial B / Bm) + G_{np} (\partial B) + P_u (\partial B / Bm) + G_u (\partial B) \geq 20 \lg \frac{4\pi R}{\lambda} - F(\partial B), \quad (2.8)$$

где:  $20 \lg \frac{4\pi R}{\lambda}$  - основные потери, равные ослаблению плотности потока мощности сферической волны в свободном пространстве; сюда же включена зависимость от длины волны  $\lambda$ ;

$F(\partial B) = 20 \lg F$  - множитель ослабления, учитывающий дополнительное ослабление сигнала на реальной трассе той же протяженности и выраженный в дБ;

$$G(\partial B) = 10 \lg G;$$

$$P(\partial B/Bm) = 10 \lg P(\partial B).$$

Поскольку величина  $F$  по определению меньше единицы, то выраженная в децибелах она имеет отрицательное значение. В результате в соответствии с формулой основные потери энергии и дополнительные складываются.

На реальных трассах множитель ослабления изменяется во времени в широком спектре частот. Изменяется он и в пространстве. Флуктуации множителя проявляются во флуктуациях уровня принимаемого сигнала, приводящих к временному пропаданию сигнала или временному уменьшению отношения сигнал/шум. Для устранения указанного эффекта энергетические характеристики выбираются с определенным запасом, определяемым статистикой флуктуаций и допустимой вероятностью пропадания сигнала. В формуле величина  $F$  представляется в виде суммы

$$F = \bar{F} + \Delta F,$$

где  $\bar{F}$  - медианное значение,

$\Delta F$  - запас на флуктуации множителя ослабления для обеспечения определенной вероятности присутствия сигнала.

Остановимся на основных особенностях введенных выше характеристик.

Эффективная площадь антенны  $S_{np}$  связана с геометрической коэффициентом использования поверхности, обычно равным  $0.5 \div 0.8$ .



Коэффициент усиления антенны с большой поверхностью может полностью не реализоваться при приеме сигнала, имеющего пространственные искажения амплитуды и фазы фронта волны. В этом случае говорят о потерях усиления антенны и вводят в формулу потери усиления  $\Delta G_{np}$  и  $\Delta G_u$  со знаком минус.

Реальная чувствительность приемников рассчитывается по формуле

$$P_{np} = \kappa_p P_u = qNkT\Delta f\kappa_p, \quad (2.9)$$

где  $P_u = NkT\Delta f$  - мощность собственного шума приемника,

$q$  - отношение внешних шумов к собственным (внутренним),

$\kappa_p$  - коэффициент различимости, равный отношению сигнала к полному шуму (по мощности).

Внешние шумы приемника определяются тепловыми шумами атмосферы и Земли, шумами Галактики, Солнца, Луны, других планет и радиозвезд. Для приемников КА в большинстве случаев основной вклад вносят шумы Земли, причем они значительно превышают собственные.

Часто шумовые свойства (пороговая чувствительность) приемников оцениваются шумовой температурой  $T_u$

$$P_u = kT_u\Delta f. \quad (2.10)$$

Здесь  $T_u = T_{u,np} + T_{u,\phi} + (T_{u,a} + T_a)\eta$ ,

где  $T_{u,np}$  - собственные тепловые шумы приемника, которые можно определить через коэффициент шума приемника  $N$  следующим образом  $T_{u,np} = T_{np}(N-1)$ ,

$T_{u,\phi}$  - тепловые шумы антенно-фидерного тракта, которые при условии согласования его волнового сопротивления со входным сопротивлением приемника можно определить по термодинамической температуре фидера как  $T_{u,\phi} = T_\phi(1-\eta)$ ,

$T_{u,a}$  - температура собственного теплового шума антенны,

$T_a$  - антенная температура от внешних источников шума,

$\eta$  - потери в фидере.

Температура собственного теплового шума антенны  $T_{u,a}$  для наземных антенн обычно мала ( $\approx 1$  град  $K$ ) и ее не учитывают.

Антенная температура от внешних источников  $T_a$  оказывается величиной, оценка которой должна выполняться тщательно. Источниками внешних шумов являются: шумы космического происхождения (см. выше); шумы теплового излучения земной поверхности; шумы, вызываемые излучением газов и гидрометеоров.

#### **Множитель ослабления**

Известно, что через ионосферу проходят с малым ослаблением радиосигналы частотой выше 100 МГц. Более низкие частоты отражаются, т.е. проходят с ослаблением 50, 100 и более дБ. Верхний предел определен как 10-20 ГГц, поскольку на больших частотах возрастают потери в тропосфере (поглощение газами, рассеяние частицами и т.д.). Поэтому для космических радиолиний выбран диапазон 0.1 – 10.0 ГГц.

Дополнительные потери  $F$  в указанном диапазоне состоят из

-потерь в тропосфере  $F_T, \text{дБ}$ .

-потерь в ионосфере  $F_{II}, \text{дБ}$ .

-потерь поляризационных  $F_{II}, \text{дБ}$ .

и определяются их суммой

$$F = F_T + F_{II} + F_{II}.$$

Потери в тропосфере  $F_T$  возникают за счет поглощения и рассеяния в кислороде и неконденсированных парах воды. В диапазоне сантиметровых волн рассеяние ничтожно мало и основное ослабление происходит из-за поглощения. Существует расчетная формула для оценки интегрального ослабления сигнала из-за поглощения во всей толще тропосферы (или части ее) в зависимости от длины волны и угла места радиолуча. Для расчета необходимы сведения о вертикальных профилях СВЧ спектров поглощения кислорода и паров воды, коэффициента преломления тропосферы и метеорологических параметров, характеризующих состояние тропосферы.

Формула, перечисленные характеристики и результаты расчетов ослабления содержатся во многих источниках.

Следует иметь в виду, что значительные временные (в течении года) и пространственные (в пределах земного шара) изменения метеоусловий приводит к большим изменениям интегральных потерь.

В тропосфере периодически возникают метеорологические образования в виде дождя, снега, грозы, тумана, облаков. Они являются еще одним источником ослабления. Наибольшее ослабление дает град, наиболее существенное - дождь и облака (по силе и по вероятности появления). Например, дождь интенсивностью  $5 \text{ мм/час}$  в слое 1 км дает ослабление менее 0.1 дБ,  $50 \text{ мм/час}$  - 1.5 дБ (длина волны 3 см). Средняя продолжительность дождя  $5 \text{ мм/час} - 100 \text{ час}$ ,  $50 \text{ мм/час} - 1 \text{ час}$ . Вероятность дождей  $1 - 5 \text{ мм/час} \approx 15\%$ ,  $50 \text{ мм/час} \approx 0.2\%$ . В слое облачности толщиной 1.0 км с водностью  $8 \text{ г/м}^2$  ослабление равно 1 - 2 дБ (длина волны 3 см), с водностью  $1 \text{ г/м}^2$  - около 0.2 дБ.

Потери в ионосфере  $F_H$  возникают вследствие отражения и поглощения сигнала. В указанном диапазоне основным являются потери от поглощения.

Поляризационные потери  $F_H$  происходят из-за вращения плоскости поляризации при распространении сигнала в ионосфере (эффект Фарадея). Величина потерь для совместно работающих совмещенных по линейной поляризации антенн можно рассчитать по формуле

$$F_H \approx 20 \log(\cos \varphi), \text{ дБ},$$

где  $\varphi$  – угол поворота плоскости поляризации, который зависит от частоты сигнала, интегральной электронной концентрации вдоль трассы, протяженности и ориентации трассы относительно магнитного поля Земли.

### Расчетные задания

А. Рассчитать энергетический потенциал наземной станции при следующих условиях:

- протяженность радиолинии 500 – 50000 км,
- длина волны 1 – 100 см,
- усиление бортовой антенны 10 – 100,
- мощность бортового передатчика 1 – 1000 Вт,
- полоса радиосигнала 0,1 – 10,0 МГц.

Б. Рассчитать предельную дальность действия командной радиолинии, имеющий следующие энергетические характеристики:

- длина волны 1 – 100 см,
- мощность наземного передатчика 10 – 1000 Вт,
- коэффициент усиления наземной антенны 10 – 10000,
- чувствительность бортового приемника  $10^{-10} - 10^{-15}$  Вт,

- усиление бортовой антенны 10 – 1000,
- дополнительные потери на трассе отсутствуют (присутствуют).

Примечание. Конкретные цифры в задании определяет преподаватель.

## 2.5 Тема: Измерения в радиоконкомплексах КА

### Описание технологической аппаратуры

*Назначение.* Технологическая аппаратура предназначена для проведения автономных и комплексных испытаний бортовых приборов ИСЗ. Под автономными проверками понимаются проверки как комплекта бортовых приборов ИСЗ без взаимодействия их с другими системами, составляющими комплекс аппаратуры бортовых систем, так и отдельных частей комплекта. Под комплексными проверками понимаются проверки комплекта бортовых приборов ИСЗ при взаимодействии их с другими системами, как на расстыкованном, так и на состыкованном объекте.

Испытания бортовых приборов могут производиться:

- а) на заводе-изготовителе бортовых приборов, как заключительная стадия проверок бортовых приборов;
- б) на заводе-изготовителе объекта, где проводятся, как автономные, так и комплексные испытания бортовых приборов, установленных на объект;
- в) на технической позиции при подготовке объекта к пуску;
- г) в хранилищах при периодических проверках приборов в процессе хранения.

*Технические данные.* С помощью технологической аппаратуры возможно проведение следующих испытаний:

- проверка прохождения разовых команд;
- проверка прохождения разовых команд в открытом режиме;
- закладка информации временной программы (ВП);
- проверка правильности воспроизведения заложенной информации;
- проверка работы бортовой аппаратуры;
- проверка чувствительности бортового приемника;
- контроль над состоянием приборов бортовой аппаратуры;
- имитация системы БХВ (блок-хранитель времени) в части обеспечения необходимых сеток частот;
- частичная имитация телеметрической системы (в части проверки прохождения через радиоканал телеметрической информации);
- включение и выключение напряжения питания бортовых приборов;
- контроль величины бортового напряжения;
- проверка бортового программного устройства;
- работа в режиме измерения дальности.

Аппаратура обеспечивает проверку работы всех входящих в ее состав приборов в режиме самопроверки.

Для оперативного определения неисправности бортовых приборов и для обеспечения работы без излучения в эфир предусмотрены следующие технологические режимы работы.

Работа без наземного передатчика и приемника борта в режиме "ЗАПРОС 1" и "ЗАПРОС 2".

Работа без наземного передатчика и наземного приемника.

*Состав аппаратуры.* Аппаратура размещается в 20 стойках различного размера и веса и состоит из двух дублирующих полукомплектов как совмещенных в одной, так и разнесенных по нескольким стойкам:

1. Пульт управления, рабочее место оператора.
2. Запросный передатчик для комплексной проверки бортовой аппаратуры в сантиметровом диапазоне волн. В стойку входят:
  - блок 01 - формирователь сигнала запросной и ответной частот;
  - блок 02 - высоковольтное питание и контроль;
  - блок 03 - блок питания;
  - блок 04 - блок питания;
  - аттенюаторы;
  - полосовые фильтры;
  - в/ч разветвитель мощности (щелевой мост);
  - проходные фильтры.
3. Полуподвижная рама для размещения приборов: в/ч комплекта, хронографа и самописца.
4. Приемное устройство, шифратор и дешифратор запросных сигналов, измеритель. В стойку входят блоки, выполняющие следующие функции:
  - прием в/ч сигналов борта;
  - измерение индекса фазовой модуляции запросного и ответного сигналов;
  - формирование напряжения модуляции запросного сигнала;
  - формирование и анализ телеметрии (ТЛМ) в режиме автономной проверки.
5. Приемная стойка.
6. Формирователь и анализатор сигналов псевдошумовой последовательности (ПШП, *PN*) измерения фазовой задержки по дальности в режиме Д2 в составе:
  - формирователь ПШП (1023 символа, тактовая частота ~ 1 МГц);
  - коррелятор;
  - блок выделения информации о дальности.
7. Низкочастотная часть приемного устройства для выделения сигнала, несущего информацию о дальности в режиме Д1. Стойка обеспечивает:
  - формирование запросного сигнала дальности путем фазовой модуляции поднесущей частоты;
  - автономную проверку блоков, входящих в состав канала измерения дальности;
  - контроль фазовых сдвигов в аппаратуре и флуктуации сигнала дальности.
8. Хронизатор, синтезатор опорных частот и сигналов.
9. Стойка питания прибора 8.
10. Имитатор хронизатора (н/ч), формирователь РК (разовых команд), коммутатор режимов работы других приборов.
11. Стойка формирования, выдачи и анализа ВП.
12. Стойка питания прибора 11.
13. Стойка формирования кода времени, имитации временных уставок и их считывание.
14. Стойка включения и питания аппаратуры.
15. Корпус для размещения других приборов и рамы с бортовыми приборами при проведении автономных проверок:
  - 15-1 - блок питания борта;
  - 15-2 - фильтры бортового питания;
  - 15-3 - высокочастотный коммутатор запросного и ответного тракта антенны;
  - 15-4 - прибор для управления 15-3 (усилитель тока переключателей);

15-5 - выносной блок согласования НЧ сигналов с объектом проверки (как переходная коробка).

16. Высокочастотный переключатель.

17. Комплект кабелей для соединения приборов между собой и приборами объекта.

Кроме перечисленных стоек аппаратура комплектуется двумя стойками с некоторыми запасными блоками для всей аппаратуры.

*Устройство и работа аппаратуры.* Аппаратура включает в себя два идентичных полукомплекта, причем переключение с одного полукомплекта на другой может производиться поприборно.

Наиболее характерными режимами работы являются:

а) включение напряжения питания на все стойки и на бортовые приборы;

б) проверка фазовой нестабильности высокочастотного тракта в режиме самоконтроля;

в) проверка фазовой нестабильности высокочастотного тракта при работе с бортовой аппаратурой;

г) прохождение разовых команд в режиме самоконтроля (только ОРК1) (ОРК - открытая разовая команда);

д) прохождение разовых команд при работе с бортом;

е) прохождение разовых команд при работе в открытом режиме;

ж) формирование и прохождение ВП;

з) проверка работы канала дальности;

и) проверка работы канала ТЛМ в режиме самоконтроля без универсальной радиотелеметрической станции;

к) проверка работы канала ТЛМ в режиме самоконтроля с универсальной радиотелеметрической станции;

л) проверка работы канала ТЛМ при работе с бортовой аппаратурой;

м) проверка работы счетчика уставок в режиме самоконтроля;

н) проверка работы при списывании уставок.

### **Описание и принцип работы прибора 7**

*Обозначения.* В данном описании приняты следующие обозначения:

$f_n$  - поднесущая частота запроса дальности;

$f_{0g}$  - частота гетеродина;

$f_{n,np}$  - поднесущая частота дальности принимаемого сигнала;

$f_{оуз}$  - опорное напряжение управляемого генератора;

$PN_{пер}$  - передаваемая псевдошумовая последовательность;

$PN_{пр}$  - принимаемая псевдошумовая последовательность;

$L$  - длина псевдошумовой последовательности;

$f_n * PN$  - запросный сигнал дальности;

$f_n * PN_{пр}$  - принимаемый сигнал дальности;

$F_T$  - тактовая частота кода;

$PN * F_T$  -  $PN$ -код, умноженный на свою тактовую частоту;

$R_{sp}$  - сигнал, несущий информацию о дальности по грубой шкале;

$R_m$  - сигнал, несущий информацию о дальности по точной шкале;

$R_{sp,on}$  - опорный сигнал грубой шкалы измерения дальности;

$R_{m,on}$  - опорный сигнал точной шкалы измерения дальности;

$n$  - число разрядов регистра сдвига;

$F$  - частота повторения импульсов точного канала измерения дальности;  
УГ - управляемый генератор;  
ГОС - генератор опорных сигналов;  
ФД - фазовый детектор;  
УИ - устройство преобразования информации;  
1к, 2к - 1 (2) комплект;  
049 — имитатор ответного сигнала ПЧ;  
ФМ - фазовый манипулятор;  
ФНЧ - фильтр нижних частот;  
НИП - наземный измерительный пункт;  
РУНО - приемное устройство ППП.

*Назначение.* Прибор 7 является низкочастотной частью приемного устройства и предназначен для выделения сигналов, несущих информацию о наклонной дальности  $R$ .

1. В приборе формируется запросный сигнал дальности путем фазовой манипуляции поднесущей частоты  $N$  кГц на угол  $0$ -:- $180$  град сигналом  $PN$ .

2. Прибор позволяет осуществить автономную проверку работы блоков, входящих в канал измерения дальности, и контролировать фазовые сдвиги и флуктуации сигналов дальности.

*Состав прибора 7.* В состав прибора входят блоки:

7-01 - блок формирования сигнала поднесущей частоты  $f_n$  и когерентного ему сигнала местного гетеродина точного канала дальности;

7-02 - блок формирования запросного сигнала дальности и опорных импульсов дальности грубой шкалы  $R_{sp,on}$ ;

7-03 - блок выделения поднесущей частоты дальности  $f_{n,np}$  и псевдошумовой последовательности  $PN_{np}$  из принимаемого сигнала  $f_n * PN_{np}$ ;

7-04 - блок преобразования поднесущей частоты  $f_{0np}$  и формирования импульсов "дальности" точной шкалы  $R_{m,on}$ ,  $R_m$ ;

7-05 - блок синхронизации принимаемого  $PN_{np}$  кода и формирования импульсов дальности грубой шкалы  $R_{sp}$ ;

7-06 - блок питания;

7-08 - индикатор канала дальности;

7-09 - блок формирования напряжения  $400$ Гц, питающего мотор;

7-11 - блок анализа и коммутации режимов работы и комплектов прибора.

В целях повышения надежности работы в корпусе прибора размещены 2 комплекта аппаратуры. Питание комплектов независимое и осуществляется от двух фидеров. Прибор имеет 2 канала измерения дальности - точный канал ( $R_m$ ) и грубый канал ( $R_{sp}$ ).

Точное измерение дальности основано на фазовом методе измерения расстояния. Точный канал имеет следующие основные параметры:

а) эквивалентная шумовая полоса узкополосного следящего устройства (ФАП) на поднесущей частоте  $f_n$  порядка  $25$ Гц;

б) флуктуации фазы напряжения в опорном канале  $\leq 0,5$  град;

в) флуктуации фазы напряжения в информационном канале  $\leq 2$  град;

г) для юстировки фаз опорного и сигнального напряжений может меняться с помощью фазовращателей в пределах  $0$ -:- $360$ ;

д) для уменьшения начальной расстройки ФАП на частоте  $f_n$  применена электромеханическая система ЧАП.

Грубое измерение дальности основано на корреляционном методе измерения с применением псевдошумовой последовательности  $PN$ . Грубый канал имеет следующие основные параметры:

- е) флуктуации опорных импульсов относительно периода тактовой частоты, формирующей  $PN$ -код  $\leq 0,5$  град;
- ж) флуктуации сигнальных импульсов  $\leq 1$  град;
- з) время вхождения системы в синхронизм  $\leq 30$ с;
- и) точность синхронизации следящей системы составляет порядка I тактовой частоты, формирующей  $PN$ -код;
- к) длина последовательности  $L = 2^5 - 1 = 31$ ;
- л) для юстировки канала  $R_{cp}$  импульсы "начало отсчета" в передающем регистре сдвига могут задерживаться с помощью фазовращателя в пределах одного периода  $F_T$  (0 – 330 мкс) относительно запросного сигнала дальности  $f_n * PN$ .

Прибор 7 позволяет проводить следующие операции:

- а) юстировку по грубому и точному каналам измерения дальности с точностью порядка 0,5 град;
- б) контролировать в обоих каналах наличие и флуктуации импульсов сигнального и опорного каналов;
- в) проверить наличие синхронизма всех следящих устройств в канале измерения дальности.

При неисправности выбранного комплекта с помощью реле времени, расположенном в блоке 7-11, через 35с осуществляется автоматический переход на резервный комплект.

В приборе имеется цепь готовности, обеспечивающая индикацию готовности прибора к работе. Питание прибора 7 осуществляется от сети трехфазного переменного тока частотой 50Гц с напряжением 380В.

Прибор нормально работает и обеспечивает указанные выше параметры при:

- а) изменении питающего напряжения 380В $\pm$ 10%, 50Гц $\pm$ 2%;
- б) непрерывной работы в течение 24 часов с последующим часовым перерывом.

*Цепь готовности.* Цепь готовности как в 1-ом, так и во 2-ом комплекте прибора 7 замыкается, если:

- а) все блоки вставлены в корпус стойки;
- б) переключатель В1, расположенный внутри блока 7-01, находится в положении "Выкл.";
- в) фазовращатели, расположенные на передней панели блока 7-04, находятся в положении "Стопор";
- г) фазовращатель, расположенный на передней панели блока 7-02, находится в положении "Стопор";
- д) при подаче напряжения питания 50Гц 380/220В $\pm$ 10%.

Сигнализация о готовности 1-го (2-го) комплекта прибора 7 осуществляется путем замыкания контактов 1-3 (2-19) разъема ШЗ и поступает на прибор центрального пульта.

### **Дальнометрия при непрерывном сигнале**

*Общие сведения.* Основным методом современной радиодальнометрии при непрерывных сигналах является метод, условно называемый методом сжатия импульсов. В зависимости от применяемой модуляции, различают два варианта:

- 1) внутримпульсная ЧМ со сжатием сигнала на ПЧ или ВЧ;
- 2) дискретная ФМ со сжатием импульса на ПЧ или на частоте поднесущего сигнала.

В обычных импульсных дальномерах возможности выбора длительности импульсов и частоты их повторения ограничены. Для увеличения разрешающей способности длительность импульсов должна уменьшаться, но для сохранения характеристик обнаружения при этом должна возрастать мощность в импульсе. Период повторения импульсов, во избежание неоднозначности измерения дальности, не должен быть меньше двойного времени распространения сигнала до цели. При коротких импульсах смещение частоты отраженного от цели сигнала должно определяться путем измерения сдвига фазы сигнала от импульса к импульсу вместо того, чтобы непосредственно измерять разность фаз в пределах импульса. Это обстоятельство иногда накладывает серьезные ограничения.

Таким образом, обычный импульсный радиодальномер при хорошем разрешении по дальности имеет плохие характеристики обнаружения из-за небольшой средней мощности и во многих случаях не обеспечивает однозначного измерения дальности. С другой стороны, дальномеры с непрерывным излучением, позволяя, например, измерять скорость цели и имея большую среднюю мощность, обладают плохой разрешающей способностью по дальности. Дальномеры с кодированным непрерывным сигналом позволяют преодолеть указанные трудности за счет увеличения времени облучения цели.

Предположим, что в обычном импульсном дальномере зондирующий импульс может иметь одно из двух возможных фазовых состояний, которое сохраняется в течение всей длительности импульса. Можно излучать последовательность таких импульсов так, чтобы фазы импульсов последовательности определялись бинарным повторяющимся (код может быть случайным). Если код содержит  $N$  знаков, то область однозначного определения дальности возрастает в  $N$  раз, но при этом во столько же раз должно увеличиться время интегрирования принимаемого сигнала.

Если модулировать бинарным кодом зондирующий сигнал в пределах одного импульса, то разрешающая способность РЛС по дальности увеличится в  $N$  раз, и соответственно должна возрасти полоса частот, занимаемых сигналом. Для увеличения средней мощности излучения эти импульсы могут излучаться непрерывно, так что образуется система с непрерывным излучением, модулированным повторяющейся кодовой последовательностью из  $N$  знаков. Такая система имеет большие пределы однозначного определения дальности в сочетании с высокой разрешающей способностью по дальности. Кроме того, эта система обладает большой средней мощностью излучения. К недостаткам радиодальномеров с кодированным сигналом относится большое необходимое время интегрирования сигнала, что делает их непригодными для работы в режиме поиска или в условиях, когда необходима большая скорость обзора.

*Коды, генераторы кода и приемники кодированных сигналов.* Упрощенная функциональная схема радиодальномера с кодированными сигналами изображена на рис. 2.9. Хронизатор 1, определяющий частоту кодовых сигналов, возбуждает генераторы кода 2 и 3, в цепь одного из которых введен регулируемый фазовращатель 4. Сигналы генератора кода 2 подаются на фазовый модулятор 5, который модулирует сигнал генератора несущей частоты 6. Модулированный по фазе сигнал проходит через переключатель прием-передача 7 и излучается антенной 8. Сигналы генератора опорного кода 3 вместе с мало-мощным сигналом несущей частоты от генератора 6 поступают на модулятор 9. Фазовращатель 4 осуществляет непрерывный поворот фазы и за один оборот вносит задержку в сигнал опорного генератора, равную длительности одного кодового знака.



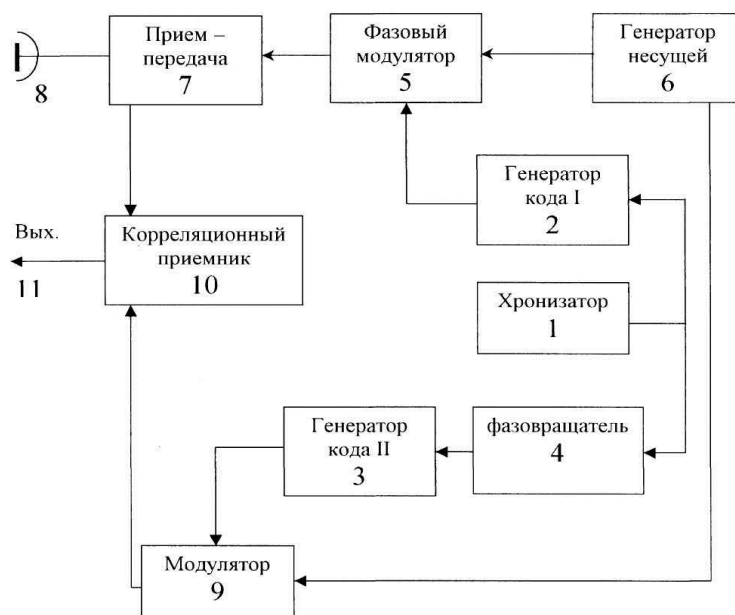


Рис. 2.9 - Упрощенная функциональная схема дальномера с кодированными сигналами

Отраженный от цели сигнал и опорный сигнал с выхода модулятора 9 подаются на корреляционный приемник 10. Если опорная кодовая последовательность задержана точно на время, соответствующее времени распространения сигнала до одиночной цели и обратно, то сигнал 11 на выходе корреляционного приемника будет представлять собой автокорреляционную функцию кода. Таким образом, величина задержки, выраженная в длительностях элементов кода, характеризует положение ячейки разрешения (строба) по дальности. Желательно, чтобы автокорреляционная функция кода имела узкие, четко выраженные максимумы, а вне области максимумов была бы близка к нулю. Кроме того, расстояние между соседними максимумами этой функции во времени должно соответствовать максимальной дальности действия дальномера.

Изучение функции неопределенности показало, что наилучшим видом сигнала являются псевдослучайные или псевдошумовые бинарные коды, образуемые последовательностью знаков "+1" и "0" или "+1" и "-1". В псевдослучайных кодах (линейных последовательностях максимальной длины) число знаков "+1" всегда на единицу больше числа знаков "0" или "-1". Псевдослучайные последовательности имеют определенные структурные свойства, хотя и случайного характера, и потому можно прогнозировать характеристики образованных на их основе кодированных сигналов. Отсюда следует, что для конкретных применений дальномеров можно определить оптимальные структуры зондирующих сигналов.

Формирование псевдослучайных последовательностей легко осуществить с помощью регистров сдвига, представляющих собой несколько двоичных запоминающих элементов или ряд схем с двумя устойчивыми состояниями. Регистр сдвига обладает способностью перемещать знак, запомненный в одном элементе, в соседнюю ячейку путем подачи сдвигового или тактового импульса. Схема цепей обратной связи рассчитывается так, чтобы получить максимально возможную длину последовательности  $N$  для данного числа  $m$  каскадов регистра сдвига. Можно показать, что  $N = 2^m - 1$  знаков. Последовательность максимальной длины обладает наилучшей формой автокорреляционной функции.

### Реализация принципов дальнометрии в канале дальности Д1

Измерение дальности производится комбинированным методом - фазовым и псевдошумовым. Фазовым методом на поднесущей осуществляется точное измерение дальности, а грубое измерение дальности (раскрытие неоднозначности) произво-

дится с помощью псевдошумовой посылки. Для того чтобы ошибка измерения дальности за счет нестабильности измерительной частоты за время распространения радиоволн была допустимо мала, требуется стабильность частоты порядка  $10^{-9}$ – $10^{-10}$  за сек. Поэтому поднесущая частота  $f_n$  формируется из сетки  $F=10$  кГц, полученной от высокостабильного эталона частоты.

Формирование поднесущей частоты  $f_n$  производится в блоке 7-01. В этом же блоке формируется частота гетеродина  $f_{0z} = 15/16 * f_n$ . Эта частота нужна для преобразования опорного и ответного сигналов канала измерения  $R_m$  с  $N$  кГц до  $(N : 10)$  кГц, что необходимо для уменьшения ошибки дискретности при обработке информации в счетном устройстве.

Запросный сигнал дальности формируется в блоке 7-02. Запросный сигнал  $f_n * PN$  представляет собой колебание частоты  $f_n$ , проманипулированное по фазе законом псевдошумовой последовательности. Индекс фазовой модуляции выбран  $m = 1$ , при этом в спектре сигнала имеется остаток поднесущей частоты. По этой частоте производится измерение дальности точного канала.

Диапазон однозначного отсчета фазовым методом равен

$$R_{\text{одн.}} = c / (2 f_n) = 5 \text{ км.}$$

Для обеспечения однозначного отсчета в диапазоне до 1500 км используется псевдошумовой код соответствующей длины, а измерение дальности производится корреляционным методом.

Дальность по грубой шкале определяется как запаздывание принимаемого псевдошумового сигнала  $PN_{\text{пр}}$  относительно запросного сигнала  $PN_{\text{пер}}$ .

Диапазон однозначного отсчета дальности с помощью PN кода равен:

$$R_{\text{одн.}} = L * c / 2 F_T = 1550 \text{ (км).}$$

Псевдошумовой код  $PN_{\text{пер}}$  формируется в блоке 7-02 сдвиговым регистром. Тактовая частота  $F_T$  получается из частоты  $f_n$  путем деления на 10. Условное начало PN-кода определяется импульсом "И", сформированным с помощью диодной сборки. Для начальной юстировки грубого канала в блоке 7-02 имеется схема, обеспечивающая возможность сдвига импульса  $R_{\text{эп.он}}$  в пределах длительности импульса "И".

Ответный сигнал канала измерения дальности подается с прибора 5 на блок 7-03. В блоке производится выделение поднесущей частоты  $f_{n, \text{пр}}$ .

Выделение поднесущей частоты производится схемой ФАП. В блоке 7-03 имеется управляемый генератор (УГ) на частоту  $f_n$ . Сигнал УГ и входной сигнал сравниваются на ФД, и выделенный сигнал ошибки управляет частотой генератора. В режиме синхронизма частотное рассогласование отсутствует и фазовый сдвиг пропорционален начальному рассогласованию частот сигнала частоты УГ. Это рассогласование определяется нестабильностью частоты генератора и может достигать 100 Гц (в диапазоне температур). При этом ошибка по фазе может быть порядка 10 град. Для уменьшения погрешности измерения  $R_m$  за счет ФАП управляемый генератор охвачен кольцом частотной автоподстройки. Частотный детектор схемы ЧАП работает на разностной частоте

$$F = f_{0y2} - \left( \frac{15}{16} \right) f_0 = 1,8 \text{ кГц}$$

Схема ЧАП производит установку начальной частоты УГ с точностью  $\pm 2$  Гц, при этом в режиме синхронизации фазовый "натяг" ФАП составляет доли градуса. В режиме синхронизма ФАП схема частотной автоподстройки отключается.

Сигнал частоты  $f_n = N$  кГц для дальнейшей обработки подается на блок 7-04. В этом блоке производится преобразование сигнала опорного и измерительного каналов. В

качестве местного гетеродина используется сигнал частоты  $N-28$  кГц, сформированный в блоке 7-01. Сигнал разностной частоты  $\sim 2$  кГц поступает на схему формирования последовательности импульсов "привязки" по фазе к гармоническим сигналам.

С блока 7-04 импульсы каналов  $R_{m,он}$  и  $R_m$  подаются на счетное устройство СУ045.

Для сведения фазы импульсов при юстировке аппаратуры в блоке 7-04 установлены фазовращатели, обеспечивающие регулировку фазы в пределах  $0\text{--}360$ . Сигнал канала измерения дальности  $R_{cp}$  - код  $PN$ р выделяется на фазовом детекторе блока 7-03 и для дальнейшей обработки подается в блок 7-05. В блоке 7-05 генерируется  $PN$ -код такой же, как в запросном блоке 7-02 и производится автоподстройка фазы генерируемого кода под сигнал, снимаемый с блока 7-03.

На блок 7-05 подается сигнал частоты  $f_{n,np} = N$  кГц с блока 7-03. Сигнал проходит через фазовращатель и схему "поиска" и подается на делитель на 10. С делителя снимаются импульсы тактовой частоты, которые запускают регистр, формирующий  $PN$ -код. Полученный код перемножается с тактовой частотой на балансном модуляторе, и полученный сигнал сравнивается с принимаемым сигналом  $PN$ р на балансном модуляторе. Если последовательности отличаются между собой больше, чем на период тактовой частоты (1 элемент  $PN$ -кода), то напряжение на выходе демодулятора не содержит гармоник тактовой частоты  $F_T$ . При этом напряжение на входе схемы отключения поиска равно нулю, и блок находится в режиме поиска. Схема "поиска" уменьшает количество импульсов  $N$  кГц, подаваемых на делитель частоты на 10. Изменение числа импульсов достигается путем запирающего вентиля строб-импульсом, длительность которого примерно равна или чуть больше периода частоты  $N$  кГц.

Фаза импульсов тактовой частоты  $F_T$  смещается скачками через  $36$  или  $72$  град, и генерируемая последовательность начинает "скользить" относительно принимаемого сигнала  $PN$ р. В момент, когда последовательности совмещаются с точностью до элемента, на входе демодулятора появляется напряжение тактовой частоты, амплитуда которого зависит от величины временного сдвига между последовательностями и определяется автокорреляционной функцией для  $PN$ -кода.

При достижении напряжением порогового значения режим "поиска" отключается. Схема переключается в режим точного совмещения последовательности.

Постоянная составляющая на выходе коррелятора определяется  $S$ -образной кросс-корреляционной функцией и используется как сигнал ошибки для электромеханической системы автоподстройки. Напряжение сигнала ошибки преобразуется в переменное напряжение частоты  $400$  Гц, усиливается и подается на мотор. Мотор через редуктор связан с осью плавного фазовращателя. Схема обеспечивает сведение последовательностей с точностью порядка 1 тактовой частоты, формирующей  $PN$ -код.

Для контроля наличия импульсов, флуктуации и фазовых сдвигов по каналам  $R_{cp}$  и  $R_m$  в приборе имеется индикаторный блок 7-08. Контроль производится визуально по экрану ЭЛТ с круговой разверткой. Круговая развертка образуется из частот опорных напряжений  $f_n$ ,  $F$ ,  $F_T$ , которые поступают на блок 7-08 соответственно с блоков: 7-01, 7-04, 7-02. Импульсы подаются на центральный электрод трубки и видны в виде радиальных всплесков. Для каждого канала - точного и грубого - имеется по две шкалы с ценой деления  $10$  град и  $1$ град (для грубого канала шкалы отградуированы в пересчете на формирующую частоту  $F_T$  с однозначностью  $0\text{--}50$  км).

#### **Контрольные вопросы**

1. Для чего необходимо измерение дальности?
2. Состав и назначение аппаратуры и ее основных элементов.
3. Пояснить принцип точного измерения дальности.
4. Пояснить принцип грубого измерения дальности.

5. Для чего необходимо двухкальное измерение дальности?
6. Дать анализ точности измерения дальности до ИСЗ.
7. Пояснить по функциональной схеме работу канала измерения дальности.
8. Укажите основные преимущества радиодальномеров непрерывного излучения с псевдослучайной модуляцией.
9. Как определяется максимальное значение дальности, определяемой однозначно в подобных дальномерах

## 2.6 Тема: Статистическая обработка результатов навигационных измерений КА

### Основные задачи обработки информации в космических радиосистемах

Работа радиосистем КА связана с непрерывной обработкой и циркуляцией информации в различных звеньях всего комплекса. При этом вся информация подразделяется на навигационную, телеметрическую и командную. Навигационная информация представляет собой, в основном, информацию измерительных радиолиний по определению параметров движения. Телеметрическая информация отражает работоспособность систем КА и данные результатов наблюдения. Командная информация включает команды, передаваемые на борт КА, задающие и корректирующие программу полёта, работу оборудования и экипажа.

Телеметрическая и командная информация подвергается обработке, но такой, которая не изменяет содержание информации, а лишь изменяет её форму. Обычно это кодирование и декодирование.

Навигационная информация подвергается более существенным изменениям.

В настоящем разделе рассматривается только обработка навигационной информации.

Для обеспечения полета КА требуется знание параметров движения КА. Обычно это шесть кеплеровских элементов орбиты или 3 геоцентрические координаты и 3 их производные. Однако навигационная информация о движении КА на измерительных пунктах получается не в виде этих элементов или координат, а в виде некоторых параметров, функционально связанных с ними. Обработка этой информации состоит в возможно более точном определении элементов орбиты или координат его по этим параметрам. Заметим, что первичная навигационная информация имеет очень большую избыточность.

На первичную навигационную информацию оказываются наложенными различные случайные воздействия, т.е. появляются случайные ошибки. Возникает задача снижения их влияния, для чего используется специальная статистическая обработка измерений.

Прежде всего, на этапе предварительной обработки навигационной (измерительной) информации производится усреднение измеренного навигационного параметра. Это усреднение производится на определенном ограниченном временном интервале и затем относится к середине этого интервала:

$$N_{\text{cp}} = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m N_i,$$

где  $N_{\text{cp}}$  — один из навигационных параметров, полученный на измерительном пункте;  $N_i$  ( $i=1,2 \dots m$ ) — серия измеренных значений этого параметра.

Затем аналогично получают значения  $N_{\text{cp}}$  для других временных интервалов.

При усреднении или при первичной обработке производят отбраковку значений измеренного навигационного параметра, если отдельные его значения имеют весьма большие случайные ошибки (выбросы).

Обычно с каждого измерительного пункта получается меньшее число навигационных параметров, чем требуется для точного и однозначного решения задачи (кроме сравнительно незначительного рассмотренного ранее доплеровского метода). Над различными

измерительными пунктами КА пролетают в разные моменты времени. Для объединения такой информации приходится привлекать временную закономерность движения КА и априорные сведения о временном изменении этого параметра. Это приводит к необходимости работать с приближенными значениями параметра и тогда статистическая обработка требует уточнения этих параметров.

Задача определения параметров движения КА ставится в двух видах: как первоначальное определение параметров и как уточнение первоначальных значений путём нахождения поправок к ним.

В результате статистической обработки измерительной информации находится совокупность поправок к приближенным значениям параметров движения. Причем в обработку вовлекается большое число измерений, значительно превышающее их минимально необходимое количество.

В основе статистического подхода к решению задачи лежит следующее. Основным источником информации являются результаты измерения навигационного параметра — это апостериорная информация. Ошибки этих измерений носят случайный характер и подчиняются многомерному нормальному закону распределения с нулевым математическим ожиданием и известной дисперсией. Наряду с апостериорной информацией имеется и априорная информация в виде совокупности ожидаемых значений параметров движения, дополненная вероятностными характеристиками возможных погрешностей.

Вообще методика обработки информации вида движения космических тел известна давно. Однако для КА навигационная информация должна обрабатываться быстро по специальным алгоритмам, обеспечивающим быстрое действие и точность.

### **Основы методики статистической обработки результатов навигационных измерений**

Задача статистической обработки заключается в таком подборе параметров движения КА  $q_1, q_2, \dots, q_6$ , при котором полученные в результате расчетов величины наилучшим образом согласуются с измеренными значениями.

При определении поправок к приближенным параметрам движения КА находят применение несколько методов статистической обработки информации: метод максимального правдоподобия, метод наименьших квадратов и метод динамической фильтрации.

Метод максимального правдоподобия. Этот метод состоит в следующем. Пусть мы имеем выборку из значения величины  $X$  объёмом  $n$ :  $x_1, x_2, \dots, x_n$ . Плотность вероятности величины  $X$  обозначим  $f(x, \theta)$ ; она зависит от некоторого параметра  $\theta$ . Функцией правдоподобия называется функция

$$L(x_1, x_2, \dots, x_n, \theta) = f(x_1, \theta)f(x_2, \theta) \dots f(x_n, \theta). \quad (2.11)$$

Значения  $x_1, x_2, \dots, x_n$  считаются заданными, и функция  $L$  рассматривается как функция неизвестного параметра  $\theta$ . Сущность метода заключается в том, что в качестве оценки параметра  $\theta$  берётся значение аргумента этой функции  $\theta$ , обращающее функцию  $L$  в максимум. Это значение является функцией от выборок  $x_1, x_2, \dots, x_n$  и называется оценкой максимального правдоподобия.

Отсюда, согласно правилам дифференциального исчисления, следует правило: для нахождения этой оценки необходимо решить уравнение:

$$\frac{\partial L}{\partial \theta} = 0$$

и отобразить то решение  $\theta = \theta(x_1, x_2, \dots, x_n)$ , которое обращает  $L$  в максимум.

Поскольку функция  $\log L$  достигает  $\max$  при том же значении аргумента, что и функция  $L$ , то чаще из-за большей простоты первой употребляется такое уравнение правдоподобия:

$$\frac{\partial \log L}{\partial \theta} = 0. \quad (2.12)$$

Такого математического определение метода максимального правдоподобия.

Для нашего случая оно несколько конкретизируется. В качестве оценки неизвестного параметра движения или поправки к приближенным значениям его принимается такая величина  $\hat{q}$ , при которой функция правдоподобия достигает максимума. Если по измерениям  $q_i$  отыскивается оценка параметра  $\hat{q}$ , то функция имеет вид:

$$L(q_1, q_2 \dots q_N, \hat{q}), \quad (2.13)$$

а уравнение правдоподобия

$$\frac{\partial \log L}{\partial q} = 0.$$

И тогда корень этого уравнения  $q$  будет оценкой  $\hat{q}$  по максимальному правдоподобию.

Метод максимального правдоподобия представляет собой один из самых эффективных методов определения неизвестных параметров в смысле обеспечения минимума дисперсии (погрешности). Применение этого метода диктуется тем, что среди всей информации, привлекаемой для определения параметров движения КА, имеются как некоррелированные, так и коррелированные измерения. А именно последние требуют обработки учёта корреляционных связей, что этот метод и обеспечивает.

Если среди измерений присутствуют только некоррелированные величины, то процесс обработки упрощается. В этом случае эффективным является метод наименьших квадратов.

Метод наименьших квадратов является частным случаем метода максимального правдоподобия, когда ошибки измерения можно считать независимыми и нормально распределёнными (образующими так называемую повторную выборку). Поэтому условие наименьших квадратов вытекает из условия максимального правдоподобия.

Пусть имеется выборка из измерений параметра движения  $q_i$  и требуется найти оценку этого параметра  $\hat{q}$ .

Функция правдоподобия

$$L(q_1, q_2 \dots q_N, \hat{q})$$

с учетом того, что измерения образуют повторную выборку, запишется:

$$L(q_1, q_2 \dots q_N, \hat{q}) = \prod_{i=1}^N f(q_i; \hat{q}).$$

Функция правдоподобия при нормальном распределении ошибок измерения с дисперсией  $\sigma_i^2$  имеет вид:

$$L(q_1, q_2 \dots q_N, \hat{q}) = (2\pi)^{-\frac{N}{2}} \prod_{i=1}^N \sigma_i^{-1} \exp \left[ -\frac{1}{2} \sum_{i=1}^N \left( \frac{q_i - \hat{q}}{\sigma_i} \right)^2 \right]. \quad (2.14)$$

Критерий максимума функции правдоподобия

$$L(q_1, q_2 \dots q_N, \hat{q}) = \max$$

может быть достигнут при обеспечении минимума показателя степени при экспоненциальном числе:

$$V = \sum_{i=1}^N \left( \frac{q_i - \hat{q}}{\sigma_i} \right)^2 = \min. \quad (2.15)$$

Под знаком суммы стоят разности измеренных значений параметров и его наиболее вероятное значение. Поэтому предписания метода наименьших квадратов сводиться к нахождению условий, при которых сумма квадратов этих разностей (невязок) была бы наименьшей.

Разумеется, оцениваться может как сам параметр, так и поправки к нему.

Метод динамической фильтрации. При обработке информации рассмотренными выше методами для определения оценок необходимо сначала накопить всю выборку измерений, а уже затем вовлечь её в обработку. При этом естественно, темп выдачи информации будет значительно ниже темпа информации. Кроме этого при выполнении следующего цикла измерений не вся априорная информация используется, поскольку учитывается только приближенные значения параметра, полученные по предшествующим циклам, а свойства ошибок тех циклов не используются (хотя они от цикла к циклу повторяются).

Метод динамической фильтрации отличается более эффективным использованием предшествующих измерений. Он предполагает проведение обработки с учётом не только выборки последних измерений, но и отборки ранее найденных оценок.

При отборке по этому методу траектория КА разбивается на ряд участков и оценка производится по измерениям на этом участке и по оценкам по прошлым участкам. Это достигается тем, что после обработки информации на некотором участке прогнозируется оценка совокупности ошибок на начало последующего участка. Обработка этой совокупности совместно с измерениями на этом ново участке даёт новую совокупность оценок, которая даёт более точные сведения на начало нового участка и т.д. Причём участки могут быть малы, вплоть до единичного измерения. Это допускает выдачу новых уточнённых оценок в любой момент времени с учётом накопившейся всей информации.

Конечно, погрешности таких промежуточных измерений будут выше, чем погрешности выше рассмотренных методов. И только когда в методе динамической фильтрации будут использованы все выборки, точности их сравняются.

Однако этот метод часто используется, особенно когда измерения поступают в равномерном темпе, а решение требуется принимать, не дожидаясь накопления большого количества информации. Например, прогнозирование места падения БР. Требование к быстрдействию машины здесь ниже, объём памяти — тоже меньше. Этот метод является эффективным при обработке информации на борту КА.

Для решения задачи последовательного сглаживания широкое распространение получил метод динамической фильтрации.

Задача оценивания методом динамической фильтрации предполагает:

- задание динамической модели информационной системы в дифференциальных (разностных) уравнениях;
- определение функциональных связей между оцениваемыми параметрами и фактическими измерениями;
- задание статистических характеристик, как оцениваемых процессов, так и погрешностей измерений.

Выполнение указанных выше требований позволяет сделать постановку задачи оценивания, а дальнейшее проектирование динамического фильтра выполняется по известным, хотя и трудоемким процедурам.

Преимущества метода динамической фильтрации состоят в следующем:

- 1) возможность формирования оптимальных оценок в соответствии с выбранным критерием;

- 2) относительная простота технической реализации;
- 3) высокое быстродействие;
- 4) решение, как задачи оценивания, так и задачи управления;
- 5) возможность формирования оценок по малому количеству измерений;
- 6) формирование в рекуррентной форме, как текущих и предсказываемых оценок, так и их ковариационных матриц;
- 7) решение, как линейных, так и нелинейных задач оценивания;
- 8) возможность адаптации синтезированных алгоритмов к случайным воздействиям различной природы (аномальные ошибки измерений, случайные пропадания сигналов, не соответствие используемой и фактической модели).

В качестве недостатка метода следует отметить относительную сложность разработки динамических алгоритмов и отсутствие в некоторых случаях достоверной информации о статистических характеристиках погрешностях измерений и оцениваемых процессов. Не смотря на то, что метод динамической фильтрации имеет универсальный характер в некоторых задач с целью сокращения времени разработки предпочтительным является использование традиционных методов оценивания.

Рассмотрим порядок разработки алгоритма методом динамической фильтрации на примере оценки параметров полиномиальной траектории по одномерным измерениям.

Предполагается линейная модель измерений и динамической системы. Возмущающие воздействия и погрешности измерений описываются белыми, гауссовскими, взаимно некоррелированными случайными процессами. Задача состоит в формировании оптимального оценивателя траектории движения цели. Измерения координат цели поступают через равные промежутки времени. Требуется оценить траекторию движения цели.

Задача оценки траектории движения цели может быть выполнена на основе полинома второй степени. В этом случае временная изменчивость истинного значения измеряемой координаты определяется выражением:

$$\xi(k) = a_0(t) + a_1(t)t_1 + a_2(t)t_2.$$

Параметры  $a_0(t)$ ,  $a_1(t)$ ,  $a_2(t)$  следует ввести в вектор состояния динамической системы. В этом случае вектор-столбец состояний динамической системы будет иметь следующий вид:

$$\mathbf{X}(t) = |a_0(t), a_1(t), a_2(t)|^T, \quad (2.16)$$

где  $T$  — символ транспонирования.

От непрерывного пространства состояний динамической системы, описываемого вектором (2.16), можно легко перейти к дискретным временным отсчетам  $k$  с произвольным шагом (например, равным периоду поступления измерений  $\Delta t_k$ ). В данном случае параметр  $\Delta t_k$  предполагается фиксированным, хотя синтезируемый алгоритм может быть легко модифицирован для произвольных интервалов поступления данных.

В дискретном времени вектор (2.16) имеет следующий вид:

$$\mathbf{X}(k) = |a_0(k), a_1(k), a_2(k)|^T.$$

Динамика изменения составляющих вектора состояний динамической системы описывается системой из трех разностных уравнений:

$$\begin{cases} x_1(k+1) = x_1(k) + \omega_1(k) \\ x_2(k+1) = x_2(k) + \omega_2(k), \\ x_3(k+1) = x_3(k) + \omega_3(k) \end{cases} \quad (2.17)$$

где  $\omega_1(k)$ ,  $\omega_2(k)$ ,  $\omega_3(k)$  — случайные возмущения системы (шумы состояния);  $x_i$  — элементы вектора состояний  $\mathbf{X}(k)$ .

В векторной форме система уравнений (2.17) имеет вид:

$$\mathbf{X}(k+1) = \mathbf{X}(k) + \mathbf{W}(k),$$

где  $\mathbf{W}(k)$  — вектор порождающих шумов.



Измерения  $Z(k)$  в  $k$ -й момент времени представляют собой аддитивную смесь его истинного значения  $\xi(k)$  и ошибки измерения  $\varepsilon(k)$ :

$$Z(k) = \xi(k) + \varepsilon(k).$$

Модель наблюдений может быть выражена через переменные состояния. Для этого определим оценку  $\hat{\xi}$  как функцию  $\mathbf{H}(X_i)$  от вектора состояний. При этом значение функции  $\mathbf{H}(X_i)$  определяется по формуле:

$$\mathbf{H}(X_i) = x_1 + kx_2 + k^2x_3.$$

Таким образом, модель наблюдений в переменных состояния имеет следующий вид:

$$Z(k) = \mathbf{H}(X_i) + \varepsilon(k). \quad (2.18)$$

В данном случае вектор-функция  $\mathbf{H}(X_i)$  является линейной, поэтому задачу оценивания можно решать на базе линейных алгоритмов Калмановской фильтрации. В простейшем случае задачу оценивания можно решать на основе линейного фильтра Калмана-Бьюси, обеспечивающего оценку вектора состояния с минимальной дисперсией.

Алгоритм оценки вектора состояния динамической системы в данном случае имеет следующий вид:

$$\hat{\mathbf{X}}(k+1) = \hat{\mathbf{X}}(k+1/k) + \mathbf{G}(k+1)[Z(k+1) - \mathbf{H}(\hat{\mathbf{X}}(k+1/k))], \quad (2.19)$$

где  $\hat{\mathbf{X}}(k+1) = [\hat{x}_1, \hat{x}_2, \hat{x}_3]^T$  — оценка вектора состояния на момент времени  $(k+1)$ ;  $\hat{\mathbf{X}}(k+1/k) = \hat{\mathbf{X}}(k)$  — расчет вектора предсказанных оценок на момент времени  $(k+1)$  по данным на шаге  $k$ ;  $\mathbf{G}(k+1)$  — матрица весовых коэффициентов размерностью  $(3 \times 1)$ ;  $\mathbf{H} = [1 \ k \ k^2]$  — переходная матрица наблюдений.

$$\mathbf{G}(k+1) = \mathbf{P}(k+1/k)\mathbf{H}^T(k+1)[\mathbf{H}(k+1)\mathbf{P}(k+1/k)\mathbf{H}^T(k+1) + \mathbf{R}_v(k+1)]^{-1},$$

$$\mathbf{P}(k+1/k) = \mathbf{P}(k/k) + \mathbf{R}_w(k),$$

$$\mathbf{P}(k+1/k+1) = [\mathbf{I} - \mathbf{G}(k, L)\mathbf{H}(k)]\mathbf{P}(k+1/k),$$

где  $\mathbf{P}(k+1/k)$  — апостериорная матрица ковариаций ошибок предсказания размерностью  $(3 \times 3)$ ;  $\mathbf{P}(k+1/k+1)$  — априорная матрица ковариаций ошибок оценивания размерностью  $(3 \times 3)$ ;  $\mathbf{R}_v(k+1)$  — дисперсия шумов наблюдения;  $\mathbf{R}_w(k)$  — диагональная ковариационная матрица шумов состояния размерностью  $(3 \times 3)$ ;  $\mathbf{I}$  — единичная матрица размерностью  $(3 \times 3)$ .

На заключительном этапе рассчитывается оценка координаты:

$$\hat{\xi} = x_1 + kx_2 + k^2x_3 \quad (2.20)$$

Необходимые априорные сведения для инициализации фильтра Калмана могут быть получены по результатам анализа имеющейся статистической информации. Следует задать начальные условия: начальный вектор оценивания  $\mathbf{X}_0$ , начальную матрицу ковариаций ошибок оценивания  $\mathbf{P}_0$ , а также значения элементов ковариационных матриц шумов состояния  $\mathbf{R}_w(0)$  и дисперсию шума измерений  $\mathbf{R}_v(0)$ .

### **Определение параметров орбиты КА при обработке информации методом наименьших квадратов**

Пусть траектория КА определяется независимыми параметрами  $q_i$  ( $j=1, 2, \dots, m$ ). Обычно  $m=6$ , и траектория фиксируется 6 элементами орбиты либо координатами и их производными в момент  $t_0$ .

Навигационные параметры, измеряемые с применением радиотехнических средств, обозначим через  $R_i$  их расчётные значения  $R_{0i}$ , а общее число измерений —  $N$  ( $i = 1, 2, \dots, N$ ).

Параметры  $R_i$  измеряются относительно навигационных точек или измерительных пунктов, положение которых также задаётся 6 параметрами  $\theta_i$  ( $i = 1, 2, \dots, 6$ ), поскольку Земля вращается. Связь между параметрами движения КА  $q_i$  и измеряемыми величинами  $R_i$  задаётся в виде навигационной функции

$$R_i = R(q_1, q_2, \dots, q_6; \theta_{1i}, \theta_{2i}, \dots, \theta_{6i}; t_i). \quad (2.21)$$

Конкретный вид этой функции определяется видом навигационного параметра и закономерностью относительного движения.

Поскольку имеется  $N$  измерений  $R_1, R_2, \dots, R_N$ , то можно составить систему уравнений:

$$\begin{aligned} R_1 &= R(q_1, q_2, \dots, q_6; \theta_{11}, \theta_{21}, \dots, \theta_{61}; t_1), \\ R_N &= R(q_1, q_2, \dots, q_6; \theta_{1N}, \theta_{2N}, \dots, \theta_{6N}; t_N). \end{aligned}$$

Отсюда выбрать если можно 6 уравнений для одного момента времени, то можно всё решить. Если для разных моментов времени, то нужно учесть закономерность движения КА во времени.

Пусть по условиям запуска или по предварительным измерениям мы имеем грубые значения параметров движения в виде  $q_{01}, q_{02}, \dots, q_{06}$ . Этим значениям будет соответствовать известная совокупность расчётных значений навигационных параметров:

$$\begin{aligned} R_{01} &= R(q_{01}, q_{02}, \dots, q_{06}; \theta_{11}, \theta_{21}, \dots, \theta_{61}; t_1), \\ R_{0N} &= R(q_{01}, q_{02}, \dots, q_{06}; \theta_{1N}, \theta_{2N}, \dots, \theta_{6N}; t_N). \end{aligned}$$

Можно вычислить разности измеренных и расчётных величин навигационных параметров  $R_i - R_{0i}$ , причем этим значениям можно сопоставить некоторые поправки  $\delta_j$  к параметрам движения  $q_j$ . Тогда будет новая система:

$$\begin{aligned} R_1 - R_{01} &= R(q_{01} + \delta_1, q_{02} + \delta_2, \dots, q_{06} + \delta_6; \theta_{11}, \theta_{21}, \dots, \theta_{61}; t_1) - \\ &- R(q_{01}, q_{02}, \dots, q_{06}; \theta_{11}, \theta_{21}, \dots, \theta_{61}; t_1), \\ R_N - R_{0N} &= R(q_{01} + \delta_1, q_{02} + \delta_2, \dots, q_{06} + \delta_6; \theta_{1N}, \theta_{2N}, \dots, \theta_{6N}; t_N) - \\ &- R(q_{01}, q_{02}, \dots, q_{06}; \theta_{1N}, \theta_{2N}, \dots, \theta_{6N}; t_N). \end{aligned}$$

В общем случае эта система нелинейных уравнений. Поэтому удобно разложить эти уравнения в ряд Тейлора по степеням поправок  $\delta_j$  и первыми числами разложения.

Тогда получим следующую систему уравнений:

$$\begin{aligned} R_1 - R_{01} &= \left(\frac{d}{dq_{01}} R_1\right) \delta_1 + \left(\frac{d}{dq_{02}} R_1\right) \delta_2 + \dots + \left(\frac{d}{dq_{06}} R_1\right) \delta_6, \\ R_N - R_{0N} &= \left(\frac{d}{dq_{01}} R_N\right) \delta_1 + \left(\frac{d}{dq_{02}} R_N\right) \delta_2 + \dots + \left(\frac{d}{dq_{06}} R_N\right) \delta_6. \end{aligned} \quad (2.22)$$

Частные производные от навигационной функции  $R_i$  по начальным параметрам  $q_{0j}$  будут постоянными для конкретного случая, поэтому могут быть вычислены перед сеансом обработки.

Поскольку разности  $R_i - R_{0i}$  могут быть либо разными по параметру, либо разноточными, то необходимо их привести к единой мере путем ввода коэффициента  $p_i$ . Ввод этот производится умножением на  $p_i$  обеих частей последних уравнений.

Величина коэффициента определяется

$$p_i = \frac{h_i}{\sigma_i},$$

где  $h_i$  — некоторый масштабный коэффициент;  $\sigma_i$  — среднеквадратичная ошибка измерения.

Обозначим частные производные как  $\alpha_{ij}$

$$\frac{d}{dq_{0j}} R_i = \alpha_{ij}.$$

Введем обозначения для приведенной разности

$$p_i(R_i - R_{0i}) = r_i.$$

Тогда получится система уравнений, имеющая вид:

$$r_1 = p_1 \alpha_{11} \delta_1 + p_1 \alpha_{12} \delta_2 + \dots + p_1 \alpha_{16} \delta_6 = \sum_{j=1}^6 p_1 \alpha_{1j} \delta_j, \quad (2.23)$$

$$r_n = p_n \alpha_{n1} \delta_1 + p_n \alpha_{n2} \delta_2 + \dots + p_n \alpha_{n6} \delta_6 = \sum_{j=1}^6 p_n \alpha_{nj} \delta_j.$$

Эту систему линейных приведенных уравнений в методе наименьших квадратов называют системой условных уравнений.

Если  $N = 6$ , то эту систему можно решить. Но обычно  $N > 6$ , поэтому решение будет не лучшим. С целью улучшения поправок, т.е. увеличения точности их, используют все  $N$  уравнений и применяют к ним процедуру метода наименьших квадратов.

Совокупность поправок  $\delta_j$ , полученная из этих  $N$  уравнений, ввиду различных погрешностей измерения  $R_i$ , линейного приближения системы и пр. не может удовлетворить полностью системе условных уравнений. Тогда при подстановке их в уравнения правые и левые части окажутся неравными.

Обозначим разницу (невязку) этих частей как  $\varepsilon_i$ :

$$\varepsilon_1 = \left( p_1 \sum_{j=1}^6 \alpha_{1j} \delta_j \right) - r_1,$$

$$\varepsilon_n = \left( p_n \sum_{j=1}^6 \alpha_{nj} \delta_j \right) - r_n.$$

Эти невязки — случайные величины. Метод наименьших квадратов позволяет найти такие наиболее вероятные значения поправок  $\delta_j$  при которых сумма квадратов невязок  $\varepsilon_i$  была бы наименьшей:

$$V = \sum_{i=1}^n [(\varepsilon_i)^2] = \min.$$

Условие определения  $\min$  сводиться к 6 условиям:

$$\frac{d}{d\delta_1} V = 0, \dots, \dots, \frac{d}{d\delta_6} V = 0.$$

Найдем эти частные производные:

$$\begin{aligned} \left[ \sum_{i=1}^n \left[ \left( p_i \sum_{j=1}^6 \alpha_{ij} \delta_j \right) - r_i \right]^2 \right] &= 2 \sum_{i=1}^n \left[ \left( p_i \sum_{j=1}^6 \alpha_{ij} \delta_j \right) - r_i \right] p_i \alpha_{ij} = \\ &= 2 \sum_{i=1}^n \left[ \left[ (p_i)^2 \frac{d}{dq_{01}} R_i \sum_{j=1}^6 \frac{d}{dq_{0j}} R_i \delta_j \right] - p_i r_i \frac{d}{dq_{01}} R_i \right] = 0. \end{aligned}$$

Отсюда следует, что

$$\sum_{i=1}^n (p_i)^2 \frac{d}{dq_{01}} R_i \delta_1 + \dots + \sum_{i=1}^n (p_i)^2 \frac{d}{dq_{01}} R_i \frac{d}{dq_{06}} R_i \delta_6 = \sum_{i=1}^n p_i r_i \frac{d}{dq_{01}} R_i.$$

Введем обозначения:

$$a_{1j} = \sum_{i=1}^n (p_i)^2 \alpha_{i1} \alpha_{ij},$$

$$b_1 = \sum_{i=1}^n p_i r_i \alpha_{i1}.$$

Тогда можно записать

$$a_{11} \delta_1 + a_{12} \delta_2 + \dots + a_{16} \delta_6 = b_1.$$

Аналогично со всеми другими уравнениями. В результате получаем совокупность 6 уравнений с 6 неизвестными, которые определяет наиболее вероятнейшие значения поправок  $\delta$  в смысле наименьшей дисперсии погрешности — это и есть метод наименьших квадратов. Эта система называется системой нормальных уравнений

$$a_{11} \delta_1 + a_{12} \delta_2 + \dots + a_{16} \delta_6 = b_1 \quad (2.24)$$

$$a_{61} \delta_1 + a_{62} \delta_2 + \dots + a_{66} \delta_6 = b_6$$

Эта система решается и дает совокупность  $\delta$ .

Из последнего видно, что для вычисления поправок  $\delta_j$  необходимо предварительно вычислить суммы вида  $a_{kj}$  будет 36; вида  $b_k$  — 6. Первая группа сумм включает известные величины и вычисляется заранее. Вторая группа включает и заранее известные величины и измеренные (так как там  $r$ ), поэтому она вычисляется в процессе обработки.

Решение последних уравнений дает выражения для наиболее вероятных значений поправок  $\delta_j$  к априорным значениям параметров движения, которые были приняты в качестве первого приближения. Поэтому добавление поправок еще не дает наилучших результатов. Взять исправленные значения  $q_{0j}$  в качестве новых начальных условий (это будет второе приближение) и получить новые поправки таким же методом: вычислить расчетные значения навигационных параметров  $R_{0j}$ , найти приведенные разности  $r_j$ , найти частные производные, вычислить коэффициенты нормальных уравнений и, наконец, решить систему нормальных уравнений.

Затем еще повторить циклы последовательного приближения (итерационные циклы) до тех пор, пока поправки не окажутся меньше заданных погрешностей навигационных определений.

Количество итерационных циклов зависит от точности первого приближения. Кроме этого, весь итерационный процесс оказывается сходящимся только при определенных отклонениях априорных величин параметров движения. Эти допустимые отклонения определяются заранее.

Нормальные уравнения решаются, например, методом последовательного исключения неизвестных.

### Характеристики ЭВМ, применяемых в космических системах

Электронно-вычислительные машины являются неотъемлемой частью комплекса управления на всех этапах полета КА. С начала космической эры для этих целей использовались лучшие машины.

Особенностями ЭВМ космических систем являются следующие.

1. Большой объем обрабатываемой информации. В измерительных пунктах и особенно в координационно-вычислительном пункте накапливается масса информации о траекторных измерениях.

2. Большое быстродействие. Это необходимо для надежного обеспечения решения всех задач в течение ограниченного интервала времени.

3. Высокая разрядность входной и обрабатываемой информации, определяемая, в основном, требованиями точности решения уравнения движения КА. Для КА ближнего космоса измеряемое расстояние составляет 300–50000 км. При этом точность измерения составляет единицы метров. При решении уравнений приходится иметь дело с квадратами и кубами исходных данных.

4. Высокая надежность.

Современные ЭВМ удовлетворяют перечисленным требованиям, и в наземных пунктах обработки информации проблем практически нет. Более напряженно обстоит дело с бортовыми ЭВМ. Остановимся на этом более подробно.

Бортовая часть аппаратуры управления полетом КА частично или полностью решает следующие задачи:

- навигационные,
- управление движением центра масс,
- стабилизации и ориентации,
- сбора телеметрической информации,
- прикладные.

Перечисленные задачи требуют для своего решения использования вычислительных средств. Первоначально эти средства были организованы таким образом, что в различных системах КА имелись свои автономные вычислительные устройства, аналоговые или цифровые, простые или достаточно сложные. Принципиально новой организацией вычислительных средств на борту, обеспечивающей высокую производительность, точность и надежность вычислений, является использование единственной цифровой вычислительной машины с достаточно широкими возможностями. Переход машины от решения одной задачи к другой производится лишь заменой программ и исходных данных. Принципиальных трудностей при создании бортовых ЭВМ не было, однако жесткие ограничения по массе при увеличении надежности не позволили в первых разработках КА применять их. Решена эта задача была к 1960–1970 гг, когда успехи в микроэлектронике позволили сделать качественный скачок в проектировании ЭВМ. С тех пор роль бортовых ЭВМ чрезвычайно велика.

Все задачи, решаемые с помощью бортовой ЭВМ, можно разделить на две группы: обработка получаемых телеметрических данных и управление КА.

Среди этих задач можно выделить следующие:

- управление пространственным положением КА,
- управление функционированием КА,
- контроль за состоянием экипажа,
- контроль за состоянием и работой систем КА,
- перестройка программ на борту при выходе отдельных элементов из строя,
- предварительная обработка экспериментальных данных.

Бортовые ЭВМ должны обеспечивать следующие возможности:

- возможность ввода сигнала аналоговых и цифровых,
- высокую производительность,
- возможность решения отдельных задач в реальном масштабе времени,
- гибкость системы математического обеспечения, позволяющую наращивать число задач, количество каналов ввода и вывода, объем поступающей информации и т.п.,
- высокую надежность, малые массы и энергопотребление,
- возможность восстановления программы с Земли,
- наличие удобных пультов управления, устройств отображения и т.п. для обитаемых КА.

Перспективы развития бортовых средств управления и обработки информации определяются следующими тремя главными тенденциями, характеризующее развитие КА и расширение области их применения:

- 1) увеличением объема оборудования, объема экспериментов на борту,
- 2) увеличением числа членов экипажа,
- 3) увеличением степени автономности систем управления при сохранении возможности управления с Земли.

Эти тенденции определяют, в частности, такие требования:

- минимизации расхода топлива при маневрах
- оптимальное перераспределение энергоресурсов
- учета при управлении изменяющихся статистических и динамических характеристик КА
- прогнозирование поведения систем аппарата.

## 2.7 Тема: Структурные схемы командных радиолиний КА

### Основные виды радиокоманд и командных радиолиний. Требования к командным радиолиниям

До настоящего времени основным видом управления КА является радиотелеуправление. Это означает, что с пункта управления на Земле производится измерение координат КА и других характеристик движения, сравниваются с заранее рассчитанными значениями для выбранной траектории в соответствующие моменты времени, определяются отклонения (ошибки), вырабатываются сигналы ошибки (рассогласования) и соответствующие команды на исправление этих ошибок. Эти команды должны быть переданы на борт для управления полетом КА. Для передачи команд и служит командная радиолиния (КРЛ).

Все сказанное относится к участку выведения КА на орбиту. На этом участке по командной радиолинии непрерывно приходят команды. Затем наступает момент, когда КА достигает конечных заданных параметров движения, обеспечивающих выход КА на заданную орбиту. Необходимо выключить двигатель, и по командной радиолинии передается разовая команда на отсечку двигателя.

На следующем участке полета КА выполняет возложенные на него функции в соответствии с заложеной на борту программой. Однако работа по такой программе не достаточно надежна и, главное, не может быть выполнена точно в заданное время. В связи с этим и на этапе свободного полета большинство своих функций КА выполняет по командам с Земли. Радиокоманды используются для управления работой разнообразной бортовой аппаратуры (ориентация бортовых антенн, изменение скорости передачи телеметрической информации, включение и выключение отдельных приборов, корректирующее управление движением центра масс и т.д.), а для пилотируемых КА осуществляется и управление действиями экипажа.

По условиям исполнения радиокоманды разделяются на два вида: радиокоманды в реальном масштабе времени (подлежат немедленному исполнению по мере их поступления на управляемый объект и состоят только из параметрической части) и радиокоманды временной программы (предварительно запоминаются в бортовом запоминающем устройстве, а затем, в заданный момент времени, исполняются по сигналу, вырабатываемому бортовым программно-временным устройством (БПВУ) или по дополнительной радиокоманде с пункта управления). Такая команда состоит из временной части — временной уставки и параметрической части. Параметрическая часть содержит команду и тут же идет на дешифровку, а временная часть служит для указания времени исполнения этой команды и поступает на программное бортовое устройство.

По смысловому содержанию различают количественные и функциональные (служебные) команды. Первые соответствуют некоторой числовой величине, а вторые обеспе-

чивают выполнение операций типа «включено» или «выключено». Если функциональная команда должна быть передана только один раз, то она называется разовой. Типовым примером функциональных команд являются непрерывные команды, передаваемые на КА на этапе выведения их на орбиту. Они мало отличаются от команд управления зенитными управляемыми ракетными снарядами и являются двухканальными командами, действующими на две пары рулей носителя.

При использовании одной и той же командной радиоперехватной линии для одновременного управления несколькими летательными аппаратами (объектами) в состав информации, передаваемой по этой радиоперехватной линии, входят и адреса команд, определяющие объекты, для которых эти команды предназначаются. Такие адреса будем называть внешними в отличие от внутренних, определяющих исполнителя команд на объекте.

Разделение различных команд, передаваемых на данный объект, осуществляется на основе частотного, временного, структурного (кодowego) и структурно–временного уплотнения (разделения) каналов. Структурно–временное и структурное уплотнения каналов различаются тем, что при первом передача различных команд осуществляется по одному и тому же частотному каналу последовательно во времени, а при втором — одновременно. В случае структурно–временного уплотнения возможно использовать не только ортогональные, но и не ортогональные кодовые комбинации, а в случае структурного — только ортогональные или близкие к ним. При структурно-временном и структурном уплотнении применяются составные сигналы. Такие сигналы получаются в результате дополнительного кодирования каждого отдельного символа кода или сигнала, используемого для передачи информации.

Различают аналоговые, цифровые и комбинированные командные радиоперехватные линии, при этом имеется в виду непосредственная передача команд без промежуточного их преобразования из одного вида в другой. В случае необходимости передачи аналоговой команды через цифровой радиоканал на его входе выполняется предварительное преобразование аналог—цифра, а на его выходе — обратное преобразование. В комбинированных радиоперехватных линиях одни каналы являются цифровыми, а остальные — аналоговыми.

Цифровые команды обычно вырабатываются в виде двоичных кодов с помощью электронных цифровых вычислительных машин. Аналоговые команды формируются в управляющих аналоговых вычислительных машинах или с помощью разнообразных датчиков при ручном управлении.

Команды, переданные через радиоперехватную линию, выдаются получателям команд в виде аналоговых или цифровых командных сигналов в зависимости от вида получателя.

Повышенные требования к достоверности передачи команд и помехоустойчивости приводят к необходимости обеспечения криптозащиты и имитозащиты. Криптозащита — это засекречивание передаваемой информации, имитозащита — это защита радиоперехватной линии от прохождения несанкционированной (ложной) информации, которую, в частности, может попытаться имитировать потенциальный противник.

Для выполнения требований по крипто- и имитозащите в КРЛ используются посимвольный прием и специальное кодирование. При этом криптозащита не требует избыточности. Для ее обеспечения достаточно просуммировать (по модулю два) символы передаваемого слова с таким же по длине отрезком специальной непериодической и неизвестной противнику последовательности. В отличие от этого для имитозащиты принципиально необходимо избыточное кодирование с обнаружением и исправлением ошибок.

В командных радиоперехватных линиях наиболее часто используются тройные методы модуляции, хотя находят применение и двойные методы (ступени модуляции определяются относительно тракта командной информации).

Под двойными методами модуляции понимаются такие методы, при которых в процессе формирования информационного модулирующего сигнала в кодирующем устройстве имеет место только одна ступень модуляции периодических (гармонических или импульсных) поднесущих колебаний сигналами, несущими командную информацию.

Двойные методы модуляции, в частности, в цифровых радиоприемах соответствуют также условиям, когда кодирующее устройство отсутствует и несущее колебание модулируется непосредственно командным сообщением. При тройных методах модуляции в процессе формирования сигнала либо используются поднесущие и субподнесущие колебания, либо осуществляется преобразование одного вида модуляции импульсной поднесущей в другой.

Демодуляцию несущего колебания в командных радиоприемах осуществляют как методом несинхронного детектирования (некогерентный прием или прием при неизвестной начальной фазе), так и методом синхронного детектирования (когерентный прием или прием при известной начальной фазе). Для осуществления когерентного приема в приемнике необходимо располагать опорным напряжением, синхронным и синфазным с несущим колебанием принимаемого сигнала. Такое опорное напряжение может быть выделено из принимаемого сигнала, например, с помощью системы фазовой автоподстройки частоты (ФАП). При некогерентном приеме надобность в подобном устройстве отпадает.

В случае когерентного приема автоматически решается вопрос об определенной компенсации доплеровских смещений частоты. В случае некогерентного приема и необходимости компенсации таких смещений в приемнике применяется, например, автоматическая подстройка частоты.

При некогерентном приеме амплитудные детекторы (детекторы огибающей) являются основным элементом демодуляторов несущего колебания не только при амплитудной модуляции, но во многих случаях и при частотной модуляции.

#### **Аналоговые командные радиоприемы**

Передача команд в рассматриваемых радиоприемах осуществляется методом временных интервалов, при котором значение аналоговой команды определяется как  $\chi_a(t) = \frac{T_1(t) - T_2(t)}{T_0}$ . Первоначальная команда является случайной функцией времени.

Преобразование команды в соотношение временных интервалов  $T_1(t)$  и  $T_2(t)$ , т. е. в величину  $\chi_a(t)$ , осуществляется во входных устройствах радиоприема. В результате такого преобразования получается командное сообщение  $U_{\text{км}}(t)$  в виде прямоугольного колебания (рис. 2.10, а), которое иногда называют меандром. Это колебание соответствует широтно-импульсной модуляции (ШИМ).

Преобразование команды в соотношение временных интервалов является ее квантованием по времени. Командное сообщение  $U_{\text{км}}(t)$  соответствует дискретной во времени передаче команды. Значения временных интервалов  $T_1(t)$  и  $T_2(t)$  изменяются в зависимости от величины передаваемой команды, причем  $T_1(t) + T_2(t) = T_0 = \text{const}$ . Передача команды сводится к передаче значений этих интервалов. Очевидно, что  $|\chi_{\text{аммакс}}| < 1$ .

Достоинство метода временных интервалов состоит, во-первых, в возможности получения достаточной точности передачи команд при аддитивных помехах, во-вторых, в небольшой величине аппаратных ошибок (соотношении временных интервалов мало изменяется при изменении характеристик радиоканалов), и, наконец, в-третьих, аппаратное осуществление радиоприема оказывается достаточно простым.



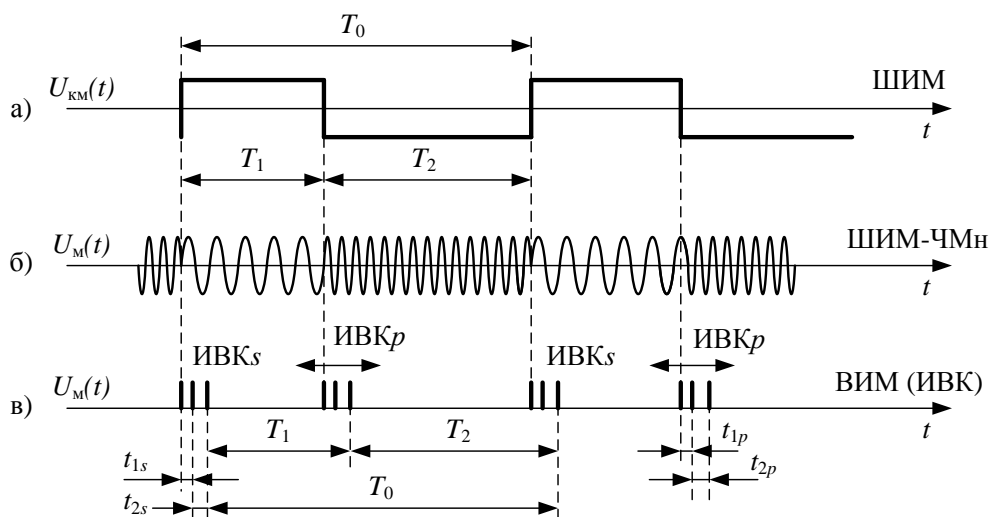


Рис. 2.10 - Виды модуляции: ШИМ, ВИМ, ШИМ-ЧМн

Поскольку в радиолинию обычно входит более одного канала, то для передачи значений временных интервалов используют поднесущие колебания.

Возможны различные методы модуляции поднесущих. Рис. 2.10, б соответствует модулирующей функции  $U_m(t)$  при частотной манипуляции (ЧМн) синусоидальных поднесущих. Частота поднесущего колебания в каждом из каналов в течение интервала  $T_1$  имеет одно значение ( $F_1$ ), а в течение интервала  $T_2$  — другое ( $F_2$ ). Непрерывность фазы при смене колебания не сохраняется. Колебание, изображенное на рис. 2.10, б, определяют как колебание ШИМ–ЧМн.

Рис. 2.10, в соответствует времяимпульсной модуляции (ВИМ). Синхронизирующие импульсы соответствуют началу интервала  $T_1$ , а информационные — началу интервала  $T_2$ . Для того чтобы в приемнике можно было отличить начало интервала  $T_1$  от начала интервала  $T_2$ , импульсы, соответствующие началу каждого из интервалов, следует закодировать, используя составные сигналы в виде, например, импульсно-временных кодов. Импульсно-временной код (ИВК) представляет собой последовательность из нескольких импульсов одинаковой длительности, расставленных между собой на определенные и неравные промежутки времени. На рис. 2.10, в изображены ИВК, состоящие из трех импульсов (число импульсов в ИВК может быть и большим). Началу интервала  $T_1$  соответствует ИВК<sub>с</sub> с промежутками  $t_{1s}$  и  $t_{2s}$ . Началу интервала  $T_2$  — ИВК<sub>р</sub> с промежутками  $t_{1p}$  и  $t_{2p}$ . Последовательность ИВК<sub>с</sub> является здесь синхронизирующим сигналом  $U_s(t)$ . При непрерывной передаче команд ИВК<sub>с</sub> следуют во времени периодически с периодом  $T_0$ . Положение информационного импульсно-временного кода ИВК<sub>р</sub> в зависимости от величины команды смещается во времени относительно ИВК<sub>с</sub>. Колебание, изображенное на рис. 2.10, в, определяют как ВИМ (ИВК).

Модуляцию несущего колебания поднесущим колебанием ШИМ–ЧМн обычно осуществляют по амплитуде или частоте. Соответственно получим колебание и соответственно радиолинию ШИМ–ЧМн–АМ (или ЧМ). В случае ВИМ (ИВК) модуляция несущего колебания производится по амплитуде. В результате получается колебание и радиолиния ВИМ (ИВК)–АМ. Такую радиолинию можно определить и как ШИМ–ВИМ (ИВК)–АМ. Применение ЧМ приводит здесь к неоправданному расходу энергии передающего устройства в паузах модулирующего колебания.

Рис. 2.10, б и рис. 2.10, в соответствуют модулирующим колебаниям в одном канале радиолинии.

### Принципы цифровой передачи радиоконанд

В общем случае цифровая радиолиния может быть предназначена для передачи кодов с любым основанием  $m$  (цифровыми радиолиниями иногда называют только радиолинии, обеспечивающие передачу двоичных кодов, т. е. кодов с основанием  $m = 2$ ). В дальнейшем в основном рассматриваются цифровые бинарные радиолинии, но некоторое внимание уделяется и радиолиниям с многоосновным кодированием ( $m > 2$ ).

Каналы, предназначенные для передачи двоичных кодовых слов, будем считать симметричными (для таких каналов энергии обоих элементов «1» и «0» кодовых слов равны, а априорные вероятности появления элементов одинаковы).

Первичные безизбыточные коды для передачи команд используются в виде импульсных или частотных кодов.

Варианты импульсных кодов следующие: бинарный, позиционно-импульсный, временный импульсный. Все они требуют наличие синхроимпульса в начале кодовой группы.

Бинарный код — это двоичный обычный код, число символов-импульсов у которого не постоянно; это приводит к изменению мощности.

Позиционно-импульсный код имеет фиксированное число импульсов в кодовой комбинации, сами импульсы располагаются на разных расстояниях, мощность также постоянна.

Временный импульсный код имеет только два импульса, первый — синхроимпульс, второй — кодовый. Расстояние является информативным параметром. Мощность постоянна, легко обнаруживаются ошибки, кроме ошибок смещения, но длительность кодовой группы увеличивается по сравнению с бинарной. Применяются также разные комбинации этих кодов.

Вариантов частотных кодов также несколько. В бинарном частотном каждому двоичному символу присваивается своя модулирующая частота:  $F_1$  и  $F_2$ . Есть частотные коды с высоким основанием  $m$ , т.е. содержат  $m$  частот. Однако такие коды могут передавать малое число команд. Если команд много, то кодирование выполняется с использованием комбинационных частотных кодов. Например:  $m = 5$ , частоты  $F_1, F_2, F_3, F_4, F_5$ . Комбинации по 2 частоты ( $F_1, F_2; F_1, F_3; F_1, F_4$ ) дают возможность построить 10 комбинаций. Недостаток кода — необходимость в разделительных знаках.

С целью повышения помехоустойчивости передачи двоичные коды без избыточности в кодирующем устройстве часто преобразовываются в избыточные последовательные коды, либо в корректирующие (обнаруживающие и исправляющие ошибки), либо в ортогональные или трансортогональные. В процессе такого кодирования значность кодовых комбинаций  $n$  увеличивается. Если структурное или частотное уплотнение не используется, то кодовые комбинации различных каналов и команд во времени не перекрываются.

Корректирующие коды позволяют обнаруживать и исправлять ошибки. В таких кодах вводится избыточность и кодовая таблица содержит разрешенные и запрещенные кодовые слова. Часть разрешенных кодовых комбинаций переходит в запрещенные, тем самым ошибка обнаруживается. Большая избыточность позволяет путем некоторых проверок устранить ошибку и тем самым устранить ее. Но исправляется только часть ошибок. Соотношения между основной характеристикой избыточного кода кодовым расстоянием  $\alpha_{\min}$  и кратностью обнаруживаемой  $q_{об}$  и исправляемой  $q_{испр}$  ошибками следующие:

$\alpha_{\min} > q_{об} + 1$  — кодовые расстояния для обнаружения,

$\alpha_{\min} \geq 2q_{испр} + 1$  — кодовые расстояния для исправления.

Командные слова представляют собой обнаруживающие коды с проверкой на четность, что достигается введением в каждое слово одного дополнительного. В этом случае возможно обнаружение ошибок нечетной кратности. Аналогичную структуру имеет и избыточный код при приеме по методу Вагнера. Такой прием позволяет не только обнару-

жить, но с определенной вероятностью и исправить ошибку. Декодирующее устройство будет более сложным, чем только при обнаружении ошибок.

Кроме корректирующих кодов с одним контрольным символом в командных радиоприемах применяются и корректирующие коды с большей избыточностью, хотя усложнение кода здесь и ограничивается возможностями выполнения бортовой аппаратуры. В частности, используются такие групповые систематические  $(n, k)$ -коды ( $n$  — полное число символов в кодовой комбинации,  $k$  — число информационных символов, а разность  $(n - k)$  — число избыточных символов), как, например, коды Хэмминга, коды Слепяна и циклические. Подобные коды позволяют не только обнаружить, но и исправить ошибки кратности  $q = q_{\text{испр}}$  ( $q_{\text{испр}} = 1, 2$  и более). Кроме систематических кодов часто используются циклические.

Следует иметь в виду, что введение избыточности уменьшает скорость, увеличивает время. Однако при увеличении времени и коды без избыточности увеличивают вероятность безошибочного приема. Поэтому при одинаковой скорости передачи есть случаи, когда корректирующие коды хуже простых.

Применяются также системы с повторением. Бывают они двух видов:

- а) с интегрированием всех повторений,
- б) со сравнением; за переданное принимается то, которое было принято большее число раз, число повторений при этом нечетное.

В последнем варианте отношение сигнал/шум увеличивается в  $r$  раз, где  $r$  — число повторений, т.е. обеспечивается повышение помехоустойчивости.

В случаях, когда помехоустойчивое кодирование не предусматривается, а командные сообщения  $u_{\text{км}}(t)$  — последовательные двоичные коды без избыточности с простыми (не составными) символами, надобность в кодирующих устройствах отпадает и командное сообщение поступает непосредственно на модулятор, причем  $u_{\text{к}}(t) \equiv u_{\text{км}}(t)$ .

Сигнал синхронизации  $u_{\text{с}}(t)$  представляет собой последовательность символов, соответствующую используемым в радиоприеме синхронизирующим кодам.

В радиоприемах с временным или структурно-временным уплотнением каналов и с двойной модуляцией сигналы  $u_{\text{к}}(t)$  и  $u_{\text{с}}(t)$  суммируются в сумматоре, не перекрываясь во времени, и образуют модулирующий сигнал  $u_{\text{м}}(t)$ , который является здесь видеосигналом. Несущее колебание манипулируется последним по амплитуде, частоте или фазе. Соответственно будем иметь цифровые радиоприемы КИМ-АМн, КИМ-ЧМн (или ЧМ) и КИМ-ФМн. Вместо фазовой манипуляции часто используется относительная фазовая манипуляция (ОФМн) так, что получается радиоприем КИМ-ОФМи. В такой радиоприеме прием осуществляется автокорреляционным способом.

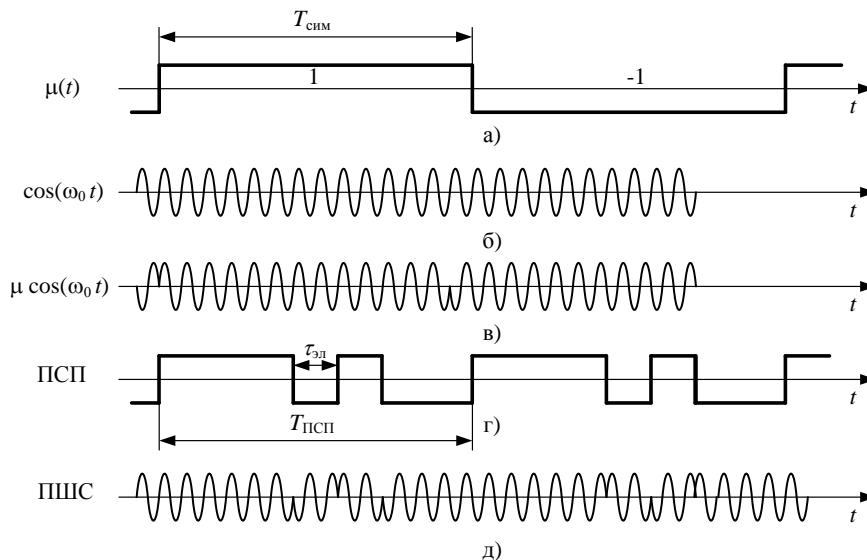
При передаче функциональных команд для каждой из них можно использовать отдельную кодовую комбинацию (которая может рассматриваться и как составной сигнал), отличную от всех других кодовых комбинаций, применяемых в радиоприеме, и, следовательно, содержащую в себе и информацию об адресе. При использовании ортогональных или почти ортогональных кодов будет возможным и структурное разделение команд. Количественные команды также возможно передавать, объединяя адресную и информационную части. Для этого достаточно, например, закодировать каждый символ (1 или 0) каждой команды отдельным составным сигналом. В случае применения ортогональных или почти ортогональных составных сигналов обеспечивается и структурное разделение каналов.

Принцип образования цифровой команды с имитозащитой (корректирующий код) и криптозащитой (введение цифрового случайного сигнала) поясняет рис. 2.11. Избыточ-

ная кодовая симметричная последовательность  $\mu(t)$  производит манипуляцию фазы несущего сигнала  $\cos\omega_0 t$ , образуя сигнал КИМ-ФМ  $\mu \cos\omega_0 t$ .

Затем полученный сигнал КИМ-ФМ  $\mu \cos\omega_0 t$  манипулируют по фазе на  $180^\circ$  псевдослучайной последовательностью (ПСП) с высокой тактовой частотой, для которой длительность элементарного разряда  $\tau_{эл}/T_{смм}$ . В результате образуется ПШС, спектр которого в  $T_{смм}/\tau_{эл}$  раз шире спектра сигнала  $\mu \cos\omega_0 t$ . Величина  $T_{смм}/\tau_{эл}$  характеризует базу сигнала.

Для облегчения приема ПШС желательно обеспечить когерентность всех изображенных на рис. 2.11 колебаний, для чего их частоты формируют от общего задающего генератора.



- а — символы двоичной информации;
- б — несущее колебание;
- в — результат модуляции несущей двоичными символами;
- г — псевдослучайная последовательность;
- д — псевдошумовой сигнал

Рис. 2.11 - Временная диаграмма, поясняющая принцип формирования псевдошумовой сигнала

Такие коды используются не только для передачи командных слов, но и в качестве составных сигналов при передаче как командной, так и синхронизирующей информации.

### Вопросы для освоения материала:

1. Основные виды радиоконанд и командных радиолоний.
2. Требования к командным радиолониям.
3. Аналоговые командные радиолонии.
4. Принципы цифровой передачи радиоконанд.

## 2.8 Тема: Структурные схемы телеметрических радиолоний КА

Передаваемая по телеметрической радиолонии (ТРЛ) информация содержит данные о состоянии и работе всех систем и устройств КА. В нее также могут входить сведения об окружающей КА среде и другие данные, полученные, в том числе целевыми системами КА.

Объем передаваемых по телеметрической радиолонии данных о состоянии систем и устройств КА обычно зависит от того, проходит ли данный КА этап отработки и испы-

таний, производятся ли с ним профилактические и ремонтно-восстановительные работы или он находится в штатной эксплуатации. В последнем случае объем будет наименьшим, так как требуется лишь контроль работоспособности основных систем КА.

При передаче телеметрической информации первичные сообщения имеют самый разнообразный характер в зависимости регистрируемых физических процессов. С помощью соответствующих датчиков они преобразуются в набор функций времени, которые и требуется передать по радиоканалу. На сложных КА число регистрируемых процессов (а значит, и каналов) доходит до нескольких сотен и даже тысяч. Таким образом, телеметрические радиолинии всегда являются многоканальными.

Обычно ТРЛ работают в так называемом совмещенном режиме, когда одновременно при передаче телеметрической информации с борта объекта обеспечивается проведение траекторных измерений, контроль прохождения и исполнения радиокоманд, сверка наземного и бортового времени, передача телевизионной, связной и другой информации.

Существует несколько способов классификации радиотелеметрических линий. По способу разделения каналов ТРЛ делятся следующим образом:

- с временным разделением каналов (ВРК);
- с частотным разделением каналов (ЧРК);
- с кодовым разделением каналов (КРК);
- с комбинированными способами разделения.

В системах с ВРК разделение каналов осуществляется путем поочередного последовательного подключения датчиков к суммирующему и кодирующему устройствам. Таким образом, в любой момент передатчик подключается только к одному каналу. Для правильной работы ТРЛ с ВРК необходима синхронизация бортовой и наземной аппаратуры.

Системы с ЧРК имеют для каждого канала свое поднесущее колебание с определенным номиналом частоты. Разделение частот в приемном устройстве осуществляется частотной селекцией модулированных поднесущих разделительными фильтрами.

В системах с КРК признаком канала является адресный код. Сообщение обычно состоит из адреса канала и собственно информационной части. На приемной станции имеется разделитель каналов, в который заложены все адреса. Адрес принятого сообщения сопоставляется с адресами в разделителе, и при совпадении его с одним из них информационная часть сигнала направляется в соответствующий канал регистрации и обработки.

Системы комбинированного разделения каналов используют различные сочетания указанных выше методов.

Телеметрические линии различаются также и по виду модуляции. В каждой ТРЛ используются по крайней мере два вида модуляции: один относится к поднесущей, являющейся носителем телеметрической информации, а другой — к несущей.

Характерным признаком линий с ВРК является импульсная модуляция поднесущего колебания. Возможны амплитудно-импульсная модуляция (АИМ), широтно-импульсная модуляция (ШИМ), фазоимпульсная модуляция (ФИМ), кодово-импульсная модуляция (КИМ) и др. При этом несущая модулируется по амплитуде, частоте или фазе. Существуют линии с модуляцией типа АИМ-АМ, ФИМ-АМ, ШИМ-ЧМ, КИМ-ФМ и др.

В системах с ЧРК, например, непрерывное поднесущее колебание можно модулировать тремя способами: по частоте, фазе и амплитуде. Несущее колебание также может быть промодулировано одним из этих способов. Сочетания модуляции поднесущих и несущей частот могут быть различными, например: АМ-ЧМ, ЧМ-ЧМ, ЧМ-АМ и др.

В системах с КРК адресная часть сигнала формируется путем модуляции сигнала поднесущей способом КИМ (иногда импульсно-временным кодированием ИВК), информационная же часть получается любым видом импульсной модуляции поднесущей (чаще КИМ, иногда ВИМ, ШИМ). Модуляция несущей может быть амплитудной, частотной или фазовой. В системах с КРК возможно применение сигналов, одновременно несущих информацию о номере канала и о результате измерения. Примером может служить кодирование сигналов с помощью частотно-временной матрицы (ЧВМ). Здесь сигнал на поднесущей

представляет сочетание импульсов кодовых частот, расставленных на определенных временных позициях. Модуляция колебаний несущей частоты обычная.

В системах с комбинированным разделением каналов используются импульсные виды модуляции поднесущей при временном разделении каналов и непрерывные виды модуляции при частотном разделении каналов или их групп.

### **Телеметрические линии с временным разделением каналов**

Временное разделение каналов в телеметрической системе осуществляется путем последовательного подключения канальных датчиков к передающему устройству. Каждому каналу отведен свой временной интервал, в течение которого передается информация только от данного датчика. Следующий канал будет подключен лишь после того, как отключится предыдущий.

Поскольку каждый канал «опрашивается» короткое время, напряжения датчиков преобразуются в последовательность импульсов, в которых тем или иным образом заложена исходная информация. Изменение какого-либо параметра импульсной последовательности по закону сообщения осуществляется в импульсном модуляторе. Затем не перекрывающиеся во времени импульсные потоки от различных каналов поступают в суммирующее устройство, а затем — в передатчик.

Существует два способа подключения каналов к передатчику. Первый заключается в том, что каждый датчик «опрашивается» периодически, а переход от одного датчика к другому происходит в строго заданной очередности. Линии с таким способом опроса называются синхронными или циклическими.

При втором способе опрос производится не периодически и не в заранее заданной последовательности, а произвольным образом. В этом случае система является асинхронной.

Каждый датчик в синхронной системе подключается через строго фиксированный интервал, называемый периодом опроса. Время, отводимое каналу при одном опросе, называется канальным временным интервалом. Группа импульсов, полученных в результате однократного опроса всех датчиков, называется кадром, а соответствующий интервал времени — длительностью кадра. Поскольку импульсы различных каналов следуют друг за другом в строгой очередности, то во временном положении канальных импульсов заключена информация о номере канала.

Приемник телеметрии направляет последовательность импульсов в разделитель каналов. Здесь происходит определение номера канала, к которому относится каждый канальный импульс, и распределение импульсов по соответствующим регистрирующим устройствам. Для безошибочного разделения каналов в последовательности информационных (канальных) импульсов имеются специальные синхронизирующие кадровые импульсы, отмечающие начало или конец каждого кадра. Они выделяются селектором кадровых импульсов, и по временному положению информационного импульса относительно начала кадра определяется номер канала. На регистрирующее устройство канала поступает по одному импульсу в течение каждого кадра. Возможна регистрация сообщений без предварительного разделения.

В приведенном примере операция опроса каналов и модуляция амплитуд канальных импульсов в соответствии с передаваемым сообщением осуществляются коммутирующим устройством. А вообще коммутация датчиков и импульсная модуляция происходит в различных устройствах. При этом модулятор импульсной поднесущей управляет каким-либо параметром одной из импульсных последовательностей, отличающихся друг от друга сдвигом по времени.

Принцип построения асинхронной системы с временным разделением каналов поясняется схемой, представленной на рис. 2.12.

В отличие от синхронной системы порядок включения датчиков здесь случаен. Момент времени, в который надо опросить датчик, определяется анализатором активности канала (ААК). Это устройство может выполняться различным образом. Например, в момент достижения напряжением датчика одного из фиксированных уровней анализатор активности мо-

жет запустить каналный модулятор, который изменяет один из параметров импульса в соответствии с передаваемым сообщением. Моменты появления модулированных импульсов совпадают с моментами пересечения функций сообщений некоторых заданных уровней.

Одновременно импульс с выхода ААК подается в адресное устройство, назначение которого — придать характерный для данного канала признак (адрес). Адресом могут служить импульсно-временной код, двоичный код и т.п. Импульсы каналов, снабженные адресами, суммируются на общей шине и поступают на модулятор передатчика. Для предотвращения одновременного поступления импульсов от разных каналов в передатчик используется буферная память, которая запоминает информацию данного канала, пока передатчик занят.

В приемнике системы происходит демодуляция несущей. Сигналы совокупности каналов поступают в разделительное устройство, состоящее из набора дешифраторов адресов. Дешифратор канала срабатывает только на «свой» адрес и с помощью ключевой схемы пропускает информационную часть сигнала (в данном случае амплитудно-модулированные импульсы) в демодулятор импульсов.

Возможны и другие способы построения асинхронных систем, но характерным признаком для всех является то, что сигнал каждого канала имеет адрес, по которому определяется его номер.

Асинхронные системы с временным разделением каналов обладают большей гибкостью, чем синхронные, так как частота опроса (тактовая частота) каждого канала зависит от свойств передаваемой информации

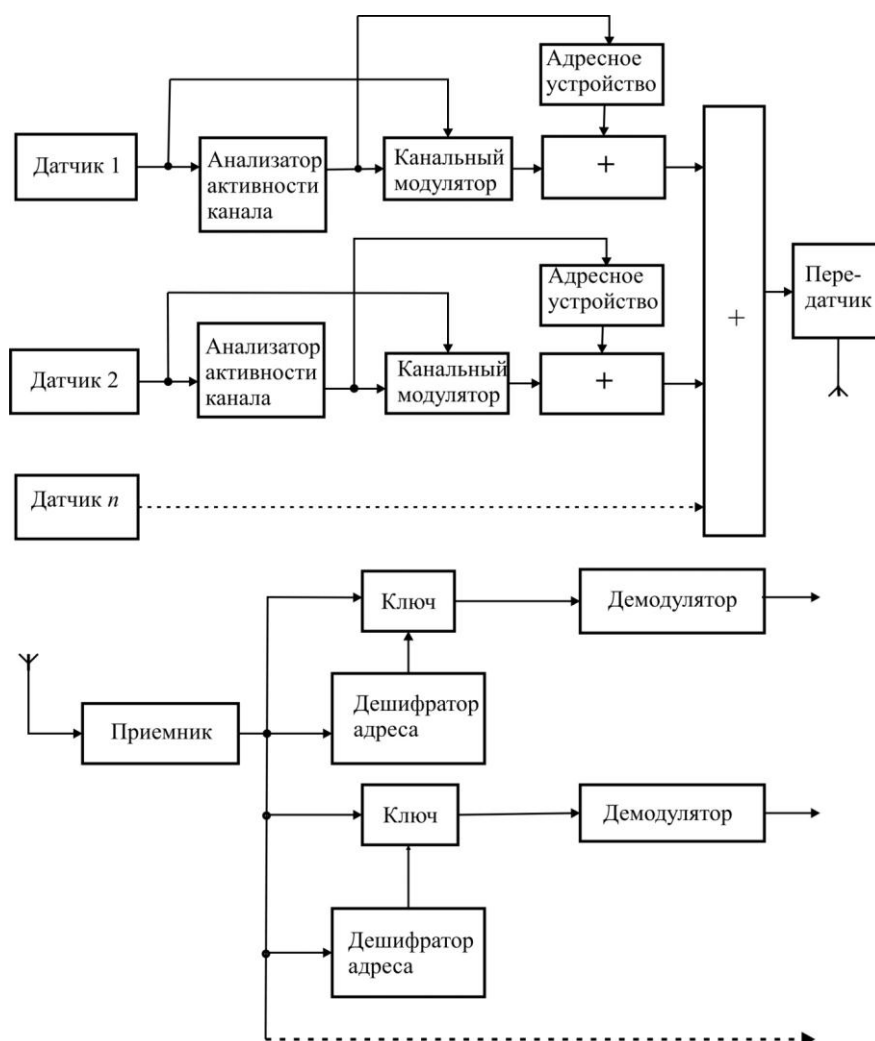


Рис. 2.12 - Функциональная схема асинхронной радиолнии

### **Телеметрические линии с частотным разделением каналов**

ТРЛ с частотным разделением каналов — это многоканальная система, в которой каждое передаваемое сообщение модулирует собственное поднесущее колебание, отличающееся от других частотой. Таким образом, признаком канала в такой системе является величина поднесущей частоты. Схема радиолинии с частотным разделением каналов представлена на рис. 2.13.

В передающей части линии на входы каналов поступают измеряемые величины, которые преобразуются датчиками в форму, удобную для дальнейшей передачи. С выходов датчиков сообщения подаются на каналные модуляторы, в которых колебания поднесущих частот модулируются тем или иным образом. Для устранения кратных гармоник и комбинационных частот полученные сигналы пропускаются затем через каналные фильтры, настроенные на соответствующие поднесущие частоты. Затем напряжения всех каналов складываются в сумматоре и модулируют несущую частоту передатчика.

Комплект генераторов поднесущих колебаний имеет частоты, которые выбираются так, чтобы обеспечить, с одной стороны, хорошее разделение каналов, с другой — достаточно экономное использование частотного диапазона. Генераторы поднесущих — обычные низкочастотные генераторы гармонических (иногда прямоугольных) напряжений диапазона 500 Гц – 100 кГц. Основное требование, предъявляемое к ним, состоит в высокой стабильности по частоте при малых габаритах и весе. В канальном модуляторе применяется амплитудная или частотная модуляция, но предпочтение отдается второй. В этом случае паразитная амплитудная модуляция из-за вибраций оказывает значительно меньшее влияние, так как ее спектр существенно уже спектра ЧМ поднесущей. Кроме того, при ЧМ поднесущей обеспечивается большая линейность тракта до модулятора несущей, а также линейность его модуляционной характеристики.

Приемная аппаратура телеметрической системы с частотным разделением каналов состоит из собственно приемника, набора разделительных фильтров, канальных демодуляторов и регистраторов.

Демодуляция несущей обычно осуществляется синхронным детектором, для чего имеется специальная схема фазовой подстройки частоты местного гетеродина под несущую частоту сигнала. Такой способ демодуляции обеспечивает отсутствие эффекта подавления сигнала сильной помехой и, кроме того, устраняет относительную нестабильность частот передатчика и приемника. Демодуляторы поднесущих колебаний должны иметь линейную характеристику демодуляции и обеспечивать неискаженное воспроизведение сообщений. Они выполняются в виде частотных дискриминаторов (на высоких поднесущих) или в виде различных импульсных схем (на низких поднесущих).



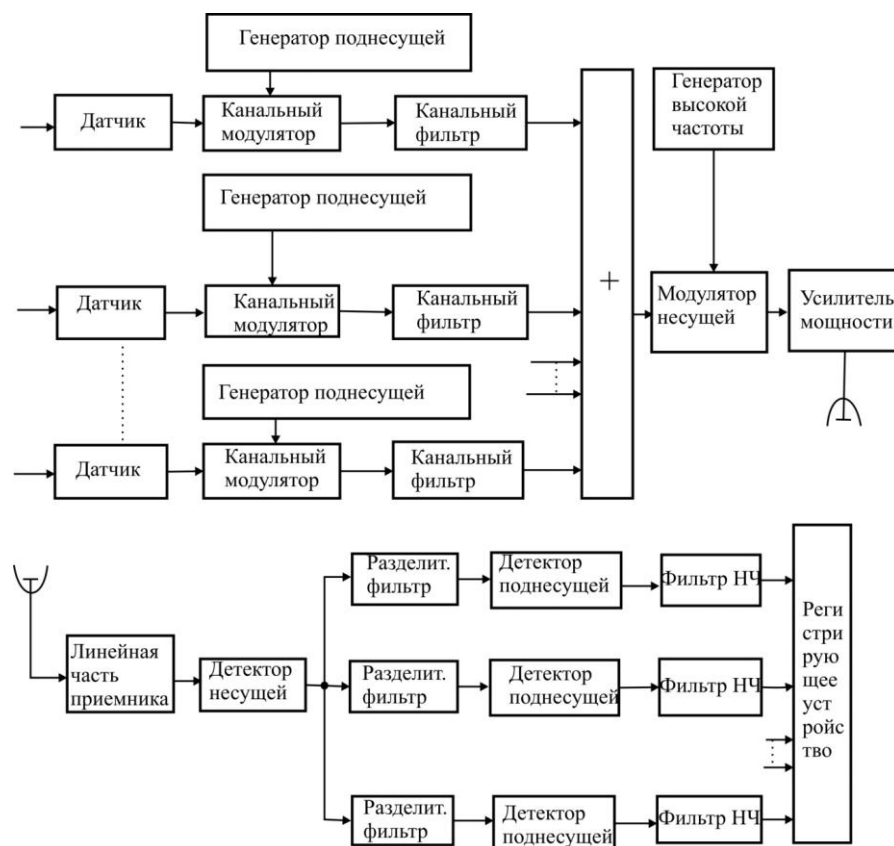


Рис. 2.13 - ТРЛ с частотным разделением каналов.

### Телеметрические линии с кодовым разделением каналов

Современные ТРЛ должны обеспечивать измерение параметров со скоростью изменения до десятков кГц в сотнях контролируемых точек. Подобное требование полностью исключает возможность применения частотного разделения каналов и значительно затрудняет использование систем с временным разделением каналов. Кроме того, ТРЛ с временным разделением каналов обычно выбирается постоянная частота опроса, соответствующая максимальной скорости изменения параметра. Телеметрируемые параметры, как известно, изменяются с максимальной скоростью только на малых отрезках времени, а в остальное время скорость их изменения намного меньше максимальной. Такой способ выбора частоты опроса приводит к тому, что по телеметрической линии передается избыточная информация.

Трудности, возникающие при создании обычных РТС с временным разделением каналов при их большом количестве, в значительной степени могут быть устранены в системах с кодовым разделением каналов КРК — адресных системах.

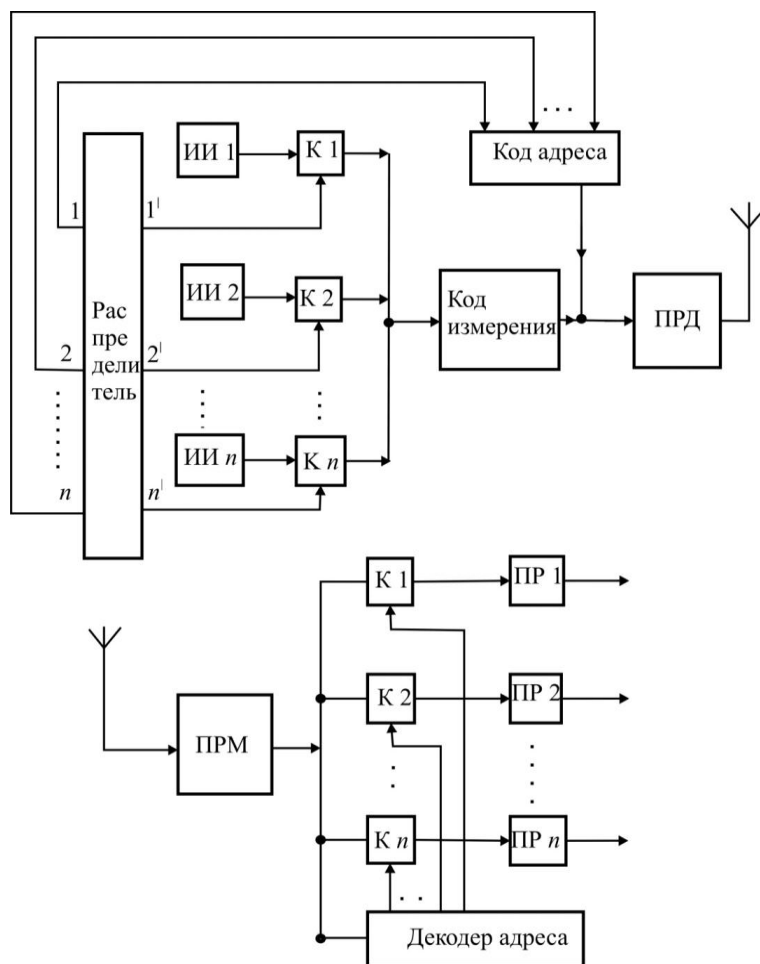
На рис. 2.14 приведена схема РТС с КРК для передачи результатов измерений цифровым методом. На схеме показаны устройства кодирования адресной части сигнала (код адреса) и результатов измерения (код измерения), ключевые элементы К и источники информации (датчики) ИИ.

Схема работает следующим образом.

Распределитель на передающей стороне определяет очередность передачи сигналов различных каналов. Импульсы, формируемые поочередно в его цепях 1, 2, ..., n, подаются на схему формирования кода адреса, а импульсы цепей 1', 2', ..., n' подаются на ключевые схемы К, последовательно замыкая их. Сигналы соответствующих источников информации поступают на кодирующее устройство результатов измерения. С выхода кодирующего устройств пары состыкованных кодов (код адреса и код результата измерения) поступают на передатчик.

На приемной стороне видеосигналы подаются на декодирующее устройство (декод. адрес), которое опознает, какому каналу принадлежит переданный адрес, и подает импульс, коммутирующий соответствующий ключ К. Код результата измерения проходит на преобразователь Пр, преобразующий полученный в удобную для регистрации форму.

Схема такого типа может использоваться и в том случае, если результат измерения передается аналоговым методом. В этом случае в передающей части схемы вместо устройства «код измерения» нужно поставить модулятор импульсной поднесущей, а в приемной части задачу преобразователей будут выполнять соответствующие демодуляторы.



ИИ — источники информации (датчики); К — ключевые схемы; Код адреса — устройство кодирования адресной части сигнала; Код измерения — устройство кодирования результатов измерения; ПРД — передатчик; ПРМ — приемник; Декод. Адреса — устройство декодирования адреса; ПР — преобразователь

Рис. 2.14 - Схема ТРЛ с кодовым разделением каналов

Системы с КРК по сравнению с синхронными ортогональными системами обладают рядом весьма существенных преимуществ: отсутствие сложных систем синхронизации; произвольность подключения источника информации к каналу, т.е. асинхронная очередность опроса; возможность построения на принципе КРК гибкой самоадаптирующейся системы.

## 2.9 Тема: Радиокomплексы ИСЗ различного назначения

Наибольшее распространение для решения основной задачи навигации получил метод позиционных линий. Относится это и к дальней и глобальной навигации. Совершенно очевидным в радионавигации является расположение радиомаяков на земной поверхности (на континентах, островах и т.п.), что определяет неизменность их координат и стабильность априорной информации об этом. Однако метод может быть реализован и для движущихся маяков, если будет обеспечено определение координат маяка с привязкой к единому времени и доведение их до потребителя. При этом, естественно, сложность всей аппаратуры увеличивается. Вариант с подвижными радиомаяками не находил широкого применения до тех пор, пока не появились подходящие носители радиомаяков в виде искусственных спутников Земли с системами определения их текущих координат с достаточной для решения задачи местоопределения точностью.

В настоящее время используются оба варианта расположения радиомаяков, а радионавигационные системы делятся на два класса:

- 1) системы с наземным базированием маяков;
- 2) системы с космическим базированием маяков.

К системам с наземным базированием маяков относятся такие известные системы как «Лоран-А», «Лоран-С» и «Омега» и другие, работающие в диапазоне длинных и сверхдлинных волн. Точность абсолютного местоопределения в системе «Омега» характеризуется погрешностью  $2\sigma = 3,7-7,4$  км, ошибки относительных определений при работе в дифференциальном режиме имеют величину порядка 0,5 км. Точность абсолютных местоопределений в системе «Лоран-С» характеризуется погрешностью  $2\sigma = 0,5$  км, ошибки относительных определений лежат в пределах 20–100 м. Однако задачи морской навигации, и особенно задачи воздушной навигации, требуют значительно большей точности.

В системах глобальной навигации с наземным базированием маяков определяются только две координаты потребителя навигационной информации на поверхности Земли (например, широта и долгота). В них не реализуются доплеровские измерения, и поэтому в этих системах невозможно определить величину и направление вектора скорости потребителя. Количество опорных станций ограничено и неравномерно распределено на поверхности Земли, поэтому точность местоопределения неодинакова в различных районах.

Преодоление большинства вышеперечисленных недостатков возможно при уменьшении длины волны излучаемых сигналов. При расположении опорных станций на земной поверхности это приводит к уменьшению дальности действия систем. Указанное противоречие устраняется при вынесении источников сигналов в космическое пространство. Развитие навигационных систем в этом направлении привело к созданию спутниковых радионавигационных систем (СРНС) первого поколения «Транзит» (США) и «Цикада» (СССР).

Несмотря на существенное повышение точности и достижение почти полной глобальности действия, в спутниковых системах первого поколения сохранились многие недостатки наземных навигационных систем. В системах «Цикада» и «Транзит» без привлечения дополнительной информации о движении потребителя невозможны скоростные измерения. Из-за малого числа спутников в системе и невозможности разделения спутниковых сигналов невозможны непрерывные навигационные определения местоположения потребителя. Для системы, состоящей из пяти спутников, средний интервал времени между моментами появления одного из спутников в зоне видимости колеблется в пределах от 60 до 110 мин.

Опыт, накопленный при разработке и эксплуатации СРНС первого поколения, позволил сформировать основные концепции СРНС второго поколения. Такими системами в настоящее время являются среднеорбитальные дальномерно-доплеровские радионавигационные системы ГЛОНАСС (глобальная навигационная спутниковая система) и

НАВСТАР (NAVSTAR – Navigation System with Timing and Ranging) или GPS (Global Positioning System). В этих системах осуществляются беззапросные измерения дальности и радиальной скорости одновременно относительно нескольких спутников. Структура излучаемых спутниками сигналов позволяет в аппаратуре потребителя выполнить их разделение. Все спутники движутся скоординированно друг относительно друга. Их количество и взаимное положение в каждый момент времени таково, что для потребителя, расположенного в любой точке на поверхности Земли или околоземного пространства, количество видимых им спутников достаточно для определения координат и составляющих вектора скорости. Высота орбит среднеорбитальных СРНС около 20000 км.

Отметим, что навигационные спутниковые системы способны решать обратную задачу: путем приема сигнала, излучаемого объектом (например, сигнала бедствия) и измерения на борту ИСЗ некоторых навигационных величин определять координаты объекта.

### **Принципы построения спутниковых радионавигационных систем**

Успехи ракетной техники, приведшие к созданию мощных носителей, способных обеспечить вывод на орбиты вокруг Земли искусственных спутников Земли, привели к идее использовать их для целей навигации кораблей. Суть идеи заключается в следующем: если источник радиоизлучения (т.е. радиомаяк) поместить на ИСЗ и знать координаты его в любой момент времени, то навигационную задачу можно решить так же, как и в случае маяков наземного базирования, если обеспечить измерение геометрических величин относительно маяков с привязкой к той же шкале времени.

Для реализации идеи необходимо было решить следующие проблемы:

- 1) обеспечить определение текущих координат и получение эфемерид ИСЗ, которые позволяют рассчитывать координаты в любой момент времени вперед;
- 2) обеспечить доведение координат ИСЗ (эфемерид) до каждого потенциального потребителя навигационной информации;
- 3) обеспечить доведение до всех потребителей шкалы единого времени и синхронизацию работы всех включенных в систему ИСЗ.

Первая проблема, заключающаяся в получении координат ИСЗ, решается с помощью системы обеспечения полета ИСЗ в координационно-вычислительном центре.

Вторая проблема, связанная с доведением эфемерид потребителю, решается либо путем выдачи их на весь период движения корабля (например, в виде карт земной поверхности с нанесенными проекциями орбит ИСЗ с привязкой к будущему времени), либо путем передачи их через все навигационные ИСЗ, входящие в систему. Последний вариант используется в навигационных системах второго поколения; при этом при пролете ИСЗ над измерительными пунктами из координационно-вычислительного центра через них на борт заносятся эфемериды всех спутников – так называемый альманах эфемерид. Периодически альманах корректируется из центра. Каждый спутник регулярно с интервалом в десятки минут излучает на основных рабочих частотах этот альманах эфемерид.

Последняя проблема также успешно решена. Синхронизация шкал времени на борту всех ИСЗ производится с высокой степенью точности из координационно-вычислительного центра. Шкала времени может доводиться по специальным радиоканалам системы единого времени, либо по сигналам самих спутников. Возможен вариант применения на объектах высокостабильных эталонов времени, которые синхронизируются периодически и сохраняют постоянство шкалы времени с достаточной точностью в течение нескольких суток, месяцев и более.

СРНС принято делить на три подсистемы или сегмента: подсистему ИСЗ, подсистему управления и подсистему потребителей.

Подсистема ИСЗ (подсистема космических аппаратов – КА) – это совокупность спутников, движущихся по определенным орбитам и излучающих навигационные сигналы.

Подсистема управления представляет собой наземные средства проведения траекторных измерений параметров движения спутников, измерительные пункты, а также средства передачи на борт спутников информации и контроля за их состоянием. В центре управления, (координационно-вычислительном центре), куда стекаются результаты траекторных измерений, с использованием очень точных моделей рассчитываются траектории движения всех спутников системы. Точные траектории делятся на участки аппроксимации, и для каждого такого участка рассчитываются эфемеридные данные. Далее по специальной радиолинии эти данные передаются на борт ИСЗ и закладываются в память его бортового компьютера. По мере необходимости эфемеридные данные, соответствующие очередному участку аппроксимации, извлекаются из памяти компьютера и поступают в модулятор передатчика спутникового сигнала. Центр управления отслеживает состояние всех спутников системы и в случае выхода из строя какого-либо спутника закладывает в состав данных альманаха сообщение о его неработоспособности.

Подсистема потребителей представляет собой все множество разнообразных типов навигационных приемников, используемых в самых различных целях.

Полная структурная схема спутниковой навигационной системы представлена на рис. 2.15.

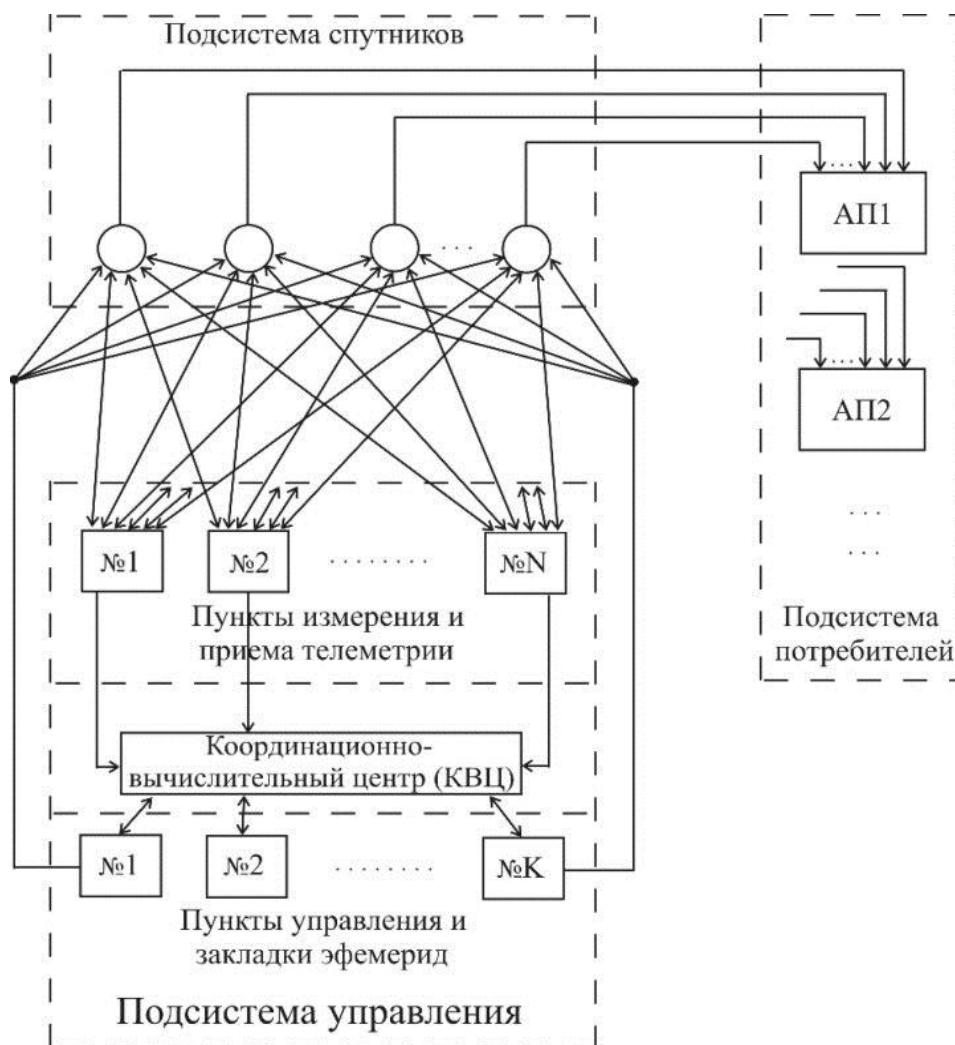


Рис. 2.15 - Структура навигационной системы

### Методы радионавигационных определений

Для определения места объекта по сигналам ИСЗ применяются следующие методы, классифицируемые по измеряемому навигационному параметру:

- 1) радиально-скоростной;
- 2) разностно-дальномерный;
- 3) дальномерный.

Радиально-скоростной метод ориентирован на использование быстро перемещающихся низкоорбитальных спутников, которые обуславливают значительный и быстротеменяющийся доплеровский сдвиг частоты в месте приема. Доплеровский сдвиг частоты  $F_d$  однозначно определяет радиальную составляющую  $V_R$  полной скорости спутника  $V$ :

$$F_d = \frac{V_R}{\lambda} = \frac{V}{\lambda} \cos \alpha,$$

где  $\alpha$  – угол в месте расположения ИСЗ между направлением вектора скорости и направлением на корабль.

Постоянному значению  $F_d$ ,  $V_R$  и соответственно  $\alpha$  соответствует поверхность положения в виде кругового конуса. Пересечение конуса с земной поверхностью происходит по линии, близкой к сферической гиперболе, на которой и находится наземный объект. Перемещение спутника приводит к перемещению гиперболы и изменению ее формы. Последовательное получение двух и более гипербол позволяет определить место корабля. На практике за один сеанс получения информации от одного спутника производится измерение нескольких сотен гипербол, что позволяет значительно увеличить точность местоопределения.

Разностно-дальномерный метод основан на измерении разности расстояний между объектом и двумя положениями одного и того же спутника в последовательные моменты времени. Измеренной разности расстояний соответствует поверхность положения в виде гиперболоида относительно прямой линии, соединяющей две точки траектории, а пересечение его с земной поверхностью дает линию положения в виде искаженной гиперболы. Последовательно получаемые гиперболы имеют значительное изменение крутизны и в точке пересечения проходят под достаточно большими углами. Последнее обеспечивает хорошую точность местоопределения, тем более, что в обработку обычно вовлекается большое количество гипербол.

Разность расстояний получают путем подсчета числа колебаний доплеровского сдвига частоты за временной интервал, соответствующий двум точкам траектории. Такой подсчет математически представляет собой интегрирование частоты  $F_d$  по времени на интервале  $t_2 - t_1$  где  $t_1$  и  $t_2$  – моменты времени нахождения ИСЗ в двух точках орбиты.

В общем случае измеряемая частота, кроме  $F_d$  содержит еще и частоту  $\delta$ , равную разности частоты излучаемой и частоты опорного генератора измерителя. Конечно, при синхронизации шкал времени эта невязка шкал времени может быть нулевой. Учитывая, что доплеровский сдвиг вызывается радиальной скоростью в каждый момент времени, выражение для определения числа периодов измеряемой доплеровской частоты имеет вид:

$$N = \int_{t_1}^{t_2} (F_d + \delta) dt = \int_{t_1}^{t_2} \left( \frac{V_p}{\lambda} \pm \delta \right) dt = \int_{t_1}^{t_2} \left( \frac{1}{\lambda} \frac{dR}{dt} + \delta \right) dt = \frac{R_2 - R_1}{\lambda} + \delta(t_2 - t_1).$$

Погрешность по разности расстояний  $\delta(t_2 - t_1)$  должна устраняться путем выполнения избыточного измерения.

Рассмотренный метод можно определить как доплеровский интегральный или как радиально-скоростной интегральный, т.е. первый и второй методы являются вариантами одного и того же метода. При этом первый метод является частным случаем второго, когда временной интервал  $t_2 - t_1$  стремится к нулю и определяется лишь временем, необходимым для измерения частоты с приемлемой точностью.

В дальномерном методе измеряемой величиной является наклонная дальность от объекта до спутника, поверхностью положения – сфера с центром, совпадающим с ИСЗ, и радиусом, равным измеренной дальности. При пересечении сферы с поверхностью Земли

образуется линия в виде окружности, на которой находится наземный объект. Для определения места наземного корабля нужно иметь две окружности, которые можно получить путем одновременного измерения относительно двух ИСЗ или путем повторного измерения (с разнесением во времени) по одному и тому же спутнику. Местоопределение воздушного объекта требует выполнения трех измерений. Измерение расстояния, в принципе, возможно активным или пассивным методом.

Требование простоты аппаратуры потребителя определяет выбор пассивного метода, что требует, как выше упоминалось, согласования шкал времени на объекте и на спутниках. Возможен более простой вариант навигационной системы, в котором отсутствуют в месте потребления информации средства создания шкалы единого времени. В таком квазидальномерном режиме работы системы обеспечивается синхронизация излучения всех спутников, а на объекте измеряются одновременно расстояния посредством оценки времени прихода сигналов относительно любого низкочастотного опорного генератора. Это обеспечивает получение расстояний с одинаковым смещением каждого, которое может быть вычислено за счет выполнения еще одного измерения дальности.

Развитием дальномерного метода является дальномерно-доплеровский, реализованный в спутниковых системах второго поколения. В среднеорбитальных дальномерно-доплеровских СРНС определяются местоположение, величина и направление вектора скорости потребителя в любой момент времени и в любой точке на поверхности Земли и околоземного пространства. Для этого в системе обеспечивается одновременная связь потребителя не менее чем с четырьмя спутниками. Все спутники ведут синхронное излучение дальномерных сигналов (ошибки синхронизации малы и не превышают 10–20 нс). В аппаратуре потребителя измеряется задержка спутникового сигнала относительно меток времени местной шкалы, вырабатываемых в аппаратуре потребителя. Эта задержка складывается из задержки сигналов при распространении в пространстве и разницы хода часов на спутниках и аппаратуре потребителя. Произведение этой суммарной задержки на скорость распространения сигнала принято называть псевдодальностью.

Обозначим координаты потребителя на момент приема через  $X_n, Y_n, Z_n$ , а координаты  $j$ -го спутника на момент времени, предшествующий моменту приема на время распространения, – через  $X_{cj}, Y_{cj}, Z_{cj}$ . Тогда можно составить следующую систему нелинейных уравнений:

$$\frac{1}{c} \sqrt{(X_{cj} - X)^2 + (Y_{cj} - Y)^2 + (Z_{cj} - Z)^2} + \Delta t_n = \tau_{\text{изм}}, \quad j=1,2,3,4,$$

где  $\Delta t_n$  – разница хода часов потребителя и спутникового времени;

$\tau_{\text{изм}}$  – значение задержки спутникового сигнала относительно меток времени шкалы потребителя.

Если число спутников не менее четырех, то вышеуказанная система может быть разрешена относительно четырех неизвестных  $X_n, Y_n, Z_n$  и  $\Delta t_n$ .

Таким образом, помимо координат одновременно определяется  $\Delta t_n$ . Необходимые для решения уравнения координаты спутников  $X_{cj}, Y_{cj}, Z_{cj}$  извлекаются из навигационных данных, передаваемых спутником.

Предыдущее выражение можно переписать следующим образом:

$$R_j + \Delta R_n = R_{\text{изм}}, \quad (2.25)$$

где  $R_j = \sqrt{(X_{cj} - X_n)^2 + (Y_{cj} - Y_n)^2 + (Z_{cj} - Z_n)^2}$ ,  $\Delta R_n = c\Delta t_n$ ;

$R_{\text{изм}}$  – измеренное значение дальности или псевдодальность;  $R_{\text{изм}} = \tau_{\text{изм}}c$ .

Шкала времени спутника и частота  $f$  его несущего колебания задаются от одного и того же бортового генератора. Аналогично шкала времени приемника потребителя и ча-

стота его гетеродина  $f_n$  также задаются от эталона частоты приемника. Такое единство порождает связь расхождения шкал времени с расхождением частот:

$$\Delta t_n = \frac{1}{f_j} \int_0^t [f_n(t') - f_j] dt' + \Delta t_{no}, \quad (2.26)$$

где  $\Delta t_{no}$  – начальная расстройка шкал времени:

$f_n(t')$  – частота гетеродина приемника потребителя, рассматриваемая как функция времени в связи с относительно невысокой стабильностью эталона частоты приемника потребителя:

$f_j$  – частота несущего колебания спутника, которая полагается постоянной, поскольку формируется от гораздо более стабильного бортового генератора. Относительная стабильность бортовых генераторов СНРС составляет величину порядка  $10^{-13}$ .

Если продифференцировать выражение (2.25) по времени, то получим

$$\dot{R}_j + \dot{\Delta R}_n = \dot{R}_{juuz}.$$

Умножим левую и правую части последнего равенства на  $f_j/c=1/\lambda_j$ , где  $\lambda_j$  – длина волны сигнала  $j$ -го спутника:

$$\frac{\dot{R}_j}{c} f_j + \frac{\dot{\Delta R}_n}{c} f_j = \frac{\dot{R}_{juuz}}{c} f_j. \quad (2.27)$$

Для члена  $\frac{\dot{\Delta R}_n}{c} f_j$  с учетом (2.26) получаем

$$\frac{\dot{\Delta R}_n}{c} f_j = \frac{c \dot{\Delta t}_n}{c} f_j = f_n(t) - f_j = \Delta F_n. \quad (2.28)$$

В предположении, что номинальное значение частоты гетеродина приемника потребителя  $f_{пном} = f_j$ , величина  $\Delta F_n$  есть смещение частоты гетеродина относительно своего номинального значения.

С учетом (2.28) из (2.27) получаем

$$\frac{1}{\lambda_j} \dot{R}_j + \Delta F_n = F_{изм}, \quad (2.29)$$

где  $F_{изм}$  – измеренное значение доплеровского смещения частоты в аппаратуре потребителя.

Дифференцируя в (2.29)  $R_j$  по времени, получаем систему уравнений относительно четырех неизвестных  $X_n, Y_n, Z_n$  и  $\Delta F_n$ :

$$\frac{1}{R_j \lambda_j} [(X_{cj} - X_n)(\dot{X}_{cj} - \dot{X}_n) + (Y_{cj} - Y_n)(\dot{Y}_{cj} - \dot{Y}_n) + (Z_{cj} - Z_n)(\dot{Z}_{cj} - \dot{Z}_n)] + \Delta F_n = F_{изм}, \quad j = 1, 2, 3, 4.$$

Необходимые для решения этой системы значения  $X_n, Y_n, Z_n$  находятся в результате обработки измерений псевдодалностей. Значения  $\dot{X}_{cj}, \dot{Y}_{cj}, \dot{Z}_{cj}$  извлекаются из эфемеридных данных, сообщаемых спутниками. Таким образом, помимо составляющих вектора скорости потребителя  $\dot{X}_n, \dot{Y}_n, \dot{Z}_n$  одновременно определяется  $\Delta F_n$ .

### Система второго поколения ГЛОНАСС

*Назначение системы.* Спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС предназначена для всепогодного, пассивного, непрерывного в реальном масштабе времени, глобального, высокоточного навигационно-временного обеспечения всевозможных потребителей на поверхности Земли, в приземном и ближайшем космическом пространстве.

В настоящее время система ГЛОНАСС с вероятностью 0,997 обеспечивает решение навигационно-временной задачи с погрешностями, не превышающими:



- по горизонтальным координатам..... 50 м,
- по высоте ..... 70 м,
- по составляющим вектора скорости ..... 15 см/с,
- по времени ..... 1 мкс.

*Подсистема космических аппаратов.* Подсистема КА ГЛОНАСС состоит из 24 спутников, располагающихся в трех орбитальных плоскостях с номерами 1, 2, 3 по восемь спутников в каждой плоскости. Номер плоскости нарастает в направлении вращения Земли. Орбитальные плоскости развернуты по углу  $\Omega$  на  $120^\circ$  друг относительно друга. Наклонение всех плоскостей составляет  $64,8^\circ$ . Навигационным спутникам из первой орбитальной плоскости присвоены системные номера от 1 до 8, из второй плоскости – от 9 до 16 и из третьей – от 17 до 24.

Период обращения спутников составляет 11 ч 15 мин 44 с  $\pm 5$  с. Орбиты спутников имеют наземный след, повторяющийся через 17 витков, прохождение которых занимает 8 полных суток минус 32,56 мин. В течение периода повторения следа траектории все спутники в данной орбитальной плоскости, разделенные 45-градусным интервалом, будут появляться по очереди в той же позиции с интервалом в 1 сутки минус 4,07 мин.

Высота орбиты спутников 18840–19940 км (средняя – 19100 км).

Эксцентриситет орбиты  $0 \pm 0,01$ .

*Структура навигационных сигналов.* Способ разделения сигналов, излучаемых различными спутниками системы ГЛОНАСС – частотный. Спутники идентифицируются по значению номинала их несущей частоты. Номинальные значения рабочих частот радиосигналов, передаваемых в частотных диапазонах  $L_1$  и  $L_2$ , определяются следующими выражениями:

$$f_{k1} = f_1 + k \cdot \Delta f_1$$

$$f_{k2} = f_2 + k \cdot \Delta f_2$$

Здесь  $k=1, \dots, 24$  – номера литеров рабочих частот спутников;

$$f_{k1}=1602 \text{ МГц}, \Delta f_1=9/16 \text{ МГц}=0,5625 \text{ МГц};$$

$$f_{k2}=1246 \text{ МГц}, \Delta f_2=7/16 \text{ МГц}=0,4375 \text{ МГц}.$$

Каждый ИСЗ системы излучает радиосигналы в обоих диапазонах для реализации двухчастотного способа исключения ионосферной погрешности измерений навигационных параметров. Рабочие частоты радиосигналов диапазонов  $L_1$  и  $L_2$  когерентны и формируются от общего эталона частоты. Отношение рабочих частот несущий каждого спутника  $f_{k1}/f_{k2} = 9/7$ . Номинальное значение частоты бортового эталона с точки зрения наблюдателя, находящегося на поверхности Земли, равно 5 МГц. Для компенсации релятивистских эффектов частота, формируемая бортовым эталоном, с точки зрения наблюдателя, находящегося на спутнике, смещены от частоты 5 МГц на относительную величину  $\Delta f/f = -4,36 \cdot 10^{-10}$  или  $\Delta f = -2,18 \cdot 10^{-3}$  Гц, т.е. равна 4,99999999782 МГц.

Для массовых потребителей системы ГЛОНАСС все ИСЗ излучают радиосигналы, модулированные дальномерным кодом и служебной информацией, только в диапазоне  $L_1$ . Наряду с этим по радиолиниям в диапазонах  $L_1$  и  $L_2$  передаются сигналы модулированные специальным кодом (аналогичным коду  $P$  системы НАВСТАР) имеющего более высокие точностные показатели, но закрыт из соображений национальной безопасности.

Энергетика системы характеризуется эффективной мощностью излучаемого сигнала, которая в направлении на центр Земли равна 25 дБ/Вт, а при углах отклонения  $15^\circ$  от направления на центр Земли – 27 дБ/Вт. Учитывая, что угловое положение и удаленность используемых в данном сеансе спутников от потребителя различны, мощность сигнала в точке приема на изотропную антенну составляет минус 56 – минус 161 дБ/Вт. Считается, что потери на пути распространения сигналов составляют минус 184 дБ. Излучаемые сигналы имеют круговую правостороннюю поляризацию.

В диапазоне  $L_1$  каждый спутник излучает две несущие на одной и той же частоте, сдвинутые друг относительно друга по фазе на  $90^\circ$ . Одна из несущих подвергается фазовой модуляции на  $180^\circ$ . Модулирующий сигнал получают сложением по модулю 2 трех двоичных сигналов:

- грубого дальномерного кода, передаваемого со скоростью 511 кбит/с;
- последовательности данных, передаваемой со скоростью 50 бит/с;
- меандрового сигнала, передаваемого со скоростью 100 бит/с.

При этом на каждом двухсекундном интервале времени, называемом строкой, описанный выше модулирующий сигнал занимает 1,7 с. Оставшиеся 0,3 с занимают специальный сигнал, называемый меткой времени (МВ). МВ представляет собой укороченную на один последний символ псевдослучайную последовательность (ПСП) из 30 символов с тактовой частотой 100 бит/с вида 111110001101110101000010010110.

Первый символ (длительностью 10 мс) каждой строки всегда является 0. Он дополняет укороченную ПСП метки времени предыдущей строки до полной (неукороченной) длины в 31 символ.

Грубый дальномерный код представляет собой ПСП максимальной длины с 511 символами на периоде. Поскольку тактовая частота генератора ПСП грубой последовательности равна 511 кГц, то длительность периода грубого дальномерного кода равна 1 мс, а длительность одного символа ПСП грубой последовательности равна 1,9569471 мкс. Код начального состояния регистра сдвига генератора грубой ПСП соответствует наличию 1 во всех разрядах регистра. Начальным символом в периоде ПСП, привязанным к миллисекундной метке шкалы бортового времени, будет 1-й символ в группе 111111100. Образующий полином, соответствующий регистру сдвига, формирующему грубый дальномерный код, имеет вид  $G(X)=1+X^5+X^9$ .

*Состав и структура навигационных сообщений.* Навигационные сообщения спутников системы ГЛОНАСС необходимы потребителям для навигационных определений и планирования сеансов связи со спутниками. По своему содержанию навигационные сообщения делятся на оперативную и неоперативную информацию.

Оперативная информация относится к спутнику, из сигналов которого она выделяется, и содержит:

- оцифровку меток времени спутника;
- сдвиг шкалы времени данного спутника относительно шкалы времени системы «Глонасс»;
- относительное отличие несущей частоты спутника от опорной частоты хранителя времени;
- эфемеридную информацию – три координаты, три составляющие скорости и три составляющие ускорения, обусловленные притяжением Солнца и Луны, на определенный момент времени.

Неоперативная информация относится к характеристикам системы в целом. Содержит её альманах системы, включающий:

- данные о состоянии всех спутников системы (альманах состояния);
- сдвиг шкалы времени каждого спутника относительно шкалы времени системы альманах фаз);
- параметры орбит всех спутников системы (альманах орбит);
- поправку к шкале времени системы ГЛОНАСС относительно универсальной шкалы времени UTC.

Навигационные сообщения спутников структурированы в виде суперкадров длительностью 2,5 мин. Суперкадр состоит из 5 кадров длительностью 30 с, и каждый кадр содержит 15 строк длительностью 2 с. Из двух секунд длительности строки последние 0,3 с занимает метка времени (МВ) в виде усеченной псевдослучайной последовательности. Остальная часть строки длительности 1.7 с содержит 85 символов цифровой информации,

передаваемой с символьной частотой 50 Гц. В пределах каждого суперкадра передается полный объем неоперативной информации (альманаха) для всех 24 спутников системы. В пределах каждого кадра передается полный объем оперативной информации для данного спутника и часть неоперативной информации. Таким образом, за время одного суперкадра (2,5 мин) полный объем оперативной информации повторяется 5 раз.

Структура суперкадра показана на рис. 2.16. Навигационные кадры с первого по четвертый идентичны. В пятом кадре две последние строки для передачи информации не используются.

В каждом кадре информация, содержащаяся в строках с первой по четвертую, относится к тому спутнику, с которого она поступает, и является оперативной информацией. Эта информация повторяется во всех кадрах суперкадра.

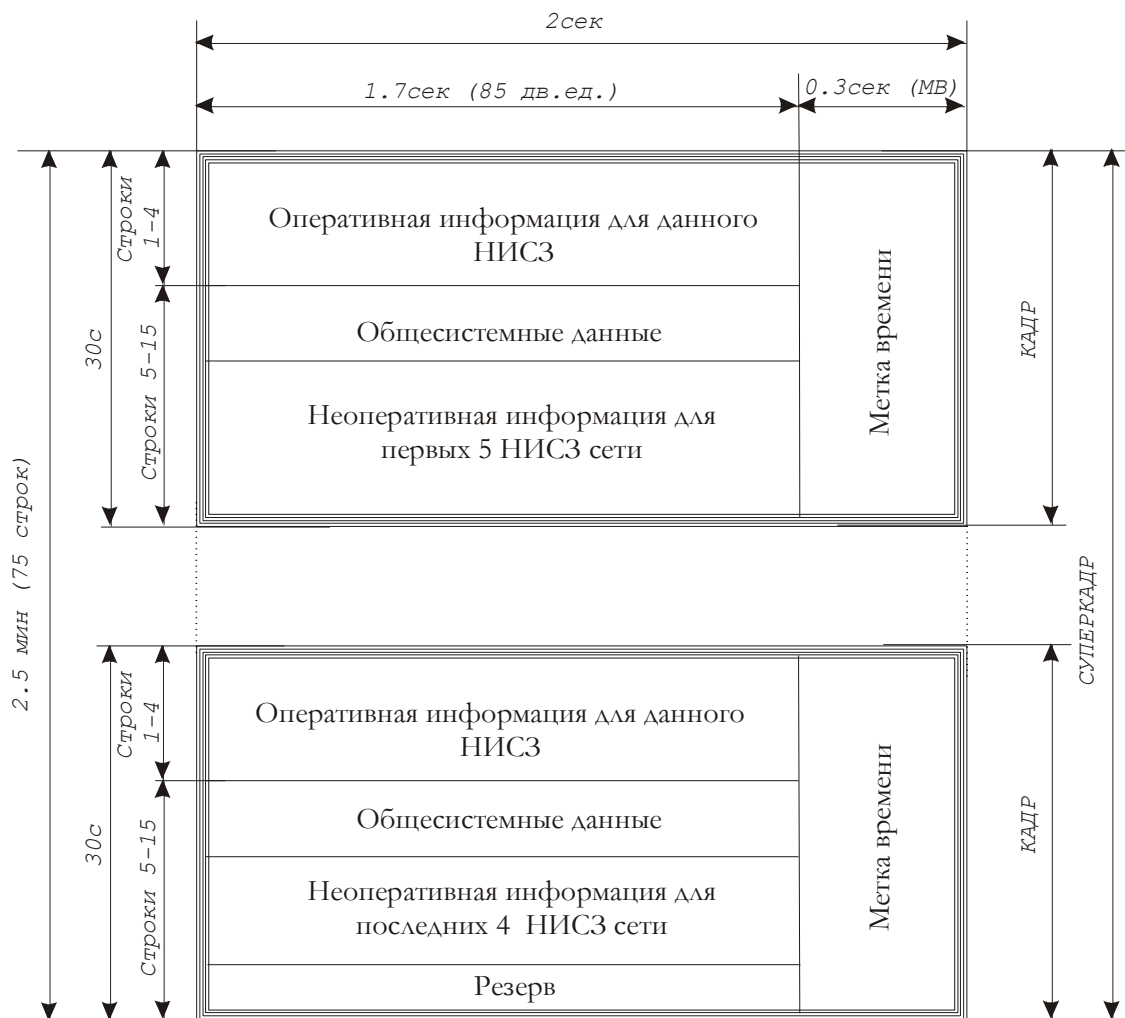


Рис. 2.16 - Структура суперкадра

Строка с шестой по пятнадцатую каждого кадра заняты неоперативной информацией (данными альманаха) для всех 24 спутников системы; по пять спутников в кадрах с первого по четвертый и по четыре спутника в пятом кадре. Неоперативная информация для одного спутника занимает две строки.

В каждой строке цифровой информации передается избыточные символы кода Хэмминга, позволяющие производить проверку достоверности информации в строке.

#### **Аппаратура потребителя систем второго поколения**

К числу потребителей СРНС второго поколения относятся наземные объекты (подвижные и неподвижные), летательные аппараты (высокодинамичные и низкодинамич-

ные) и др. В зависимости от типа потребителя требования к точностным характеристикам, числу измеряемых координат и составляющих скорости, допустимому времени вхождения в синхронизм, массогабаритным показателям и стоимости аппаратуры потребителя колеблются в широких пределах. Для наземных и морских объектов достаточно ограничиться измерением двух координат и двух составляющих скорости. Для летательных аппаратов число измеряемых координат и составляющих скорости возрастает до трех. Поэтому номенклатура модификаций бортовой аппаратуры весьма обширна.

Основными задачами, решаемыми аппаратурой потребителя, являются: выбор рабочего созвездия ИСЗ, поиск и опознавание навигационных сигналов ИСЗ, введение в синхронизм систем слежения по времени запаздывания и фазе несущей частоты дальномерных сигналов, измерение времени запаздывания и доплеровского сдвига частоты, выделение и расшифровка содержания навигационного (информационного) сообщения, расчет координат ИСЗ на момент навигационных измерений, решение навигационной задачи (определение координат и составляющих вектора скорости потребителя, поправок к сдвигу шкал времени и частот), отображение вычисленных данных на информационном табло.

На вход аппаратуры потребителя поступают сигналы от навигационных спутников, находящихся в зоне радиовидимости. Так как для решения навигационной задачи необходимо измерить псевдодальности и псевдоскорости относительно, как минимум, четырех ИСЗ, то АП должна быть многоканальной (от 4 до 12 каналов при работе по одной из систем и более 12 при совмещенной работе по системам ГЛОНАСС и НАВСТАР).

Современные АП являются аналого-цифровыми системами, сочетающими аналоговую и цифровую обработку сигналов. Переход на цифровую обработку осуществляется на одной из промежуточных частот. Основой типового варианта АП являются антенный блок, радиочастотный тракт, коррелятор и вычислительное устройство, представленные на рис. 2.17.

В антенном блоке (АБ) совокупность сигналов от ИСЗ, принятых антенной, усиливается в предварительном усилителе и фильтруется во всей полосе (от 1570 до 1625 МГц в совмещенной АП) несущих частот полосовым фильтром.

В качестве антенны часто используется микрополосковая, что обусловлено ее малой массой и габаритными размерами, простотой изготовления и дешевизной. Микрополосковая антенна состоит из двух параллельных проводящих слоев, разделенных диэлектриком; нижний проводящий слой является заземленной плоскостью, верхний – собственно излучателем антенны. По форме излучатель может быть прямоугольником, эллипсом, пятиугольником и т.д.). Микрополосковая антенна имеет диаграмму направленности, обеспечивающую прием сигналов правосторонней круговой поляризации из верхней полусферы. Применяются и другие типы слабонаправленных антенн.

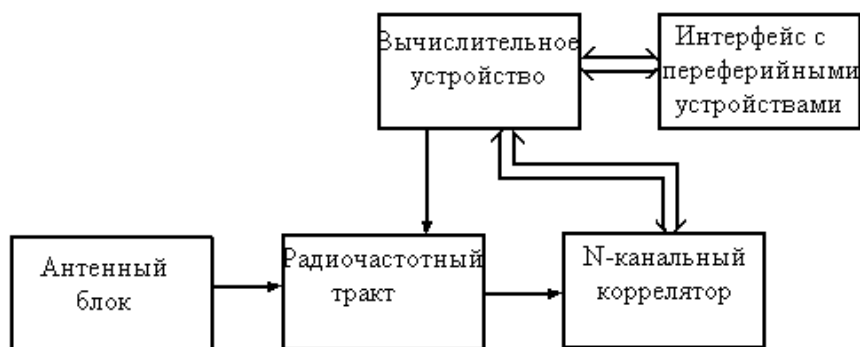


Рис. 2.17 - Структурная схема аппаратуры потребителя

Полосовой фильтр осуществляет фильтрацию сигналов в полосе частот  $\Delta f = 60$  МГц. На выходе блока имеется радиочастотный соединитель, к которому подключается коаксиальный кабель, соединяющий АБ с радиочастотным трактом.

Радиочастотный тракт навигационного приемника является многоканальным устройством, в котором, как отмечалось выше, проводится аналоговое усиление сигналов, фильтрация и преобразование несущей частоты сигналов ИСЗ (понижение частоты), а также преобразование аналогового сигнала в цифровую форму. Так как в СРНС ГЛОНАСС сигнал от каждого из спутников имеет свою несущую частоту, то каждый канал должен быть настроен на частоту сигнала одного из ИСЗ и селективировать частоты сигналов других ИСЗ. Схема такого приемника приведена на рис. 2.18.

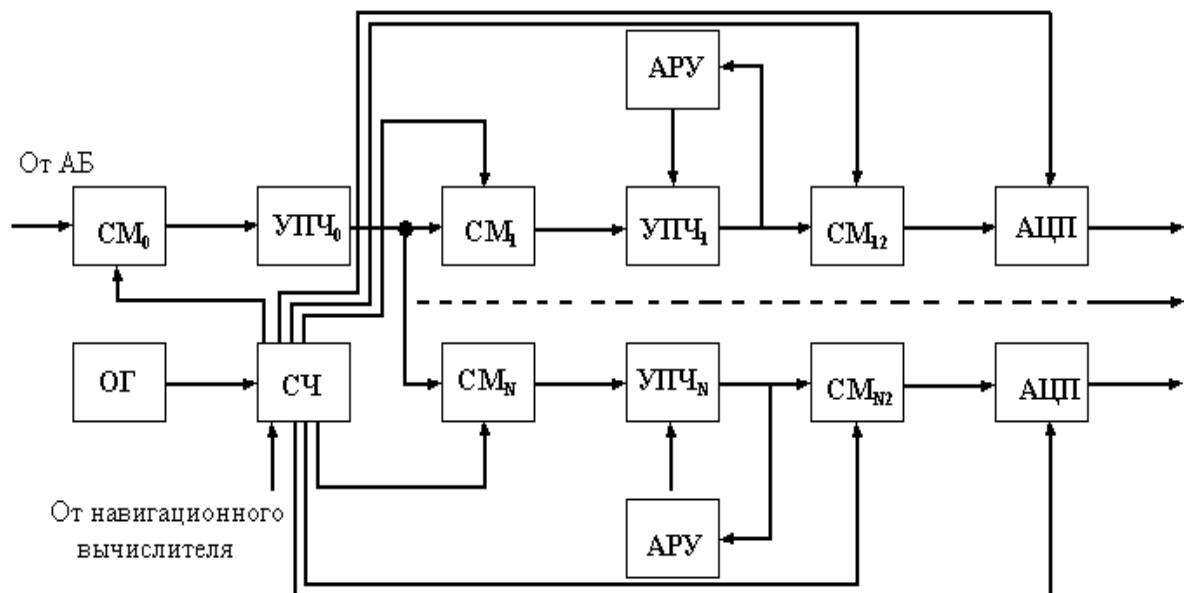


Рис. 2.18 - Радиочастотный тракт навигационного приемника

Одним из принципиальных моментов разработки навигационного приемника является выбор частотного плана. Под частотным планом подразумевается выбор частоты задающего генератора, частот гетеродинирования и дискретизации для того, чтобы минимизировать уровень паразитных гармоник, возникающих в схеме из-за различных нелинейностей и шумов и влияния цифровой части приемника.

Для этого предварительно выбирают частоту задающего генератора, промежуточные частоты и частоты гетеродинирования, а затем определяют характеристики фильтров и коэффициенты усиления каскадов. Далее анализируют получившуюся архитектуру и выявляют все нелинейные элементы, в результате работы которых могут возникать гармоники, попадающие в спектр сигнала. Варьируя промежуточные частоты, частоту дискретизации, характеристики смесителей, усилителей и фильтров, подбирают конфигурацию, обеспечивающую оптимальный прием сигнала, при котором в спектре обрабатываемого сигнала от нелинейных преобразований появляются только дальние гармоники; эти гармоники малы и не оказывают серьезного влияния на сигнал.

Кроме этого, частоту дискретизации выбирают кратной частоте задающего генератора и всем промежуточным частотам.

Выбор числа уровней квантования в аналого-цифровом преобразователе (АЦП) определяется, в основном, типом помех на входе приемника. Если основным видом помех является белый гауссовский шум, то возможно применение малоуровневого квантования вплоть до бинарного. Если помеха узкополосная стационарная, то необходимо большее число уровней квантования.

В приведенной на рис. 2.18 схеме использовано трехкратное понижение частоты сигналов (используется и двукратное понижение частоты). Первое понижение частоты до уровня  $f_{np1} \approx 200 \text{ МГц}$  проводится, для всех принятых сигналов, смесителем  $SM_0$ . После

общего усиления и фильтрации сигналов усилителем промежуточной частоты УПЧ<sub>0</sub> с полосой пропускания для совмещенной АП  $\Delta f_{\text{упч}0} \approx 60 \text{ МГц}$ , сигнал поступает в  $N$  каналов, в каждом из которых проводится второе преобразование частоты (до значения  $f_{\text{пр}2} \approx 40 \text{ МГц}$ ), ориентированное на прием сигнала от конкретного ИСЗ. Полосу пропускания канального УПЧ  $\Delta f_{\text{упч}i} \approx 60 \text{ МГц}$  выбирают таким образом, чтобы выделялся сигнал одного из спутников и селектировались сигналы других. Третье понижение частоты проводят до уровня  $f_{\text{пр}3} \approx 4 \text{ МГц}$ .

Опорные сигналы, поступающие на смесители, формируются синтезатором частот СЧ из опорной частоты  $f_{\text{он}}$  опорного генератора ОГ. Управление работой синтезатора частот осуществляется по сигналам, поступающим от навигационного вычислителя. Опорный генератор – это устройство, во многом определяющее качество работы АП в целом. От ОГ в значительной степени зависят такие параметры, как время получения первого отсчета, точность определения координат потребителя, надежность, уровень потребления энергии, масса и габариты аппаратуры.

На выходе приемника аналоговые сигналы частоты  $f_{\text{пр}3} \approx 4 \text{ МГц}$  в АЦП преобразуются в цифровую форму.

Коррелятор выполняет одну из основных задач. Для оценки координат и вектора скорости потребителя необходимо измерить радионавигационные параметры сигнала: задержку распространения и доплеровское смещение частоты. Эти параметры нужно измерить для сигналов, приходящих от каждого спутника.

### **Контрольные вопросы**

1. Поясните принцип общего построения СРНС.
2. Назовите подсистемы СРНС и определите назначение их.
3. Какой метод определения координат потребителя лежит в основе построения СРНС и как он реализуется?
4. Поясните принцип определения координат НИСЗ.
5. Каково назначение и состав наземного командно-измерительного комплекса?
6. Поясните суть навигационных определений в СРНС второго поколения.
7. Определите функции, выполняемые АП для оценки координат потребителя.
8. Представьте краткое техническое описание СРНС ГЛОНАСС.
9. Что содержит неоперативная информация, передаваемая НИСЗ для АП в СРНС 2 поколения?
10. Что содержит оперативная информация, передаваемая НИСЗ для АП в СРНС 2 поколения?

### **Рекомендуемая литература**

1. Сетевые спутниковые радионавигационные системы / В. С. Шебшаевич, П. П. Дмитриев, Н. В. Иванцевич [и др.]; под ред. В. С. Шебшаевича. - Москва : Радио и связь, 1993. - 414 с.
2. Соловьев Ю. А. Системы спутниковой навигации / Ю. А. Соловьев. - Москва : ЭКО-ТРЕНДЗ, 2000. - 267 с.
3. Дудко Б. П. Радионавигация : Учебное пособие / Б. П. Дудко ; Министерство образования Российской Федерации, Томский государственный университет систем управления и радиоэлектроники. - Томск : ТУСУР, 2003. - 159[1] с.»