

НАВИГАЦИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ ИССЛЕДОВАНИИ ДАЛЬНОГО КОСМОСА

Научная серия



*Посвящается 70-летию
АО «Российские космические системы»*

НАВИГАЦИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ ИССЛЕДОВАНИИ ДАЛЬНОГО КОСМОСА

**Под редакцией
Е.П. Молотова, А.Г. Тучина**

Москва
Радиотехника
2016

УДК 629.78
ББК 39.67
Н15

Научная серия
«Российские космические системы»

Редактор А.Е. Тюлин

Редакционный совет:

А.Е. Тюлин (председатель), С.А. Ежов (зам. председателя),
В.В. Бетанов, В.М. Ватутин, К.Ю. Ложкин, Е.П. Молотов, А.А. Романов

Рецензенты:

В.С. Чаплинский – докт. техн. наук, профессор
Д.Д. Габриэльян – докт. техн. наук, профессор

Авторы:

В.М. Ватутин, С.А. Ежов, М.В. Захваткин,
А.В. Ивашина, Е.П. Молотов, В.А. Степанянц,
А.Г. Тучин, Д.А. Тучин, В.А. Шишов, В.С. Ярошевский

Н15 Навигация космических аппаратов при исследовании дальнего космоса. Монография / Под ред. Е.П. Молотова, А.Г. Тучина. – М.: Радиотехника, 2016. – 232 с.: ил., 16 с. цв. вкладка. Научная серия «Российские космические системы». (Авторы указаны на обороте тит. листа)

ISBN 978-5-93108-121-2

Представлены методы решения задач навигационно-баллистического обеспечения полета межпланетных космических аппаратов в процессе выполнения отечественных программ исследования дальнего космоса, методы решения баллистических задач, обеспечивающих управление пространственным положением межпланетных КА.

Описаны несколько поколений наземных радиотехнических комплексов управления дальними КА, разработанных АО «РКС» и пути совершенствования аппаратуры траекторных измерений этих комплексов.

Книга представляет интерес для специалистов в области траекторных измерений и баллистики, преподавателей, аспирантов и студентов вузов, обучающихся по специальностям «Радиотехника» и «Баллистика».

УДК 629.78
ББК 39.67

© АО «Российские космические системы», 2016
© Авторы, 2016
© ЗАО «Издательство «Радиотехника», 2016

ISBN 978-5-93108-121-2

| Оглавление

Отзыв на книгу чл.-корр. РАН, д.т.н. В.В. Бетанова	6
От редакторов	8

— I —

НАЗЕМНЫЕ РАДИОТЕХНИЧЕСКИЕ КОМПЛЕКСЫ УПРАВЛЕНИЯ ДАЛЬНИМИ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ. АППАРАТУРА ТРАЕКТОРНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

1. Управление дальними космическими аппаратами	14
■ Организация полета дальних космических аппаратов	14
■ Проведение типового сеанса связи с дальними космическими аппаратами	21
2. Навигация дальних космических аппаратов	25
■ Траекторные измерения линейных координат дальних космических аппаратов	25
■ Траекторные измерения угловых координат дальних космических аппаратов	30
■ Погрешности измерений навигационных параметров дальних космических аппаратов	39
■ Инструментальные требования к перспективным средствам измерения текущих навигационных параметров дальних космических аппаратов	41
3. Наземные радиотехнические комплексы управления дальними космическими аппаратами	47
■ Средства наземных радиотехнических комплексов управления дальними космическими аппаратами	47
■ Особенности наземных радиотехнических комплексов управления дальними космическими аппаратами	51
4. Наземные радиотехнические комплексы управления дальними космическими аппаратами «Плутон» и «Сатурн-МСД» (первое поколение)	53
■ Наземный радиотехнический комплекс «Плутон»	53
■ Наземный радиотехнический комплекс «Сатурн-МСД»	62
■ Космические исследования, проведенные с использованием наземных радиотехнических комплексов «Плутон» и «Сатурн-МСД»	67

5. Наземный радиотехнический комплекс управления дальними космическими аппаратами «Квант-Д» (первое поколение)	70
■ Схема наземного радиотехнического комплекса «Квант-Д»	72
■ Система обработки сигналов	79
■ Телеметрическая система	80
■ Система формирования и выдачи командной информации	81
■ Система траекторных измерений	82
■ Космические исследования, проведенные с использованием наземного радиотехнического комплекса «Квант-Д»	86
6. Наземный радиотехнический комплекс управления дальними космическими аппаратами «Фобос» (новое поколение)	98
■ Схема наземного радиотехнического комплекса «Фобос»	98
■ Наземный комплекс управления дальними космическими аппаратами «Фобос-Грунт»	105
7. Модернизация российского наземного комплекса управления дальними космическими аппаратами	110
■ Наземный комплекс управления дальними космическими аппаратами, работавший до 2014 г.	110
8. Система радиообеспечения пилотируемой экспедиции на планету Марс	125
■ Комплексная радиотехническая система управления	125
■ Информация, циркулирующая в радиолиниях комплексной радиотехнической системы управления	132
■ Выбор рабочих диапазонов магистральных радиолиний комплексной радиотехнической системы управления	135
■ Структура сигналов в радиолиниях комплексной радиотехнической системы управления	135
■ Зависимость энергетического потенциала магистральных радиолиний комплексной радиотехнической системы управления от площади наземных антенн	136
■ Спутниковая подсистема связи	138

— II —

ОБРАБОТКА ТРАЕКТОРНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ И ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

9. Модель движения космического аппарата	150
■ Дифференциальные уравнения движения космического аппарата	150
■ Гравитационные воздействия на космический аппарат	152
■ Влияние атмосферы планеты на движение космического аппарата	156
■ Воздействие сил солнечной радиации на космический аппарат	158
■ Системы координат	160
10. Первичная обработка наземных траекторных измерений	164
■ Измерения наклонной дальности космического аппарата....	164
■ Доплеровские измерения радиальной скорости космического аппарата	168
■ Учет ионосферной и тропосферной составляющих ошибок измерений	183
11. Методы и алгоритмы определения параметров движения космических аппаратов	191
■ Статистический подход к решению задачи определения параметров космических аппаратов	194
■ Минимизация функционала путем решения нелинейной системы уравнений методом Ньютона	194
■ Алгоритм определения параметров движения космических аппаратов	197
■ Формализация обработки измерений различных типов	198
12. Алгоритм совместной обработки траекторных и бортовых измерений	200
■ Уточнение возмущений, вызванных работой РДУ	202
■ Оценка негравитационных возмущений	206
13. Уточнение астрономических постоянных по данным наземных траекторных измерений	210
■ Измерительная информация	211
■ Уточнение гравитационной постоянной планеты Фобос	211
■ Результаты обработки измерительной информации	217
Литература	222
Перечень сокращений	227
Сведения об авторах	229

| Отзыв на книгу

Освоение дальнего космоса началось запуском в 1961 г. автоматической межпланетной станции «Венера-1» и в 1962 г. космической станции «Марс-1».

Исследование дальнего космоса – это важнейшее направление фундаментальных наук в области изучения небесных тел, процессов их формирования и эволюции в Солнечной системе и Вселенной. Результаты этих исследований позволяют делать важные выводы о прошлом, настоящем и будущем планеты Земля.

При выполнении космических миссий по исследованию объектов дальнего космоса целевой задачей является доставка комплекса научных приборов в составе космического аппарата (КА) в заданную область космического пространства, проведение научных исследований в этой области и доставка полученной информации на Землю.

Доставка КА в заданную область исследований обеспечивается процедурой навигации КА, которая включает в себя ряд операций, выполняемых с помощью аппаратуры траекторных измерений станций слежения в составе наземного комплекса управления (НКУ) и проведения необходимых баллистических расчетов, в результате которых с необходимой точностью определяется положение КА в пространстве (траектория полета КА) и отклонение фактической траектории от расчетной. Указанное отклонение устраняется проведением ряда коррекций движения КА.

Точность приведения КА в заданную точку пространства определяется точностью проводимых траекторных изменений и адекватностью используемых баллистических расчетов. По мере усложнения проводимых космических программ повышаются требования к точности определения траектории полета КА.

Повышение точности определения траектории полета КА реализуется путем необходимой доработки аппаратуры траекторных измерений и баллистического обеспечения, либо их заменой на наиболее перспективные.

Представляется оправданным помещению в одной книге материалов из различных областей науки: радиотехники (траектор-

ные измерения) и математики (баллистико-навигационное обеспечение), которые на практике решают общую задачу – навигацию межпланетных КА.

Считаю, что данная монография будет чрезвычайно полезной для ученых и инженеров, а также студентов вузов и аспирантов.

Начальник центра
АО «Российские космические системы»,
член-корреспондент РАН,
доктор технических наук,
профессор



В. В. Бетанов

Начало космической эры человечества ознаменовалось запуском в СССР 4 октября 1957 г. первого искусственного спутника Земли (ИСЗ).

Переход от первых ИСЗ к лунным и межпланетным станциям в Советском Союзе произошел сравнительно быстро. Уже в 1959 г. были запущены первые автоматические станции для исследования Луны (Луна-1, 2).

Освоение дальнего космоса началось запуском в 1961 г. автоматической межпланетной станции «Венера-1» и в 1962 г. космической станции «Марс-1».

Исследования дальнего космоса – важнейшие направления фундаментальных наук в области изучения небесных тел, процессов их формирования и эволюции в Солнечной системе и Вселенной. Результаты этих исследований позволяют делать важные выводы о прошлом, настоящем и будущем Земли.

При выполнении космических миссий по исследованию объектов дальнего космоса целевая задача – доставка комплекса научных приборов (в составе космического аппарата) в заданную область космического пространства, проведение научных исследований в этой области и доставка полученной информации на Землю. Областью космического пространства, в которой проводятся научные исследования, может быть поверхность планеты (или ее спутника), орбита искусственного спутника планеты, траектория полета КА, при которой обеспечивается пролет на заданном расстоянии от исследуемого объекта и др.

Доставка КА в заданную область исследований обеспечивается процедурой его навигации, включающей в себя *операции, выполняемые с помощью соответствующей аппаратуры на базе проведения необходимых баллистических расчетов*

- Расчет номинальной перелетной траектории КА от места старта до места проведения исследований, при этом выбор перелетной траектории производится как компромисс между оптимальными условиями видимости КА наземными измерительными станциями на всех участках полета и энергетической эффективностью траектории с точки зрения выведения на траекторию КА с максимальной массой.

- Проведение траекторных измерений КА наземными измерительными станциями по исходным данным баллистического центра (БЦ) наземного комплекса управления (НКУ).
- Передача с измерительных станций в баллистический центр результатов траекторных измерений и определения по ним реальной траектории полета КА.
- Определение по данным траекторных измерений отличия реальной траектории полета КА от номинальной и разработка установочных данных («уставок») для проведения коррекций по сближению реальной и номинальной траекторий.
- Расчеты по результатам траекторным измерений данных на проведение дальнейших коррекций траектории для вывода КА в заданный регион исследований.

Частота проведения сеансов траекторных измерений и число задействованных измерительных станций (ИС) определяется необходимой точностью определения орбиты (траектории) полета КА и зависит от точности измерения параметров движения ИС и времени «старения» прогноза орбиты за счет дестабилизирующих факторов (торможение атмосферы, работа исполнительных органов КА и др.).

Для коррекции орбиты, КА «уставки» на проведение коррекции с помощью командной системы передаются на КА и записываются («закладываются») в память программно-временного устройства (ПВУ). При достижении заданного времени «уставки» реализуются исполнительными органами по командам автономной системы управления КА. Производятся необходимые развороты КА, его стабилизация, включение и выключение двигательной установки КА. После проведения коррекции ИС проводятся сеансы траекторных измерений и баллистический центр определяет новую орбиту КА.

В книге описываются нескольких созданных АО «Российские космические системы» поколений наземных радиотехнических комплексов (НРТК) управления дальними КА, выбор путей совершенствования аппаратуры траекторных измерений этих НРТК и методы решения баллистических задач, обеспечивающих управление пространственным положением межпланетных космических аппаратов, проводившихся специалистами ИПМ РАН в процессе выполнения всех отечественных программ исследования дальнего космоса.

Многолетний жизненный цикл наземных радиотехнических комплексов для управления ДКА и долговременные программы исследования планет создают не только технические, но и организационные проблемы, среди которых возникающая в последние годы про-

блема сохранения и обеспечения преемственности в передаче накопленных знаний и навыков в области создания и эксплуатации НРТК и используемого баллистического обеспечения. Эта проблема порождена сменой поколений разработчиков и вынужденными длительными перерывами в их работе.

Одна из задач данной монографии – передача многолетнего опыта проектирования и использования сложных радиотехнических комплексов управления ДКА и баллистического обеспечения космических полетов специалистам нового поколения.

Книга написана авторским коллективом специалистов АО «РКС» и ИПМ им. М.В. Келдыша РАН.

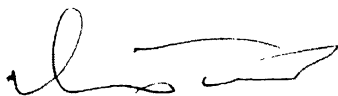
Гл. 7 написана д.т.н. профессором С.А. Ежовым, гл. 3, 4 – к.т.н. А.В. Ивашиной, введение к 1 части и гл. 6 – д.т.н., профессором В.М. Ватутиным, гл. 1, 2, 4, 5, 8 – д.т.н., профессором Е.П. Молотовым, введение ко 2-й части и гл. 10 – д.ф.-м.н. А.Г. Тучиным, гл. 9 – к.ф.-м.н. Д.А. Тучиным и к.ф.-м.н. В.С. Ярошевским, гл. 11 – к.ф.-м.н. В.А. Степаньянцем, гл. 12 – к.ф.-м.н. М.В. Захваткиным, гл. 13 – к.ф.-м.н. В.А. Шишовым.

Для наглядности некоторые рисунки (обозначены ►) повторены в цветном изображении (см. цветную вклейку).

Материалы монографии могут представлять интерес специалистам в области траекторных измерений и баллистики, а также аспирантам и студентам высших учебных заведений обучающимся по специальностям «Радиотехника» и «Баллистика».



Е.П. Молотов



А.Г. Тучин

— I —

НАЗЕМНЫЕ РАДИОТЕХНИЧЕСКИЕ КОМПЛЕКСЫ УПРАВЛЕНИЯ ДАЛЬНИМИ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ. АППАРАТУРА ТРАЕКТОРНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

1

Управление дальними космическими аппаратами

2

Навигация дальних космических аппаратов

3

Наземные радиотехнические комплексы управления дальними космическими аппаратами

4,5

Наземные радиотехнические комплексы управления дальними космическими аппаратами «Плутон», «Сатурн-МСД» и «Квант-Д» (первое поколение)

6

Наземный радиотехнический комплекс управления дальними космическими аппаратами «Фобос» (новое поколение)

7

Система радиообеспечения пилотируемой экспедиции на планету Марс

АО «РКС» (при создании – НИИ 885) и ИПМ РАН (при создании – ИПМ АН СССР) в тесном сотрудничестве более 50 лет обеспечивают определение траекторий полета КА, выводимых в космос, совершенствование станций слежения и методов баллистического обеспечения полетов КА, определение с высокой точностью параметров движения КА (R , $\dot{R}$, $\Delta\dot{R}$) и сбор результатов измерений в БЦ, их предварительную обработку, расчет числовых уставок на проведение коррекций траектории полета, контроль проведения коррекций, прогноз дальнейшего движения КА, вычисление начальных условий и отправку их на станции слежения.

Точность определения реальной траектории полета КА определяется погрешностями траекторных измерений. Все более сложные задачи, которые ставятся перед перспективными космическими миссиями, постоянно требуют повышения точности знания орбиты КА, что в свою очередь требует уменьшения ошибок траекторных измерений. Последнее осуществляется главным образом либо при модернизации существующей аппаратуры траекторных измерений, либо при смене поколений наземных измерительных систем.

В книге описан порядок управления полетом дальних КА (ДКА) и показана значимость навигации при этом.

Целевая задача космических миссий по исследованию объектов дальнего космоса – доставка комплекса научных приборов в заданную область космического пространства, проведение научных исследований в этой области и доставка полученной информации на Землю. *Областью космического пространства, в которой проводятся научные исследования*, могут быть: орбита спутника планеты, поверхность планеты или ее спутника, заданная траектория полета ДКА, при которой обеспечивается пролет на заданном расстоянии от исследуемых объектов (планет, их спутников, комет, астероидов).

Космическим сегментом космической системы исследования дальнего космоса является один КА или группа КА, осуществляющих доставку комплекса научных приборов к исследуемому объекту.

При исследовании Марса (1973) в составе космического сегмента было четыре КА: Марс 4 – Марс 7.

При исследовании магнитосферы Земли по программе «Интербол» (1995–1996) в составе космического сегмента также было четыре КА: российские КА – «Интербол-1», «Интербол-2» и чешские КА «Магион-4», «Магион-5». Однако чаще всего в космический сегмент входит один или два КА.

В наземный сегмент входят средства запуска КА космической системы, наземный комплекс управления (НКУ) ДКА и комплекс обработки полученной научной информации.

Совершенствование аппаратуры станций слежения производилось по мере возрастания требований к ним, предъявляемых перспективными космическими программами и, в первую очередь, к средствам, обеспечивающим точности определения траектории движения ДКА.

Несмотря на то, что по ряду причин в РФ в течение нескольких лет с целью исследования дальнего космоса не осуществлялись полеты ДКА, совершенствование средств управления дальними космическими аппаратами продолжалось.

В 2005–2010 гг. был создан наземный радиотехнический комплекс (НРТК) управления ДКА нового поколения «Фобос», работающий в X-диапазоне радиоволн. НРТК «Фобос» обладает техническими характеристиками (прежде всего по точности траекторных измерений) значительно более высокими, чем НРТК предыдущего поколения «Квант-Д»: дальность $\Delta R = 3$ м (вместо 20 м), радиальная составляющая скорости, $\Delta s = 0,3$ мм/с (вместо 2 мм/с).

В дальнейшем в состав НРТК «Фобос» предполагается ввести аппаратуру РСДБ и аппаратуру измерения $\dot{\Delta R}$.

После доработки НРТК «Фобос» получит название «Юпитер».

На базе использования НРТК «Фобос» были разработаны предложения по коренной модернизации наземного комплекса управления ДРТК в период до 2030 г.

Настоящая монография посвящена рассмотрению вопросов навигации ДКА средствами наземного комплекса управления.

Организация полета дальних космических аппаратов

Управление КА при выполнении космической миссии осуществляет Главная оперативная группа управления (ГОГУ), размещаемая в ЦУП'е. Ее задачами являются: обеспечение вывода ДКА на заданную траекторию перелета, затем вывод его на рабочую траекторию исследования космического пространства; управление служебной и научной аппаратурой ДКА для выполнения целевой задачи – проведения научных исследований, передачи на Землю и прием на Земле полученной научной информации.

Вывод ДКА на траекторию полета к планете производится в несколько этапов (рис. 1.1), которым соответствуют различные режимы работы наземные комплексы управления (НКУ) ДКА.

На этапе 1 многоступенчатая ракета-носитель выводит ДКА вместе с разгонным ракетным блоком на промежуточную («опорную») низкую орбиту ИСЗ, по которой ДКА совершает пассивный полет. При выходе в заданную точку на орбите ИСЗ повторно включается двигатель разгонного ракетного блока и ДКА, получив вторую космическую скорость 11 км/с, выводится на заданную траекторию полета.

На практике ДКА выводится на заданную траекторию полета с погрешностями, что приводит к отличию реальной траектории полета от номинальной. Поэтому в процессе полета необходимо проводить коррекции траектории, устраняющие ошибки выведения на заданную траекторию. Обычно таких коррекций предусматривается две или три: первая на 7–15 сут полета, вторая – в середине полета, а третья в конце полета (за 7–15 сут до подлета к планете).

Время перелета к Венере может составлять 120–180 сут, к Марсу – 200–300 сут и более. Полет к дальним планетам может длиться несколько лет.

В зависимости от задачи исследований последняя коррекция выводит ДКА на «попадающую» траекторию либо для посадки его на поверхность планеты, либо на «пролетную» траекторию с заданной величиной «промаха», т.е. расстояния, на котором ДКА пролетит мимо планеты.

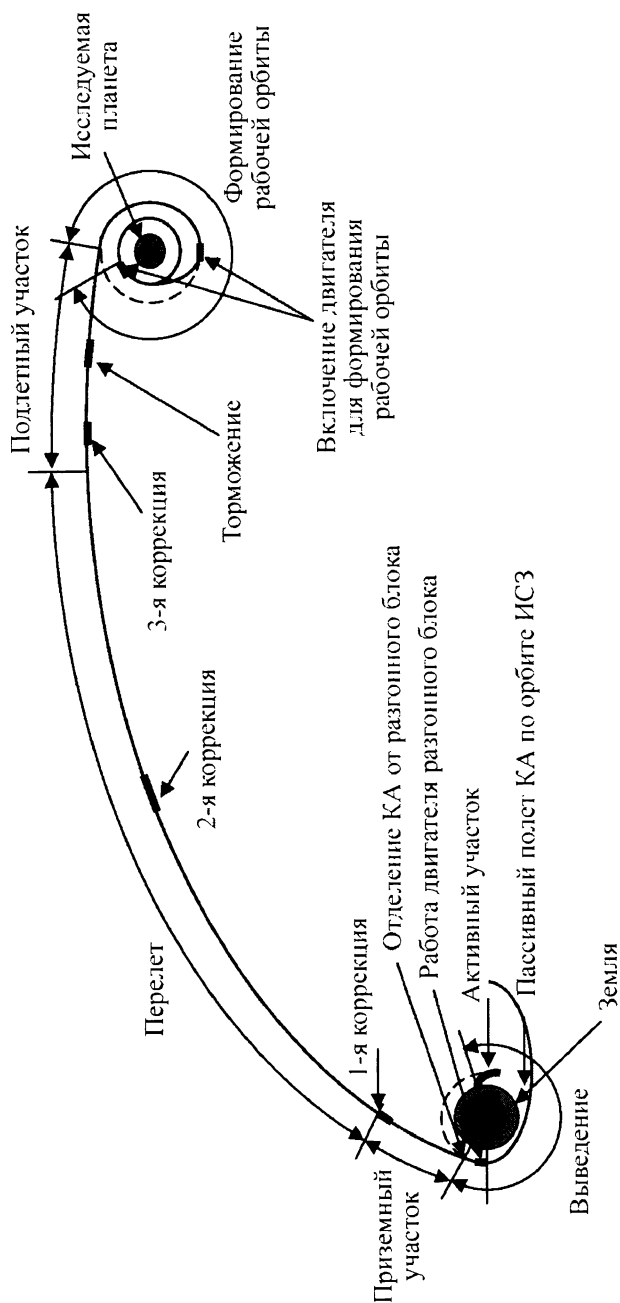


Рисунок 1.1

Этапы полета ДКА

Посадка на поверхность планеты или вывод на заданную орбиту спутника планеты обеспечиваются соответствующим тормозным импульсом при выполнении маневра торможения ДКА. При выводе ДКА на орбиту спутника планеты возможны несколько коррекций для формирования рабочей орбиты, наиболее подходящей для решения соответствующих научных задач.

С точки зрения особенностей управления траектория полета ДКА к планете может быть условно разбита на несколько участков

- Выведение.
- Приземный.
- Перелет.
- Подлет.
- Формирование рабочей орбиты (рис. 1.1).

Участок выведения начинается с момента старта ракеты-носителя и заканчивается отделением ДКА от разгонного блока после его вторичного включения. Управление полетом ракеты-носителя на этом участке производится автономной системой управления ракеты-носителя и разгонного блока. Работа всех ступеней ракеты-носителя контролируется телеметрической системой с использованием на Земле приемных телеметрических станций, расположенных вдоль трассы полета, и корабельных телеметрических комплексов, находящихся в точках мирового океана, над которыми происходит работа двигателя разгонного блока.

Приземный участок траектории начинается с момента отделения ДКА от разгонного блока и заканчивается проведением первой коррекции траектории полета. На этом участке вступает в управление дальним космическим аппаратом НКУ ДКА, причем в работе участвуют все три центра дальней космической связи.

На приземном участке средства НКУ обеспечивают телеметрический контроль состояния бортовых систем ДКА после вывода. Время проведения первой коррекции определяется двумя обстоятельствами.

Отличие реальной траектории ДКА от номинальной, вызванное ошибками автономной системы управления на этапе выведения, с течением времени увеличивается (рис. 1.2), «трубка» возможных траекторий расширяется.

Поэтому чем позже будет проведена 1-я коррекция, тем больший импульс необходимо отработать двигательной установкой ДКА.

Импульс – произведение тяги двигателя на время его работы при проведении коррекции $I = P \text{ [кг]} \Delta t \text{ [с]}$.

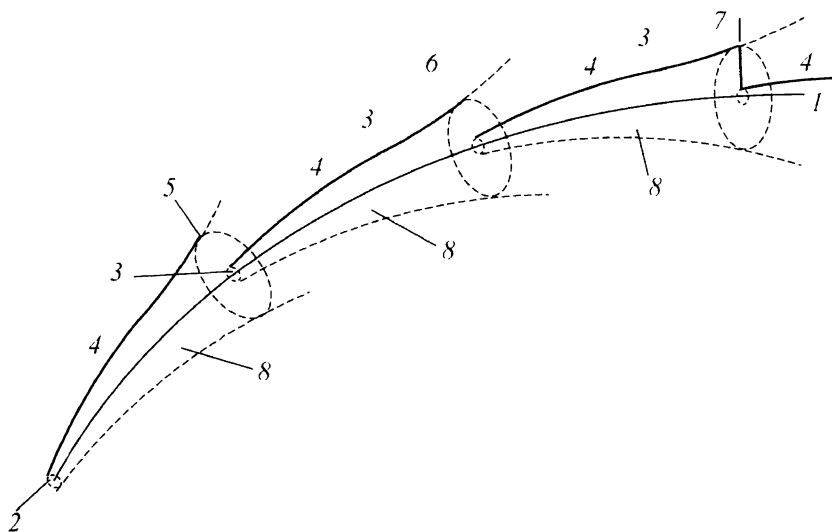


Рисунок 1.2

Коррекция траектории полета ДКА: 1 – номинальная траектория; 2 – ошибка выведения КА; 3 – ошибки проведения коррекций; 4 – реальная траектория КА; 5 – 1-я коррекция траектории; 6 – 2-я коррекция траектории; 7 – 3-я коррекция траектории; 8 – «трубки» возможных траекторий

С точки зрения экономии топлива 1-я коррекция должна проводиться как можно раньше.

Однако к моменту проведения 1-й коррекции реальная траектория должна быть определена достаточно точно, а это требует значительного количества сеансов траекторных измерений всеми командно-измерительными станциями (КИС) НКУ ДКА.

На практике точное определение реальной траектории удастся осуществить за 10–15 дней полета. Это время и определяет момент проведения 1-й коррекции. Расстояния до КА на момент 1-й коррекции может составлять 1–3 млн км.

После первой коррекции КИС, оснащенные малыми антеннами, прекращают работу с ДКА, и дальнейшая работа проводится двумя центрами дальней космической связи – Западным и Восточным.

Данные на маневр ДКА во время 1-й коррекции, обеспечивающей перевод ДКА на номинальную траекторию полета, рассчитываются БЦ и в виде цифровых уставок, передаются на КИС, отсюда по командной радиолинии закладываются в программно-временное устройство (ПВУ) системы управления ДКА.

В заданное время установки ДКА ориентируется и стабилизируется необходимым образом в пространстве и на заданное время включается двигательная установка (ДУ) ДКА. Сеансы связи на этом участке проводятся ежедневно.

На *участке перелета* сеансы связи с ДКА проводятся один раз в 3–5 сут. Во время этих сеансов производятся телеметрический контроль работы служебных систем ДКА, прием информации с научных приборов, работающих на участке перелета, и траекторные измерения. По результатам траекторных измерений оцениваются отклонения реальной траектории полета ДКА от номинальной и при необходимости проводится вторая коррекция траектории. Участок перелета заканчивается третьей коррекцией.

На *участке подлета* сеансы связи проводятся каждый день. Основной задачей на этом участке является уточнение траектории по результатам измерений, проведение баллистических расчетов на проведение торможения и вывод ДКА на рабочую траекторию – посадочную, пролетную или орбиту спутника планеты.

Рабочая орбита формируется в несколько этапов путем проведения дополнительных коррекций. Стратегия работы с ДКА на рабочей орбите либо при посадке спускаемого аппарата (СА), либо на пролетной траектории оптимизируется под выполнение научных задач.

КИС ДКА на этих участках при необходимости работают в течение всей зоны видимости ДКА, причем наиболее важные операции, например посадка СА на поверхность планеты, планируется в общей зоне видимости Западного и Восточного Центров дальней космической связи. Этим резервируются наземные средства при выполнении наиболее ответственных операций с ДКА.

Время проведения научных исследований может составлять от нескольких часов, при посадке СА на поверхность планеты, до нескольких лет, при проведении исследований с орбиты спутника планеты.

При передаче сигнала с КА на Землю пролетный аппарат или аппарат, находящийся на орбите спутника планеты, используется в качестве ретранслятора сигнала СА (через ОНА).

В случае полной потери ориентации ДКА связь с ним осуществляется через всенаправленные антенны (ВНА) при малых информативностях принимаемой телеметрической информации (ТМИ) и передаваемых команд, при максимальной мощности наземных передатчиков.

Работа двигателя при проведении коррекций производится в режиме точной ориентации ДКА в пространстве с помощью гироскопической платформы. В этом режиме связь с Землей отсутствует.

Центр управления полетами

Общее руководство полетом ДКА выполняет из ЦУП Главная оперативная группа управления (ГОГУ), формируемая из специалистов предприятий и организаций, участвующих в разработке ДКА.

Сбор, обработку и представление информации специалистам ГОГУ в объеме и виде, необходимом для принятия решений, выполняются средствами и операторским составом ЦУП.

ЦУП должен максимально облегчить операторам ГОГУ процесс подготовки и проведения сеанса управления. Поэтому средства ЦУП дают возможность моделирования поведения отдельных систем ДКА и позволяют оператору активно взаимодействовать с аппаратно-программным комплексом ЦУП в процессе подготовки и проведения сеанса управления, а также при анализе нештатных ситуаций в случае их возникновения.

Задачи, решение которых обеспечивается средствами ЦУП в процессе сеанса управления полетами

- Оперативный анализ состояния систем ДКА, включающий в себя обработку и представление полученной с КИС телеметрической информации, прогнозирование поведения бортовых систем и выявление отклонений их технических параметров от нормы.
- Поиск, выбор и представление необходимой информации по запросам операторов ГОГУ.
- Автоматизированная передача командно-программной информации на КИС и контроль ее прохождения и исполнения на борту КА по телеметрической информации.
- Отображение хода выполнения сеанса управления.

Задачи, решение которых обеспечивается средствами ЦУП при подготовке сеанса управления

- Автоматизированное планирование работы ДКА и сеансов управления.
- Проверка подготовленных программ выдачи команд управления на соответствие состоянию систем ДКА во время проведения сеанса.

- Подготовка и передача по линиям связи на КИС информации, необходимой для организации и проведения предстоящих сеансов связи.
- Прием из БЦ и представление информации о траектории движения ДКА, необходимой для организации управления.
- Документирование всей получаемой и выдаваемой из ЦУП информации.

Важным условием успешного функционирования ЦУП, удаленного от станций слежения, является наличие надежных каналов связи между ними.

Информационно-вычислительный комплекс ЦУП (ИВК) построен применительно к решению указанных задач. Взаимодействие средств ИВК ЦУП обеспечивается специально разработанным общим математическим обеспечением, включающим операционные системы и системы программирования.

Специальное математическое обеспечение ИВК ЦУП включает в себя:

- Комплекс обработки телеметрической информации.
- Комплекс обеспечения функционирования командно-программной информации.
- Комплекс отображения информации, включающий в себя:
 - коллективные средства отображения, предназначенные для обеспечения персонала, осуществляющего управление КА, руководства и привлекаемых специалистов обобщенной информацией о выполнении программы полета, состоянии КА или его отдельных систем.
 - средства индивидуального пользования, которые представляют собой цветные дисплеи, установленные на унифицированных рабочих местах операторов ГОГУ. На эти дисплеи по запросам операторов выводится телеметрическая, командно-программная, справочная и другая информация.

Средства связи ЦУП

Они обеспечивают надежный обмен информацией между ЦУП, Центрами дальней космической связи и баллистическими центрами (БЦ).

В составе НКУ ДКА имеется два ЦУП'а – основной и резервный.

Задачи, решаемые баллистическим центром

- БЦ принимает траекторную информацию, проводит ее предварительную обработку, оценивает качество информации и ведет ее регистрацию.

- БЦ ведет расчеты баллистико-навигационной информации (БНИ), необходимой ГОГУ для планирования работы ДКА и разработки сеансов управления.

БЦ рассчитывает и передает на КИС ДКА начальные условия (НУ), необходимые для расчета целеуказаний антенн и других систем. БЦ определяет по результатам траекторных измерений, осуществляемых станциями слежения, траектории движения ДКА и прогноз его движения на период между циклами траекторных измерений. Расчеты могут вестись в двух БЦ и результаты сравниваются между собой. При подготовке коррекций траектории оба БЦ рассчитывают параметры маневра, совершаемого ДКА для перехода с одной траектории на другую. Результаты расчетов обоих БЦ сравниваются, и только после их совпадения рассчитываются данные на маневр КА и в цифровом виде передаются в центры дальней космической связи на КИС ДКА, откуда по радиолинии закладываются в ПВУ бортовой системы управления для проведения коррекции движения ДКА в заданный момент времени.

Проведение типового сеанса связи с дальними космическими аппаратами

Программа полета ДКА разрабатывается задолго до его пуска. В ней предусматриваются все операции с ДКА, обеспечивающие выполнение *целевой задачи*: исследование поверхности планеты, встреча с кометой и ее исследование и др.

Все определяемые программой полета сеансы связи делятся на *типовые*, которые в процессе полета проводятся многократно, и *специальные*, предназначенные для проведения динамических операций с ДКА, таких как коррекции траектории, выход на орбиту вокруг планеты, посадка на поверхность и др. Каждый из этих сеансов в процессе полета ДКА проводится только один раз.

Виды типовых сеансов связи, предусматриваемые программой полета

- Прием НИ и закладка программ.
- Перевод ДКА в режим ориентации.
-

При проведении типового сеанса связи «прием НИ» решаются *основные задачи управления полетом ДКА*: определение состоянием бортовой аппаратуры, измерение текущих навигационных параметров и определение траектории движения ДКА, прием НИ, закладка

на борт программы работы служебных систем ДКА и научных приборов на время до проведения следующего сеанса связи.

На основе программы полета разрабатываются *месячные и суточные программы работы с ДКА*. Суточная программа поступает на КИС не позже, чем за сутки до начала первого сеанса связи суточной программы.

Кроме того, на КИС из БЦ поступают *начальные условия* (НУ) – данные, характеризующие траекторию полета ДКА, определенную по последнему циклу траекторных измерений. По этим данным в вычислительном центре Центра дальней космической связи рассчитываются целеуказания для антенн и доплеровских синтезаторов частоты на предстоящие сутки полета.

Управление аппаратурой КИС ДКА при подготовке и проведении сеанса связи производится *ведущим оператором* КИС ДКА с центрального поста управления, оснащенного средствами связи с оператором Группы управления (реализации) ГОГУ, ведущим сеанс управления из ЦУП.

На основании суточной программы работы оператор центрального поста управления проверяет работоспособность аппаратуры КИС ДКА (проводит предсеансные проверки), а затем формирует конфигурацию комплекса, необходимую для выполнения операций с ДКА, предусмотренных программой ближайшего сеанса. Команды управления, подлежащие выдаче на борт ДКА в сеансе связи, с данными о времени их выдачи, заранее передаются из ЦУП и записываются в память системы формирования командно-программной информации.

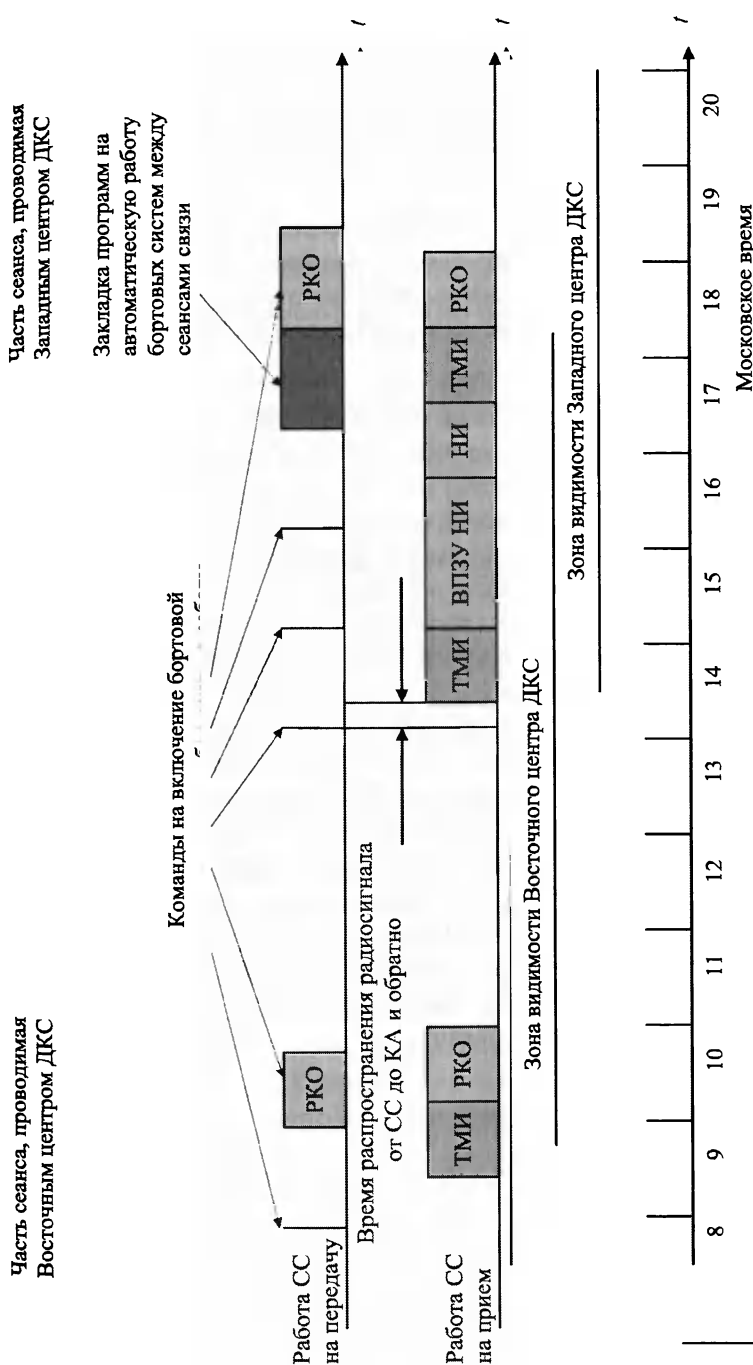
За 15 мин до начала сеанса антенны КИС выводятся на программу слежения за ДКА. В это же время начинается обработка программы доплеровских синтезаторов частоты (рис. 1.3).

За 1 мин до начала сеанса излучается запросный сигнал передатчика КИС на ДКА.

Сеанс связи начинается с выдачи команд управления на включение бортового передатчика.

Через интервал времени, необходимый для прохождения радиосигналом расстояния до ДКА и обратно, на наземные антенны приходит ответный сигнал бортового передатчика, производится поиск сигнала по частоте, «захват» его системой слежения и выделение информации. При этом продолжается опережающая выдача команд на борт ДКА в соответствии с программой сеанса.

В начале сеанса принимается служебная телеметрическая информация (рис. 1.3), которая затем передается в ЦУП для анализа



► Рисунок 1.3
Структура типового сеанса связи с ДКА

специалистами ГОГУ. Если анализ ТМИ подтверждает правильность функционирования бортовой аппаратуры, то сеанс продолжается в соответствии с программой.

По окончании приема ТМИ КИС переходит в режим траекторных измерений, результаты которых в реальном времени передаются в БЦ.

После проведения траекторных измерений начинает осуществляться целевая задача сеанса связи – прием научной информации, которая регистрируется на магнитных носителях и жестких дисках ЭВМ, а также передается на терминалы оперативного контроля научной информации.

Режимы передачи научной информации с ДКА

- С приборов, работающих во время сеанса, – режим непосредственной передачи (НП).
- С бортового запоминающего устройства – информация, записанная между сеансами связи (режим ВП ЗУ).

Одновременно с приемом научной информации на борт ДКА передается программа работы научных приборов на период времени до следующего сеанса ее приема. Это время может составлять до несколько дней.

Сеанс начинается в зоне видимости Восточного центра дальней космической связи и ведется его КИС. С окончанием зоны видимости Восточного центра его передатчик выключается и работу продолжает Западный центр дальней космической связи.

После окончания приема научной информации вновь передается служебная ТМИ, по которой определяется правильность приема на борту программы работы научных приборов. Затем выдачей команд на выключение бортового передатчика сеанс связи с ДКА заканчивается. Аппаратура КИС выключается и в ЦУП направляется отчет о проведенном сеансе связи.

Траекторные измерения линейных координат дальних космических аппаратов

Одна из наиболее важных задач при полете КА любого типа – управление его положением в пространстве с целью доставки полезного груза в заданную область космического пространства, проведение научных исследований в этой области и доставка полученной информации на Землю.

Совокупность операций, реализующих эту задачу, называется *навигацией КА*.

Задачи, включенные в процесс навигации КА

- Пространственный поиск КА и слежение за ним.
- Проведение траекторных измерений КА.
- Сбор результатов траекторных измерений баллистическим центром и их обработка, расчет траектории полета КА, прогноз его дальнейшего движения и др.

Первые две задачи решаются наземными территориально разнесенными радиотехническими станциями слежения из состава НКУ данного КА; третья задача – средствами и программно-математическим обеспечением баллистического центра, куда измерительная информация доставляется со станцией слежения.

Положение материальной точки в пространстве определяется в прямоугольной системе координат координатами – X, Y, Z (рис. 2.1).

Положение в пространстве движущейся точки – координатами $X, Y, Z, \dot{X}, \dot{Y}, \dot{Z}$.

В случае определения координат КА радиотехническими методами более удобно пользоваться сферической системой координат. В этой системе координатами являются: R – наклонная дальность; $\dot{R}$ – радиальная составляющая скорости; α – азимут; $\dot{\alpha}$ – азимутальная скорость, изменения азимута; β – угол места; $\dot{\beta}$ – скорость изменения угла места.

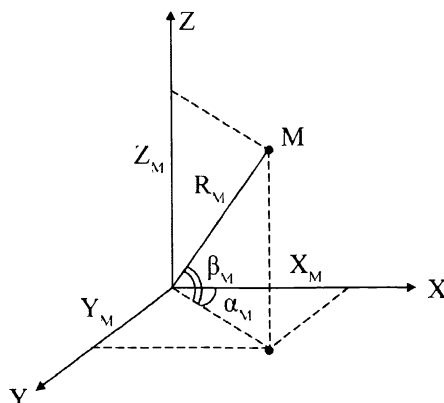


Рисунок 2.1
Системы координат

Координаты из прямоугольной системы легко пересчитываются в сферическую систему координат и обратно. Дальность R измеряется дальномерным способом, радиальная скорость $\dot{R}$ по доплеровскому приращению частоты сигнала, от КА, относительно станции слежения, угловые координаты α , β , $\dot{\alpha}$, $\dot{\beta}$ измеряются с помощью фазовых угломерных систем.

Однако на практике при определении орбиты КА может оказаться более удобным использовать другой набор измеряемых параметров, но при этом должно быть выполнено требование о независимости измерений шести параметров движения КА.

Наборы измеряемых параметров движения КА

- Три пары измерений R , $\dot{R}$ (R_1 , $\dot{R}_1$, R_2 , $\dot{R}_2$, R_3 , $\dot{R}_3$), производимых в близкое время с трех разнесенных территориально измерительных пунктов.
- Шесть измерений дальности $\dot{R}$ с шести измерительных пунктов.
- Шесть измерений дальности R с одного пункта в разное время. Возможны и другие варианты наборов измеряемых параметров. При этом все измерения должны быть независимыми.

Методы проведения доплеровских измерений

- *Запросный метод*, при котором ИС излучает стабильный сигнал на КА, который принимается бортовым приемопередатчиком

и переизлучается на Землю после когерентного преобразования на другую частоту. Сигнал, принимаемый ИС, будет иметь суммарное доплеровское смещение частоты (за счет прохождения сигнала на борт и обратно). Измерение этого смещения частоты позволяет определить радиальную составляющую скорости движения КА относительно ИС.

При использовании запросного метода измерения радиальной скорости в бортовом приемопередатчике производится когерентное преобразование частоты принимаемого сигнала с коэффициентом m/l (соотношение приемной и ответной частот).

При этом частота принимаемого на Земле сигнала будет приблизительно равна

$$f_c = m / l f_3 \frac{1 - \dot{R} / c}{1 + \dot{R} / c}, \quad (2.1)$$

где f_3 – частота запросного сигнала; c – скорость света.

Доплеровское смещение частоты

$$F_d = f_c - f_3 = f_3 \left(\frac{m}{l} - \frac{1 - \dot{R}c}{1 + \dot{R}c} \right). \quad (2.2)$$

В линейном приближении значение доплеровского смещения частоты

$$F_d \approx -\frac{2\dot{R}}{c} \frac{m}{l} f_3. \quad (2.3)$$

- *Беззапросный метод*, при котором бортовой передатчик КА излучает сигнал на измерительную станцию. Последняя определяет доплеровское смещение частоты принятого сигнала, сравнивая его с эталонным сигналом, частота которого равна частоте сигнала излучаемого КА. При беззапросном методе измерения доплеровского смещения частоты ошибки измерений определяются ошибками знания частот бортового и наземного эталонных генераторов и рядом других составляющих: релятивистское и гравитационное смещение.

В общем случае погрешности беззапросного метода измерений ниже, чем при использовании запросного метода.

Приближенное значение доплеровской частоты при беззапросном методе измерения радиальной скорости

$$F_1 \approx -\frac{\dot{R}f_6}{c}, \quad (2.4)$$

где f_6 – значение частоты излучаемой бортовым передатчиком.

Запросный метод

При формировании запросного сигнала используется система программируемых доплеровских синтезаторов, обеспечивающая исключение прогнозируемого значения доплеровского сдвига частоты в запросном канале, таким образом, чтобы беззапросный сигнал, принимаемый бортовым приемником, не имел доплеровского смещения частоты. Это позволяет иметь у бортовых приемников узкую входную полосу частот.

После преобразования на борту КА принимаемого сигнала, ответный сигнал передается на Землю. При его приеме также с помощью программируемых синтезаторов частоты из принимаемого сигнала исключается прогнозируемое значение принимаемой доплеровской частоты, что дает возможность сузить полосу наземного приемного устройства.

Программы управления доплеровскими синтезаторами рассчитываются в вычислительном центре дальней космической связи на основании данных начальных условий (НУ), передаваемых из БЦ и характеризующих прогнозируемую траекторию полета ДКА.

По начальным условиям также рассчитываются целеуказания для антенн НРТК, по которым осуществляется пространственный поиск и слежение за ДКА.

Определение дальности до ДКА производится по времени распространения сигнала запроса дальности до ДКА и обратно:

$$R = c(t_2 - t_1), \quad (2.5)$$

где t_1 – момент измерения сигнала запроса дальности с борта КА; t_2 – момент приема на Земле сигнала запроса дальности.

В качестве сигнала запроса дальности в радиолиниях непрерывного излучения могут использоваться либо многочастотные сигналы, либо псевдослучайные коды, модулирующие несущую частоту излучаемого сигнала; в дальномерных системах также импульсная модуляция несущей (как в обычных радиолокаторах), но с переизлучением принятых сигналов бортовым приемоответчиком.

Излучение нескольких монохроматических частот, одновременно или поочередно модулирующих (АМ или ФМ) несущую в

качестве сигнала запроса дальности, позволяет получить однозначную оценку дальности, причем точное измерение дальности производится по наивысшей дальномерной частоте фазовым методом, а остальные частоты используются для разрешения неоднозначности измерений, полученных по точной частоте.

Рассмотренная дальномерная система осуществляет не абсолютное измерение дальности до КА, а уточнение значения дальности в пределах диапазона однозначного решения. Грубое значение дальности определяется за счет баллистических расчетов траектории движения КА.

При использовании в качестве сигнала запроса дальности псевдослучайных кодов определение точной дальности производится по тактовой частоте PN-кода. Корреляционный пик при совместной обработке запросного и ответного PN-сигналов служит для раскрытия неоднозначности по дальности.

Беззапросный метод

Беззапросный метод подразумевает, что посылка дальности с КА должна сопровождаться данными о времени излучения этой посылки. Наземная аппаратура, сравнивая время излучения и время приема посылки дальности, определяет дальность до КА.

В первых НРТК, работающих с дальними КА, система траекторных измерений, как и другие системы комплекса, строилась на базе аналоговых схем. Позднее, по мере развития используемой элементной базы в системах траекторных измерений, обработка информации начала осуществляться цифровыми методами, поскольку цифровая обработка обладает рядом преимуществ перед аналоговой: высокая стабильность характеристик аппаратуры; функциональная гибкость аппаратуры; возможность реализации предельных точностных, пороговых и эксплуатационных характеристик аппаратуры.

Для обеспечения выведения КА на заданную орбиту вокруг планеты, либо для посадки спускаемого аппарата на поверхность планеты в заданном районе с целью уточнения координат планеты в составе НКУ ДКА необходимо иметь планетный радиолокатор, обеспечивающий с необходимой точностью измерение положения планеты.

Траекторные измерения угловых координат дальних космических аппаратов

При выполнении некоторых космических программ точность определения траектории полета по измерениям R и $\dot{R}$ оказывается недостаточной. В этих случаях к измерениям R и $\dot{R}$ требуется добавить измерения угловых параметров движения КА: азимута α и угла места β , азимутальной скорости $\dot{\alpha}$ и угломестной скорости $\dot{\beta}$.

Измерение угловых параметров движения КА может осуществляться различными способами. Выбор способа измерений определяется соотношением между реализуемой на Земле измерительной базой данного способа измерений и дальностью до КА при проведении траекторных измерений.

Фазовый интерферометр

В фазовом интерферометре сигнал с КА принимается антеннами A_1 и A_2 , оснащенными приемными устройствами, сигналы гетеродинов которых когерентны. Расстояние d между антеннами составляет базу интерферометра (рис. 2.2); R_1 и R_2 – расстояние от антенн до КА.

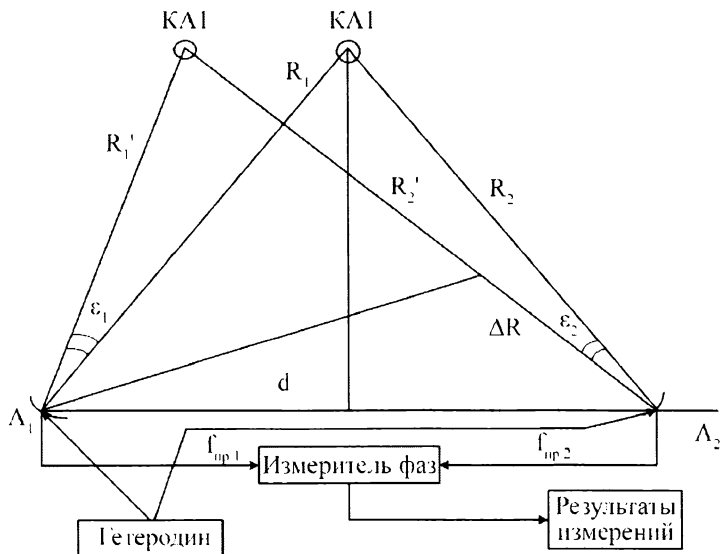


Рисунок 2.2

Принцип работы фазового интерферометра

В случае, когда КА находится на равном для обеих антенн расстоянии ($R_1 = R_2$), разность между R_1 и R_2 равна 0 (положение КА1). Соответственно равна нулю и разность фаз сигналов, принятых приемными устройствами антенн A_1 и A_2 .

В случае отклонения КА от равносигнальной зоны появляется разность расстояний $R_2' - R_1' = \Delta R$, определяемая разностью времени приходе сигналов к антеннам A_1 и A_2 (положение КА2). Соответственно появляется разность фаз $\Delta\phi$ между сигналами, принимаемыми антеннами A_1 и A_2 , которая характеризует угловое отклонение КА от равносигнальной зоны, т.е. угловое положение КА.

Направляющий косинус ε на положение КА

$$\varepsilon_1 = \frac{\Delta R}{d} = \left(\frac{\lambda}{d} \right) \left[\frac{\Delta\phi}{(2\pi)} + k \right], \quad (2.6)$$

где λ – длина волны радиосигнала; k – количество полных периодов частоты радиосигнала, набегающих за время его распространения на расстоянии ΔR .

Направляющий косинус ε_2 на КА со второй базы интерферометра определяется аналогично. Для однозначного определения угла ε по каждой из баз необходимо определить значение k , т.е. разрешить неоднозначность. Это производится с помощью специально вводимых в состав интерферометра дополнительных антенн, расположенных вдоль основных баз, на меньшем чем длина базы расстоянии одна от другой.

Погрешность угловых измерений в фазовых интерферометрах определяются: точностью измерения разности фаз $\Delta\phi$; определения геометрических размеров базы d ; ориентации базы относительно опорных направлений.

В качестве большой базы использовались две приемные антенны АДУ 1000 с расстоянием между ними 470 м; для раскрытия неоднозначности измерений – малые базы между зеркалами одной антенны (32 м); на приземном участке полета КА, перед первой коррекцией траектории – интерферометр.

Система когерентного измерения разности ($\Delta\dot{R}$) радиальных скоростей

Принцип измерения разности радиальных скоростей

1. В измерениях участвуют бортовой приемоответчик и три территориально разнесенных измерительных станций (ИС) с известными координатами.

2. Одна из ИС – главная (ГИС), две другие – ведомые (ВИС1 и ВИС2) (рис. 2.3).

3. Принятый на борту сигнал ГИС когерентно преобразуется в ответную частоту и переизлучается на Землю.

4. Сигнал принимается одновременно ГИС, ВИС1 и ВИС2.

5. На ВИС1 и ВИС2 этот сигнал преобразуется в ответные частоты, которые переизлучаются на борт КА.

6. Принятые на борту ответные сигналы ВИС1 и ВИС2 преобразуются в ответные частоты КА и переизлучаются на Землю вместе с ответным сигналом ГИС.

7. ГИС принимает все три сигнала, передаваемых с КА на разных частотах, определяет доплеровское смещение частоты каждого сигнала, вычисляет разности доплеровского смещения частоты между сигналами ГИС и сигналами ВИС1 и ВИС2.

8. Полученные данные ($\Delta \dot{R}_1$ и $\Delta \dot{R}_2$) передаются в баллистический центр, где по ним определяются угловые данные положения КА. Сигналы, принимаемые несколькими ИС, эквивалентны угловым измерениям радиоинтерферометра с базами, соответствующими расстояниям между ИС. По этим данным, обрабатываемым совместно с R и $\dot{R}$ измеряемым ГИС, с высокой точностью определяется траектория движения КА.

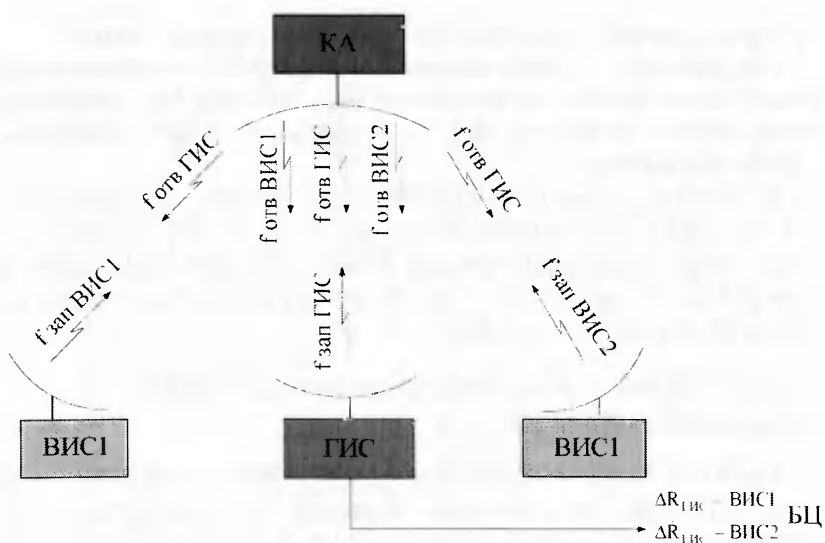


Рисунок 2.3

Схема когерентных измерений ΔR

Система когерентного измерения разности радиальных скоростей $\Delta \dot{R}$ (рис. 2.4) была реализована в составе лунного НКУ на базе использования НРТК «Сатурн-МС» (ЛЗ) (г. Уссурийск).

При этом использовались два измерительных треугольника:

- *западный*
Евпатория – ГИП
Байконур – ВИП
Щелково – ВИП
- *восточный*
Уссурийск – ГИП
Байконур – ВИП
Камчатка – ВИП

Система некогерентного измерения разности радиальных скоростей

Система некогерентных доплеровских угломерных измерений имеет в своем составе один бортовой приемоответчик, три наземные территориально разнесенные измерительные станции с известными координатами, но

1) из трех ИС только одна (ГИС) работает в запросном режиме измерения доплеровского смещения частоты, а две другие ВИС1 и ВИС2 работают при измерении $\dot{R}$ в беззапросном режиме;

2) ретранслированный бортовым приемоответчиком сигнал ГИС одновременно принимается ГИС и ВИС, которые осуществляют измерения доплеровского смещения частоты принимаемых сигналов (рис. 2.4);

3) результаты измерений доплеровского смещения частоты $\dot{R}$ с ГИС и ВИС передаются в баллистический центр, где определяется разность смещений частоты, измеренных в ГИС и ВИС:

$$\Delta \dot{R}_1 = f_{\text{доп.ГИС}} - f_{\text{доп.ВИС1}}, \quad (2.7)$$

$$\Delta \dot{R}_2 = f_{\text{доп.ГИС}} - f_{\text{доп.ВИС2}}. \quad (2.8)$$

Полученные данные, характеризующие угловые параметры движения КА, используются для точного определения траектории движения КА (рис. 2.4).

Хотя ВИС измеряют доплеровское смещение частоты в беззапросном режиме, погрешности измерений у ВИС и ГИС одинаковы, так как стабильность частоты сигнала формируемого бортовым

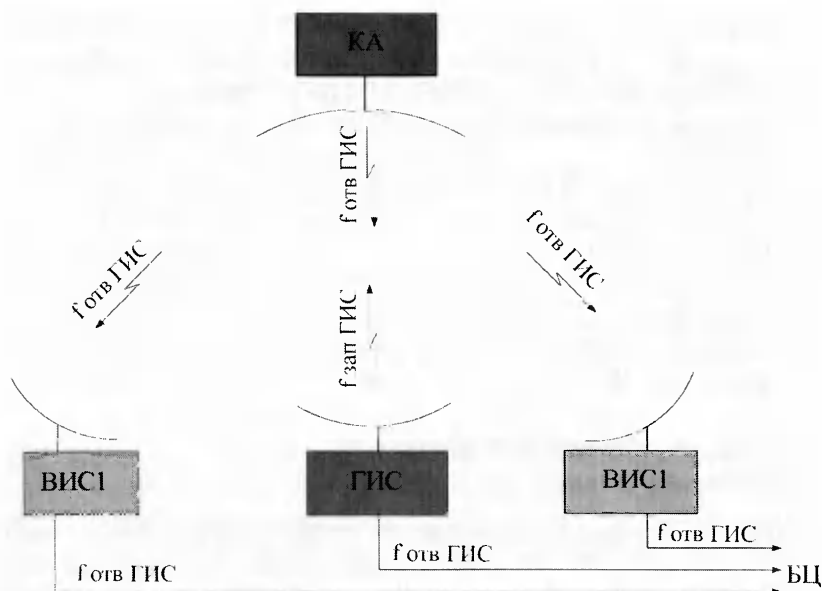


Рисунок 2.4

Схема некогерентных измерений $\dot{\Delta R}$

приемоответчиком, определяется стабильностью частоты запросного сигнала ГИС, которая в свою очередь определяется высокой стабильностью частоты генератора опорных частот ГИС ($3 \cdot 10^{12}$).

Таковую же высокую стабильность имеет эталон частоты, используемый в ВИС при измерении доплеровского сдвига частоты в беззапросном режиме.

Измерительная информация полученная ГИС и ВИС передается в БЦ, где обрабатывается, а полученные данные $\dot{\Delta R}_1$ и $\dot{\Delta R}_2$ используются при расчете траектории КА. Схема обработки информации в БЦ представлены на рис. 2.5.

В связи с тем, что при таком способе измерения угловых координат отпадает необходимость использования специальной аппаратуры измерения разности радиальных смещений частоты в составе бортового приемопередатчика, в ГИС и ВИС, а так же ввиду того, что ВИС работают только в приемном режиме, стоимость создания и эксплуатации новой системы некогерентных измерений $\dot{R}$ намного ниже, чем стоимость создания и эксплуатации системы когерентных измерений $\dot{R}$.

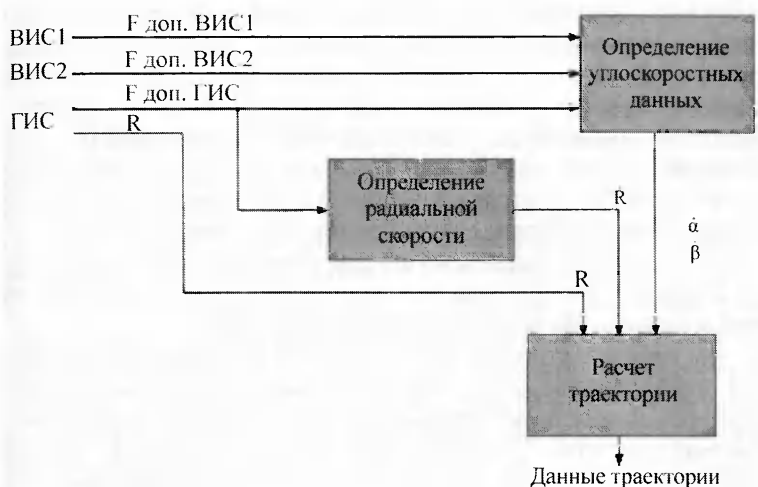


Рисунок 2.5

Схема обработки данных в БЦ

При практической реализации системы можно использовать следующие «измерительные треугольники»:

- Медвежьи озера – Байконур – Уссурийск;
- Байконур – Углегорск – Уссурийск;
- Евпатория – Байконур – Уссурийск;
- Евпатория – Медвежьи озера – Байконур.

Построение радиоинтерферометра со сверхдлинными базами

Привлечение к траекторным измерениям РСДБ позволяет успешно решать задачи высокоточной межпланетной навигации даже при коротких мерных интервалах. При этом достигается точность измерения угловых координат в несколько нанорадан (соответствует 150 м на дальности в одну астрономическую единицу). РСДБ-измерения ортогональны измерениям дальности и радиальной скорости, которые определяются вдоль траектории КА, в то время как результаты угловых измерений с помощью РСДБ определяются поперек траектории (в картинной плоскости), что увеличивает информативность результатов траекторных измерений.

Основным методом навигационных РСДБ-измерений является метод дифференциальной радиоинтерферометрии. При этом произ-

водится квазиодновременный прием и регистрация сигналов от разнесенных на минимальное угловое расстояние КА и квазара (рис. 2.6). В результате обработки этой информации вычисляется разностная временная задержка сигналов от обоих объектов, которая служит информативной основой для определения их относительного углового положения. Точные положения квазаров приводятся в соответствующих каталогах, а параметры векторов базовых линий, составляющих апертуру интерферометра, считаются априорно известными.

Метод дифференциальной интерферометрии обеспечивает почти на порядок большую точность координатных измерений по сравнению с методом абсолютной интерферометрии.

При работе с узкополосным сигналом КА информационной основой дифференциальных РСДБ-измерений является частота интерференции – разность доплеровских частот, принятых пунктами радиointерферометра. Долготная база РСДБ образуется антеннами П 2500 (диаметр зеркала 70 м) в г. Уссурийск и г. Евпатория. Длина базы – 9600 км. Широтная база образуется антеннами ТНА-1500, расположенной в пос. Медвежий Озера и антенной П 2500 в г. Евпатория и составляет около 1200 км.

Рабочая частота интерферометра при работе с ДКА определяется рабочей частотой передатчика ДКА, которая модулируется сигналами специальной частоты для проведения РСДБ-измерений (например, частотами 3,6 и 12 МГц, как у ДКА «Фобос-Грунт»).

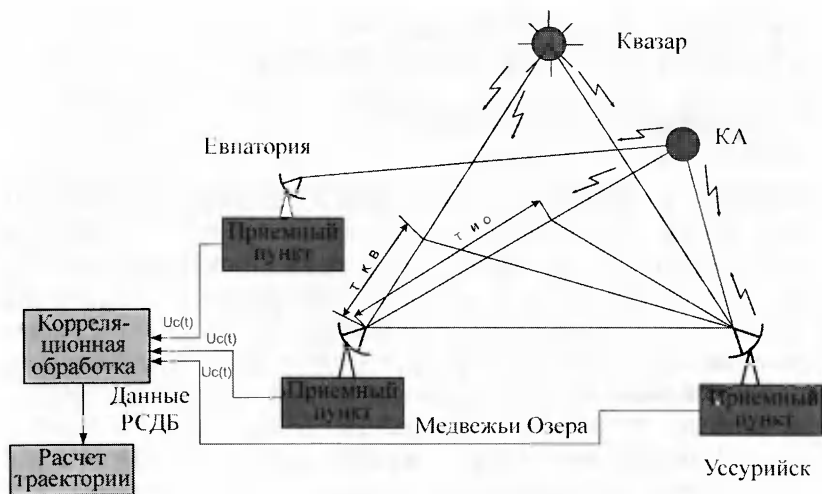


Рисунок 2.6

Схема измерений методом дифференциальной РСДБ

Перспективные РТК управления ДКА будут работать в X- и Ka-диапазонах. Соответственно в этих диапазонах должен работать интерферометр.

В общем случае, чем шире полоса приемных устройств интерферометра, тем выше его чувствительность и точность измерений. В это же время для целого ряда задач, выполняемых с помощью РСДБ, достаточно регистрировать сигналы сравнительно в узкой полосе частот. В этих случаях использовать широкополосные системы нецелесообразно, поскольку излишнее расширение полосы резко снижает отношение сигнал-шум в приемном канале, а так же затрудняет передачу полученной информации в центр и корреляционную обработку принятых сигналов. При этом полоса частот приема сигналов от квазаров должна быть достаточно широкой, чтобы наблюдать «слабые» квазары, максимально близкие к проекции на небесную сферу траектории ДКА.

Относительно узкая полоса регистрируемых РСДБ-сигналов дает преимущество при их передаче в ЦКО по каналам связи в реальном или квазиреальном времени, что может оказаться особенно важным при работе с ДКА на коротких мерных интервалах.

Принятый сигнал после усиления в широкополосном приемном устройстве подается на систему синтеза полосы пропускания интерферометра.

Это устройство имеет разные режимы при работе с сигналами от квазаров и КА. При работе с квазарами из общей полосы частот сигналов Δf , принимаемых приемником, специальными фильтрами вырезаются несколько полос по 8 МГц и более (в зависимости от вида используемого регистратора). Сигналы с выходов этих фильтров преобразуются в цифровую форму, привязываются ко времени по меткам, полученным от высокостабильного стандарта частоты, форматируются и поступают на регистрацию. При обработке зарегистрированных сигналов точность измерений близка к точности, которая могла бы быть получена при обработке сигнала по всей полосе Δf .

В режиме работы с КА в системе синтеза полосы пропускания интерферометра используются три фильтра – для несущей и боковых частот принимаемого с КА сигнала. Полоса пропускания этих фильтров максимально сужена так, чтобы отношение сигнал – шум в ней было ≥ 1 .

После фильтрации *принимаемые сигналы* с помощью гетеродинирования переводятся в видеодиапазон, а затем в формате *подвергаются следующим преобразованиям*:

- аналоговые сигналы преобразуются в цифровую форму путем бинарного квантования по амплитуде и дискретизации во времени;
- осуществляются привязки сигналов ко времени;
- цифровые сигналы преобразуются в кадровую структуру, что позволяет регистрировать их цифровыми накопителями на жестких дисках.

Точность интерферометрических измерений зависит от стабильности фазовых характеристик приемных устройств, оцениваемой с помощью специально формируемого когерентного сигнала и устройства контроля фазовых характеристик, и стабильности частот гетеродинов.

При работе интерферометра контрольный сигнал, проходя вместе с принимаемым сигналом через весь тракт приема, регистрируется вместе с ним.

По зарегистрированному контрольному сигналу при обработке информации определяются фазовые уходы приемных трактов и в результаты измерений вносятся соответствующие поправки.

Зарегистрированная на пунктах приема информация по каналам связи доставляется в центр ее обработки, где определяются точные значения разностей временных задержек между принятыми в приемных пунктах интерферометра сигналами от радиоисточников (КА и квазаров) и частотного сдвига между этими сигналами (частот интерференции). Кроме того, там же учитываются геометрические поправки на расположение баз и доплеровские приращения частот сигналов, вызванные перемещением баз за счет вращения Земли и движения КА, а так же поправки на условия распространения сигнала в тропосфере с учетом реальных метеоусловий в пунктах приема.

В корреляционном центре система обработки информации выполняет корреляционную статистическую попарную обработку сигналов, принятых на каждой базе. При этом учитываются результаты обработки калибровочных сигналов для коррекции фазовых сдвигов в приемных трактах интерферометра. В результате, для всех базовых линий интерферометра определяются временные задержки и соответствующие частоты интерференции.

Порядок обработки информации от квазаров и КА имеет определенные особенности.

При работе в дифференциальном режиме дополнительно для каждой базы вычисляют разности задержек между КА и сигналами от квазаров и передают их в БЦ для определения траектории КА. Технические параметры описанного РСДБ приведены ниже.

Точность измерения длины баз, м	0,5
Точность привязки времени в пунктах приема, нс	1
Погрешность измерения взаимной задержки сигналов, нс.....	1–3
Точность угловых измерений, угл. с	0,01

В составе наземного оборудования при проведении аэростатного эксперимента программы «Вега» был создан узкополосный РСДБ на базе трех больших антенн (две антенны П2500 и одна антенна ТНЛ 1500) работавший на волне 18 см.

С помощью этого РСДБ было осуществлено слежение за сигналами аэростатных зондов, совершавших дрейф в атмосфере Венеры.

В 2005 г. был создан экспериментальный РСДБ «LFVN», параметры которого были оптимизированы под задачи навигации КА.

Для работы в составе РСДБ привлекались большие антенны Российской Федерации, Украины, Италии, Польши, Латвии, Индии и Китая. Работа РСДБ производилась в диапазонах длин волн: 92, 18, 13, 6 и 3,6 см.

РСДБ в состав НКУ ДКА предполагается ввести при модернизации НКУ в период 2016 – 2020 годы.

Погрешности измерений навигационных параметров дальних космических аппаратов

Измерение любого текущего навигационного параметра производится с погрешностями.

Группы погрешностей по причинам возникновения

- Методические.
- Аппаратурные.
- Шумовые.
- Распространения.
- Временной привязки информации.
- Геодезической привязки измерительных средств.

В свою очередь, погрешности внутри указанных групп можно разделить на *случайные погрешности*, величина которых зависит от полосы обработки информации, и *систематические погрешности*, величина которых не зависит от полосы обработки информации.

Основные составляющие ошибок при измерении дальности возникают при прохождении сигнала измерения через аппаратуру (наземную и бортовую), а также при их распространении через атмосферы Земли и планет и космическое пространство.

Для уменьшения ошибок измерения дальности за счет бортовой аппаратуры заранее до поставки аппаратуры на заводе-изготовителе измеряются задержка сигнала в каждом приборе бортового радиоконкомплекса с учетом уровня сигнала и температуры. Эти данные передаются в ЦУП, и при полете КА данные об используемой комплектации приборов, принятые по телеметрическому каналу передаются в БЦ, где учитываются при обработке данных измерений.

Задержки измерительного сигнала в наземной аппаратуре измеряются перед началом и в конце каждого сеанса траекторных измерений.

Результаты измерений передаются в БЦ и также учитываются при обработке информации.

Ошибки в траекторных измерениях за счет распространения радиосигналов в атмосфере Земли в основном определяются ошибками за счет распространения радиосигналов в тропосфере и ионосфере Земли.

Для учета ошибок распространения радиосигналов в тропосфере Земли на станциях слежения обеспечиваются измерения температуры, влажности и атмосферного давления вблизи поверхности Земли. Эти данные передаются в БЦ и по ним вычисляются, а затем учитываются ошибки траекторных измерений.

Ошибки траекторных измерений, обусловленные регулярной ионосферой Земли, вычисляются в БЦ по публикуемым данным ионной концентрации в ионосфере Земли, определяемых с помощью данных распространения двух частотных сигналов системы ГЛОНАСС.

Погрешности измерения радиальной скорости КА в основном определяются стабильностью опорного генератора наземного измерительного комплекса и знания значения номинала частоты опорного генератора.

Поэтому в составе наземного измерительного комплекса используются все более стабильные водородные стандарты частоты.

Так за период с 1971 г. (НРТК «Сатурн МСД») по 2009 г. (НРТК «Фобос») долговременная нестабильность опорного генератора изменилась с $5 \cdot 10^{-13}$ до $1,5 \cdot 10^{-15}$. При этом случайная погрешность измерения радиальной скорости изменилась с 10 мм/с до 0,3 мм/с. Систематическая погрешность измерения скорости имеет тот же порядок.

Инструментальные требования к перспективным средствам измерения текущих навигационных параметров дальних космических аппаратов

Требования к инструментальным средствам ИТНП задают допустимые значения общей погрешности определения навигационных параметров по результатам непосредственных измерений, полученных в сеансе ИТНП. Погрешность измерений существенно влияет на их информативность и определяет их значимость при совместной обработке измерений различного состава.

Основными навигационными параметрами, определяемыми по результатам измерений радиотехническими средствами наземных комплексов управления (НКУ), являются в соответствии с баллистическим обоснованием НКУ, дальность, радиальная скорость и разность дальностей КА относительно разнесенных наземных пунктов.

Радиотехнический комплекс «Квант-Д» после ввода в эксплуатацию в середине 80-х годов на наземных пунктах НКУ ДКА обеспечивал измерения дальности КА фазовым методом в режиме когерентной ретрансляции на борту многочастотного сигнала с реальной сеансной систематической погрешностью в сантиметровом диапазоне (5/6 ГГц) до 20 м и в дециметровом диапазоне (0,8/0,9 ГГц) порядка (50...100 м) в зонах однозначности соответственно 512 и 5120 км.

Проектная величина сеансной систематической погрешности дальнометрии в режиме регенерации на борту псевдослучайной последовательности с тактовой частотой 1,2 МГц составляла 5 м в зоне однозначности измерений 255 км. Радиальная составляющая скорости в режиме когерентной ретрансляции несущей частоты запросного сигнала измерялась с погрешностью 1...2 мм/с в СМ диапазоне и 10 мм/с в ДМ диапазоне.

В следующем поколении радиотехнического комплекса (НРТК «Фобос») созданном в 2009 г., работающем в СМ диапазоне (7,4/8,5 ГГц) были получены более высокие характеристики системы ИТНП: систематическая ошибка измерения дальности 3 м, систематическая ошибка измерения радиальной скорости 0,3 мм/с. Технические пути и необходимые организационные меры для получения указанных точностей НРТК «Квант-Д» и «Фобос» можно считать достаточно отработанными.

Однако для последующих межпланетных миссий автоматических КА и пилотируемого полета к Марсу, предусмотренных ФКП-2015 и проектом ФКП-2025 в системе траекторных измерений *точностные характеристики* должны быть значительно улучшены:

- по дальности – до 1...2 м;
- по скорости – до 0,2 мм/с.

При межпланетном перелете КА наиболее ответственным, напряженным и сложным в навигационном плане является участок подлета к планете. Высокая точность знания подлинной орбиты на этом участке способствует более надежному выполнению припланетных маневров.

Поскольку после третьей коррекции все заключительные подлетные операции с КА выполняются по жесткой программе, заложенной на борту КА и учитывающей данные о его орбите, полученные к моменту проведения этой коррекции, одной из основных проблем навигации ДКА на перелетном участке является проблема точного определения его орбиты ко времени последней (третьей) коррекции. Наиболее надежно и точно орбита КА может быть определена на участке его пассивного полета.

С целью оценки зависимости точности определения траектории движения КА от погрешности измерения навигационных параметров КА, БЦ ЦУП ЦНИИМАШ, был проведен большой объем отдельных расчетов по выявлению этой зависимости.

Оцениваемыми параметрами точности знания подлетной орбиты были характеристики ошибок результатов прогноза этой орбиты в картинной плоскости у Марса: параметры эллипса ошибок – большая полуось-а, малая полуось-б, угол ξ наклона большой полуоси-а к базисной оси картинной плоскости и ошибки времени пролета КА картинной плоскости σ_t . Все приводимые ошибки являлись среднеквадратическими величинами, т.е. соответствовали критерию 1σ .

В табл. 2.1 приведены расчетные данные по точности определения орбиты КА перед последней коррекцией при различных значениях погрешностей измеряемых параметров R и $\dot{R}$. Приведенные данные характеризуют вес используемых результатов измерений R, $\dot{R}$ без РСДБ. При этом считается, что предельно допустимой погрешностью определения орбиты при подлете КА к Марсу является $a = 80$ км.

Таблица 2.1

Расчетные данные точности определения орбиты космического аппарата

Вариант измерений	Ошибки прогноза			
	a, км	b, км	ξ , град.	σ , с
R, $\sigma R = 10$ м	14 000	10	88	840
$\dot{R}$, $\sigma \dot{R} = 1$ мм/с	130 000	20	89	7000
R, $\dot{R}$ $\sigma R = 10$ м $\sigma \dot{R} = 1$ мм/с	530	4	74	90
R, $\dot{R}$ $\sigma R = 10$ м $\sigma \dot{R} = 0,1$ мм/с	90	1,5	73	15
R, $\dot{R}$ $\sigma R = 1$ м $\sigma \dot{R} = 0,1$ мм/с	50	0,3	73	9
R, $\dot{R}$ $\sigma R = 1$ м $\sigma \dot{R} = 0,01$ мм/с	8	0,15	72	1,5

Из таблицы следует, что существенным является совместное измерение R и $\dot{R}$. Повышение точности измерений радиальной скорости на порядок дает увеличение точности определения орбит приблизительно в 5 раз (переход от характеристик НРТК «Квант-Д» к характеристикам НРТК «Фобос»). Повышение точности измерений дальности на порядок дает увеличение точности определения орбиты только в два раза.

В это же время из табл. 2.1 следует, что требуемая точность прогноза при подлете к Марсу около 80 км при решении навигационной задачи на участке между 2-й и 3-й коррекциями по традиционной схеме нельзя обеспечить используя только штатные измерения R, $\dot{R}$, НРТК «Квант-Д» и НРТК «Фобос»).

Добавления к измерениям R, $\dot{R}$ радиоинтерферометрических измерений (РСДБ) позволяют решить поставленную задачу. Одним из наиболее эффективных способов решения навигационной задачи для дальних КА на короткой мерной базе так же является использование наряду с дальномерными измерениями R, $\dot{R}$ сверхдлиннобазовых радиоинтерферометрических измерений.

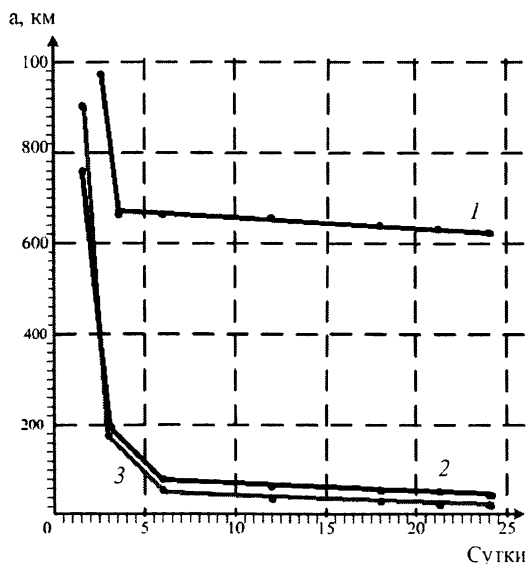
Использование дифференциального метода интерферометрии имеет важное значение и для снижения влияния неточности значения реальных условий измерения (ошибок среды распространения радиоволн, локализации измерительных станций и т.д.) на точность решения навигационной задачи (табл. 2.2).

Таблица 2.2

Влияние на точность прогноза орбиты радиоинтерферометрических измерений

Вариант измерений	Ошибки прогноза			
	a, км	b, км	ξ , град.	σt , с
R, $\dot{R}$, РСДБ (одна база Евп-Усс) $\sigma R = 20$ м $\sigma \dot{R} = 1$ мм/с	30	5	–	25
R, $\dot{R}$, РСДБ (две базы) $\sigma R = 20$ м $\sigma \dot{R} = 1$ мм/с	20	3	–	17

На рис. 2.7 представлены графики зависимости величин ошибок определения траектории КА при полете к Марсу в зависимости от длительности мерного интервала (числа сеансов проведения траекторных измерений на подлетном участке траектории).



► Рисунок 2.7

Графики зависимости большой полуоси эллипса ошибок от длительности мерного интервала: 1 – измерения $R, \dot{R}$ из г. Уссурийск и г. Евпатория, с $\sigma R = 20$ м, $\sigma \dot{R} = 1$ мм/с; 2 – дополнительное привлечение ИББ-измерений от одной базы г. Евпатория – г. Уссурийск; 3 – привлечение ИББ-измерений от двух баз г. Евпатория – г. Уссурийск и г. Уссурийск – пос. Медвежий Озера

Графики на рис. 2.7 иллюстрируют эффективность использования РСДБ измерений с точки зрения как повышения точности определения траектории движения ДКА, так и сокращения необходимых мерных интервалов.

При совместном использовании при траекторных измерениях R , $\dot{R}$ и РСДБ измерения необходимо учитывать, что измерения R , $\dot{R}$ и РСДБ измерения производятся в различных системах координат и ошибка в измерениях орбиты движения КА на небесной сфере может достигать 0,01 угл.с.

На рис. 2.8 представлены графики изменения погрешностей измерений R , $\dot{R}$ в процессе совершенствования аппаратуры траекторных измерений.

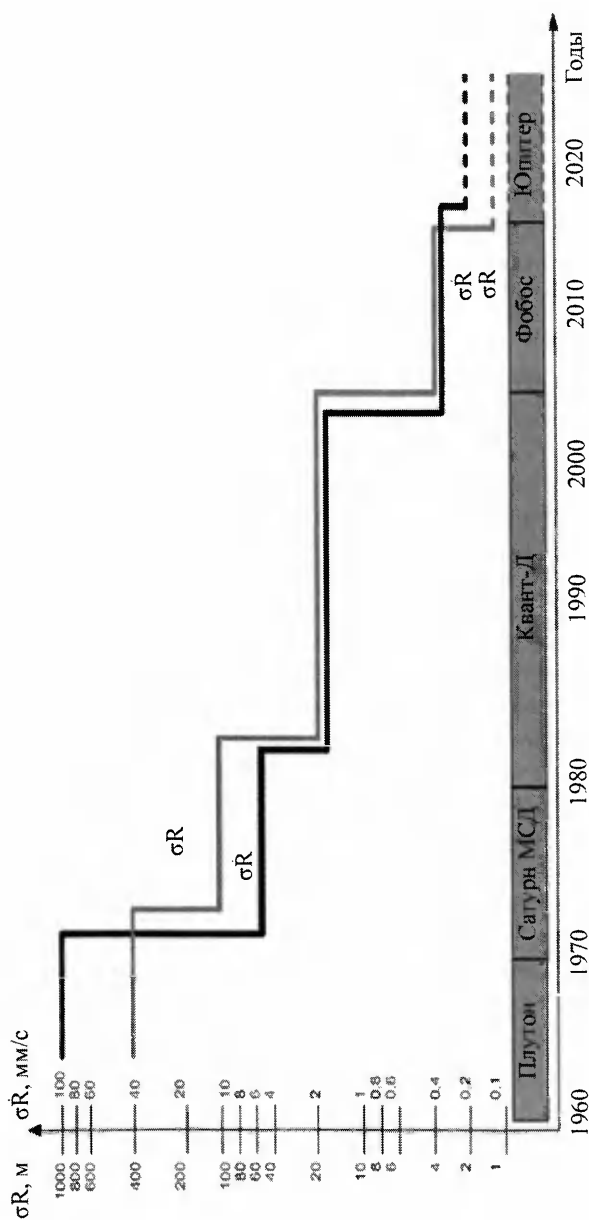
Аппаратура, обеспечивающая навигационные измерения перспективных ДКА, должна обеспечить следующее.

- Обнаружение:
 - ошибок измерения дальности до КА не более $\sigma R \leq 1$ м;
 - ошибок измерения радиальной составляющей скорости КА не более $\sigma \dot{R} \leq 0,2$ мм/с.

В перспективе ошибки измерения $\dot{R}$ должны быть доведены до $\sigma \dot{R} \leq 0,01$ мм/с.

- При полетах к планетам ($a < 10$ км) – определение орбиты КА. Поэтому необходимо совместно с измерениями R и $\dot{R}$ использовать в дифференциальном режиме навигационную РСДБ – сеть, создаваемую в составе российского НКУ ДКА.
- Выведение КА на заданную орбиту вокруг планеты, для посадки спускаемого аппарата на поверхность планеты в заданном районе с целью уточнения координат небесных тел (планет).

Необходимо в момент подлета к ним КА, в составе НКУ ДКА создать на базе антенны П 2500 в г. Уссурийск планетный радиолокатор работающий в X-диапазоне и имеющий технические характеристики, близкие к характеристикам американского планетного радиолокатора в Голдстоуне.



► Рисунок 2.8
Графики измерения погрешностей траекторных измерений

Средства наземных радиотехнических комплексов управления дальними космическими аппаратами

*Задачи, выполняемые средствами
наземного комплекса управления ДКА*

- Поиск и угловое (пространственное) сопровождение ДКА.
- Прием с борта, выделение, обработка и представление телеметрической информации о работе бортовых систем ДКА.
- Проведение траекторных измерений и определение траектории полета ДКА.
- Формирование и передача на ДКА командно-программной информации управления бортовой служебной и научной аппаратурой для обеспечения выполнения целевой задачи полета ДКА на основе принятой телеметрической информации и определения положения ДКА в пространстве.
- Прием научной информации (целевая задача космических миссий).
- Обмен всеми видами информации, необходимой для управления ДКА между элементами НКУ – ЦУП, БЦ и размещенными в Центрах дальней космической связи НРТК.
- Обеспечение времени радиоконтакта с ДКА, необходимого для проведения операций по управлению им на всех этапах полета.
- Контроль работы технических средств НКУ ДКА.

При этом наземный комплекс управления ДКА должен иметь такое размещение средств НРТК, чтобы на всех участках полета обеспечивать выполнение траекторных измерений, прием телеметрической информации и выдачу командно-программной информации на борт ДКА.

Для управления полетом ДКА необходимы, как минимум, два центра дальней космической связи (ЦДКС), с размещенными на них НРТК ДКА, максимально разнесенными по долготе.

Ввиду того, что ось вращения Земли отклонена от вертикали к плоскости эклиптики и плоскости орбит планет солнечной системы

не лежат полностью в плоскости эклиптики, зоны видимости ДКА наземными антеннами зависят от взаимного положения Земли и ДКА, перемещающегося в плоскости движения планеты.

В зависимости от широты размещения наземной антенны в разные периоды полета ДКА *длительность сеанса связи* различна и определяется максимальным углом места, под которым виден ДКА в сеансе связи. Чем ближе к экватору, тем под большим углом места виден ДКА, тем длиннее сеансы связи и тем меньше их длительность меняется в зависимости от времени года. Поэтому для размещения Центров дальней космической связи наземного комплекса управления ДКА были выбраны максимально разнесенные по долготе точки на юге: на западе (г. Евпатория, Крым), на востоке (г. Уссурийск, 44–45° с.ш.). Расстояние между ними (долготная база) составляет 9600 км.

С целью определения траектории полета за более короткое время и с большей точностью, особенно в начале полета, на приземном участке, в составе НКУ ДКА требуется организация широтной базы между станциями, проводящими траекторные измерения, т.е. необходимо использование третьего наземного радиотехнического комплекса.

Местом расположения третьего ЦДКС был выбран г. Щелково. Широтная база между г. Щелково и г. Евпатория составила 1200 км.

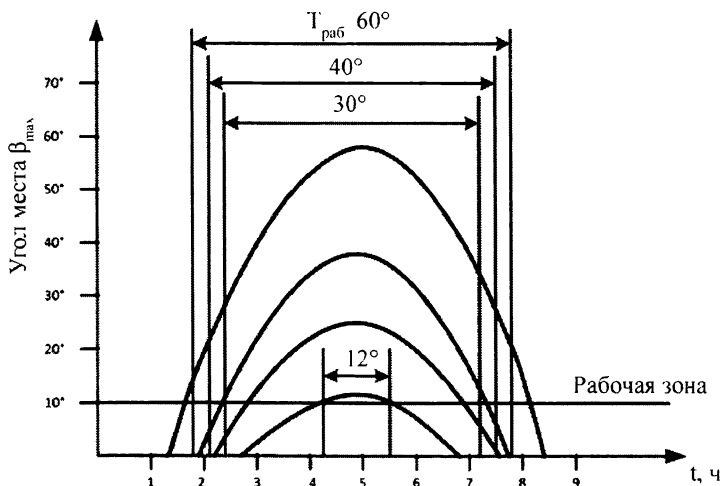


Рисунок 3.1

Графическое представление зон видимости КА с ЦДКС

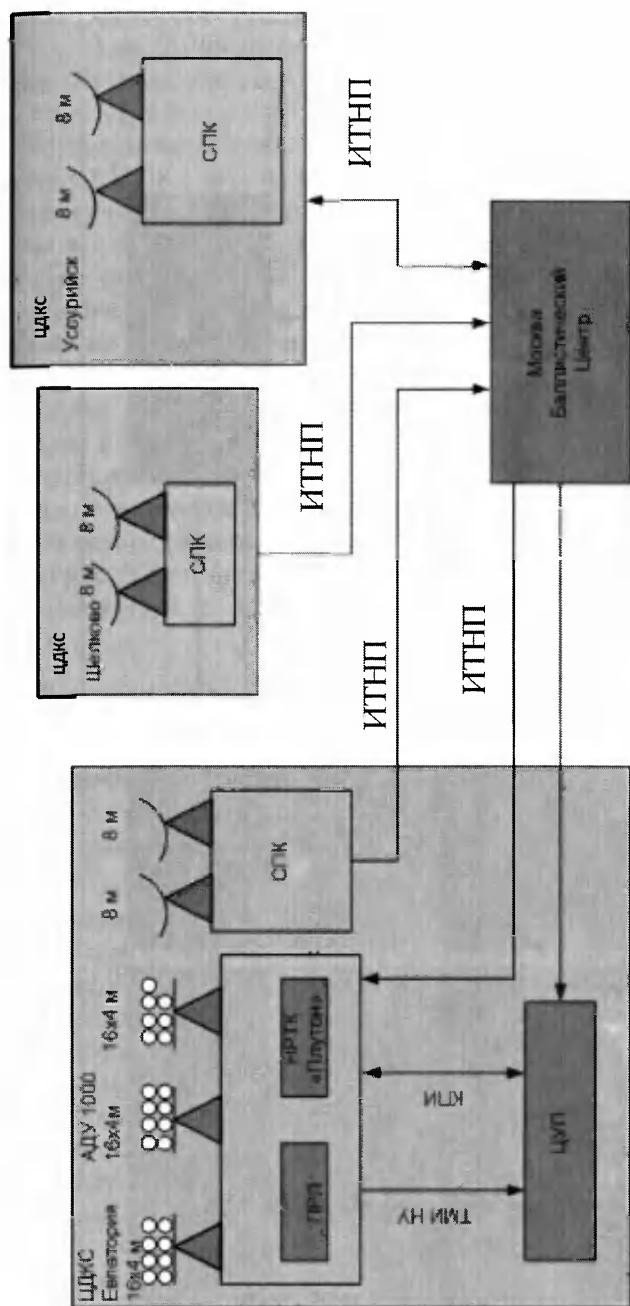


Рисунок 3.2
Схема наземного комплекса управления ДКА на базе НРТК «Плутон» и «СПК»

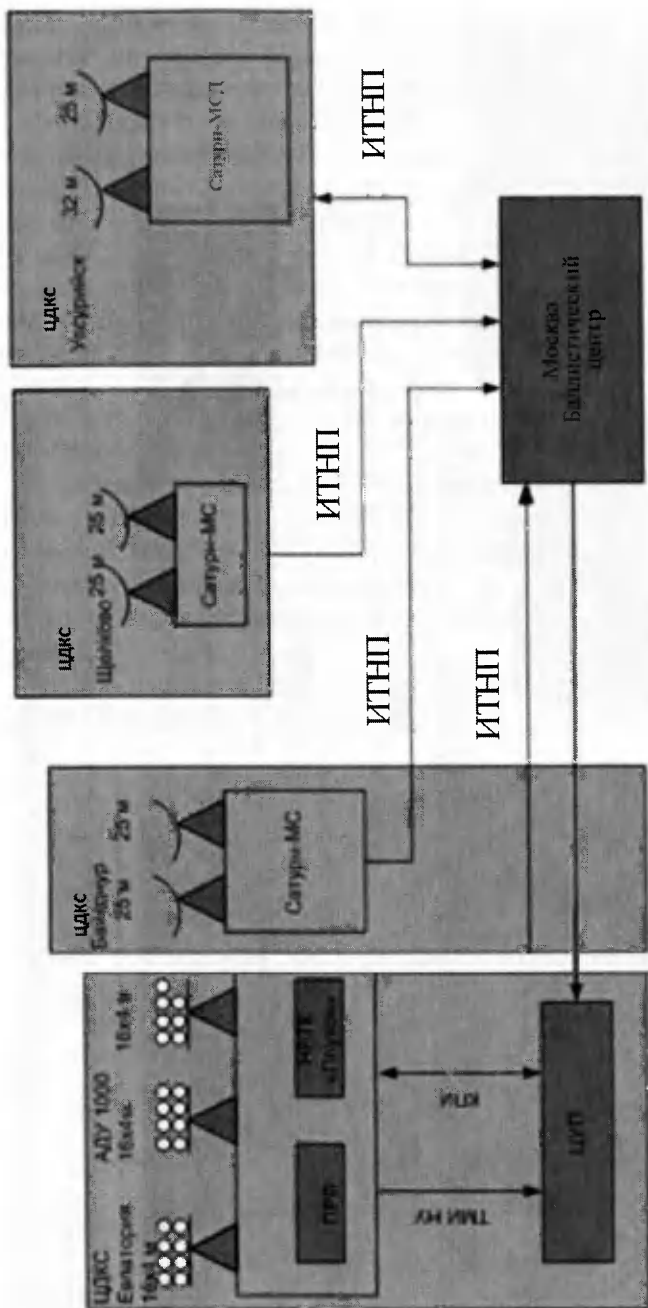


Рисунок 3.3
Схема наземного комплекса управления ДКА на базе НРТК «Плутон» и «Сатурн-МС»

Зоны видимости г. Евпатория и г. Уссурийска в сумме составляют от 12 до 20 ч/с в течение года, что вполне достаточно для проведения операций по управлению ДКА на всех участках полета (рис. 3.1 и 7.1, 7.2).

Однако до ввода в эксплуатацию НРТК «Сатурн-МСД» в 1971 г., в состав НКУ ДКА входил один Центр дальней космической связи в г. Евпатория и три станции приземного контроля (СПК), расположенные в г. Евпатория, г. Щелкове и г. Уссурийске, работавшие с антеннами диаметром 8 м и обеспечивающие траекторные измерения на приземном участке полета КА (рис. 3.2). Позднее они были заменены на НРТК «Сатурн-МСД» в г. Уссурийске и комплексами НРТК «Сатурн-МС» в г. Щелково и на Байконуре, которые кроме траекторных измерений обеспечивали прием телеметрической информации и выдачу команд. В состав НКУ вошли так же Центр управления полетом расположенный в г. Евпатория и Баллистический центр, расположенный в г. Москве, а так же каналы связи, по которым осуществлялось взаимодействие средств НКУ.

На рис. 3.3 представлена схема НКУ ДКА, использовавшаяся в период 1964–1986 гг.

Особенности наземных радиотехнических комплексов управления дальними космическими аппаратами

Задачи, решаемые наземным радиотехническим комплексом (станцией слежения) ДКА

- Пространственный поиск и слежение за КА.
- Прием телеметрической и научной информации с КА.
- Проведение траекторных измерений.
- Выдача на борт КА команд управления и программ.

Но специфические особенности радиолиний дальней космической связи предъявляют к НРТК ДКА такие дополнительные требования, которые делают их совершенно уникальными по техническим характеристикам и мало похожими на командно-измерительную станцию других космических систем.

В связи с тем, что масса и возможности энергопитания дальних КА весьма ограничены, мощности бортовых передатчиков и размеры бортовых антенн невелики, для приема информации с этих КА на Земле приходится строить гигантские антенны с диаметром парабо-

лических зеркал 30–70 м. Необычно высокие требования предъявляются к точности наведения этих антенн при слежении за ДКА (доли угловых минут). Чувствительность приемных устройств должна быть предельно достижимой для современного уровня техники. Мощность передающих устройств так же должна быть достаточно большой (десятки киловатт мощности в непрерывном режиме).

Для увеличения отношения сигнал-шум путем сужения полосы пропускания в бортовых и наземных приемных устройствах приходится принимать меры для исключения влияния доплеровского смещения частоты принимаемого сигнала. Приемная аппаратура должна обладать предельными пороговыми характеристиками и работать в расширенном диапазоне информативности принимаемой информации – от единиц бит в секунду, до нескольких килобит в секунду.

При управлении российскими ДКА использовался командно-программный метод управления, при котором применялись как команды прямого действия, направленные на непосредственное исполнение в бортовых системах в реальном времени, так и цифровые массивы, закладываемые в память бортовых процессоров для обеспечения работы ДКА в автономном режиме полета и программирования режимов работы служебных и научных систем.

В радиолиниях ДКА необходимая достоверность передачи команд достигается повышением потенциала в командной радиолинии путем узкополосной фильтрации командных частот и использования помехоустойчивого кодирования. Число команд, выдаваемое на борт ДКА за время сеанса связи, очень велико (может достигать нескольких сотен). Поэтому командно-программная система должна в процессе сеанса работать в автоматическом режиме (без вмешательства человека). В остальном к НРТК ДКА предъявляются такие же требования, как и к станциям других типов – надежность работы, минимизация обслуживающего персонала, простота и удобство в обслуживании и др.

Стоимость создания НРТК ДКА очень велика, сроки эксплуатации таких комплексов должны быть достаточно большими – десятки лет.

Поэтому комплексы должны строиться таким образом, чтобы обеспечить возможность в процессе эксплуатации модернизировать любую подсистему комплекса без нарушения работоспособности других систем.

НАЗЕМНЫЕ РАДИОТЕХНИЧЕСКИЕ КОМПЛЕКСЫ УПРАВЛЕНИЯ ДАЛЬНИМИ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ «ПЛУТОН» И «САТУРН-МСД» (ПЕРВОЕ ПОКОЛЕНИЕ)

Наземный радиотехнический комплекс «Плутон»

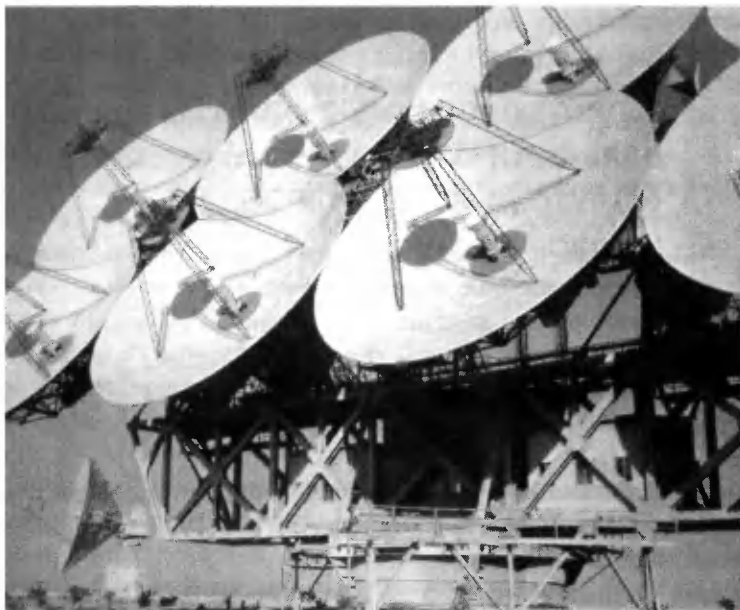
Начало исследований дальнего космоса было положено запуском в 1961 г. космической станции «Венера-1» и в 1962 г. космической станции «Марс-1».

Связь с этими станциями по не установленным причинам прекратилась задолго до подлета к цели, однако при этом был получен опыт связи с КА на сверхдальних расстояниях (связь со станцией «Венера-1» поддерживалась до 23 млн км, со станцией «Марс-1» – до 104 млн км).

Для управления первыми дальними космическими аппаратами был разработан и введен в г. Евпатории наземный радиотехнический комплекс «Плутон». Для его работы был выбран дециметровый диапазон радиоволн: запросная радиолиния – 770 МГц; ответная радиолиния – 921 МГц.

При создании первой станции слежения за дальними КА «Плутон» необходимо было получить максимальную площадь используемых антенн. Так как в то время (1960–1961 гг.) технологический уровень отечественной промышленности не позволял изготавливать зеркала антенн диаметром более 16 м, было принято решение построить антенны путем суммирования площади восьми шестнадцатиметровых зеркал, установленных на одной раме.

В составе комплекса «Плутон» было построено три таких антенны с эффективной площадью около 1000 м² (АДУ1000) – одна передающая и две приемных (рис. 4.1). Наведение антенны производилось путем наведения рамы с 8-ю зеркалами на КА. Сигналы, принимаемые антеннами, складывались попарно, а затем складывались сигналы, просуммированные ранее (см. схему рис. 4.2).



► Рисунок 4.1
Антенна АДУ-1000

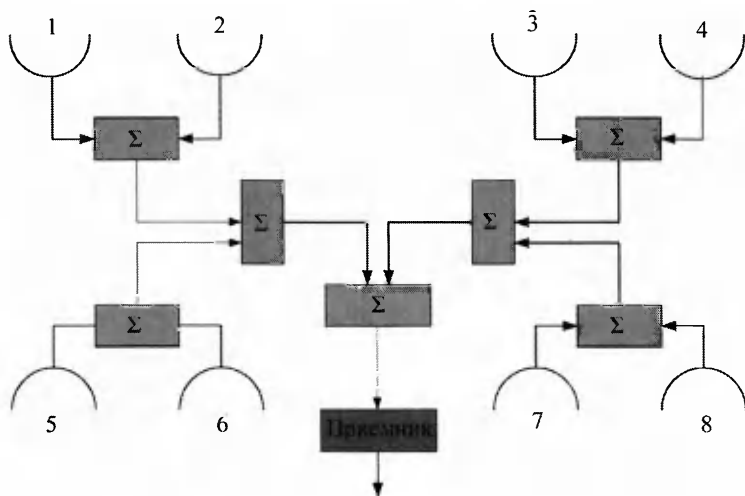


Рисунок 4.2
Схема сложения сигналов в приемной антенне АДУ-1000

Сложение сигналов антенн производилось жесткими волноводами, электрическая длина которых соответствующим образом фазировалась. При этом суммарная диаграмма направленности антенны АДУ-1000 имела эффективную площадь, равную сумме эффективных площадей восьми одиночных антенн. Суммарный сигнал всех антенн подавался на единое маломощное приемное устройство с параметрическим усилителем которое совместно с шумами антенн имело шумовую температуру $T_{ш.пр} = 100\text{К}$.

Эффективная площадь одиночной антенны (120 м^2)

$$S_{эф.ед} = \frac{\pi D^2}{4} K_u,$$

где $D = 16\text{ м}$ – диаметр одиночной антенны; $K_u = 06$ – коэффициент использования антенны.

Суммарная эффективная площадь антенны (960 м^2)

$$S_{эф.ед} = S_{эф.уд. n},$$

где $n = 8$ – число одиночных антенн.

Шумовая температура антенны с приемным устройством

$$T_{ш.Σ} = 150\text{ К}.$$

Эффективность АС АДУ-1000

$$\Theta = \frac{S_{эф.Σ}}{T_{ш.Σ}} = 6.$$

Передающая антенна АДУ-1000 работала с передатчиком «Горизонт» с мощностью 60 кВт . В передатчике предварительно суммировалась мощность шести модулей по 10 кВт . Схема «раздачи» мощности передатчика на одиночные антенны передающей АС АДУ-1000 приведены на рис. 4.3.

Для деления мощности передатчика использовались волноводные делители мощности $1:2$, по конструкции аналогичные сумматорам сигналов, используемых в приемной АС АДУ-1000.

Излучаемые одиночными антеннами сигналы складывались в пространстве, что достигалось соответствующей фазировкой их волноводных трактов.

Структурная схема НРТК «Плутон» представлена на рис. 4.4.

Основные системы, входившие в состав НТРК «Плутон»

- Приемные устройства с многократным преобразованием частот.
- Система выделения телеметрической информации и регистрации ее на бумажную ленту.

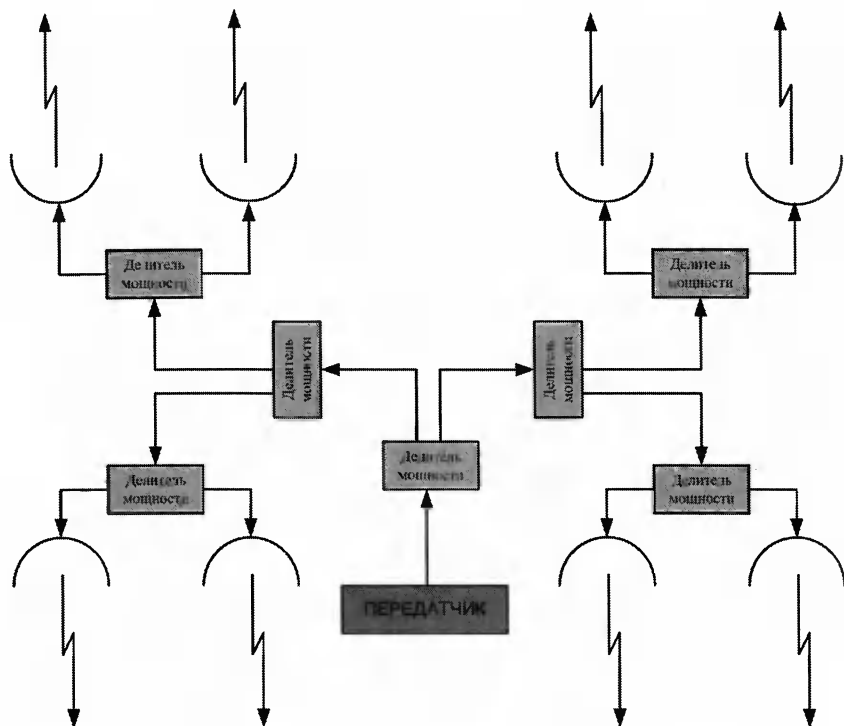
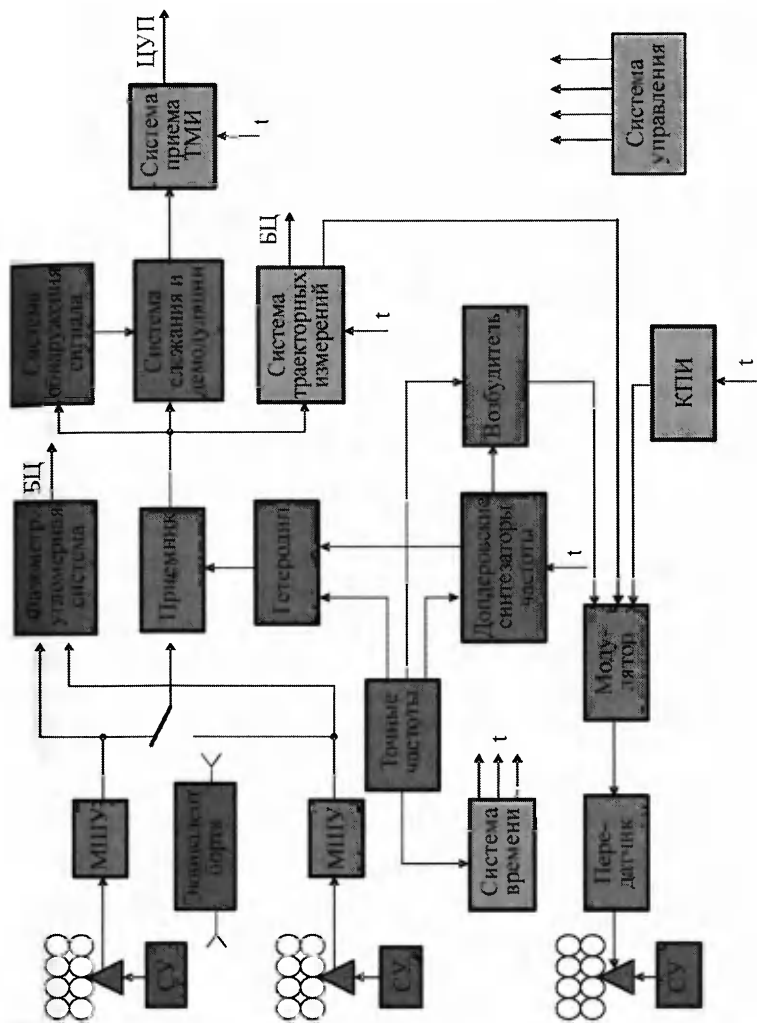


Рисунок 4.3

Структурная схема деления сигналов в передающей антенне АДУ-1000

- Система обнаружения сигнала, построенная на базе решетки из 100 узкополосных (40 Гц) камертонных фильтров, объединенная с системой слежения за сигналом на базе ФАП с механически перестраиваемым опорным генератором и фазовым демодулятором сигнала.
- Система траекторных измерений, обеспечивающая измерение радиальной скорости и наклонной дальности КА.
- Фазоизмерительная угломерная система.
- Система программируемых доплеровских синтезаторов, обеспечивающая исключение прогнозируемого значения доплеровского сдвига частоты в запросном и ответном каналах.
- Система формирования команд, передаваемых путем амплитудной модуляции сигнала запросной частоты командными частотами.
- Система точных частот в виде стабильных кварцевых генераторов.



► Рисунок 4.4
Структурная схема НРТК «Плутон»

Для проверки работы комплекса использовался «Эквивалент борта», построенный с использованием аналогов бортовых приборов.

Управление работой комплекса осуществлялось с командного пункта, оснащенного приборами индикации работы аппаратуры комплекса и органов установки основных режимов работы комплекса.

Приемные антенны и другая аппаратура комплекса «Плутон» были размещены на приемной площадке, на расстоянии 12 км от передающей площадки, в нескольких технических зданиях. Обмен сигналами между площадками производился по кабелям с использованием нескольких промежуточных усилителей.

Аппаратура комплекса была построена на радиолампах и, управление аппаратурой осуществлялось операторами вручную.

Основные характеристики НРТК «Плутон»

- Эффективность приемных антенн – $6 \text{ м}^2/\text{К}$.
- Скорость приема ТМИ – 1–64 бит/с.
- $E_b/N_0 = 9,5$ – энергия, необходимая для передачи по радиоканалу первого бита информации; N_0 – удельная спектральная плотность шума на 1 Гц полосы пропускания приемного устройства.

При первых пусках ДКА к Венере и Марсу для резервирования работы комплекса «Плутон» в г. Евпатории и г. Симферополе был создан комплекс, в котором использовался метровый диапазон радиоволн для управления КА и проведения траекторных измерений (291 см на передачу и 163 см на прием) и импульсная радиолиния в диапазоне 5 см для приема научной информации. Эти средства использовались только при пуске первых межпланетных станций «Венера-1» и «Марс-1».

Система траекторных измерений НРТК «Плутон»

Система траекторных измерений НРТК «Плутон» производила измерение радиальной составляющей скорости и наклонной дальности до ДКА.

В радиолиниях управления ДКА информативная полоса частот передаваемой информации одного порядка или меньше максимального доплеровского смещения несущей частоты передаваемых сигналов. Поэтому с целью повышения потенциала радиолинии было предусмотрено исключение прогнозируемого доплеровского смещения частоты на входе бортового приемника, что позволяло значительно сузить его полосу пропускания и поднять потенциал радиолинии.

Исключение доплеровского смещения в запросном сигнале производилось путем изменения его частоты на величину ожидаемого (прогнозируемого) доплеровского смещения с обратным знаком, с помощью доплеровского синтезатора частоты. Изменения доплеровской частоты рассчитывались заранее по данным начальных условий и по прогнозируемым параметрам орбиты ДКА и, с привязкой ко времени, закладывались в память доплеровского синтезатора.

Аналогично доплеровское смещение исключалось из принимаемого сигнала путем перестройки частоты гетеродина приемника. Изменение частоты синтезаторов производилось без разрыва фазы выходного сигнала.

Таким образом, в системе траекторных измерений измерялась суммарная величина ошибки в прогнозе доплеровского смещения частоты запросной и ответной радиолиний («неучтенное» доплеровское смещение частоты).

В баллистический центр вместе с результатами траекторных измерений передавались данные по прогнозу доплеровского смещения в запросной и ответной радиолиниях. Их совместная обработка позволяла определить истинное значение радиальной скорости ДКА.

Для повышения точности траекторных измерений в качестве генератора эталонной частоты НРТК «Плутон» был применен кварцевый генератор, в котором использовался прецизионный высокочастотный кварц, имеющий высокие температурную и долговременную стабильность. Были приняты меры по высокой теплоизоляции генератора и, в частности, размещался он в специальной скважине достаточно глубоко под землей. В генераторе опорной частоты была реализована полная относительная нестабильность частоты от температуры, времени и напряжения порядка $3 \cdot 10^{-6}$.

Измерение дальности производилось фазовым методом, основанном на измерении времени распространения дальномерного сигнала, модулирующего несущую частоту наземного передатчика и ретранслированного бортовым приемоответчиком. При этом, поскольку положение ДКА априори известно достаточно хорошо, проводилось только уточнение фактического значения дальности относительно априорной оценки полной дальности.

Для измерения дальности был использован многошкальный дальномерный сигнал. Для точных измерений дальности – сигнал с частотой $f_t = 30$ кГц.

Для раскрытия неоднозначности измерения дальности по точной частоте используются более низкие частоты, из которых каждая

последующая была ниже предыдущей в 4 раза. Всего таких частот было пять.

Точная частота f_T и частота разрешения неоднозначности

$$f_i = f_T / (4)^i.$$

Зона однозначного измерения дальности (5000 км)

$$R_{\text{одн}} = C/(2f_5), \quad f_5 = f_T/(4)^5, \quad (4.1)$$

где C – скорость света; f_T – точная частота.

Сигнальные частоты и частоты разрешения неоднозначности измерений передавались путем поочередной модуляции по фазе несущей частоты излучаемого сигнала передатчика.

Спектры сигналов траекторных измерений НРТК «Плутон» приведены на рис. 4.5.

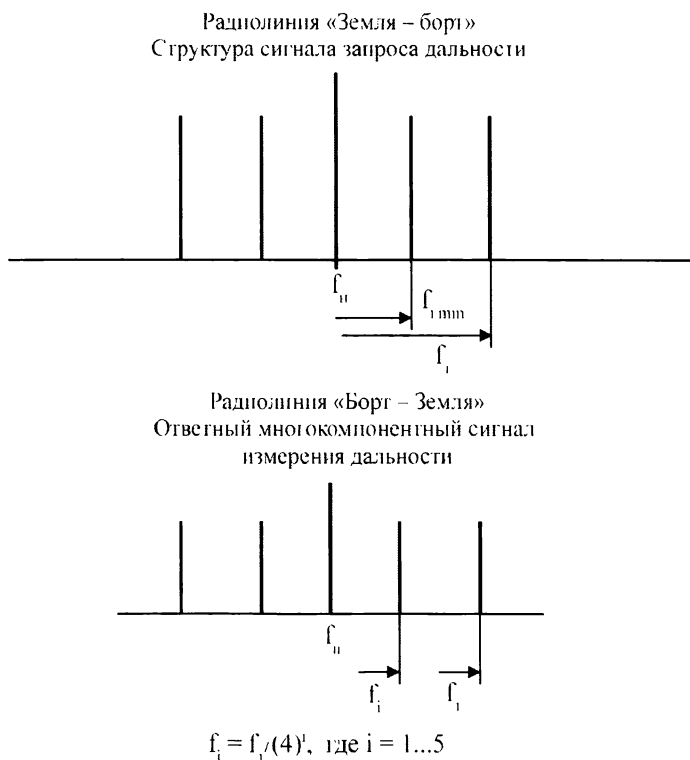


Рисунок 4.5

Спектры сигналов траекторных измерений НРТК «Плутон»

Точность траекторных измерений $\sigma_R = 400$ м, $\sigma_{\dot{R}} = 100$ мм/с.

Телеметрическая информация с СА передавалась методом частотной манипуляции несущей частоты со скоростью 1 бит/с.

На Земле производилась некогерентная обработка телеметрической информации с использованием параллельного частотного демодулятора на базе «гребенки» узкополосных фильтров, согласованных по полосе со спектром принимаемого сигнала. «Гребенка» включала 400 фильтров с полосой 1 Гц, расставленных по частоте через 1 Гц. Наземная аппаратура также выделяла несущую частоту сигнала, которая использовалась для измерения беззапросным доплеровским методом радиальной скорости СА при его спуске в атмосфере Венеры.

Комплекс «Плутон», постоянно совершенствуясь, использовался для управления ДКА более 20 лет.

Космические исследования, проведенные с использованием НРТК «Плутон»

Запуск ДКА «Венера-2» и «Венера-3» был осуществлен в 1965 г.

В составе «Венера-3» был предусмотрен спускаемый аппарат (СА) для исследований непосредственно в атмосфере планеты Венеры. Станция «Венера-2» прошла на расстоянии 24 тыс. км от планеты, а станция «Венера-3» совершила «жесткую» посадку на Венеру. Впервые достигла планеты Венера и успешно осуществила исследование атмосферы спускаемым аппаратом космическая станция «Венера-4», запущенная в 1967 г. 18 октября 1967 г. станция «Венера-4» передала телеметрические сигналы, несущие информацию о прямых измерениях в атмосфере другой планеты. Сигнал со спускаемых аппаратов первых межпланетных станций принимался наземным комплексом непосредственно (без ретрансляции через КА). При этом уровень принимаемого сигнала был очень мал.

Для увеличения уровня принимаемого сигнала была разработана система суммирования сигналов с двух приёмных антенн комплекса «Плутон». При этом суммарная эффективность достигла $9 \text{ м}^2/\text{К}$.

Информация со станции «Венера-4» передавалась в течение 1,5 ч.

За это время спускаемый аппарат прошел путь в атмосфере планеты Венера в 25 км и был раздавлен приблизительно на высоте 20 км от поверхности, где давление превысило 18 атм., а температура достигла 270°C . Полученные результаты были подтверждены при полете ДКА «Венера-5» и «Венера-6» в 1969 г.

В 1970 г. был произведен запуск к планете Венера космической станции «Венера-7». Основной целью запуска станции была мягкая посадка СА на поверхность планеты Венера. Для выполнения этой задачи конструкция СА была доработана таким образом, чтобы выдерживать на поверхности Венеры температуру более 500°C и давление до 150 атм. Спускаемый аппарат ДКА «Венера-7» в 1970 г. впервые совершил мягкую посадку на поверхность планеты и дал полный температурный разрез атмосферы. Температура на поверхности Венеры оказалась около 500°C при давлении, близком к 100 атм. Плотность атмосферы у поверхности в 60 раз больше, чем на Земле. Было выявлено, что основной составляющей атмосферы планеты Венера является углекислый газ.

Спускаемый аппарат станции «Венера-7» передавала научную информацию с поверхности планеты Венера в течение 23 мин.

Наземный радиотехнический комплекс «Сатурн-МСД»

Начиная с 1971 г. для исследования планет Венера и Марс стали использоваться КА нового поколения. Использование для выведения КА мощной ракеты-носителя «Протон» позволило значительно увеличить массу КА и, соответственно, массу полезной нагрузки, т.е. научного оборудования, доставляемого к планете. Это позволило радикально расширить научные исследования, проводимые по каждой космической программе.

Способом увеличения объема научной информации, передаваемой с СА, стало использование пролетного (ПА), либо орбитального (ОА) аппаратов, в качестве ретрансляторов сигнала СА на Землю через остронаправленную антенну, что позволило довести скорость передачи ТМИ с СА до 3000 бит/с.

Для обеспечения новых космических программ к бортовому и наземному радиотехническим комплексам были предъявлены более высокие требования в части энергетического потенциала радиолиний и времени радиоконтакта с КА в процессе выполнения миссии.

Для выполнения этих требований необходимо было создать новый НРТК на востоке страны и существенно модернизировать существующий комплекс на западе страны (г. Евпатория). Таким наземным комплексом нового поколения стал НРТК «Сатурн-МСД», разработанный в период 1969–1970 гг. и введенный в эксплуатацию в

г. Уссурийске в 1971 г. При разработке комплекса были приняты технические решения, позволившие получить повышенный энергетический потенциал радиолиний, увеличить (относительно НРТК «Плутон») точность траекторных измерений, скорость принимаемой телеметрической информации и др.

Комплекс «Сатурн-МСД» имел две радиолинии: непрерывную, работающую в ДМ-диапазоне, когерентную, используемую для управления КА, и, работающую в СМ-диапазоне импульсную, некогерентную, используемую для приема научной информации.

Частота запросного канала – 770 МГц, частота ответных каналов: дециметрового – 920 МГц, сантиметрового – 5100 МГц.

Структурная схема комплекса «Сатурн-МСД» приведена на рис. 4.6.

Для обеспечения высокого энергетического потенциала ответных радиолиний в составе комплекса использовалась вновь созданная высокоэффективная приемная антенна П400 с диаметром зеркала 32 м и эффективной площадью 400 м² (рис. 4.7).

В качестве мал шумящих приемников использовались мазерные усилители, охлаждаемые жидким гелием, имеющие шумовую температуру ≤ 8 К.

Передающая антенна П200П имела диаметр зеркала 25 м (рис. 4.8). Мощность передатчика «Гарпун» была 80 кВт.

Для выделения телеметрической информации была разработана цифро-аналоговая система обнаружения, слежения и демодуляции сигналов. Эта система позволила получить эквивалентные полосы анализа при обнаружении и слежении за сигналом (до 1 Гц) при большом диапазоне изменения входной частоты (до 100 кГц), а также реализовать большой диапазон изменения эквивалентной полосы ФАП, применительно к изменению отношения сигнал/шум от 1 до 100 Гц. При этом процесс поиска сигнала по частоте и вхождение в связь производились автоматически.

При передаче телеметрической информации по дециметровому каналу использовались ортогональные коды. Скорость приема ТМИ по этому каналу была доведена до 400 бит/с.

Система выдачи команд оставалась ручной.

Сантиметровый канал работал в импульсном режиме. Для передачи по этому каналу научной цифровой и фототелевизионной информации использовалась время – импульсная модуляция (ВИМ). Скорость передачи цифровой (телеметрической) информации составляла 3,072 Кбит/с.

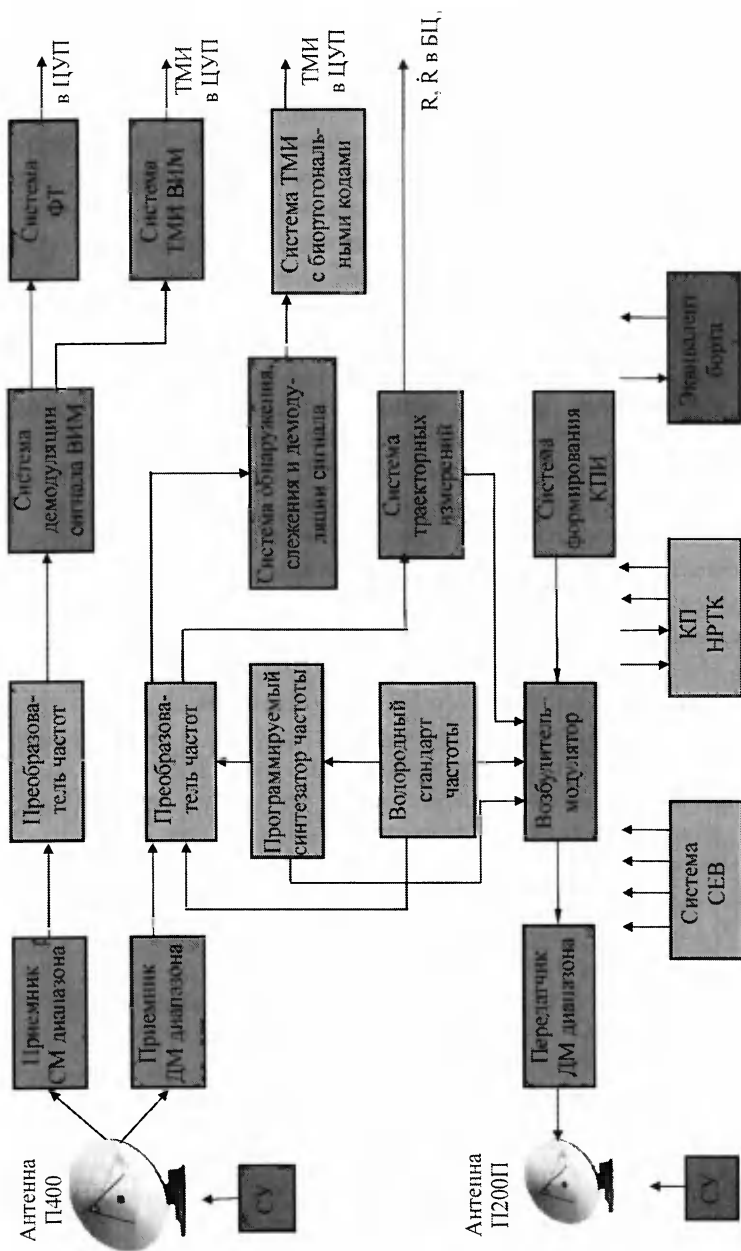


Рисунок 4.6
Структурная схема НРТК «Сатурн-МСД»



► Рисунок 4.7
Антенна П400



► Рисунок 4.8
Антенна П200П

При передаче фототелевизионных изображений скорость цифровой информации составляла 6,144 кбит/с.

Аппаратура НРТК «Сатурн-МСД» была выполнена на интегральных микросхемах, что позволило значительно сократить ее объем.

Аппаратура траекторных измерений НРТК «Сатурн-МСД»

Структура непрерывного дециметрового канала НРТК «Сатурн-МСД» построена аналогично структуре дециметрового канала НРТК «Плутон», хотя имеет некоторые особенности.

Для получения высокой точности измерения радиальной скорости КА в качестве генератора эталонной частоты был применен водородный стандарт частоты Ч1-44 с долговременной нестабильностью $5 \cdot 10^{-13}$.

В запросном и ответном каналах предусмотрено исключение доплеровской частоты с помощью цифровых программируемых синтезаторов частоты.

Для измерения дальности был использован новый вид запросного сигнала, при котором несущая частота модулировалась по фазе точной частотой измерения дальности (30 кГц), которая, в свою очередь, модулировалась по амплитуде несколькими более низкими частотами, с помощью которых обеспечивалось раскрытие неоднозначности измерений дальности.

Для уменьшения аппаратурных ошибок и обеспечения стабильности работы аппаратура траекторных измерений была выполнена в цифровом виде.

Реализованные точности траекторных измерений составили

$$\sigma_R = \pm 5 \text{ мм/с}; \quad \sigma_R = \pm 100 \text{ м.} \quad (4.2)$$

Комплекс «Плутон» в г. Евпатория был модернизирован. При этом большая часть его приборов была выполнена на транзисторах и микросхемах, с сохранением основных технических характеристик. В состав комплекса «Плутон-М» была введена аппаратура сантиметрового канала комплекса «Сатурн-МСД». Такая же аппаратура была установлена на пункте в г. Симферополь.

Космические исследования, проведенные с использованием наземных радиотехнических комплексов «Плутон» и «Сатурн-МСД»

В 1971 г. были запущены космические станции «Марс-2» и «Марс-3», вышедшие на орбиты спутников Марса. Спускаемый аппарат ДКА «Марс-2» разбился при посадке, а спускаемый аппарат «Марс-3» впервые совершил мягкую посадку на поверхность Марса и с него был принят сигнал (без информации). С помощью научной аппаратуры спутников «Марс-2», «Марс-3» в течение длительного времени производились дистанционные исследования поверхности планеты: температура, рельеф, состав и строение атмосферы, магнитного поля и ионосферы Марса. Было подтверждено наличие водяного пара в его атмосфере. Методом радиопросвечивания было определено давление у поверхности (5–10 Мбар), определена электронная концентрация в ионосфере Марса.

Запуск ДКА «Венера-8» в 1972 г. подтвердил данные, полученные станцией Венера-7. Кроме того, была измерена величина солнечного излучения, попадающего на поверхность планеты. Оказалось, что уровень освещенности достаточен для проведения телевизионной съемки.

В 1973 г. к Марсу были запущены четыре автоматические межпланетные станции – «Марс-4» – «Марс-7».

ДКА «Марс-5» был выведен на орбиту спутника планеты. С его помощью велись дистанционные исследования поверхности планеты. Измерялись температура, теплопроводимость, структура и состав грунта, химический состав атмосферы. «Марс-4» (с пролетной траектории) и «Марс-5» (с орбиты спутника) провели высококачественное фотографирование поверхности планеты с помощью фототелевизионного устройства, снабженного сменными короткофокусным и длиннофокусным объективами, а так же сменными светофильтрами (рис. 4.9).

На планете Марс были обнаружен целый ряд ранее неизвестных образований, аналогичных земным – долины, «русла рек» и др. Это свидетельствовало, что когда-то на Марсе климат был значительно теплее и по его поверхности текли многочисленные реки. Спускаемый аппарат ДКА «Марс-6» совершил спуск на поверхность Марса на парашюте (от высоты 20 км до поверхности). Тогда же впервые были произведены прямые измерения химического состава атмосферы, давления и др.

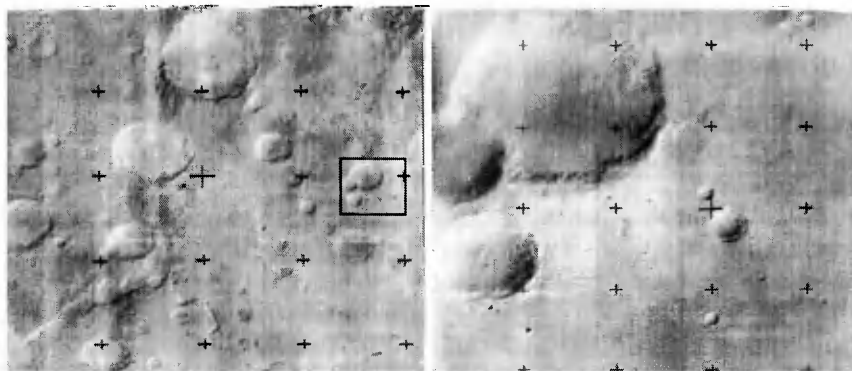


Рисунок 4.9

Фотографии поверхности планеты Марс

Станции нового поколения «Венера-9» и «Венера-10» были выведены на орбиты искусственных спутников Венеры с высотой в перигентре 1600 км и периодом обращения около двух суток в 1975 г.

Спускаемые аппараты станций совершили мягкую посадку на невидимой с Земли освещенной стороне Венеры, впервые передав по радиолиниям ВИМ на Землю изображения поверхности Венеры – вблизи места посадки (рис. 4.10). В процессе спуска СА с большей точностью определялись параметры атмосферы (температура, давление, плотность), по доплеровским измерениям изучалась динамика атмосферы. С орбиты спутников велись длительные исследования излучения поверхности планеты в различных диапазонах, была проведена фотосъемка облачного слоя Венеры.

Исследования Венеры были продолжены в 1978 г. межпланетными станциями «Венера-11» и «Венера-12», которые также были выведены на орбиты спутников планеты.

В научном плане с помощью станций «Венера-11», «Венера-12» были подтверждены данные, полученные станциями «Венера-9», «Венера-10» (за исключением фотоизображений поверхности планеты).

На борту станций «Венера-9», «Венера-10», «Венера-11», «Венера-12» был установлен новый радиотехнический комплекс 4В2, позволивший при передаче научной информации и панорамных изображений ретранслировать сигналы СА через аппаратуру спутника и остроуправленную антенну ОНА по сантиметровую импульсную радиолинию со скоростями ТМИ 3,072 Кбит/с и фотопанорамы 6,144 Кбит/с, соответственно.



а)



б)

Рисунок 4.10

Первые панорамы поверхности планеты Венера: *а* – АМС «Венера-9»;
б – АМС «Венера-10»

Эти сигналы принимались наземными комплексами «Плутон-М» в г. Евпатория, «Сатурн-МСД» в г. Уссурийске и «Сатурн-МС-ЛЗ» в г. Симферополе. Время посадки СА было выбрано в общей зоне видимости этих комплексов.

НАЗЕМНЫЙ РАДИОТЕХНИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС УПРАВЛЕНИЯ ДАЛЬНИМИ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ «КВАНТ-Д» (ПЕРВОЕ ПОКОЛЕНИЕ)

После ввода в эксплуатацию в Восточном центре дальней космической связи НРТК «Сатурн-МСД» был сформирован НКУ ДКА, представленный на рис. 3.3.

В течение 1971–1981 гг. с помощью НКУ ДКА в этом составе обеспечивалась управление всеми ДКА советской космической программы: «Марс-2» – «Марс-7» и «Венера-8» – «Венера-12». При этом средства НКУ обеспечивали прием ТМИ по дециметровому каналу со скоростью до 400 бит/с, и по сантиметровому каналу – со скоростью 3,072 Кбит/с и прием фототелевизионной информации со скоростью 6,144 Кбит/с.

Эти технические характеристики не могли обеспечить выполнение последующих советских космических программ. Так, для программы получения цветных фотопанорам с поверхности планеты Венера («Венера-13», «Венера-14») требовалось использование радиолинии со скоростью приема научной информации 64 кбит/с. Для программы радиолокационного картографирования поверхности Венеры (программа «Венера-15», «Венера-16») требовалось обеспечить прием научной информации со скоростью 100 кбит/с. Для осуществления этих и других перспективных советских космических программ потребовалось создание в составе НКУ ДКА НРТК нового поколения «Квант-Д». В составе этого НРТК была создана уникальная высокоэффективная приемопередающая антенная система П2500 с диаметром зеркала 70 м.

НРТК «Квант-Д» в составе НКУ ДКА создавался поэтапно.

В 1978 г. в г. Евпатория было выбрано место размещения НРТК «Квант-Д» (площадка 3) в стороне от «Плутон» и «Сатурн-МСД» (площадки 1 и 2).

В 1979 г. было построено техническое здание для размещения аппаратуры НРТК и Центра управления полетами ДКА, пилон антенны П2500 и сооружения инфраструктуры площадки 3.

В 1982 г. к моменту запуска КА программы «Венера-13», «Венера-14» была построена и введена в эксплуатацию антенна П2500 и приемный радиокomплекс дециметрового канала НРТК «Квант-Д» (рис. 5.1). Введенный в эксплуатацию часть комплекса «Квант-Д» в г. Евпатория использовалась только для приема научной информации при этом управление КА программ «Венера-13», «Венера-16» осуществлялось с помощью средств НКУ ДКА построенного на базе НРТК «Плутон» и «Сатурн-МСД». В дальнейшем ввод составных частей НРТК «Квант-Д» в эксплуатацию производился в соответствии с требованиями соответствующих космических программ.

В 1984 г. в г. Евпатория дециметровый канал в полном объеме и приемная часть сантиметрового канала были введены к моменту запуска КА программы «Вега-1», «Вега-2». В эти же сроки и в том же объеме были построены и введены в эксплуатацию антенна П2500 и средства НРТК «Квант-Д» в г. Уссурийск.

В полном объеме НРТК «Квант-Д» (включая сантиметровый передающий канал) в гг. Евпатория и Уссурийск были введены применительно к программе «Фобос» в 1986 г. После ввода НРТК «Квант-Д» в полном объеме состав средств НКУ ДКА был изменен (см. рис. 5.7).

Однако в течение некоторого времени НРТК «Плутон» и «Сатурн-МСД» привлекались к работе в составе НКУ ДКА в качестве резервных средств.



► Рисунок 5.1

Размещение НРТК «Квант-Д» на площадке 3 в г. Евпатория

Схема наземного радиотехнического комплекса «Квант-Д»

При подготовке к выполнению программы «Интербол» комплекс аппаратуры «Квант-ДМ» был введен в г. Щелково, с использованием антенн КТНА200 (приемная) и П200П (передающая), имеющих диаметр зеркала 25 м.

На рис. 5.2 – рис. 5.4 представлены антенны КТНА200 и П2500.

Режимы наведения антенны П2500 – программное и программное с дополнительной коррекцией по углу места.



► Рисунок 5.2
Антенна КТНА-200



► Рисунок 5.3

Монтаж антенны П2500 в г. Евпатория



► Рисунок 5.4

Антенна П2500 в г. Уссурийск

На рис. 5.5 представлена схема НРТК ДКА «Квант-Д» расположенного в г. Евпатория.

НРТК имел две радиолинии: дециметровую (запрос 39 см, ответ 32 см), и сантиметровую (запрос 6 см, ответ 5 см). Обе радиолинии были когерентные и имели одинаковую структуру сигналов и вид модуляции. За счет этого дециметровая и сантиметровая радиолинии могли полностью дублировать одна другую, что обеспечивало высокую надежность управления космическим аппаратом.

Бортовой приемоответчик осуществляет когерентное преобразование принятых сигналов 770 МГц / 920 МГц в дециметровом диапазоне и 5000 МГц / 6000 МГц в сантиметровом диапазоне. При необходимости на борту ДКА могла устанавливаться аппаратура одной радиолинии, что давало большую экономию массы и энергопотребления.

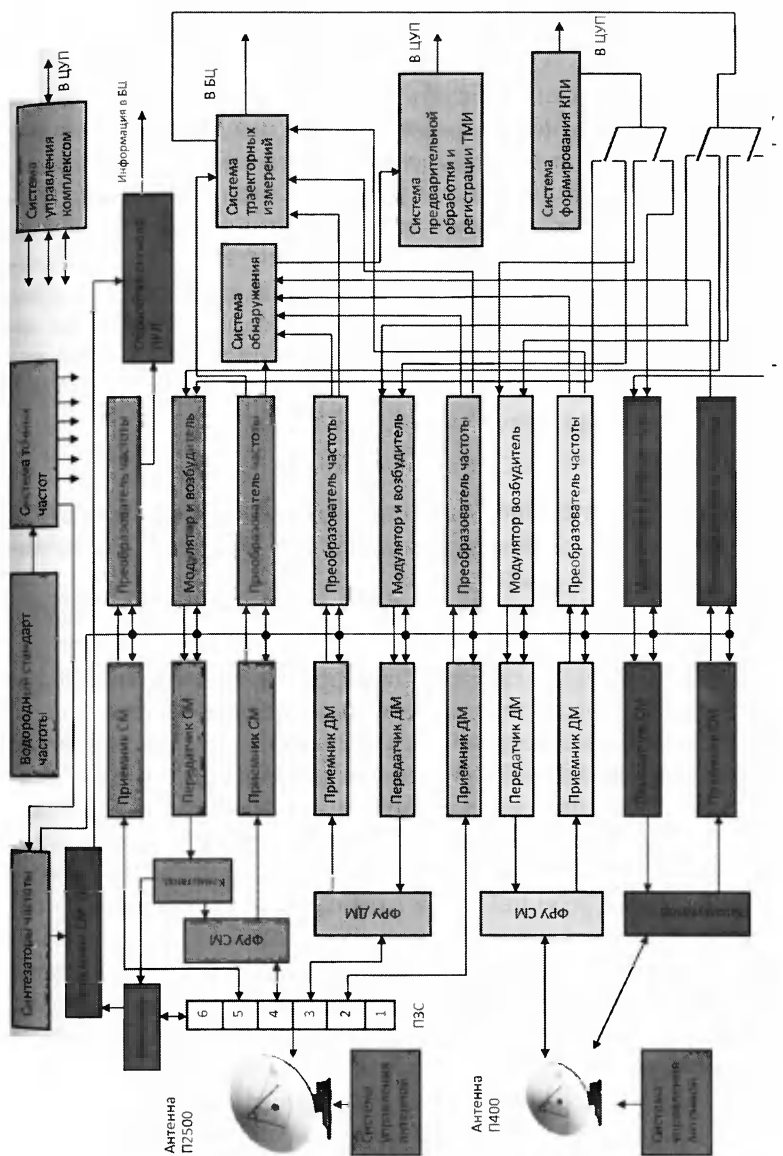
Схема частотных формирований комплекса и аппаратура, реализующая эту схему, разрабатывались таким образом, чтобы сохранить стабильность частоты задающего генератора при формировании выходных и гетеродинных частот.

В качестве задающего генератора использовался водородный стандарт частоты.

Комплекс имел трехкратное преобразование частоты сигнала в сантиметровом канале и двукратное – в дециметровом канале. При втором преобразовании частоты в сантиметровом канале и при первом в дециметровом канале осуществлялось разделение частотных литеров, для чего в комплексе использовались канальные синтезаторы частоты в каждом канале. После второго преобразования частоты в сантиметровом канале (и после первого в дециметровом канале) сигнал промежуточной частоты ($f_{\text{пр}} = 48$ МГц) поступал на систему траекторных измерений. После следующего преобразования частоты сигнал $f_{\text{пр}} = 3$ МГц поступал на цифровую программируемую систему обнаружения, слежения и демодуляции сигнала.

В составе комплекса использовались две приемопередающие антенны: 1) антенны П2500 с диаметром зеркала 70 м; 2) антенна П400 с диаметром зеркала 32 м.

В антенне П2500 применялись следующие облучатели: в сантиметровом диапазоне совмещенный облучатель, обеспечивавший одновременную работу антенны на передачу и прием. Поскольку работа антенны в совмещенном режиме не позволяла реализовать предельно возможную эффективность приемного канала была предусмотрена возможность работы антенны только в режиме приема



► Рисунок 5.5
Схема НРТК «Квант-Д» в г. Евпатория

(в «чистом режиме») через отдельный («оптимальный») облучатель. Те же режимы работы антенны (совмещенный и «чистый») были предусмотрены в дециметровом диапазоне. Кроме того, для работы планетного радиолокатора были два облучателя – приемный и передающий.

Антенна П400 могла работать в дециметровом и сантиметровом диапазонах: в *дециметровом* диапазоне в совмещенном режиме на прием и передачу, а в *сантиметровом* режиме либо на прием, либо на передачу. Входные малошумящие усилители (МШУ) приемных устройств обоих диапазонов были построены на охлаждаемых НЕМРТ-транзисторах и размещены в криостате. Система охлаждения позволяла охладить малошумящий усилитель до 20 К («Водородный» уровень). Шумовая температура усилителей при этом составляла 9–10 К. При шумовой температуре антенны 16 К, суммарная температура системы (антенна + приемник) составляет 23–24 К.

Эффективность антенной системы П2500

$$\mathcal{E} = S_{\text{эф}} / T_{\text{ш}\Sigma},$$

где $S_{\text{эф}}$ – эффективная площадь антенны; $T_{\text{ш}\Sigma}$ – шумовая температура системы, достигает в дециметровом диапазоне $\mathcal{E}_{\text{max}} \geq 75$ и в сантиметровом диапазоне $\mathcal{E}_{\text{max}} \approx 100$.

Спектральная структура сигналов в радиолиниях представлена на рис. 5.6.

Для работы в дециметровом диапазоне в антенне П2500 использовался один приемо-передающий совмещенный облучатель.

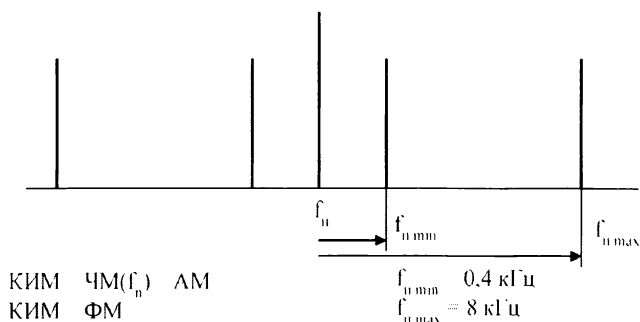
Для работы в сантиметровом диапазоне в совмещенном режиме использовался совмещенный приемо-передающий облучатель.

Так как работа антенны в совмещенном режиме не позволяла реализовать предельно возможную эффективность приемного канала была предусмотрена возможность работы антенны только в режиме приема (в «чистом» режиме) через отдельной («оптимальный») облучатель.

Кроме работы в диапазонах, предназначенных для управления ДКА, антенна могла принимать сигналы в диапазонах длин волн 3,5 и 18 см, через соответствующие облучатели для проведения научных исследований.

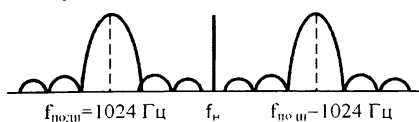
Переключение рабочих диапазонов (замена облучателей) производилась с помощью поворотно-зеркальной системы антенны (ПЗС), имеющей шесть фиксированных положений, что позволило иметь необходимый набор режимов работы комплекса – «чистых» и «совмещенных».

Радиолиния «Земля – борт»
Передача КИИ



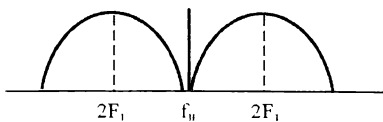
Радиолиния «Борт – Земля»

1. Прием ТМИ со скоростью 4-128 б/с



КИМ $\oplus$ $f_{n \pm 60}$ ФМ $f_{n \pm 60}$

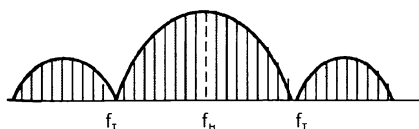
ТМИ со скоростью 512-131073 б/с



КИМ (СК) $\oplus$ $2F_1$ ФМ $f_{n \pm 60}$

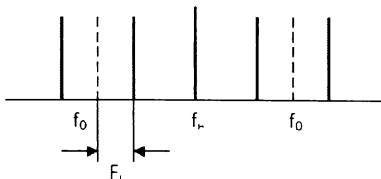
2. ИТНП

Для ПСП



ПСП – ФМ $f_{n \pm 60}^{\circ}$
 $f_{n \text{ ПСП}} = 1200 \text{ кГц}$

Для многокомпонентного сигнала



$(\Sigma F_i) \text{ ФМ } f_{0 \pm 90}^{\circ} - \text{ФМ } f_{0 \pm 60}^{\circ}$
 $F_i = f_0/4i$, где $i = 1 \dots 5$
 $f_0 = 30 \text{ кГц}, 300 \text{ кГц}$

Рисунок 5.6

Спектры сигналов НРТК «Квант-Д»

Передатчики комплекса сантиметрового и дециметрового диапазонов имели выходную мощность в непрерывном режиме 200 кВт. Чтобы уменьшить потери мощности в волноводном тракте, выходные каскады сантиметрового передатчика были размещены в зеркальной кабине антенны, на близком расстоянии от облучателей. При этом пришлось решить целый ряд технических проблем, связанных с доставкой охлаждающей жидкости высокого давления и высоковольтного напряжения питания к каскадам передатчика на большую высоту.

Передатчики обоих диапазонов могли работать в режимах управления КА или планетного радиолокатора.

В режиме радиолокатора использовалась полная мощность передатчиков (200 кВт), в режиме управления мощность снижалась до 5...15 кВт, в зависимости от дальности до КА.

Оборудование сантиметрового передатчика и дециметровый передатчик были размещены в обстройке пилона антенны. Там же были размещены система наведения антенны и ряд других систем комплекса.

Основная аппаратура комплекса была размещена в специальном техническом здании (см. рис. 5.1)

В радиолиниях комплекса использовалось частотное уплотнение информации с фазовой (либо амплитудной) модуляцией сигнала несущей частоты. Спектральная структура сигналов в радиолиниях представлена на рис. 5.6.

*Режимы работы в запросных радиолиниях
при передаче командно-программной информации*

- С амплитудной модуляцией с индексом 100%.
- С фазовой модуляцией с индексом $\pm 60^\circ$.

Диапазоны частот командных поднесущих – 0,4...8 кГц.

При передаче запросного сигнала дальности использовалась только фазовая модуляция с индексом $\pm 60^\circ$ (при передаче PN-посылки $\pm 90^\circ$). В ответных радиолиниях – только фазовая модуляция с индексом $\pm 60^\circ$ (коэффициент использования передатчика 0,65) и $\pm 75^\circ$ (коэффициент использования передатчика 0,85).

Работа с индексом $\pm 75^\circ$ производилась при передаче больших объемов информации. При этом происходило перераспределение мощности передатчика в пользу боковых полос, и уменьшение доли остатка несущей частоты.

| Система обработки сигналов

В НРТК ДКА используется цифровая обработка сигнала, которая обладает рядом известных преимуществ по сравнению с аналоговой – повышенная стабильность характеристик аппаратуры, функциональная гибкость и др. Но главное достоинство цифровой обработки – возможность реализации предельных пороговых характеристик в режиме обнаружения и демодуляции сигналов с большими диапазонами изменения уровня и частоты в реальном времени.

Задачи, решаемые системой цифровой обработки сигнала

- Обнаружение, захват и слежение за сигналом по частоте и фазе.
- Демодуляция фазомодулированного сигнала.
- Определение «весовых» коэффициентов демодулированного сигнала для реализации «мягкого» решения при последующем декодировании.
- Измерение энергетического потенциала радиолинии.

Функционирование системы цифровой обработки сигналов

НРТК «Квант-Д». Принимаемый сигнал с помощью АЦП преобразовывался в цифровые отсчеты в полосе входного сигнала. Дискретизация и квантование входного процесса в широкой полосе позволяют получить цифровые отсчеты, содержащие информацию целиком о всем сигнале. Эти отсчеты проходили предварительную корреляционную обработку с помощью синхронных цифровых фильтров, которые осуществляли свертывание (сжатие) исходного широкополосного сигнала до ширины спектра информационного сигнала, и, тем самым, сжимали цифровой поток, поступающий на специально разработанный быстродействующий программируемый вычислитель, в котором программным путем производилась решение всех задач – обнаружение, слежение, демодуляция сигнала, причем каждое значение выделенного символа телеметрического сигнала (0 или 1) сопровождалось «весовыми» коэффициентами, необходимыми для последующего декодирования.

Система цифровой обработки сигнала (ЦОС) в общем виде могла быть разделена на две части:

- 1) входной цифровой коррелятор;
- 2) программируемое вычислительное устройство (центральный процессор).

Во входном корреляторе аппаратным путем происходило преобразование спектра сигнала с промежуточной частоты 3 МГц в область нулевых частот, синхронная фильтрация фазомодулированного сигнала с остатком несущей, демодуляция сигнала и выделение телеметрической информации с выдачей на сверточный декодер 4-х разрядного кода оценки достоверности принятого символа для обеспечения «мягкого решения».

В центральном процессоре реализовывались алгоритмы быстрого преобразования Фурье (БПФ) (в режиме поиска сигнала по частоте), фазовой автоподстройки частоты (ФАП) по несущей и символьной частотам (в режиме синхронизма), а также измерения соотношения сигнал/шум, что позволило осуществлять автоматическое вхождение в синхронизм и слежение за сигналом несущей частоты адаптивной цифровой системой ФАП в широком диапазоне частот без прогноза доплеровского изменения частоты.

Кроме того, при разработке системы было предусмотрено решение задач измерения текущих навигационных параметров (скорости и дальности, а также скорости на фоне принимаемой ТМИ). Однако в НРТК «Квант-Д» эти задачи решались специализированной системой траекторных измерений.

Решение задачи измерения скорости на фоне принимаемой ТМИ было реализовано системой ЦОС только при проведении экспериментальных сеансов по программе «Вояджер» в 1992–1993 гг.

Система ЦОС была разработана на передовой элементной базе конца 70-х годов – микросхемах малой и средней интеграции (серии ТТЛ – 130, 133, 585, ЭСЛ – 100, 597). Постоянное запоминающее устройство (ПЗУ) для хранения программ было реализовано на электрически перепрограммируемых (многократно) микросхемах памяти серии 558, что позволило изменять программы работы под конкретные задачи в течение всего срока службы системы.

| Телеметрическая система

Телеметрическая система состояла из бортовой и наземной частей.

Бортовая телеметрическая система НРТК «Квант-Д» обеспечивала сбор данных от большого числа датчиков, контролирующих состояние систем КА – температуру, давление, напряжения, исполнение команд и др. Полученные от датчиков данные преобразовывались в цифровую форму и через систему опраши-

вающих коммутаторов поступали на устройство формирования цифрового потока, который через бортовые передатчики передавал на Землю.

Режимы приема телеметрической информации (ТМИ)

- Прием низкоскоростной ТМИ от 1 до 128 бит/с. Эта информация передавалась без кодирования на поднесущей частоте 1024 Гц.
- Прием ТМИ на скоростях от 512 бит/с до 131 кбит/с. Эта ТМИ передается путем перемножения передаваемой информации на собственную тактовую частоту («взвешивание») и кодирования сверточным кодом с длиной кодового ограничения 6 и кодовой скоростью $\frac{1}{2}$.

Передаваемая цифровая ТМИ имела кадровую структуру, каждый кадр состоял из 128 байтов. В начале каждого кадра передавалась синхропосылка, затем номер кадра, посылки бортового времени и собственно ТМИ. Последнее слово в кадре использовалась для передачи контрольной суммы, по которой судили о наличии или отсутствии сбоев в принятой информации. Аналогично производился сбор данных и формирование цифрового потока для научной информации (НИ), которая в той же структуре, что и служебная ТМИ, передавался на Землю. Полученные на борту потоки ТМИ и НИ регистрировались бортовым ЗУ – магнитофонами.

Полученная информация могла передаваться на Землю в реальном времени (в момент получения) – режим непосредственной передачи (НП), либо в режиме воспроизведения с магнитофона (ВП ЗУ).

На Земле принятая и демодулированная ТМИ (либо НИ) декодировалась сверточным декодером и поступала на аппаратуру обработки ТМИ.

Система формирования и выдачи командной информации

Управление полетом ДКА производилась в автоматизированном режиме.

Формирование командной информации осуществлялось в ЦУП. Содержание этой информации позволило решить задачу данного сеанса связи по управлению ДКА: осуществить передачу на Землю полученной НИ, осуществить ориентацию ДКА, провести необходимые маневры ДКА с целью коррекции траектории полета и

т.д. Командная информация из ЦУП поступает на НРТК ДКА, откуда в заданное время передается на ДКА, где сразу идет на исполнительные органы, либо запоминается для последующего исполнения.

Виды командной информации для управления ДКА

- Функциональные команды (ФК), исполняемые на борту немедленно после получения.
- Числовые команды (ЧК), содержащие числовые значения каких либо параметров, которые надо изменять в заданное время. Эти команды записывались в память ПВУ.

Командно-программная информация, поступающая на НРТК ДКА из ЦУП, записывались в память командной системы с привязкой ко времени. При совпадении заданного и текущего времени команды выдавались на борт ДКА.

В радиолинии Земля – ДКА при передаче командной информации использовалась фазовая, либо амплитудная модуляция несущей поднесущими, имеющими частоты в диапазоне 0,4–8 кГц.

Скорости передачи информации в командной системе

- В режиме «быстрых» команд скорость передачи составляла 2,5 бит/с при длительности символа 0,2 с.
- В режиме «медленных» команд скорость передачи составляет 0,16 бит/с при длительности символа 3 с.

ФК передавались словами из десяти двоичных единиц; ЧК – из 39 двоичных единиц. Для повышения надежности прохождения командной информации она кодировалась кодом Хемминга.

Технические характеристики, обеспечиваемые системой формирования и выдачи командной информации

- Вероятность непрохождения команды – $1 \cdot 10^{-4}$ (одна команда из 10 тыс. выданных).
- Вероятность трансформации команды – $1 \cdot 10^{-6}$ (одна команда из миллиона).

| Система траекторных измерений

Система траекторных измерений производит измерение радиальной составляющей скорости и наклонной дальности до ДКА.

С целью повышения потенциала радиолинии Земля – КА было предусмотрено исключение доплеровского смещения частоты на

входе бортового приемника, что позволило значительно сузить его полосу пропускания и этим поднять потенциал радиолинии.

Исключение доплеровского смещения в запросном сигнале производилось путем изменения его частоты на величину ожидаемого (прогнозируемого) доплеровского смещения с обратным знаком, с помощью доплеровского синтезатора частоты. Программа изменения доплеровской частоты рассчитывалась заранее по данным начальных условий и по прогнозируемым параметрам орбиты ДКА, с привязкой ко времени, закладывается в память доплеровского синтезатора с дискретом 0,001 Гц. Аналогично доплеровское смещение исключалось из принимаемого сигнала путем перестройки частоты гетеродина приемника.

Изменение частоты синтезаторов производилось без разрыва фазы выходного сигнала. Таким образом, в системе траекторных измерений определялась суммарная величина ошибки в прогнозе доплеровского смещения частоты запросной и ответной радиолиний («неучтенное» доплеровское смещение частоты).

В баллистический центр вместе с результатами траекторных измерений передаются данные по прогнозу доплеровского смещения в запросной и ответной радиолиниях. Их совместная обработка позволяла определить истинное значение радиальной скорости ДКА.

В качестве опорного генератора комплекса был использован водородный стандарт частоты Ч1-70 имеющий долговременную относительную нестабильность, лучшую, чем у использовавшегося в НРТК «Сатурн-МСД» (5×10^{-14} вместо 5×10^{-13}), что позволило уменьшить погрешности траекторных измерений.

Измерение дальности производилось фазовым методом, основанном на измерении времени распространения дальномерного сигнала, модулирующего несущую частоту наземного передатчика и ретранслированного бортовым приемоответчиком. При этом, поскольку положение ДКА априори известно достаточно хорошо, уточнялись только фактические значения дальности относительно априорной оценки полной дальности.

Для измерения дальности в дециметровом и сантиметровом диапазонах использовался многошкальный дальномерный сигнал, при котором сигнал точной дальномерной шкалы модулировался по фазе последовательно пятью частотами разрешения неоднозначности, из которых каждая последующая в 4 раза меньше предыдущей.

В качестве точной дальномерной частоты использовались частоты 30 и 300 кГц.

Зона однозначного измерения дальности

$$R_{\text{одн}} = C/2f_5, \quad f_5 = f_T/4^5,$$

где f_T – точная частота; f_5 – самая низкая частота (при $f_T = 30$ кГц; $R_{\text{одн}} = 5000$ км; $f_T = 300$ кГц; $R_{\text{одн}} = 500$ км).

В сантиметровом диапазоне в качестве дальномерного сигнала для получения повышенной точности измерения дальности использовалась псевдослучайная последовательность с тактовой частотой 1200 кГц и длиной кода 2047 элементов.

Зона однозначного измерения дальности

$$R_{\text{одн.}} = C/2 f_T,$$

где $f_T = 1200$ кГц; $R_{\text{одн.}} = 150$ км.

При работе в сантиметровом диапазоне бортовой приемопередатчик осуществлял прием, узкополосную регенерацию и ретрансляцию псевдослучайных дальномерных кодов. Прием, широкополосная фильтрация и ретрансляция многочастотных дальномерных сигналов производилась как в дециметровом, так и в сантиметровом диапазонах.

Для минимизации систематических погрешностей измерения дальности, обусловленных фазовыми нестабильностями наземной и бортовой аппаратуры, проводилась предполетная тарировка фазовых задержек дальномерного сигнала в бортовом приемопередатчике, которые учитывались при обработке результатов траекторных измерений. В наземной аппаратуре производилась предсеансная калибровка фазовых аппаратурных задержек через широкополосный ретранслятор сигнала, преобразующий частоту сигнала передатчика, в частоту приема.

В НРТК «Квант-Д» совместно с бортовой радиосистемой были реализованы следующие точности траекторных измерений:

по дальности при

$$f_T = 30 \text{ кГц}, \quad \sigma_R \leq 100 \text{ м};$$

$$f_T = 300 \text{ кГц}, \quad \sigma_R \leq 20 \text{ м};$$

$$f_T = 1200 \text{ кГц}, \quad \sigma_R \leq 10 \text{ м}.$$

Систематические погрешности при измерении дальности имели тот же порядок, что и случайные.

Систематические погрешности при измерении радиальной скорости не превышали 2 мм/с (указанные значения приведены для сан-

тиметрового диапазона. В дециметровом диапазоне комплекс имел худшие точности траекторных измерений).

Состав основных средств НКУ ДКА (рис. 5.7)

- Центр управления полетом.
- Резервный центр управления полетом ДКА.
- Два баллистических центра.
- Средства связи, обеспечивающие обмен всеми видами информации, необходимыми для управления ДКА, между средствами НКУ ДКА.

Станция в пос. Медвежьи Озера, под г. Москва, построенная на базе 64 метровой антенны ТНА 1500, использовалась в качестве дублирующей для приема научной информации. Центры управления полетом были размещены в г. Евпатория и г. Королев, баллистические центры в г. Королев и г. Москве в ИПМ РАН. В таком виде НКУ ДКА был создан в 1986–1987 гг. при подготовке к выполнению космической программы «Фобос» и использовался для управления КА космических программ «Гранат», «Интербол», а так же при подготовке ЛКИ программы «Марс-96».

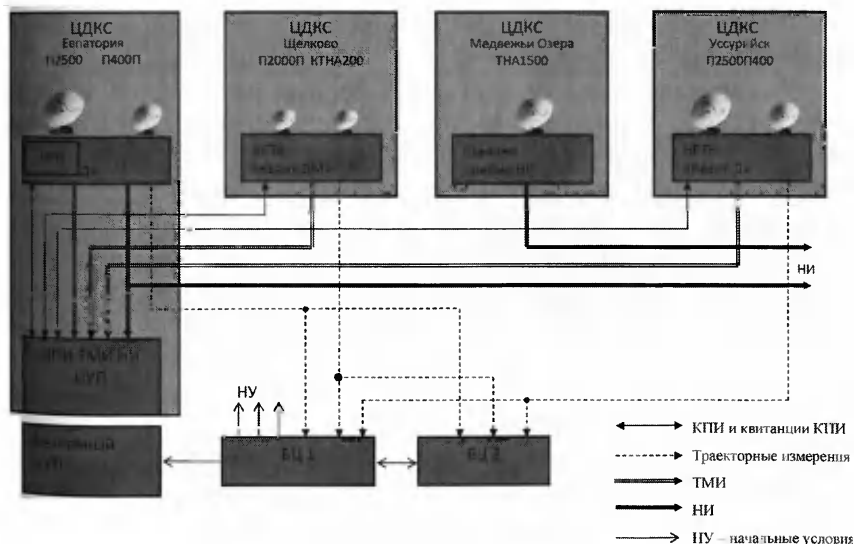


Рисунок 5.7

Схема НКУ ДКА на базе НРТК «Квант-Д»

Космические исследования, проведенные с использованием наземного радиотехнического комплекса «Квант-Д»

Впервые НРТК «Квант-Д» был использован для приема информации со спускаемых аппаратов программы «Венера-13», «Венера-14», основной задачей которой было получение цветных изображений поверхности планеты Венера.

Станции «Венера-13», «Венера-14» были оснащены новым бортовым радиотехническим комплексом МРК (магистральный радиокomплекс), обеспечивающим передачу научной и телеметрической информации со скоростью до 64 кбит/с с использованием сверточного кода. Космические станции «Венера-13» и «Венера-14» были запущены в 1981 г.

В марте 1982 г. спускаемые аппараты (СА) станций совершили мягкую посадку на поверхность Венеры на расстоянии 1000 км один от другого в районах с различными характеристиками рельефа, а сами станции были выведены на орбиты спутников Венеры.

Передача ТМИ при спуске СА и цветного панорамного изображения поверхности и научных данных после посадки происходила на скорости 64 кбит/с с ретрансляцией через орбитальные аппараты.

Увеличение скорости передачи информации с СА по усовершенствованной радиолинии на порядок по сравнению со станциями «Венера-9», «Венера-10» позволило не только показать цветное изображение поверхности планеты, но и значительно увеличить четкость ее панорамного изображения. На Земле прием научной информации осуществлялся комплексом «Квант-Д» в г. Евпатория.

В процессе спуска СА производились с высокой точностью измерения параметров атмосферы. Были получены новые данные по распределению водяного пара в атмосфере, а также были уточнены данные по температуре и давлению в атмосфере планеты Венера, полученные СА ДКА «Венера-7» в 1970 г.

С помощью новых научных приборов, установленных на СА, был проведен сложный эксперимент по определению химического состава венерианского грунта, который оказался близким к некоторым земным базальтам. Исследование физико-механических свойств грунта было произведено с помощью плотномера. Наиболее интересные научные данные о строении поверхности Венеры были получены при анализе панорамных изображений (рис. 5.8).



а)



б)



в)



г)

► Рисунок 5.8

Панорамные изображения поверхности планеты Венера, переданные станциями «Венера-13» (а, б) и «Венера-14» (в, г)

Исследования, проведенные спутниками планеты Венера, позволили установить, что состав облаков планеты в основном состоит из концентрированной серной кислоты.

Задачей следующей экспедиции к планете Венера было радиолокационное картографирование планеты, получение детальной то-

пографической карты приполярных областей ее северного полушария. Для решения этих задач была значительно изменена конструкция космической станции. Вместо спускаемого аппарата был установлен радиолокатор бокового обзора.

Так как скорость потока передаваемой на Землю информации должна была значительно возрасти (до 100 кбит/с), необходимо было поднять потенциал радиолинии. Для этого почти на 1 м был увеличен диаметр бортовой остронаправленной антенны, повышена мощность бортового передатчика, из-за чего пришлось увеличить площадь солнечных батарей КА. Для обеспечения вывода станции на заданную орбиту спутника Венеры пришлось увеличить емкость топливных баков, а также провести ряд других доработок.

Аппаратура наземного радиоконкомплекса «Квант-Д» в г. Евпатория была доработана с целью обеспечения приема научной информации со скоростью 100 кбит/с. В состав комплекса была введена приемная радиолиния сантиметрового диапазона (5 см), доработан ряд приборов. Было введено кодирование научной информации (НИ) перед ее регистрацией на цифровом магнитофоне. При воспроизведении этой информации для последующей обработки за счет декодирования при ее регистрации исключались ошибки.

Принятые меры обеспечили высокую достоверность принимаемой по сантиметрово-й радиолинии НИ (не хуже $1 \cdot 10^{-4}$). Время съемки поверхности на одном витке составляло 16 мин. За это время объем зарегистрированной информации составлял $100 \cdot 10^6$ бит. Прием информации РЛБО с КА производился через 70 и 64 м антенны станциями в г. Евпатория и пос. Медвежьи Озера. В каждом сеансе картографирования производилась съемка поверхности шириной около 100 км и длиной 7500 км (рис. 5.9). Одновременно с картографированием производилась съемка профиля поверхности по трассе полета КА с помощью высотомера. В процессе выполнения программы картографирования было снято 25% площади планеты Венеры (до широты 30° северного полушария). Для снятой территории Венеры были построены фотокарты, топографические карты, карты коэффициента отражения радиоволн и др., с разрешением по поверхности 1–2,7 км и по высоте 30 м.

На рис. 5.10 приведена одна из 27 фотокарт, построенных для снятой поверхности Венеры.

Космические станции «Венера-15», «Венера-16» дополнительно были оснащены научным оборудованием для проведения иссле-

дований планеты и ее облачного слоя с орбиты спутника. С его помощью изучалось тепловое излучение поверхности Венеры и распределение температур в ее облачном слое.

Методом двухчастотного радиопросвечивания изучалось распределение концентрации электронов в ионосфере Венеры.

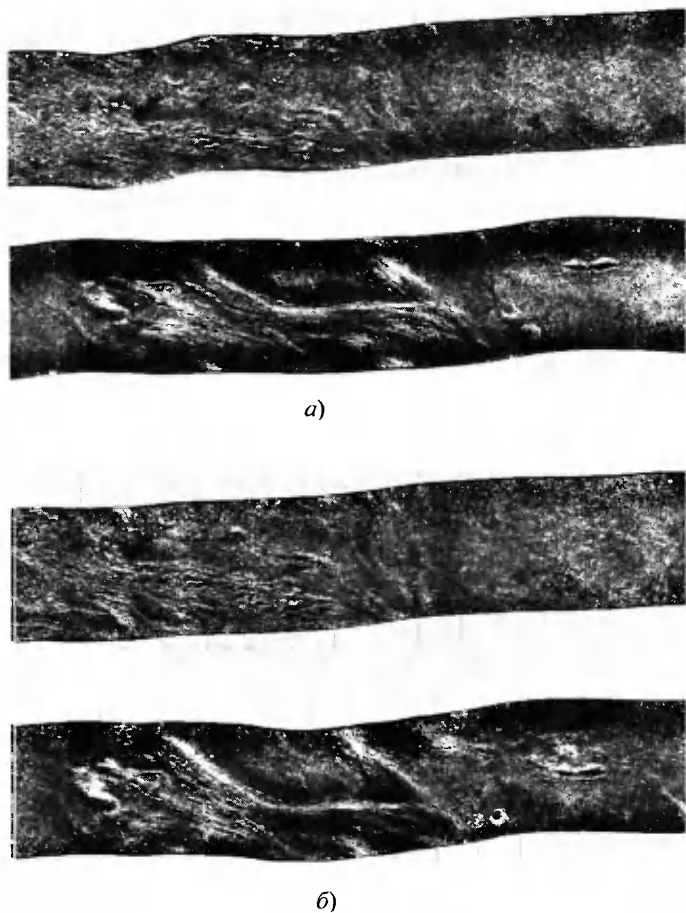


Рисунок 5.9

Радиолокационные изображения поверхности планеты Венера, переданные станциями «Венера-15» (а) и «Венера-16» (б)

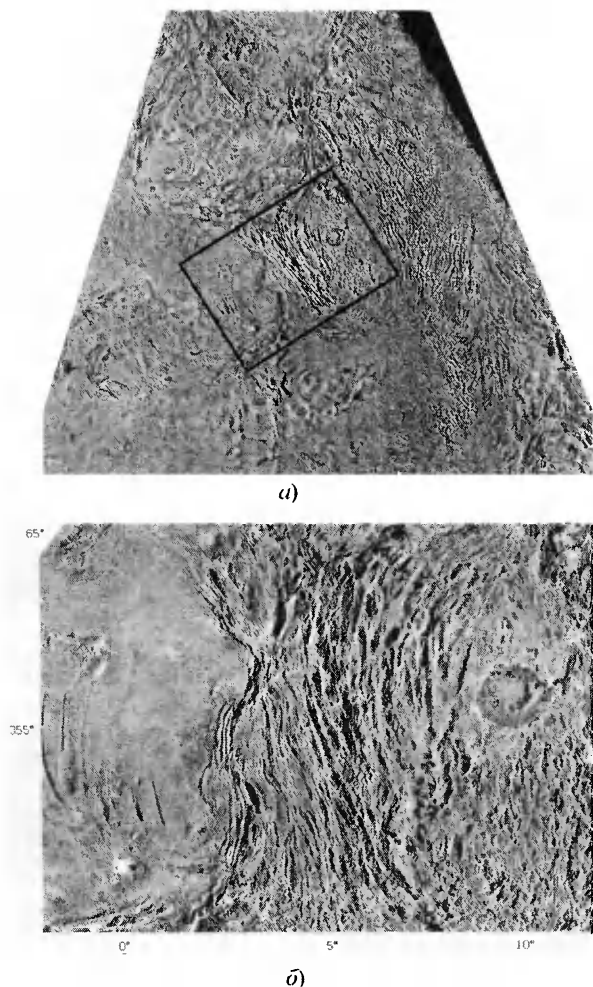


Рисунок 5.10

Планета Венера: фотокарта гор Максвелла и окружающей их области (а); укрупненный фрагмент карты с кратером Клеопатры (б)

Космическая программа «Вега» (Венера – комета Галлея)

В рамках этой программы должны были решаться несколько важных научных проблем: исследование особенностей атмосферной циркуляции и уточнение параметров венерианского облачного покрова с

помощью дрейфующих аэростатных зондов (АЗ); дальнейшее изучение атмосферы и поверхности Венеры со спускаемого аппарата; комплексные исследования кометы Галлея с пролетного аппарата.

Для выполнения этих задач была значительно переработана конструкция космической станции. В ней был установлен отсек АЗ, и на пролетном аппарате появилась стабилизированная платформа, обеспечивающая точное наведение оптических приборов на ядро кометы Галлея (телевизионных камер и спектрометров). В составе аппаратуры АЗ был разработан высоконадежный малогабаритный передатчик, работающий в диапазоне 18 см с мощностью 4,5 Вт. Соответственно был модернизирован существующий НКУ дальних КА.

В г. Уссурийск антенна П2500 и комплекс «Квант-Д» были введены в эксплуатацию в 1985 г. для обеспечения работ по программе «Вега».

Так как дрейф аэростатных зондов в атмосфере Венеры должен был продолжаться около двух суток, обеспечить ретрансляцию сигнала с АЗ через ПА не представлялось возможным. Поэтому прием сигналов АЗ на Земле должен был осуществляться наземными средствами напрямую, для чего должны были использоваться антенны с высокой эффективностью. Сантиметровый канал использовался так же при радиопросвечивании кометной плазмы кометы Галлея.

Для обеспечения непрерывного приема сигналов с АЗ в течение их дрейфа в атмосфере Венеры была создана международная глобальная интерферометрическая сеть (РСДБ) из шести отечественных и 14-и самых крупных зарубежных радиотелескопов. Все участвующие в эксперименте радиотелескопы были оснащены облучателями и приемными устройствами в диапазоне 18 см и аппаратурой регистрации сигналов РСДБ (МАРК 2). Из-за малого уровня сигнала, принимаемого с АЗ при проведении метеоэксперимента, обработка его в реальном времени была невозможна. Поэтому сигнал, принятый радиотелескопами, регистрировался, и его обработка велась цифровыми методами в течение длительного времени после окончания эксперимента отечественными и зарубежными научными центрами. Траекторные измерения АЗ во время дрейфа производились методом радиоинтерферометрии со сверхдлинной базой.

Запуск космических станций «Вега-1» и «Вега-2» был осуществлен в декабре 1984 г. Схема полета станций представлена на рис. 5.11.

В июне 1985 г. СА станций «Вега-1»), «Вега-2») совершили мягкую посадку на поверхность планеты Венера в районах, отстоящих друг от друга на 1500 км.

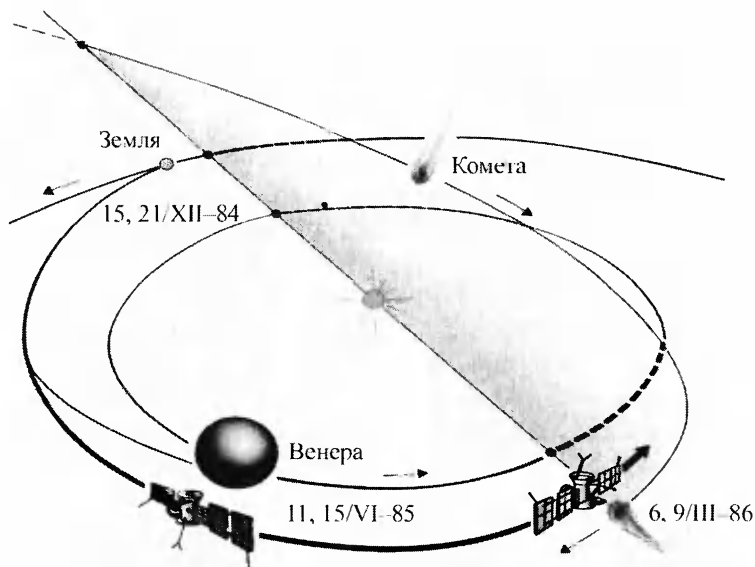


Рисунок 5.11

Схема полета АМС «Вега»

В процессе снижения СА в атмосфере Венеры прямыми измерениями было определено содержание серной кислоты в облачной среде (около 1 мг серной кислоты на 1 м³ атмосферы). Кроме того, в облаках были обнаружены частицы серы и фосфора, измерено содержание водяного пара (0,12–0,2% по объему). Начиная с высот 63 км, были получены вертикальные разрезы температуры, давления и плотности атмосферы.

После посадки СА было произведено исследование химического состава венерианского грунта в местах посадки. Посадка СА производилась в общей зоне видимости гг. Евпатория и Уссурийск. Сигналы СА ретранслировались радиотехническим комплексом ПА и через остронаправленную антенну передавались на Землю со скоростью 3,072 кбит/с, где принимались комплексами «Квант-Д». Одновременно с отделением от космических станций СА произошло отделение аэростатного отсека, его спуск на парашюте и наполнение гелием АЗ. После сброса балласта АЗ поднялись на высоту дрейфа в атмосфере планеты Венера (54 км) и, в течение более 46 ч каждый, производили исследования ее атмосферы.

Порядок работы наземных радиотелескопов с АЗ иллюстрируется рис. 5.12. В результате аэростатного эксперимента была окон-

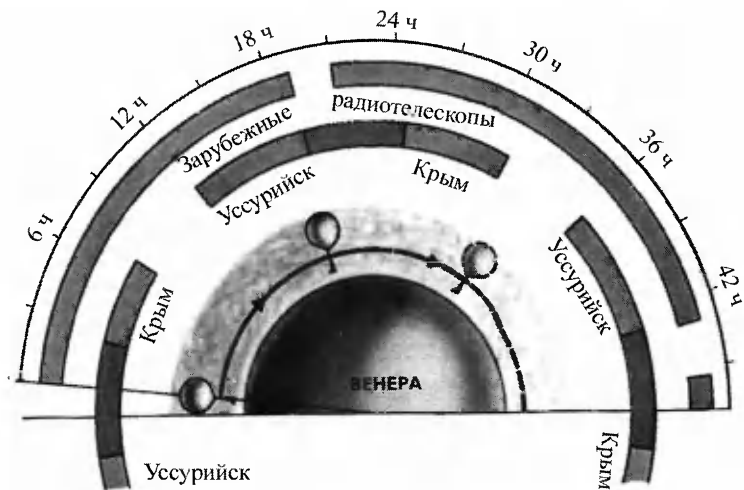


Рисунок 5.12

Порядок работы наземных радиотелескопов в эксперименте с аэростатными зондами

чательно установлена суперротация атмосферы Венеры, обнаружены воздушные массы с существенно различными параметрами, получены новые данные о микроструктуре облачного слоя, исследованы изменения скорости ветра в атмосфере Венеры.

Главной задачей космической миссии программы «Вега» было исследование кометы Галлея с пролетной траектории. Пролетные аппараты должны были пролететь мимо кометы в точно установленное время на заданном расстоянии. Для этого нужно было с большой точностью определить траектории полета кометы и космических станций.

Для уточнения траектории полета кометы свыше 100 обсерваторий в различных точках земного шара вели наблюдения за кометой Галлея. В результате точность знания орбиты кометы была резко повышена, что позволило довести ошибку во времени места встречи с кометой до 10–20 с. Для обеспечения необходимой точности определения траектории, движения станции была привлечена американская сеть слежения за дальним космосом DSN, которая проводила измерения угловых координат станции с использованием радиоинтерферометрии со сверхдлинной базой, в дополнение к траекторным измерениям $\dot{R}$, R , проводимым комплексами «Квант-Д» в гг. Евпатория и Уссурийск.

6 марта 1986 г. станция «Вега-1» прошла на расстоянии 8890 км от ядра кометы, а 9 марта станция «Вега-2» – на расстоянии 8030 км, что обеспечило наилучшие условия для работы научных приборов.

Данные о взаимном положении космических станций и ядра кометы, полученные при прохождении кометы, позволили с большой точностью уточнить траекторию ее движения. Эти данные были использованы для управления западноевропейским КА «ДЖОТТО», что позволило осуществить его пролет на расстоянии 605 км от ядра кометы Галлея.

Всего с космических станций «Вега-1», «Вега-2» было принято около 1500 фотоизображений кометы. Съемки велись с разными экспозициями и с использованием различных светофильтров (рис. 5.13). В результате обработки полученной информации было выявлено, что ядро кометы Галлея представляет собой сильно запыленную ледяную глыбу размерами $14 \times 7,5$ км, испещренную кратероподобными образованиями, медленно вращающуюся с периодом около 53 ч. Ледяное ядро покрыто тонким тугоплавким веществом, имеющим пористую структуру. Температура поверхности кометы составляет $3\text{--}130^\circ\text{C}$. Прямые измерения установили, что компонентами первичного веще-



► Рисунок 5.13

Фотография кометы Галлея, полученная со станций «Вега-1», «Вега-2»

ства кометы являются вода и двуокись углерода. Каждую секунду из ядра выбрасывалось 5–10 т пыли. Детекторы зарегистрировали пылинки массой от 10^{-16} до 10^{-6} г. Был определен химический состав пыли. Методом радиопросвечивания и другими методами исследовалась кометная плазма и ее взаимодействие с солнечным ветром.

Пролет кометы Галлея станциями «Вега-1», «Вега-2» происходил в общей зоне видимости гг. Евпатория и Уссурийск. Большие потоки научной информации с пролетных аппаратов станций принимались комплексами «Квант-Д» со скоростью 65 кбит/с.

Космическая программа «Фобос»

В 1986 г. были запущены два космических аппарата для продолжения исследования Марса – «Фобос-1» и «Фобос-2». Проект «Фобос» относился к многоцелевым программам. Он предусматривал комплексное исследование объектов Солнечной системы: Фобоса, Марса, Солнца, межпланетного пространства. Исследования должны были проводиться на трассе перелета Земля–Марс, на орбитах спутника Марса, над поверхностью Фобоса на малой высоте и с посадочных зондов на поверхности Фобоса. Должны были быть исследованы поверхность и внутреннее строение Фобоса, получены его фотографии различного масштаба, а также изучен состав и свойства грунта Фобоса. С помощью радиокомплекса станции на поверхности Фобоса должны были быть проведены эксперименты по небесной механике и продолжены с более высокой точностью исследования поверхности Марса, его атмосферы, ионосферы и магнитосферы. Кроме этого, в процессе полета ДКА должны были быть исследованы корона и верхняя хромосфера Солнца.

При подготовке к выполнению программы «Фобос» был модернизирован НРТК «Квант-Д» в гг. Евпатория и Уссурийск. В дополнение к когерентному дециметровому каналу был введен когерентный сантиметровый канал с мощным передатчиком (200 кВт непрерывной мощности) и на его базе в г. Евпатория создан высокоэффективный планетный радиолокатор.

Скорость приема НИ в НРТК «Квант-Д» составила 64 кбит/с, точность траекторных измерений по дальности ± 20 м, по радиальной скорости ± 2 мм/с.

Полностью выполнить программу «Фобос» не удалось. КА «Фобос-1» погиб из-за ошибки оператора при подготовке сеанса управления. «Фобос-2» вышел на орбиту Марса, начал исследования Марса и Фобоса. Но во время проведения очередной коррекции орбиты из-за отказа системы управления ДКА «Фобос-2» погиб.

Несмотря на то, что целевая задача программы «Фобос» не была выполнена, в процессе перелета КА «Фобос-2» и его работы на орбите спутника Марса были получены ценные научные результаты. Были проведены исследования Солнца и космического пространства. При этом были получены подтверждения гипотезы, что имевшаяся на Марсе вода и его атмосфера были «сдуты» солнечным ветром, что стало возможным из-за отсутствия на Марсе магнитного поля. Были проведены наблюдения гамма-всплесков, получены фотоснимки Фобоса (рис. 5.14), на которых видны области, невидимые на снимках, сделанных во время предыдущих полетов, уточнена орбита Фобоса.

С помощью сканирующего радиометра «Термоскан», установленного на КА «Фобос-2», были проведены сравнительные исследования поверхности Марса в тепловой и видимой областях спектра. Получен ряд параллельных панорам, охватывающих значительные области Марса с высоким пространственным разрешением (1,8 км). Путем их совместной обработки получены карты тепловой инерции марсианской поверхности.



Рисунок 5.14

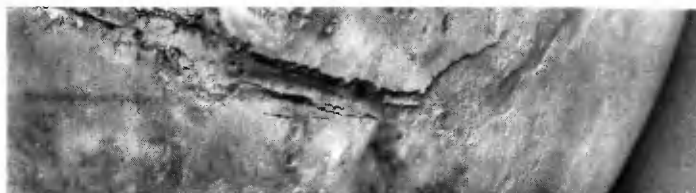
Фотография Фобоса, полученная КА «Фобос-2»

На рис. 5.15 представлены панорамы, снятые в тепловой и видимой областях спектра, а также карта тепловой инерции поверхности этого же района Марса.

Пуск в 1996 г. КА для исследования планеты Марс «Марс-96» был неудачным (КА не был выведен на траекторию полета к Марсу).



а)



б)



в)

► **Рисунок 5.15**

Панорамы поверхности планеты Марс, снятые прибором Термоскан в тепловой области спектра (а), в видимой области спектра (б) и карта тепловой инерции поверхности этого района (в)

НАЗЕМНЫЙ РАДИОТЕХНИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС УПРАВЛЕНИЯ ДАЛЬНИМИ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ «ФОБОС» (НОВОЕ ПОКОЛЕНИЕ)

Схема наземного радиотехнического комплекса «Фобос»

В процессе подготовки к выполнению космической программы «Фобос-Грунт» АО «Российские космические системы» был разработан и введен в эксплуатацию в ЦДКС в г. Уссурийск в 2009 г. НРТК нового поколения «Фобос» (в процессе разработки – название «Юпитер»), работающий в X-диапазоне частот, определенном для использования в дальнем космосе.

НРТК «Фобос» предназначен для управления полетами автоматических КА исследования дальнего космоса, научных аппаратов на высокоэллиптических орбитах и КА лунных программ.

В аппаратных средствах НРТК «Фобос» использована современная элементная база, в том числе специализированные процессоры цифровой обработки сигналов, программируемые интегральные схемы и современные интегральные схемы с высокой степенью интеграции. Это позволило значительно сократить объем аппаратуры, автоматизировать управление комплексом, сократить численность обслуживающего персонала и расходы по эксплуатации.

Так как для создания новых больших антенн для использования их в составе НРТК «Фобос» требуются большие сроки и значительные капитальные затраты, то до их создания в НРТК «Фобос» используется антенна П2500, находившаяся в эксплуатации более 25 лет и в значительной степени выработавшая свой технический ресурс. Для восстановления последнего были проведены капитальные ремонтно-восстановительные работы с заменой оборудования на электросиловом приводе (ЭСП), механизмах, в системе управления и др.

Облучатели, используемые для обеспечения работы антенны П2500

- Приемопередающий, обеспечивающий одновременную работу НРТК на прием и передачу.

- Оптимальный, обеспечивающий только режим приема информации, при котором эффективность приемного канала максимальна. Далее будет проведена модернизация антенны для обеспечения ее работы в диапазонах S- и Ka- в приеме-передающих режимах.

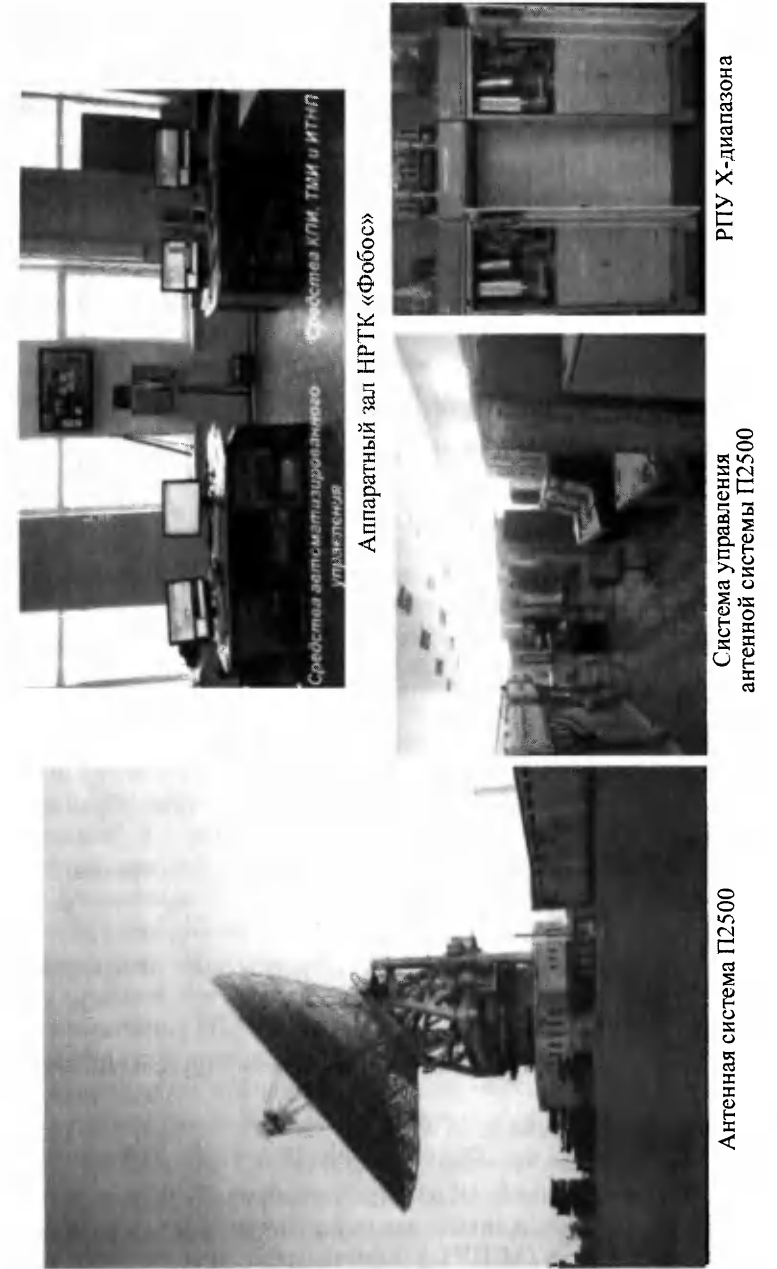
На рис. 6.1 показан внешний вид *основных систем комплекса НРТК «Фобос», обеспечивающих*

- формирование КПИ и передачу ее по радиолинии НРТК – КА в диапазоне частот 7.2 ГГц;
 - прием служебной ТМИ и научной информации по радиолинии КА – НРТК в диапазоне частот 8,4 ГГц, декодирование, регистрацию и передачу ТМИ и НИ в центр управления полетом и потребителям;
 - измерение текущих навигационных параметров КА (радиальную скорость и дальность до КА) по радиолиниям в диапазоне радиочастот 7,2/8,4 ГГц.
 - прием ТМИ одновременно с измерением радиальной скорости.
- НРТК «Фобос» обеспечивает работу с сигналами в структурах, рекомендованных Консультативным комитетом по космическим системам передачи данных (CCSDS).

Основные системы, входящие в состав НРТК «Фобос»
(рис. 6.2)

- Антенный комплекс П2500.
- Радиопередающее устройство диапазона 7,2 ГГц.
- Возбудитель.
- Радиоприемное устройство диапазона 8.4 ГГц.
- Синтезаторы частот (входят в состав аппаратуры обработки информации).
- Система единого времени (СЕВ) и эталонных частот на базе водородного стандарта частоты.
- Аппаратура формирования КПИ.
- Система цифровой обработки сигнала и траекторных измерений.
- Декодеры помехоустойчивых кодов.
- Ретранслятор.
- Автоматизированная система управления комплексом (АСУ).
- Метеокомплекс.
- Навигационный приемник ГЛОНАСС.

Малошумящее *радиоприемное устройство* диапазона 8,4 ГГц выполнено с использованием НЕМТ-транзисторов. Входные каскады охлаждаются в криоохладителе замкнутого типа. Транзисторные малошумящие усилители (МШУ) практически не требуют при эксплуатации обслуживания. В дальнейшем объем криоохладителя был



▲ Рисунок 6.1
Внешний вид оборудования НРТК «Фобос»

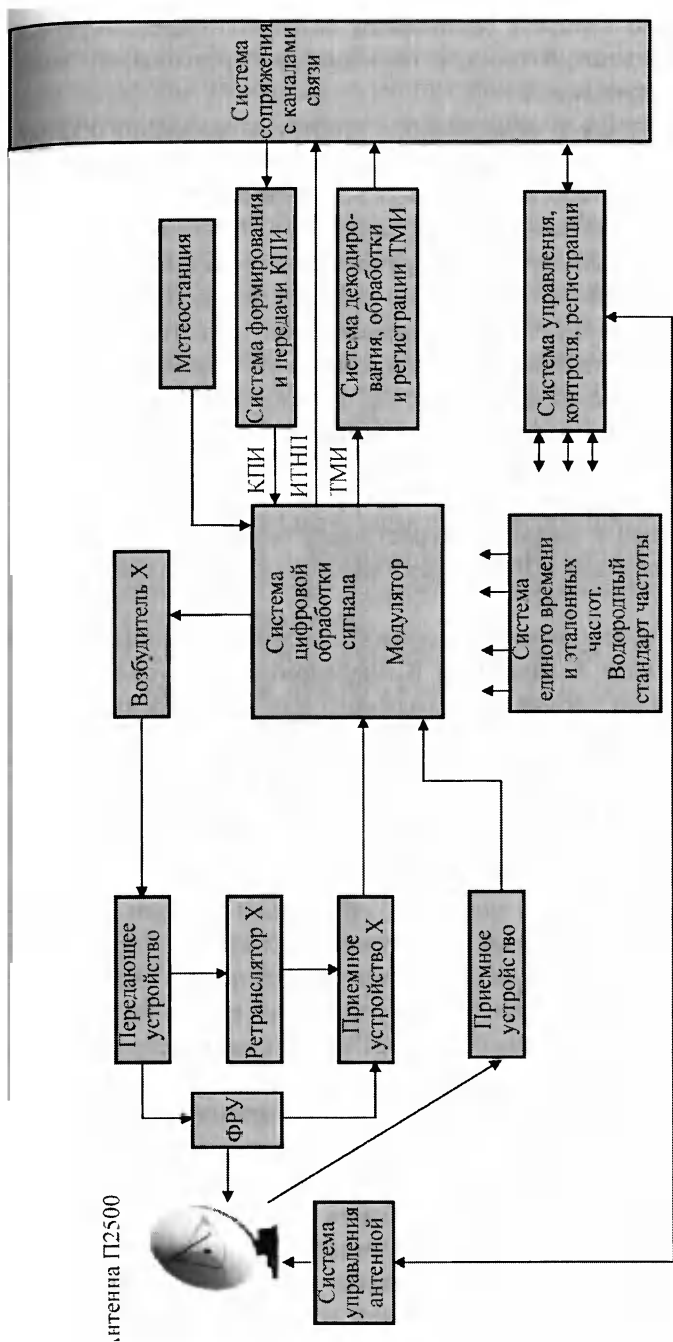


Рисунок 6.2
Структурная схема НРТК Фобос

увеличен и в него вместе с усилителем на НЕМТ-транзисторе был помещен и волноводный тракт, с помощью которого выход МШУ соединяется с облучателем.

За счет охлаждения шумовая температура волноводного тракта была уменьшена и суммарная температура *антенны, волноводного тракта и усилителя* составила порядка 21 К, вместо 23/24 К ранее. МШУ обеспечивает шумовую температуру 10 К. Приемное устройство состоит из охлаждаемого МШУ, размещенного на антенне в непосредственной близости к облучателю и малошумящего конвертера, преобразующего частоту сигнала в промежуточную частоту 70 МГц.

Из опорных сигналов, сформированных из высокостабильных частот водородного стандарта частоты, формируются сигналы гетеродинных частот приемных устройств и выходной частоты передатчика. Кроме того *синтезаторы частот* обеспечивают компенсации доплеровского смещения несущих частот запросной и ответной радиолиний, а также канальную перестройку несущих частот. Ввод доплеровских поправок (ДП) осуществляется по программе без разрыва фазы.

Возбудитель осуществляет перенос спектра запросного сигнала на частоту несущей X-диапазона и предварительное усиление выходного сигнала до уровня, необходимого для возбуждения усилителя мощности передатчика.

Передающее устройство состоит из двух клистронных усилителей мощностью 12 кВт, моста сложения мощности усилителей, что позволяет получить суммарную мощность на выходе 20 кВт, а также источника электропитания и системы охлаждения.

Комплексная система цифровой обработки сигнала и траекторных измерений выполняет обнаружение, слежение за частотой принимаемого сигнала его демодуляцию и выделение ТМИ. Кроме того, она обеспечивает измерение текущих навигационных параметров движения КА (радиальной скорости КА и дальности до него), проводит оценку энергетического потенциала в радиолинии. Доплеровские измерения могут проводиться одновременно с приемом ТМИ в запросном (когерентном) и беззапросном (некогерентном) режимах. За счет увеличения времени доплеровских измерений повышена точность определения параметров траектории КА. Система формирует и выдает на модулятор передатчика запросные сигналы измерения дальности, формирует и выдает в канал связи для передачи в БЦ результаты измерений скорости и дальности, обеспечивает регистрацию результатов измерений.

Принципы измерения радиальной скорости КА и наклонной дальности в НРТК «Фобос» оставлены те же, что и в НРТК предыдущего поколения «Квант-Д», с учетом изменения *схемы формирования частот комплекса*, вызванных переходом на работу в X-диапазоне частот и преобразования частот бортовым приемоответчиком 7,4/8,2.

В отличие от схемы формирования частот разрешения неоднозначности по дальности в комплексе «Квант-Д», где частоты разрешения отличались каждая последующая от предыдущей в 4 раза, в НРТК «Фобос» используются две схемы формирования с разницей частот в 4 либо в 2 раза. Выбор числа частот разрешения неоднозначности определяется имеющейся априорной оценкой дальности до КА и ожидаемым отношением сигнала к шуму.

Система единого времени и эталонных частот создана на базе нового водородного стандарта частоты и времени Ч1–1007 и средств сверки времени.

Водородный стандарт частоты является источником сигналов частот 5,0 и 100,0 МГц, высокой стабильностью (не менее $3 \cdot 10^{-14}$ за 10 с, не менее $1,5 \cdot 10^{-15}$ за 1 ч), из которых формируются все сигналы различных частот комплекса.

НРТК «Фобос» обеспечивает более высокую *точность траекторных измерений*, чем НРТК «Квант-Д» (табл. 6.1):

- по дальности (3 м вместо 20 м);
- по скорости (0,3 мм/с вместо 2 мм/с).

Таблица 6.1

Основные сравнительные тактико-технические характеристики НРТК разных поколений

Параметр	Значение		
	НРТК «Квант-Д»	МНРТК «Фобос» (1-й этап)	МНРТК «Фобос» (2-й этап)
1	2	3	4
Диапазон частот на передаче, ГГц	0,77; 5,0	7,2	7,2; 2,1; 34,5
Диапазон частот на прием, ГГц	0,92; 6,0	8,4	8,4; 2,3; 32
Диапазон частот ПРЛ, ГГц	5,0		8,5
Эффективная площадь антенны, м ²			
на передачу	2500	2500	2550
на прием	2600	2600	2700

Окончание табл. 6.1

1	2	3	4
Шумовая системная температура, К	35 (0,92 ГГц) 24 (5,8 ГГц) 23 (5,0 ГГц)	24 (8,4 ГГц, П2500)	21 (8,4 ГГц) 20 (2,3 ГГц) 40 (32 ГГц) 21 (8,5 ГГц, ПРЛ)
Максимальная излучаемая мощность, кВт	200 (0,77 ГГц) 200 (5,0 ГГц, ПРЛ)	20 (7,2 ГГц, П2500)	20 (7,2 ГГц, П2500) 10 (2,1 ГГц) 5 (34,5 ГГц) 300 (8,5 ГГц, ПРЛ)
Среднеквадратичные ошибки измерения скорости, мм/с	2	0,3	0,2
Среднеквадратичные ошибки измерения дальности, м	20	3	1
Скорость принимаемой ТМИ, бит/с	1 – 131 072	1 – 262 144	1 – 4·106
Система кодирования	Сверточный код k = 6, R = 1/2	Коды стандарта CCSDS k = 9, R = 1/3 + RS (255, 233) турбокод с R = 1/3	
Энергетический выигрыш за счет кодирования, дБ /пороговый потенциал E_b/N_0 , дБ	4,5/4,8	9/1	9/1
Скорость передачи КПИ, бит/с	0,16–10	0,16–4000	0,16–4000
Структура сигналов КПИ, ТМИ, измерения дальности	Не соответствует CCSDS и ESA	Соответствует CCSDS и ESA	
Наличие аппаратуры РСДБ	Нет	Нет	Есть
Совместимость с зарубежными станциями	Нет	Есть	
Использование антенны П2500 в качестве радиотелескопа (диапазоны волн, см)	3,5; 5,0; 6,0; 18; 32; 92	3,5;	0,9; 1,35; 3,5; 5,0; 6,0; 13; 18; 30; 50; 92
Число операторов в одну смену	45	4–6	4–6

Система формирования сигналов и меток единого времени обеспечивает аппаратуру НРТК сигналами и кодами времени, привязанными к единому московскому времени.

Для проведения комплексных проверок и калибровки канала измерения дальности (снятие «нулевых» задержек) *специальный широкополосный ретранслятор* преобразует сигналы запросной частоты 7,2 ГГц в сигнал 8,4 ГГц. В комплексе предусматриваются автономные тестовые проверки от имитатора сигнала во всех режимах работы с автоматическим поиском неисправностей и тестирование программно-математического обеспечения.

Система управления обеспечивает управление аппаратурой комплекса при подготовке и проведении сеансов связи, контроль функционирования аппаратуры, производит расчет ЦУ для наведения антенн и поправок по частоте Допплера; кроме того, формирует стандартный сигнал для сопряжения с каналами связи по формату E1 (G703) для передачи принятой информации ТМИ, НИ, ИТНП и для обмена технологической информацией программы сеанса связи с Центром управления, информацией о ходе проведения сеанса, функционального контроля и др. Система управления обеспечивает также запись и хранение ТМИ, результатов траекторных измерений, протоколирование действий операторов, работы комплекса, создание архива и др.

Наземный комплекс управления дальними космическими аппаратами «Фобос-Грунт»

Созданный на первом этапе комплекс должен был обеспечивать ЛКИ КА «Фобос-Грунт» и других ДКА, запускаемых до 2015 г. На последующих этапах комплекс будет модернизирован для управления перспективными КА, запускаемыми после 2015 г., и повышения точности траекторных измерений.

При создании НРТК «Фобос» была учтена необходимость в предельно высоких технических характеристиках комплекса, что при высокой надежности аппаратуры позволит с его помощью решить все задачи управления дальними автоматическими КА в ближайшие 15–20 лет.

Структуры сигналов в НРТК «Фобос» соответствуют рекомендациям CCSDS и ESA.

В последующем в составе НРТК «Фобос» предполагается создать планетный радиолокатор (ПРЛ), работающий в X-диапазоне и имеющий более высокие характеристики, чем ПРЛ, созданный в

г. Евпатория. С его помощью будет осуществляться уточнение положения планет при полете к ним ДКА.

На базе аппаратуры НРТК «Фобос» в 2010 г. были также созданы комплекс «Кобальт-Фобос» работающий с антенной ТНА-1500 в пос. Медвежьи озера и НРТК «Спектр-Х» с антенной ТНА-57 (диаметр зеркала – 12 м), установленные в пос. Медвежьи Озера и на полигоне Байконур.

Электронное оборудование НРТК «Фобос-Кобальт» использовано из состава НРТК «Фобос». Они предназначены для работы с ДКА на начальном участке полета (до 2 млн. км) и работы с лунными и приземными КА.

На рис. 6.3 представлена антенна ТНА-57 и техническое здание в котором размещен НРТК «Спектр-Х» на полигоне Байконур. Состав аппаратуры НРТК «Спектр-Х» аналогичен составу аппаратуры НРТК «Фобос».

НКУ ДКА на базе НРТК «Фобос» и «Спектр-Х» был подготовлен для управления ДКА космической программы «Фобос-Грунт», запуск которого в 2011 г. был неудачным.



► Рисунок 6.3

Антенна ТНА-57

На рис. 6.4 представлена схема НКУ созданного в 2010 г. для обеспечения космической программы «Фобос-Грунт». В состав НКУ кроме НРТК «Фобос» с антенной П 2500 (70 м), установленный в г. Уссурийск, входит НРТК «Фобос-Кобальт» с антенной ТНА-1500 (64 м) установленного в пос. Медвежьих озера и НРТК «Спектр-Х» с антенной ТНА 57 (12 м) установленные в пос. Медвежьих озера и на полигоне Байконур (пл. 23), а так же основной центр управления полетом, располагавшийся в ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина (г. Химки); резервный ЦУП, располагавшийся в ФГУП «ЦНИИмаш» (г. Королев); Баллистический центр в ИПМ РАН (г. Москва) и каналы связи обеспечивающие обмен необходимой информацией между элементами НКУ.

Для уточнения положения планеты Марс, при подлете к ней ДКА «Фобос-Грунт» был подготовлен планетный радиолокатор в г. Евпатория. В нем была заменена на новую вся цифровая аппаратура обработки информации с новым ПМО. После восстановления работоспособности ПРЛ, были проведены пробные сеансы радиолокации планет Марс, Венера, Меркурий.

На последующих этапах в составе НРТК «Фобос» будут дополнительно введены радиолнии S- и Ka-диапазонов с приемным и передающими устройства с *параметрами*:

- шумовая температура приемников $T_{ш} \leq 20$ К, мощность передатчиков $P_{прд} \geq 10$ кВт в S-диапазоне;
- шумовая температура приемников $T_{ш} \leq 40$ К, мощность передатчиков $P_{прд} \geq 5$ кВт в Ka-диапазоне.

В настоящее время S-диапазон, как и X-диапазон, используется для управления европейскими ДКА. Этот же диапазон может оказаться удобным для управления научными КА, выводимыми на вытянутые эллиптические орбиты, и как резервный диапазон при исследованиях Луны.

Ka-диапазон уже используется на американских и европейских ДКА, так как только в этом диапазоне можно применять широкополосную модуляцию для передачи скоростных потоков ТМИ, а также обеспечивать управление ДКА, находящихся на близких к Солнцу угловых расстояниях. В состав НРТК «Фобос» будет введена аппаратура приема скоростной ТМИ и повышена точность проведения траекторных измерений. При этом скорость принимаемой научной информации будет доведена до 4 Мбит/с.

Модернизация комплекса «Фобос» будет производиться в порядке, определяемом последовательностью запуска новых КА в соответствии с утвержденной ФКП-2015 и проектом ФКП-2025.

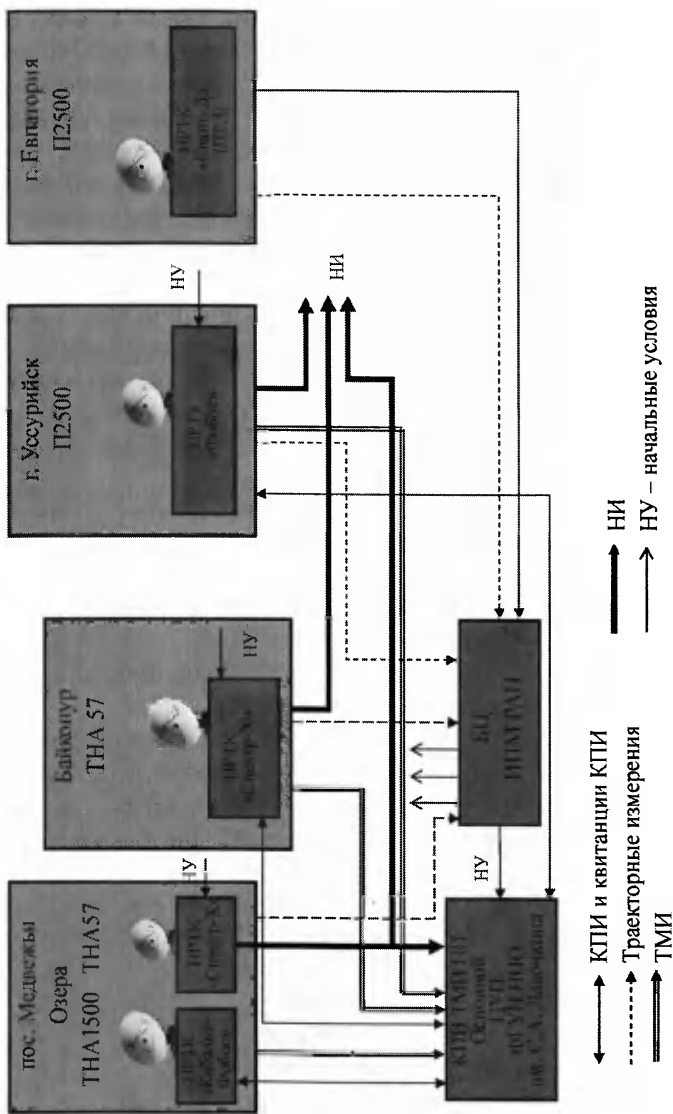


Рисунок 6.4
Схема НКУ ДКА «Фобос-Грунт»

В первую очередь НРТК «Фобос» должен обеспечивать управление космическими обсерваториями серии «Спектр», выводимыми на высокоэллиптические орбиты и автоматическими КА для исследования Луны («Луна-Глоб» и «Луна-Ресурс»).

Кроме этого в состав комплекса будет введена аппаратура обмена телефонной информацией и радиолиния приема телевизионной информации, что необходимо при использовании НРТК для управления пилотируемыми КА.

Аналогичные доработки должны быть проведены на НРТК «Спектр-Х» на полигоне Байконур и пос. Медвежий Озера, а так же на НРТК «Кобальт-Фобос» в пос. Медвежий Озера.

При проведении модернизации указанных НРТК их аппаратура должна быть максимально унифицирована и доработанные НРТК получат наименование «Юпитер-М» с добавлением индекса, характеризующего размер используемой антенны: «Юпитер-М-32», «Юпитер-М-12».

Наземный комплекс управления дальними космическими аппаратами, работавший до 2014 г.

На рис. 7.1 и рис. 7.2 приведено изменение длительности видимости планет Венера и Марс в течение полета к ним ДКА для различных сроков их запуска.

Зоны видимости гг. Евпатория и Уссурийск в сумме составляют 12–20 ч/сут в течение года, что вполне достаточно для проведения операций по управлению автоматическими ДКА на всех участках полета.

Состав основных средств наземного комплекса управления на базе НРТК «Квант-Д» представлен на рис. 7.3. Это три центра дальней космической связи с командно-измерительной станцией ДКА, Центр управления полетом, резервный центр управления полетом ДКА, два баллистических центра и средства связи, обеспечивающие обмен всеми видами информации, необходимыми для управления ДКА между средствами НКУ ДКА.

Станция в пос. Медвежьи Озера, построенная на базе 64-метровой антенны ТНА 1500, использовалась в качестве дублирующей для приема научной информации. В таком виде НКУ ДКА был создан в 1986–1987 гг. при подготовке к выполнению космической программы «Фобос».

Приведенные средства НКУ ДКА позволили успешно решать все задачи по управлению ДКА и КА, запускавшимися в период 1980–2000 гг.

На рис. 7.4 приведена отечественная программа исследований дальнего космоса в период с 1960–2012 гг.

К настоящему времени 25- и 32-метровые антенны полностью выработали свой ресурс и сняты с эксплуатации. НРТК «Квант-Д» в г. Евпатория после распада СССР находился в управлении Украины.

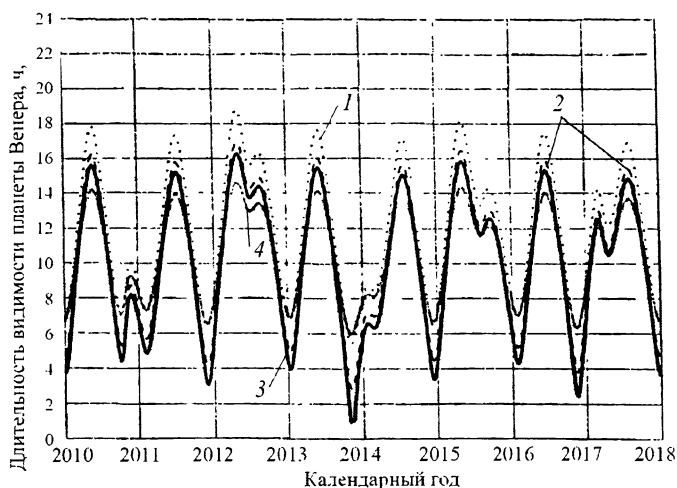


Рисунок 7.1

Графическое представление изменения длительности видимости планеты Венера в течение полета к ней ДКА: 1 – 0 зона НИП «Медвежь Озера»; 2 – 5 зона НИП «Медвежь Озера»; 3 – 7 зона НИП «Медвежь Озера»; 4 – 7 зона НИП «Евпатория»

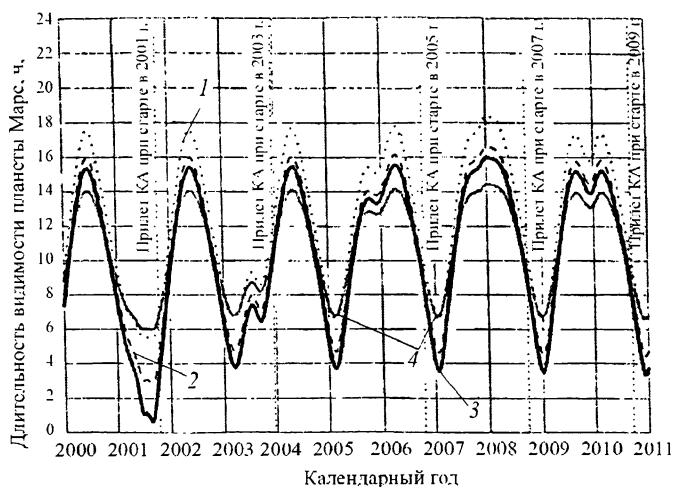


Рисунок 7.2

Графическое представление изменения длительности видимости планеты Марс в течение полета к нему ДКА: 1 – 0 зона НИП «Медвежь Озера»; 2 – 5 зона НИП «Медвежь Озера»; 3 – 7 зона НИП «Медвежь Озера»; 4 – 7 зона НИП «Евпатория»

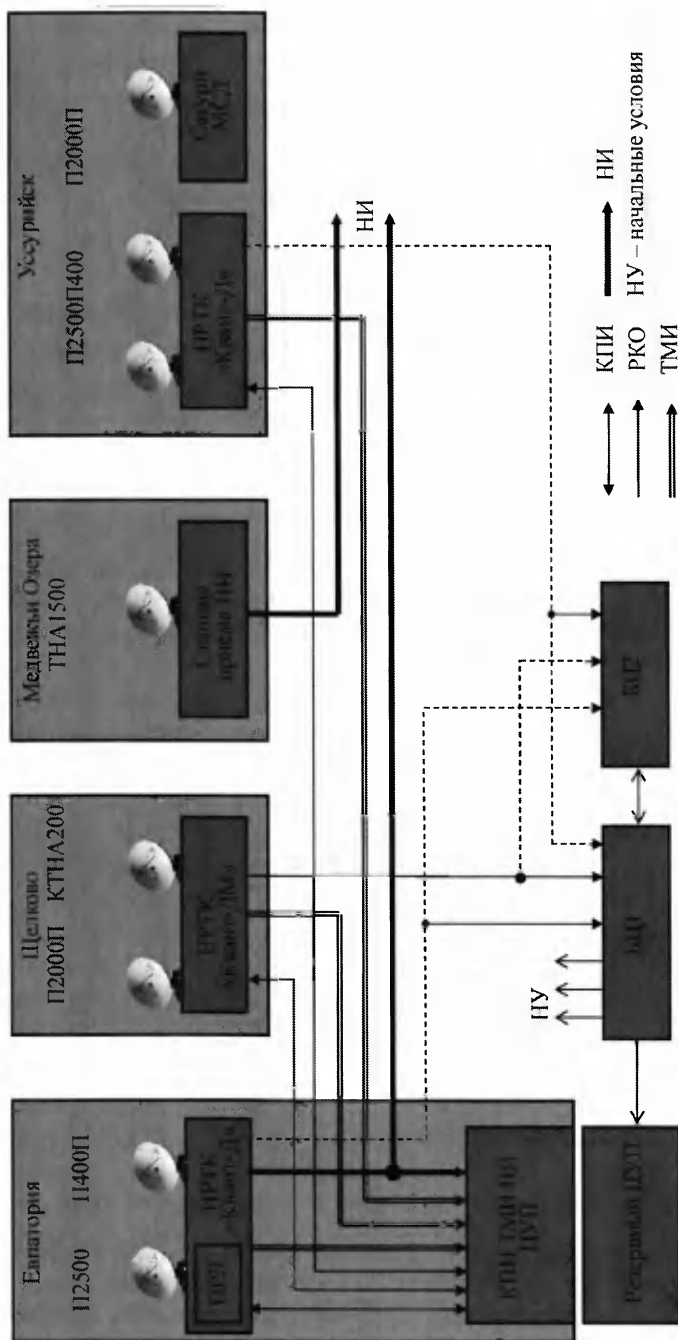


Рисунок 7.3
Схема НКУ ДКА

Высокоэлитические ИСЗ	Прогноз 7, 1978	Гранат, 1989	Интербол 2, 1996	Радиоастрон, 2011		
	Прогноз 6, 1977	Прогноз 10, 1985	Интербол 1, 1995			
	Прогноз 5, 1976	Прогноз 9, 1983				
	Прогноз 4, 1975	Астрон, 1983				
	Прогноз 3, 1973	Прогноз 8, 1980				
Исследования Венеры	Прогноз 1,2, 1972					
	Венера 5,6, 1969	Вега 1,2, 1984				
	Венера 4, 1967	Венера 15,16, 1983				
	Венера 2,3, 1965	Венера 13,14, 1981				
Исследования Марса	Венера 1, 1961	Венера 7, 1970	Марс 96, 1996	Фобос-Грунт, 2011		
	Марс 69, 1969	Марс 2,3, 1971				
	Марс 1, 1962	Марс 4,5,6,7, 1973				
НРТК	Плутон	Плутон-М Сатурн-МСД	Квант-Д	Фобос	Юпитер	
1960	1970	1980	1990	2000	2010	2020

Рисунок 7.4
Отечественная программа исследований дальнего космоса

НРТК «Квант-Д» в г. Уссурийск морально и физически устарел, в значительной степени выработал свой ресурс и требует замены радиотехнической аппаратуры и глубокой модернизации АС П2500. Работа по модернизации оборудования в г. Уссурийск и пос. Медвежьи Озера была проделана при подготовке к запуску ДКА «Фобос-Грунт». В г. Уссурийск был создан НРТК нового поколения «Фобос», работающий в X-диапазоне, а в пос. Медвежьи Озера создан комбинированный НРТК «Кобальт-Фобос». Кроме того в пос. Медвежьи Озера и на полигоне Байконур были созданы НРТК «Спектр-Х» с 12-метровыми антеннами, обеспечивающими работу с ДКА на приземном участке полета. Состав средств НКУ подготовленных для управления КА программы «Фобос-Грунт» представлен на рис. 6.4.

Ввиду значительного израсходования технического ресурса используемых в НКУ ДКА антенных средств и отсутствия в составе НКУ ДКА резервных антенн, надежность НКУ ДКА в приведенном составе при управлении всеми КА Российской космической программы, пуск которых предусмотрен до 2025 г., нельзя считать достаточной.

Недостаточна так же пропускная способность такого НКУ ДКА. Поэтому ниже показано формирование структуры перспективного НКУ применительно к Российской программе космических исследований, приведены материалы по выбору путей модернизации НКУ ДКА с целью обеспечения полетов КА, запускаемых к Луне и другим планетам, а также научных обсерваторий, выводимых на вытянутые эллиптические орбиты вокруг планеты Земля.

При разработке перспективного российского НКУ ДКА необходимо ориентироваться на перечень КА, запуск которых до 2015 г. предусмотрен федеральной космической программой ФКП-2015, и перечень КА, запуск которых предусмотрен после 2015 г. проектом ФКП-2025 (табл. 7.1). Из таблицы видно, что исследование дальнего космоса на рассматриваемый период будет производиться только автоматическими ДКА.

Таблица 7.1

Перспективная российская программа космических исследований до 2025 г.

Наименование проекта	Тип КА	Дата запуска	Назначение проекта	Цель	Основная научная задача
1	2	3	4	5	6
Проект «Луна-Ресурс» (ФКП «Луна-Ресурс»)		2015–2016 гг.		Контактные и дистанционные исследования лунного рельефа, внутреннего строения планеты, а так же плазменной и пылевой экосферы в приполярных областях Луны, картографирование Луны	
Проект «Луна-Глоб» (ФКП «Луна-Глоб»)		2016–2017 гг.	Создание космического комплекса для исследований Луны	Лазерная локация и высокоточная локализация посадочной станции «Луна-Глоб». Исследование экосферы Луны и мониторинг окололунного пространства. Дистанционное исследование поверхности Луны. Создание системы комбинированных датчиков и датчиков электромагнитного поля для фундаментальных исследований взаимодействия Луны с межпланетной средой	

Продолжение табл. 7.1

1	2	3	4	5	6
Проект «Интергелио-Зонд» (ФКП «Интергелио-Зонд»)		2008–2022 гг.		Исследование Солнца с ближнего расстояния и внутренней гелиосферы. Специально созданный космический аппарат (КА) планируется запустить после 2015 г. Проект разрабатывается в рамках секции «Солнечная система» совета РАН по космосу. В настоящее время находится на стадии эскизного проектирования	– Определить механизмы нагрева солнечной короны и ускорение солнечного ветра. – Исследовать толщину структуры и динамику солнечной атмосферы. – Определить природу и глобальную динамику наиболее мощных проявлений солнечной активности – солнечных вспышек и выбросов коронального вещества и их влияние на гелиосферу и космическую погоду. – Исследовать Солнце как мощный и изменчивый ускоритель частиц. – Пронаблюдать с высоких широт и исследовать солнечную атмосферу и корону в полярных и экваториальных областях

Окончание табл. 7.1

1	2	3	4	5	6
Проект «Экзомарс»		2022–2024 гг.	Исследование Марса с помощью специально подготовленных устройств и аппаратов		
Проект «Луна-Ресурс-2»		2019–2020 гг.	Дистанционное зондирование, картографирование и контактные исследования Луны		
Проект «Апофис»		2022–2024 гг.	Изучение астероида «Апофис»		
Проект «Луна-Грунт 1»		2020–2021 гг.	Исследование Луны и доставка образцов вещества с Луны на Землю		
Проект «Луна-Грунт 2»		2021–2022 гг.	Исследование Луны и доставка образцов вещества с Луны на Землю		
Проект «Лантас-П»		2022–2027 гг.	Исследование планетной системы Юпитера контактными и дистанционными методами		
Проект «Венера Д»			Создание автоматического космического комплекса для исследования атмосферы и поверхности Венеры		

Модернизация российского наземного комплекса управления дальними космическими аппаратами

В 2014 г. произошло возвращение Республики Крым в состав Российской Федерации. Это событие значительно повлияло на согласованную программу модернизации российского НКУ дальнего космоса, так как появилась возможность не создавать новый центр дальней космической связи в Краснодарском крае, а использовать для ввода новых средств НКУ ДКА территорию и инфраструктуру Евпаторийского центра дальней космической связи (ЦДКС).

В ЦДКС г. Евпатория должен быть заменен существующий НРТК «Квант-Д» на новый НРТК «Юпитер» (на базе НРТК «Фобос»), работающий с антенной П2500. Для этого должны быть произведены капитальный ремонт антенны П2500 и ее модернизация.

При выборе состава ЦДКС, входящих в НКУ ДКА при дальнейшей модернизации НКУ ДКА, необходимо учитывать, что

- эффективность наземных антенн КИС должна обеспечивать прием информации в необходимом объеме;
- ЦДКС должны быть разнесены территориально таким образом, чтобы обеспечивать измерительные базы для траекторных измерений;
- суммарная зона видимости всех ЦДКС в течение суток должна обеспечивать возможность проведения всех суточных операций с КА;
- общее время видимости всех ЦДКС желательно иметь не менее 24 ч., что обеспечит контроль за управляемым КА круглые сутки (без перерывов);
- число ЦДКС должно быть таким, чтобы при выходе из строя одного ЦДКС (из-за неисправности, сильного ветра и др.), остальные позволили проводить все операции с ДКА;
- в составе НКУ ДКА необходимо использовать не менее двух КИС с антеннами, угловой сектор работы которых (диаграмма направленности антенны) перекрывает возможные ошибки выведения КА (после активного участка);
- общее число радиоканалов КИС (число НРТК) должно обеспечивать необходимую пропускную способность НКУ ДКА при работе одновременно с 8–10 КА.

Учитывая большой срок создания новых средств НКУ и необходимость до этого осуществлять управление ДКА, крайне жела-

тельно, хотя бы на временной основе, привлечь в существующий состав НКУ ДКА антенну П2500 в г. Евпатория с зеркалом 70 м как в режиме управления КА, так и в режиме ПРЛ, оснастив ее необходимой аппаратурой.

Модернизированный НКУ ДКА должен обеспечить с необходимой надежностью управление всеми КА российской космической программы на всех этапах полета и необходимую пропускную способность при управлении одновременно 8-10 КА различного вида, начиная с 2020 г.

Для выполнения этих требований в состав НКУ ДКА должны быть дополнительно введены три новые полноповоротные передаточные антенны с диаметром рефлектора не менее 32 м, размещаемые в составе восточного КИПа (г. Угледорск), в Евпаторийском и центральном КИПе (пос. Медвежьи Озера). Эти антенны должны быть оснащены аппаратурой НРТК «Юпитер-М32» и будут являться основными средствами при управлении ДКА.

Кроме того в состав НКУ ДКА будут введены две антенны с диаметром рефлектора 12 м, размещаемые в составе КИПов (г. Угледорск и г. Евпатория), и оснащенные НРТК «Юпитер-М12». Эти комплексы совместно с НРТК с существующими 12-метровыми антеннами на полигоне Байконур и пос. Медвежьи Озера в основном будут использоваться для управления космическими научными обсерваториями (КНО), выводимыми на вытянутые эллиптические орбиты, лунными КА и ДКА на приземном участке полета. Указанные КИС будут обеспечивать траекторные измерения всех КА.

В случае необходимости определения траектории движения лунных КА с повышенной точностью кроме измерения R и $\dot{R}$ будут использоваться дополнительные системы измерения $\Delta \dot{R}$.

Для реализации измерения $\Delta \dot{R}$ в составе НКУ ДКА расположение средств должно составить два треугольника с широтными и долготными базами:

западный треугольник:

полигон Байконур – ведущий КИП;
пос. Медвежьи Озера – ведомый КИП;
г. Евпатория – ведомый КИП;

восточный треугольник:

полигон Байконур – ведущий КИП;
г. Угледорск – ведомый КИП;
г. Уссурийск – ведомый КИП.

Для повышения точности определения орбиты ДКА будет использоваться радиотехнический интерферометр со сверхдлинными базами (РСДБ), создаваемый в составе модернизированного НКУ ДКА.

Непременной задачей навигационного обеспечения полетов КА к планетам является уточнение положения планеты-цели к моменту подлета к ней ДКА. Эта задача решается с помощью планетного радиолокатора (ПРЛ).

Начиная с 1961 г. использовался ПРЛ в г. Евпатория, построенный на базе аппаратуры НРТК «Плутон».

С 1970 г. в составе НКУ ДКА использовался ПРЛ в дециметровом диапазоне на базе Евпаторийского НРТК «Квант-Д». Технические параметры Евпаторийского ПРЛ обеспечивали уточнение положения только «внутренних» планет – Меркурия, Венеры, Марса. С 1986 г. начал использоваться ПРЛ в сантиметровом диапазоне.

При выполнении программы «Лаплас-П» потребуется уточнение положения планеты Юпитер. Однако ввиду того, что Юпитер не отражает радиосигналы (из-за его газообразного состояния), придется производить радиолокацию наиболее крупных его спутников, что Евпаторийский ПРЛ осуществить не может из-за недостаточной эффективности. Поэтому для выполнения этой задачи в составе нового Уссурийского (либо Евпаторийского) НРТК «Юпитер» необходимо создать новый ПРЛ, значительно более эффективный чем существующий Евпаторийский, либо привлекать американский ПРЛ в Голдстоуне (по договоренности).

После 2020 г. состав космической группировки значительно возрастет. Поэтому должна быть дополнительно повышена пропускная способность НКУ, чтобы составить общее время видимости КА средствами НКУ не менее 24 ч и обеспечить контроль за управляемыми КА круглые сутки без перерыва. Для выполнения этих требований в состав НКУ ДКА должен быть введен КИП, расположенный в западном полушарии, оснащенный двумя КИС с антеннами 32 и 12 м.

К этому же сроку средства НКУ ДКА должны быть дополнительно модернизированы с целью обеспечения пилотируемых полетов к Луне, (ТЛФ, ТВ) начата подготовка средств к обеспечению пилотируемого полета к Марсу в период после 2025 г. Сроки ввода новых средств в состав НКУ ДКА в процессе модернизации представлены в графике (табл. 7.2).

Состав средств модернизированного НКУ ДКА для обеспечения полетов автоматических КА перспективной российской космической программы представлен на рис. 7.5.

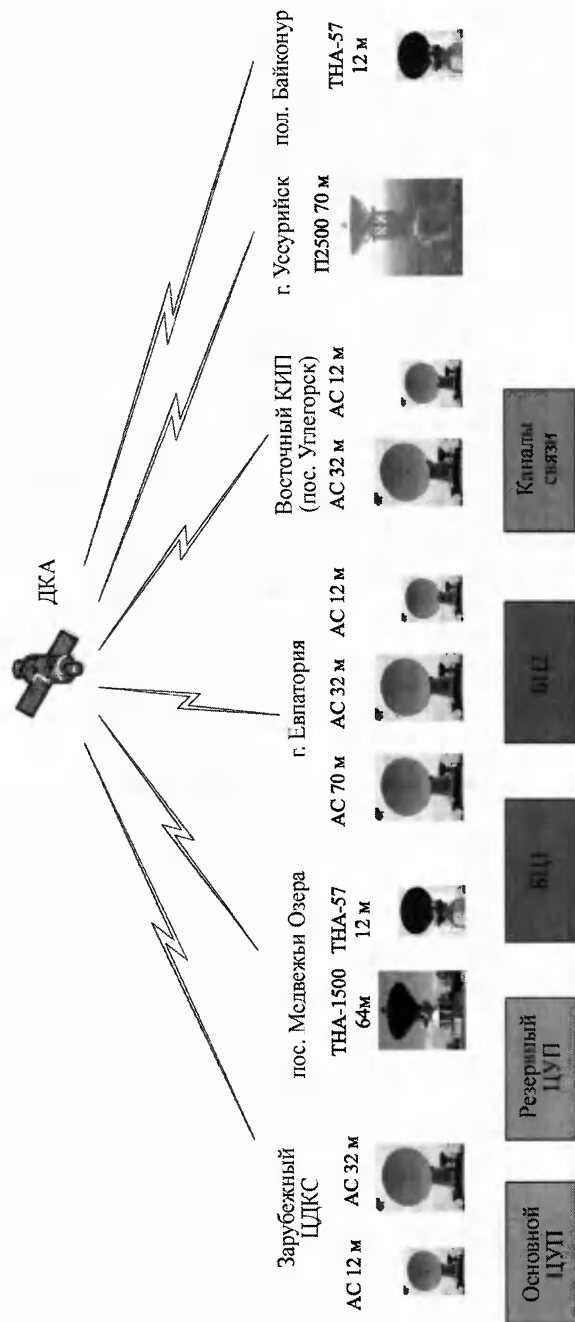


Рисунок 7.5

Состав средств модернизированного НКУ ДКА автоматических КА перспективной российской космической программы

Таб. илца 7.2

Дооснащение НКУ ДКА новыми средствами

Средства	Годы									
	2016	2017	2018	2019	2020	2021	2022	2023	2024	2025
I этап Утлегорск Создание НРТК «Юпитер»: НРТК «Юпитер-М32» АС 32 м НРТК «Юпитер-М12» АС 12 м	●	—	—	—	●	—	—	—	—	—
	●	—	—	—	●	—	—	—	—	—
	●	—	—	—	●	—	—	—	—	—
	●	—	—	—	●	—	—	—	—	—
	●	—	—	—	●	—	—	—	—	—
II этап Создание РСДБ Модернизация АС: П2500, Уссурийск ТНА 1500, Медвежьи Озера П2500, Евпатория Оснащение антенны аппаратурой РСДБ: Уссурийск Медвежьи Озера Евпатория Создание корреляционного центра	●	—	●	—	—	—	—	—	—	—
	●	—	●	—	—	—	—	—	—	—
	●	—	●	—	—	—	—	—	—	—
	●	—	●	—	—	—	—	—	—	—
	●	—	●	—	—	—	—	—	—	—
	●	—	●	—	—	—	—	—	—	—
	●	—	●	—	—	—	—	—	—	—
Создание планетного радиолокатора в Уссурийске	●	—	—	—	●	—	—	—	—	—
III этап Создание НРТК «Кобальт-Фобос» Создание АС 32 м	—	—	—	●	—	—	—	●	—	—
	—	—	—	—	●	—	—	—	●	—
	—	—	—	—	—	—	—	—	—	●

Окончание табл. 7.2

Средства	Годы									
	2016	2017	2018	2019	2020	2021	2022	2023	2024	2025
Дооснащение АС 32 м аппаратурой РС/ДБ: Углегорск Евпатория Медвежий Озёр					●	●	●			
VI этап Создание российского КИП в западной части земного шара НРТК «Фобос» АС 32 м НРТК «Спектр-X» АС 12 м				●	●	●	●			
Дооснащения средств ПКУ ДКА дополнительными средствами Дооснащения средств НКУ аппаратурой Ка-диапазона: Углегорск Евпатория Медвежий Озёр			●	●	●	●	●	●	●	
Создание первой очереди системы фазированных антенн: Углегорск (40 антенн) Евпатория (10 антенн)					●	●	●	●	●	

Порядок управления ДКА перспективных программ, предусмотренных ФКП-2015 и проектом ФКП-2025 в основном остается таким же как при работах до 2014 г.

Новые требования накладывают на НКУ ДКА только программы «Лаплас-П» и «Апофиз», при которых будет необходимо управлять ДКА на расстояниях больше 300 млн км. При этом при проведении траекторных измерений большую роль будут играть угловые параметры движения ДКА, измеренные с помощью РСДБ.

Кроме этого в период после 2025 г. намечены пилотируемые полеты ДКА к Луне, а затем к Марсу, управление которыми имеет особенности по сравнению с управляемыми автоматическими ДКА. Поэтому к этому сроку эти особенности управления должны быть отработаны на средствах НКУ ДКА.

Комплексная радиотехническая система управления

В настоящее время в ряде развитых стран, в том числе и в Российской Федерации, ведутся разработки космических систем для возобновления пилотируемых полетов к Луне и Марсу. Проводимые исследования показывают, что система радиообеспечения этих полетов будут значительно отличаться от используемых до настоящего времени систем радиосвязи с автоматическими КА для исследования дальнего космоса.

При управлении автоматическими ДКА допускаются перерывы связи, во время которых бортовая аппаратура КА выключается и функционирование КА с Земли не контролируется (рис. 8.1).

Причины, вызывающие перерывы связи ДКА с Землей

- Суммарная зона видимости НКУ ДКА менее 24 ч и может составлять, например, для российского НКУ ДКА 12–16 ч.
- При каждом обороте орбитальный КА заходит за планету и в это время связь прерывается.

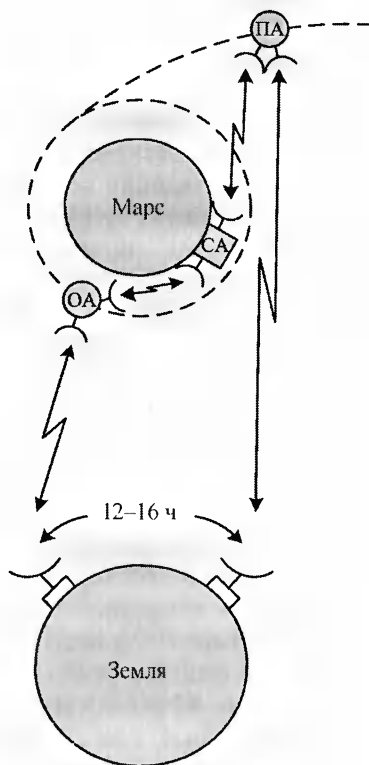


Рисунок 8.1

Схема радиосвязи автоматических ДКА:
ПА – пролетный КА; СА – спускаемый
КА; ОА – орбитальный КА

- Спускаемый КА, находящийся на поверхности планеты, за счет ее вращения вокруг своей оси периодически оказывается вне видимости с Земли.
- На этапе перелета ДКА к планете Марс всегда имеется участок полета, при котором между ДКА и Землей оказывается Солнце. На этом участке радиосвязь между ДКА и Землей невозможна. На время перерыва связи с Землей данные, принятой с КА информации о работе дежурных систем, записываются телеметрической системой и при возобновлении связи передаются на Землю.

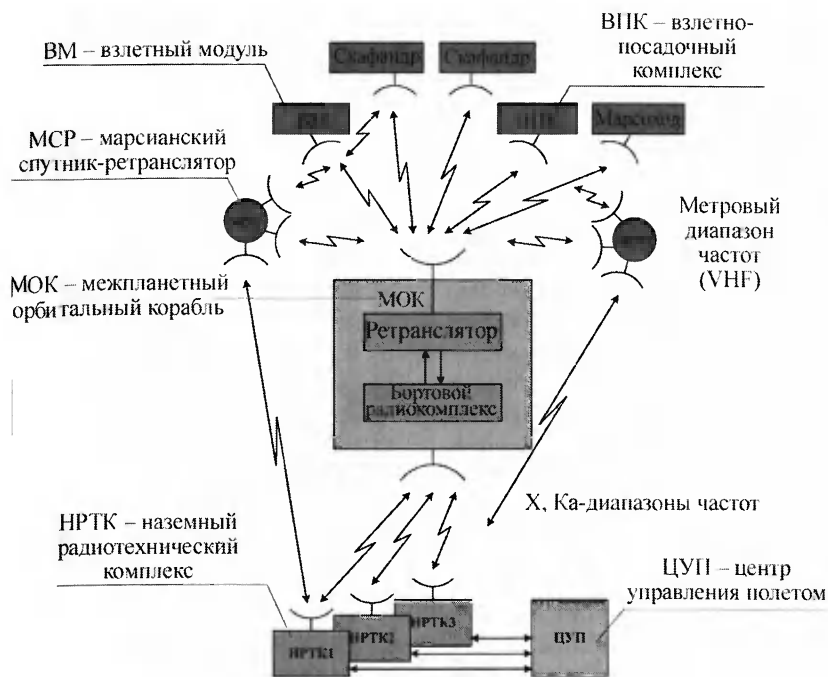
Для пилотируемых полетов в дальнем космосе (например, полете к Марсу) система радиосвязи должна обеспечить непрерывную связь в течение всего полета как с КА, принимающими участие в экспедиции, так и с экипажем.

Развитие космической техники достигло такого уровня, что позволяет в обозримый период перейти к воплощению полета человека на Марс. При этом огромный объем информации о планете Марс, доставленный автоматическими КА, представляет собой научную базу для проектирования пилотируемой экспедиции на эту планету и создания ее основных компонентов. Такая работа ведется в России во многих других странах.

В [18] излагается современный взгляд на российскую концепцию полета человека на Марс. На всех этапах выполнения программы такой экспедиции облик комплексной радиотехнической системы управления (КРТС) базируется на основных компонентах межпланетного экспедиционного комплекса (МЭК) (рис. 8.2).

Структура КРТС и ее технические характеристики должны обеспечить управление составными частями МЭК на всех этапах проведения экспедиции, исходя из того, что *экспедиционный комплекс будет включать в себя:*

- межпланетный орбитальный корабль (МОК), в котором экипаж будет осуществлять перелеты Земля – Марс и Марс – Земля;
- взлетно-посадочный комплекс (ВПК), с помощью которого часть экипажа произведет посадку на поверхность Марса и взлет с его поверхности, а также стыковку с МОК на орбите спутника Марса (орбита ожидания);
- корабль возвращения к Земле (КВЗ), с помощью которого экипаж будет возвращен на низкую околоземную орбиту, а затем на поверхность Земли.
- в состав КРТС входят как наземные, так и бортовые подсистемы, которые, взаимодействуя, реализуют систему радиообеспечения МЭК.



► Рисунок 8.2

Схема системы радиообеспечения пилотируемой экспедиции на планету Марс

С точки зрения построения системы радиообеспечения пилотируемой экспедиции на Марс (СРПЭМ) можно рассматривать несколько этапов ее использования.

На **этапе 1** с помощью тяжелых ракет-носителей элементы экспедиционного комплекса будут доставлены на низкую околоземную орбиту высотой 400–450 км, где с помощью сменных бригад «космонавтов-строителей» будут проведены сборка и испытания МЭК. После испытаний на МЭК прибудет экипаж экспедиции, который примет МЭК в эксплуатацию и подготовит к полету на планету Марс. На этом этапе РТК должен обеспечить управление кораблями, доставляющими оборудование на орбиту сборки, контроль проводимых сборочных работ и, наконец, испытания собранного МЭК его элементов, а также контроль доставки на Землю бригад «космонавтов-строителей». Сборочные и проверочные работы на орбите будут производиться круглосуточно, поэтому связь Земля – Космос также должна быть обеспечена круглосуточно.

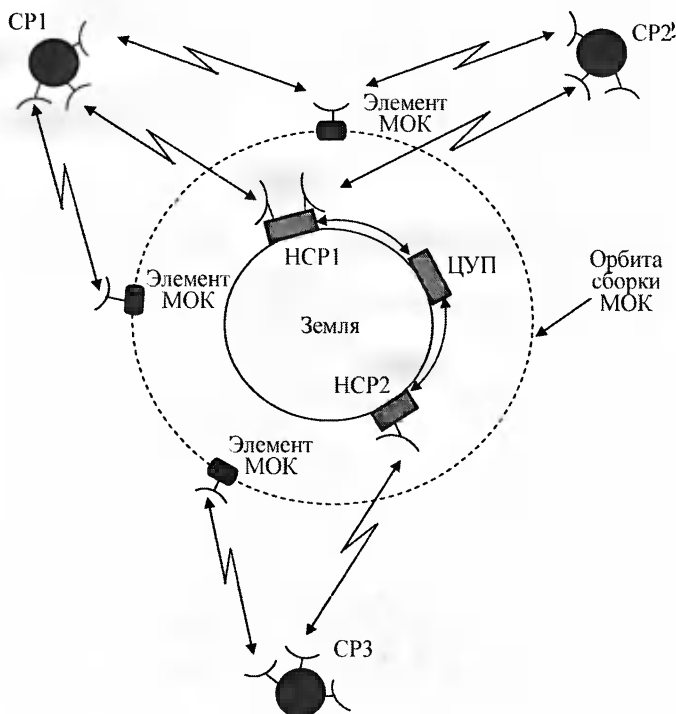


Рисунок 8.3

Схема связи и управления при сборке МОК на орбите спутника Земли

Радиотехническую подсистему для этапа 1 целесообразно базировать на трех СР на геостационарных орбитах (типа Луч-5М) и двух наземных ретрансляционных станциях (НСР), расположенных под Москвой и на Дальнем Востоке (рис. 8.3). Траекторные измерения элементов МЭК при доставке на орбиту и сборке выполняет бортовая аппаратура потребителя системы ГЛОНАСС. Управление подсистемой осуществляется из сектора управления сборкой МЭК ЦУП.

На **этапе 2** осуществляется старт МОК с приземной монтажной орбиты и его перелет Земля – Марс до выхода на низкую марсианскую «орбиту ожидания» (~400 км). На этом этапе **комплексная радиотехническая система должна выполнять следующие задачи по управлению МОК:**

- радиоконтроль орбиты (РКО);
- выдача команд управления;

- обеспечение телефонной связи с экипажем (в симплексном режиме);
- прием нескольких потоков ТМИ и НИ;
- обмен с бортовыми вычислительными устройствами файловой информацией;
- обмен ТВИ;
- связь с космонавтами при их выходе в открытый космос для проведения ремонтных и исследовательских работ.

Магистральные радиолинии (МРЛ) Земля – МОК и МОК – Земля должны строиться с учетом энергетических возможностей МОК.

Связь с МОК следует поддерживать круглосуточно с высокой надежностью, с помощью НКУ в составе 3–4 станций управления (НРТК), оборудованных высокоэффективными антеннами и мощными передатчиками.

Траекторные измерения МОК проводятся по магистральной радиолинии традиционными способами. При этом погрешности измерений не превысят 1 м по дальности и 0,1 мм/с по радиальной скорости при использовании в магистральной радиолинии Ка-диапазона λ_1 и 2 м и 0,2 мм/с при использовании Х-диапазона λ_2 . При необходимости более точного знания орбиты МОК дополнительно проводятся угломерные измерения орбиты МОК с помощью РСДБ.

Управление МОК будет осуществляться из сектора управления МОК ЦУП.

На этапе 3 ВПК с частью экипажа (2–3 человека) отделяется от МОК, который остается на марсианской «орбите ожидания», и выполняет мягкую посадку на поверхность планеты Марс, где космонавты и будут проводить исследования. При этом для расширения района исследований (РИ) они будут использовать марсоход, доставляемый на поверхность Марса в составе ВПК. По окончании исследований экипаж с помощью взлетного модуля (ВМ) стартует с платформы посадочного модуля и выходит на «орбиту ожидания», где стыкуется с МОК.

На этом этапе комплексная радиотехническая система должна обеспечить одновременный и независимый обмен всеми видами информации с МОК и ВПК на всех этапах выполнения программы: 1) отделение от МОК; 2) снижения и мягкой посадки на Марс; 3) пребывания на поверхности Марса и проведения исследований с выходом космонавтов на поверхность Марса; 4) осуществления старта ВМ; 5) выхода ВМ на «орбиту ожидания»; 6) стыковки с МОК. При этом следует иметь в виду, что один из космонавтов не выйдет на поверхность Марса, а остается в ВПК, причем связь

необходимо поддерживать со всеми космонавтами. Кроме того, следует обеспечивать контроль и управление транспортным марсоходом.

Учитывая ограниченные энергетические возможности ВПК и марсохода, обеспечить прямой обмен информацией между ВПК и марсоходом с Землей невозможно. Поэтому связь ВПК и марсохода с Землей должна обеспечиваться с помощью автономных радиолиний ВПК – МОК и марсоход – МОК, использования бортового радиокомплекса МОК в качестве ретранслятора и передач всех видов информации обмена ВПК – МОК и марсоход – МОК в ЦУП по магистральной радиоканалам МОК – Земля, Земля – МОК, параллельно с обменом информацией в интересах МОК.

Подсистема управления ВПК включает в себя автономные радиолинии ВПК – МОК и ВМ – МОК. Информация, передаваемая по этим радиолиниям, ретранслируется на Землю (и обратно) через магистральный радиоканал МОК, принимается средствами НКУ МОК и передается в сектор управления ВПК (рис. 8.4).

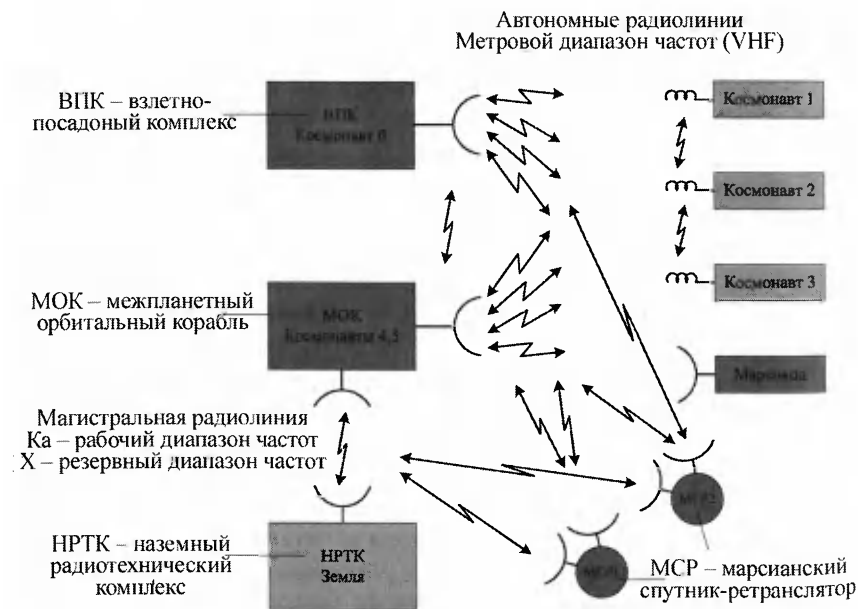


Рисунок 8.4

Радиолинии марсианской экспедиции

При выходе космонавтов на поверхность Марса радиосвязь с ними поддерживается по радиолиниям космонавт – ВПК и космонавт – МОК. Информация этих радиолиний также ретранслируется через магистральную радиолинию МОК на Землю (ЦУП). Связь по направлению ЦУП – космонавт осуществляется путем ретрансляции информации через магистральную линию Земля – МОК. Следует отметить, что связь космонавтов, находящихся на поверхности Марса, с космонавтами, оставшимися в МОК на «орбите ожидания» и в ВПК, осуществляется в *дуплексном режиме*, а с Землей – в *симплексном режиме*. При отсутствии прямой видимости между МОК и космонавтами, находящимися на поверхности Марса, для связи с МОК используются марсианские спутники-ретрансляторы (МСР), выводимые на стационарные орбиты Марса. Обмен информацией между МОК и ВПК, МОК и космонавтами, находящимися на поверхности Марса, а также МОК и марсоходом целесообразно выполнять в метровом диапазоне радиоволн (UHF – ultra-highfrequency и VHF – veryhighfrequency).

Заключительным этапом пилотируемой экспедиции к планете Марс является возвращение экипажа на Землю после завершения перелета МОК с «орбиты ожидания» у Марса к Земле. На подлете к Земле экипаж переходит из МОК в KB3, который отделяется от МОК и за счет торможения переходит на орбиту стыковки с орбитальной станцией (ОС), находящейся на орбите спутника Земли. KB3 стыкуется с ОС и экипаж переходит на борт ОС, где после медицинского контроля необходимое время будет отдыхать и отсюда затем штатными транспортными кораблями ОС будет доставлен на Землю.

Управление KB3 и ОС осуществляется общей системой радиоуправления (рис. 8.5).

В радиолиниях управления ОС и KB3 используется S-диапазон. Энергетический потенциал этих радиолиний при работе с KB3 увеличен по сравнению с их работой с ОС за счет увеличения мощности бортового передатчика и размера бортовой антенны KB3. Эта же система используется при доставке с помощью KB3 экипажа МЭК на МОК на начальном этапе экспедиции.

Система радиоуправления KB3 и ОС обеспечивает выдачу команд управления, прием ТМИ и ТВИ, обмен ТЛФИ и цифровой информацией (ЦИ), а также передачу и прием сигналов траекторных измерений. В состав системы радиоуправления входит несколько (4–5) станций слежения, равномерно расположенных по долготе на

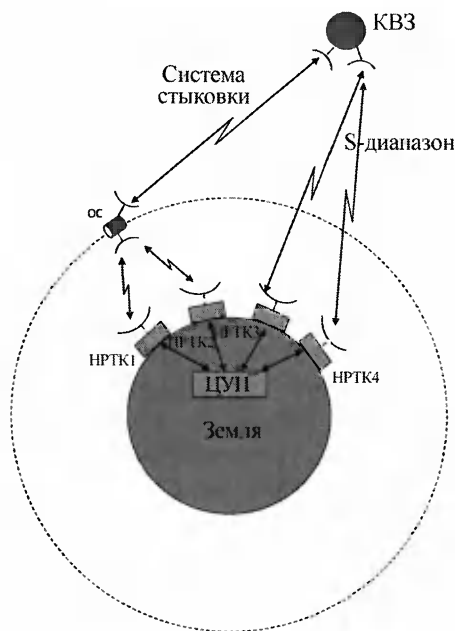


Рисунок 8.5

Схема связи с KBZ и ОС

территории страны, соответствующий сектор ЦУПа и космическая ретрансляционная система на базе ИСЗ типа «Луч». При проведении операций стыковки KBZ с МОК, ВК с МОК, KBZ с ОС используются автономные радиотехнические системы типа «Игла».

Информация, циркулирующая в радиолиниях комплексной радиотехнической системы управления

Наиболее высокие требования по значению энергетического потенциала в процессе реализации пилотируемой экспедиции к Марсу предъявляются к магистральной радиолинии связи МОК-Земля. Для определения необходимого энергетического потенциала этой радиолинии нужно оценить циркулирующие по ней потоки информации. Виды информации, циркулирующей по МРЛ, и их ориентировочные скорости информационного обмена указаны в табл. 8.1. При рабочем проектировании они будут уточнены и, скорее всего, увеличены.

Часть сеанса, проводимая
Восточным центром ДКС

Часть сеанса, проводимая
Западным центром ДКС

Закладка программ на
автоматическую работу
бортовых систем между
сеансами связи

Команды на включение бортовой
аппаратуры и выбор режима работы

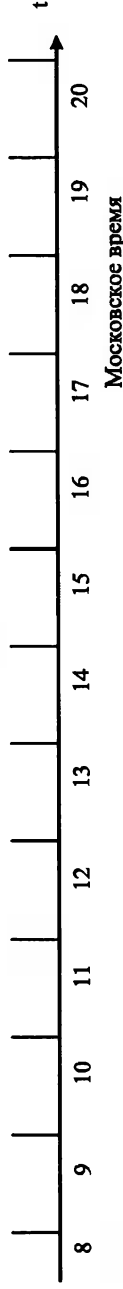
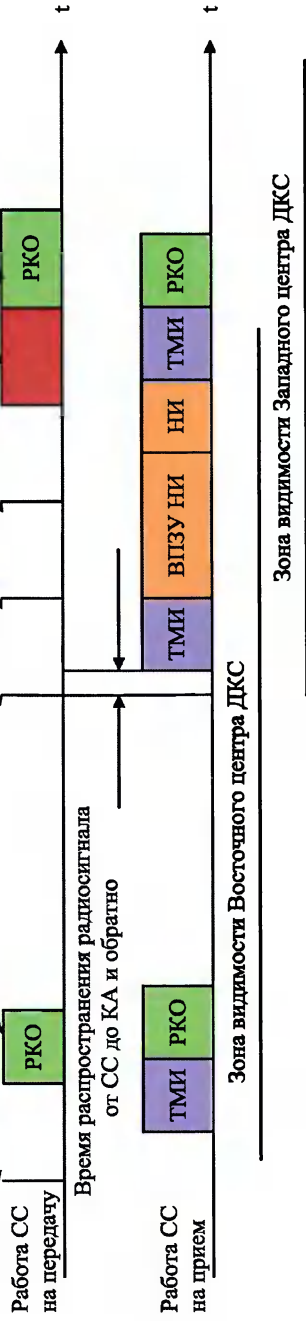


Рисунок 1.3

Структура типового сеанса связи с ДКА

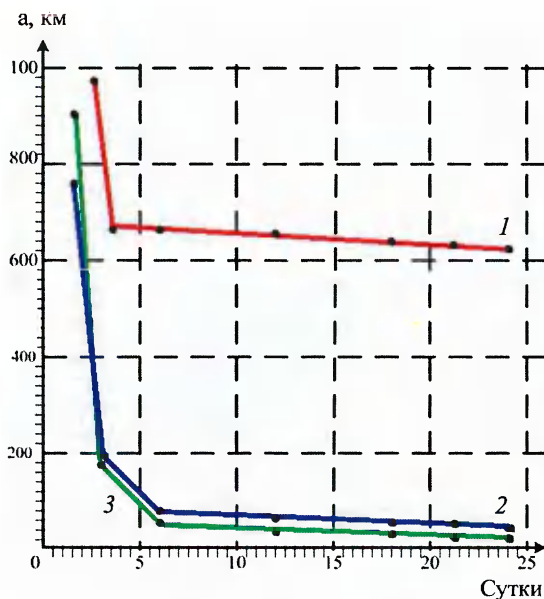


Рисунок 2.7

Графики зависимости большой полуоси эллипса ошибок от длительности мерного интервала: 1 соответствует измерениям R , $\dot{R}$ из Уссурийска и Евпатории, с $\sigma R = 20$ м, $\sigma \dot{R} = 1$ мм/с; 2 соответствует дополнительному привлечению ИББ-измерений от одной базы Евпатория – Уссурийск; 3 соответствует привлечению ИББ-измерений от двух баз Евпатория – Уссурийск и Уссурийск – Медвежье озеро

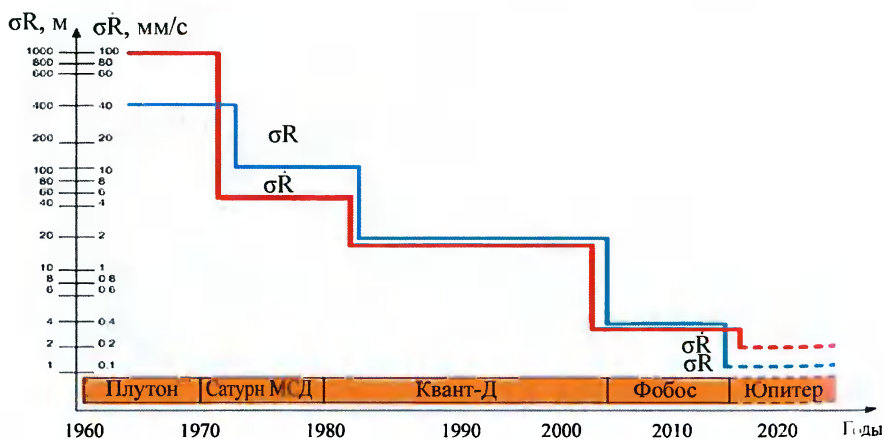


Рисунок 2.8

Графики измерения погрешностей траекторных измерений



Рисунок 4.1
Антенна АДУ-1000

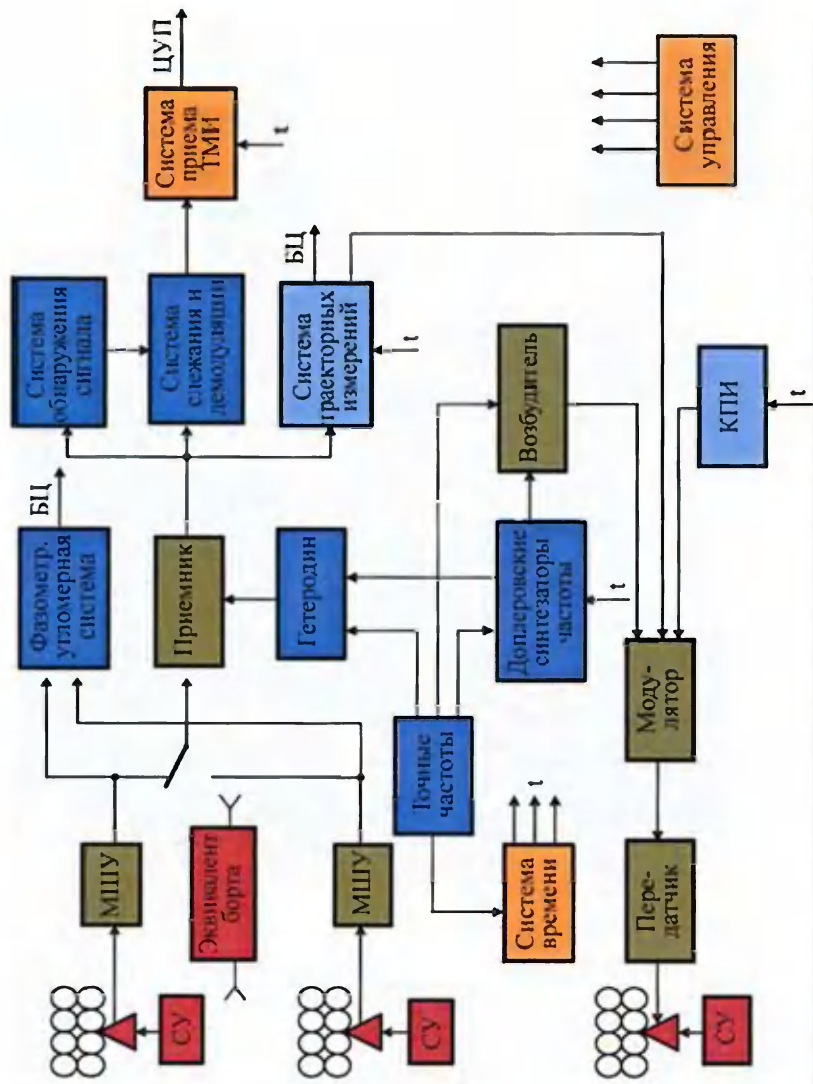


Рисунок 4.4
Схема НРТК «Плутон»

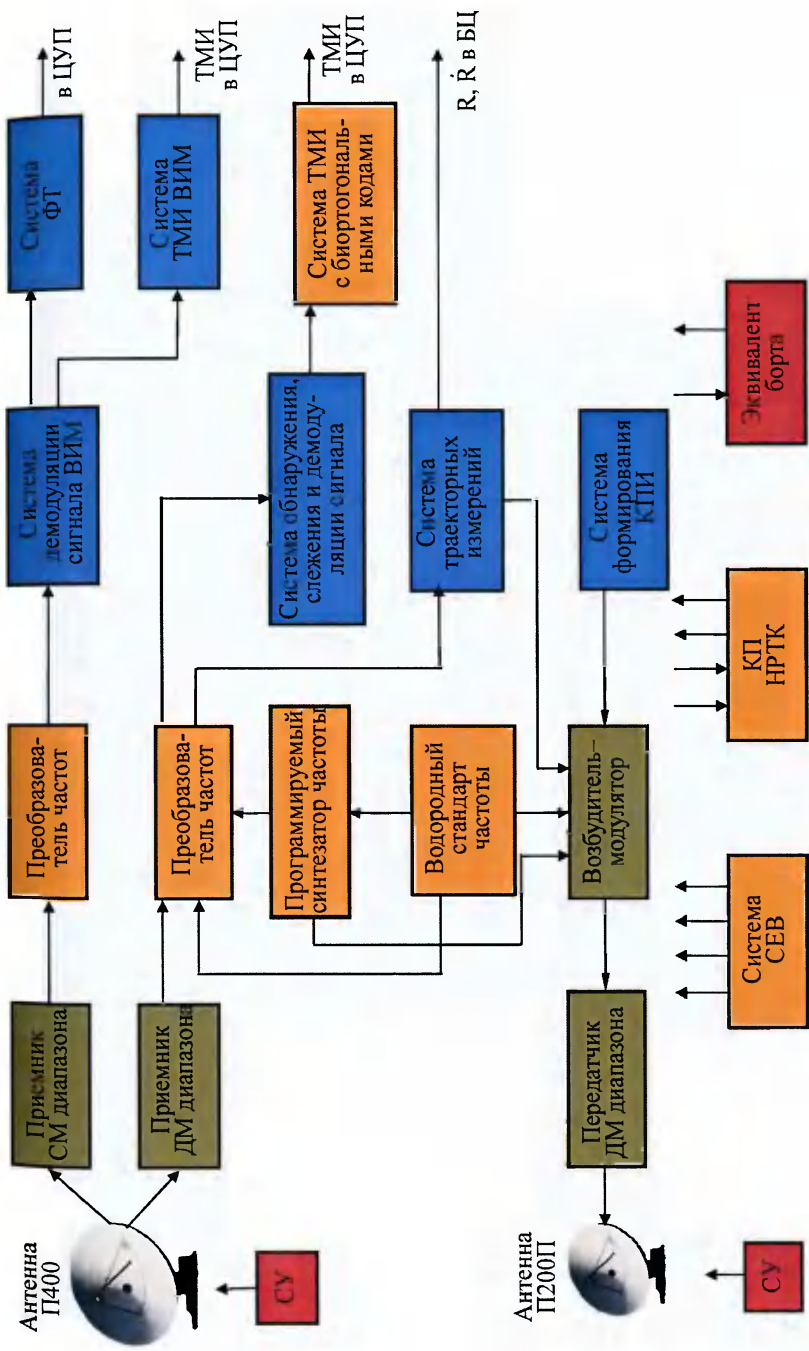


Рисунок 4.6
Схема НРТК «Сатурн-МСД»



Рисунок 4.7
Антенна П400



Рисунок 4.8
Антенна П200П



Рисунок 5.1
Размещение НРТК «Квант-Д» на площадке 3 в г. Евпатория



Рисунок 5.2
Антенна КТНА-200



Рисунок 5.3
Монтаж антенной системы П2500 в г. Евпатория



Рисунок 5.4

Антенная система П2500 в г. Уссурийск

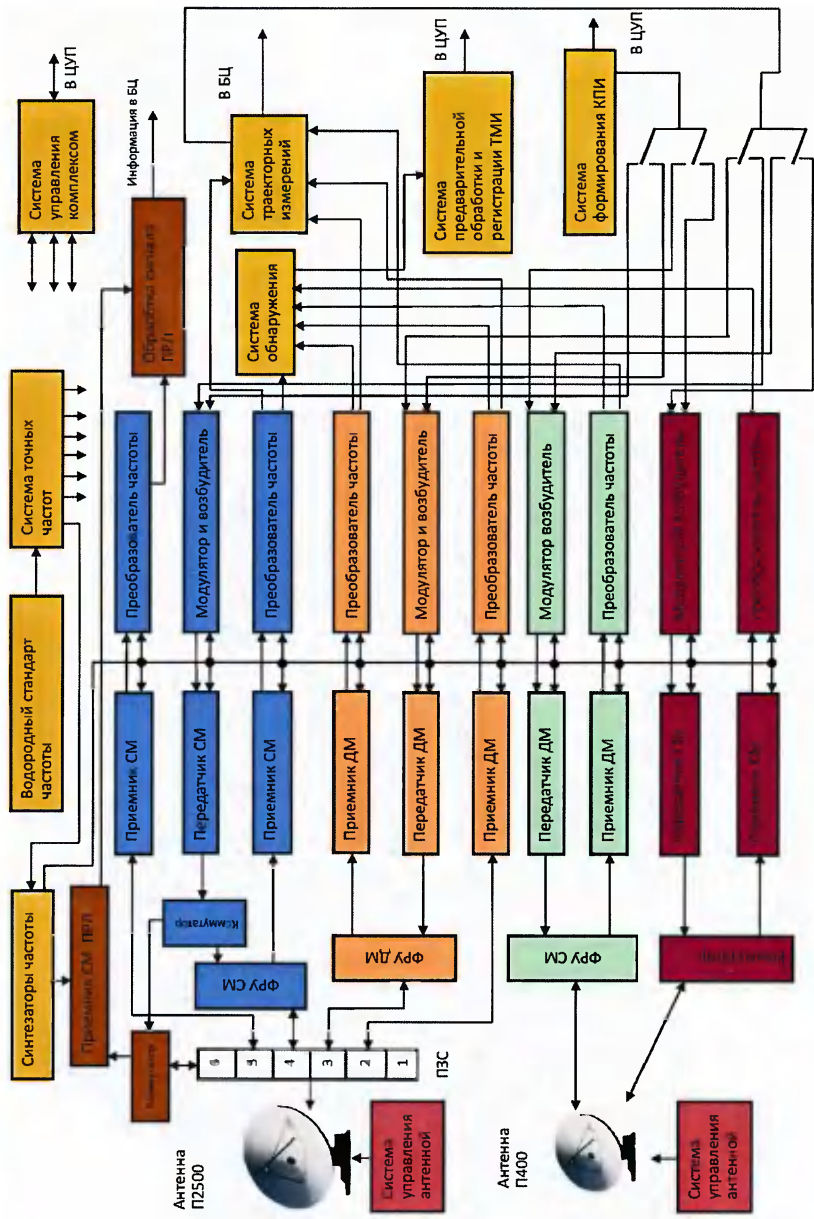


Рисунок 5.5

Схема НРТК «Квант-Д» в г. Евпатория



а)



б)



в)



г)

Рисунок 5.8

Панорамные изображения поверхности планеты Венера, переданные станциями «Венера-13» (а, б) и «Венера-14» (в, г)

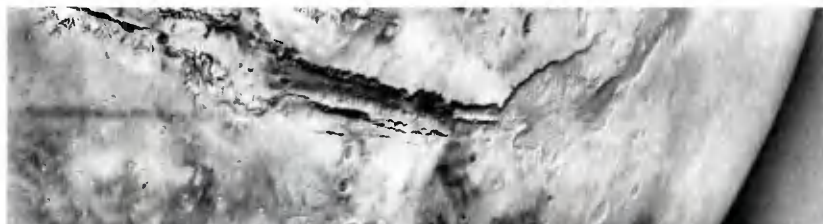


Рисунок 5.13

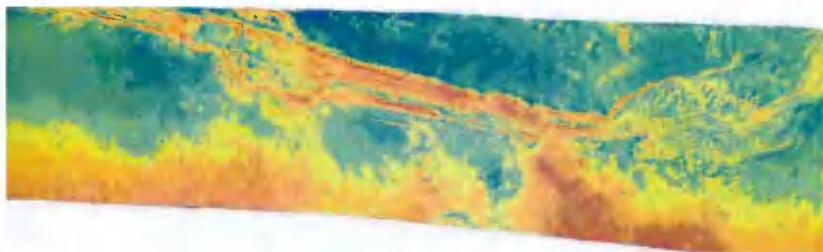
Фотография кометы Галлея, полученная со станций «Вега-1», «Вега-2»



а)



б)



в)

Рисунок 5.15

Панорамы поверхности планеты Марс, снятые прибором Термоскан в тепловой области спектра (*а*), в видимой области спектра (*б*) и карта тепловой инерции поверхности этого района (*в*)



Антенная система П2500



Средства автоматизированного управления

Аппаратный зал НРТК «Фобос»



Система управления антенной системы П2500



РПУ X-диапазона

Рисунок 6.1

Внешний вид оборудования НРТК «Фобос»



Рисунок 6.3
Антенна ТНА-57

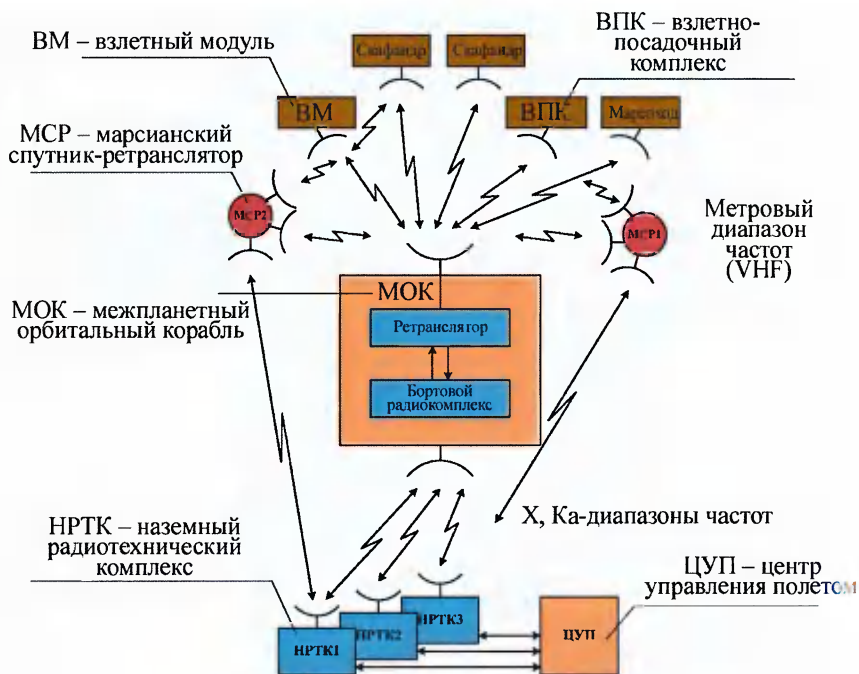


Рисунок 8.2

Схема системы радиообеспечения пилотируемой экспедиции на планету Марс

Таб. илл 8.1

Информация, циркулирующая по магистральному каналу МОК – Земля, Земля – МОК

Ответные радиолинии			Запросные радиолинии			
Радиолинии	Виды информации	Скорость передачи информации, Мбит/с	Рабочий диапазон	Радиолинии	Виды информации	Скорость передачи информации, Мбит/с
МОК – Земля информация управления МОК	ТМИ (2 потока) ТВИ (2 канала) ТЛФИ (3–4 канала) ИИ, ЦИ, РКО	15	Ка Х (рез.)	Земля – МОК Информация управления МОК	КТИ ТВИ ТЛФИ(3–4 канала) ЦИ, РКО	7 Ка Х (рез.)
ВПК (ВМ) – МОК	ТМИ ТВИ ТЛФИ НИ, ЦИ, РКО	7	УHF ретранс. через МОК	Земля – ВПК (ВК) – МОК	КТИ ТЛФИ ЦИ, РКО	УHF, ретранс. через МОК
Марсоход – МОК	ТМИ ТВИ ИИ, ЦИ	7	УHF ретранс. через МОК	МОК – марсоход	Все виды информации	УHF, ретранс. через МОК
Космонавты – Земля (2–3 канала)	ТЛФИ ТМИ ЦИ	0,6	УHF ретранс. через МК через МК	Земля – кос- монавты (2–3 канала) (2–3 канала)	ТЛФИ ЦИ	УHF, ретранс. через МОК
Магистр. канал МОК – Земля (МК)	Все виды информации	30	Ка Х (рез.)	Магистр. радиолиния Земля – МОК	Все виды информации	7,5 Ка Х (рез.)

В таблице приняты обозначения: ТМИ – телеметрическая информация, ТВИ – телевизионная информация, ТЛФИ – телефонная (речевая) информация, ЦИ – цифровая информация обмена между бортовыми и наземными ЭВМ, РКО – радиоконтроль орбиты (траекторные измерения), НИ – научная информация, КПИ – командно-программная информация.

Обеспечить прием на Земле таких больших объемов информации можно, используя:

- коротковолновую часть радиодиапазона Ка (31,8–32,3 ГГц) в радиоканале МОК – Земля;
- большие бортовые антенны (диаметр зеркала 4–6 м);
- большие наземные антенны с площадью до 10 тыс. м², построенные на принципе суммирования сигналов с большого количества (до 400) сравнительно малых антенн (диаметр зеркала 12 м), сигналы с которых суммируются (рис. 8.6);
- большие мощности передатчика на борту (до 1 кВт).

Расчет объема информации, передаваемой по каналу МОК – Земля (табл. 8.1), произведен без сжатия информации на борту МОК. Использование сжатия информации на борту МОК в 3–5 раз позволит увеличить объем первичной (без сжатия) информации, передаваемой по каналу МОК-Земля.

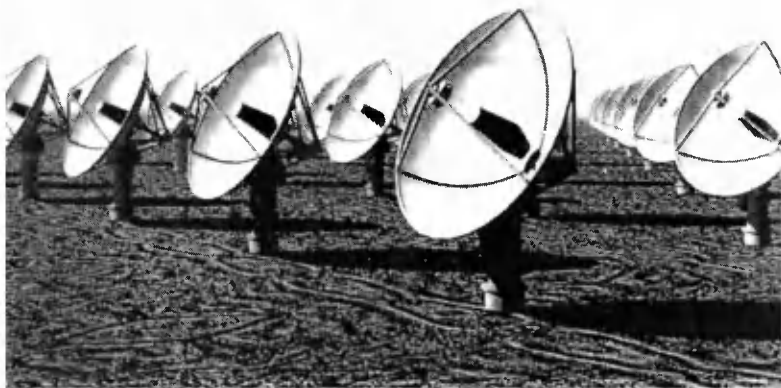


Рисунок 8.6

Высокоэффективная антенна с использованием принципа суммирования сигналов с ряда малых антенн

Выбор рабочих диапазонов магистральных радиолиний комплексной радиотехнической системы управления

Большое значение при построении космической радиолинии имеет выбор рабочего диапазона радиоволн.

Для обеспечения проведения марсианской пилотируемой экспедиции скорость передачи информации, которой будут обмениваться по магистральной радиолинии ЦУП и МОК по сравнению с автоматическими КА возрастает не менее чем на два порядка. Это означает, что соответственно возрастает ширина спектра передаваемых сигналов. Поэтому, для построения КРТС МЭК необходимо выбирать рабочие частоты в участках диапазона Ка (λ_1), у которых разрешенная для использования полоса частот составляет 500 МГц (31,8 – 32,3 ГГц, 34,2 – 34,7 ГГц).

Для обеспечения совместимости радиотехнической системы, создаваемой для российской пилотируемой экспедиции на Марс, с соответствующими системами, разрабатываемыми другими государствами, целесообразно при выборе рабочих диапазонов, видов модуляции, структуры сигналов, видов кодирования и др. выполнять рекомендации CCSDS.

Следует иметь в виду, что скорость информационного обмена в магистральных радиолиниях МОК – Земля и Земля – МОК будет максимальной только при выполнении самых напряженных этапов экспедиции: выход на орбиту Марса, посадка и взлет с Марса. На большей части времени перелетов Земля – Марс и Марс – Земля скорость передачи информации в магистральных линиях будет значительно ниже и вполне можно будет использовать Х-диапазон. Поэтому в составе КРТС МЭК кроме магистральных радиолиний Ка-диапазона необходимо иметь резервные радиолинии Х-диапазона (λ_2): Космос – Земля – 8400–8450 МГц; Земля – Космос – 7145–7190 МГц, что значительно повысит надежность выполнения программы.

Структура сигналов в радиолиниях комплексной радиотехнической системы управления

Сигнал, передаваемый по радиолинии МОК – Земля, имеет две составляющие – на двух «ортах» (т.е. сдвинутые на $\pm 90^\circ$ по фазе) оди-

наковой мощности. Передача информации на двух «ортах» позволяет в два раза уменьшить полосу пропускания в радиоканалах. По одной составляющей передается информация, формируемая на МОК, в том числе ответный сигнал запроса дальности системы траекторных измерений. Вторая составляющая представляет собой информацию со спускаемого аппарата (ВПК), передаваемую на МОК по метровой радиолинии и ретранслируемую на Землю через магистральный радиоконкомплекс МОК.

Таким же образом ретранслируются на Землю сигналы связи с космонавтами на поверхности Марса, марсоходом и ВМ. Аналогично построены радиолинии Земля-ВПК.

В радиолиниях будут использоваться фазовая модуляция несущей частоты (с подавлением несущей) и временное уплотнение передаваемой информации.

Зависимость энергетического потенциала магистральных радиолиний комплексной радиотехнической системы управления от площади наземных антенн

При расчете энергетического потенциала искомой величиной является эффективная площадь наземной антенны, необходимой для приема ЦИ со скоростью 30,0 Мбит/с при λ_1 и 8,0 Мбит/с при λ_2 для нескольких значений мощности бортового передатчика. При этом эффективная площадь наземной антенны имеет вид:

$$S_{\text{эф.пм}} = \frac{H_{\text{пор}} R_{\text{max}}^2 \lambda^2 K T_{\text{шэкв}}}{P_6 S_{\text{эф6}}},$$

где $H_{\text{пор}} = \left(\frac{E_6}{N_0} \right)_{\text{пор}}$ $S_{\text{ТМИ}}$ – пороговый потенциал, при котором

обеспечивается прием ЦИ с заданной скоростью $S_{\text{ТМИ}}$; E_6 – энергия, необходимая для передачи по радиолинии одного бита информации; N_0 – удельная спектральная плотность шума на 1 Гц полосы на входе

приемного устройства (при использовании турбокода $\left(\frac{E_6}{N_0} \right)_{\text{пор}}$ ра-

вен 1); P_6 – мощность бортового передатчика; $S_{\text{эф6}}$ – эффективная

площадь бортовой передающей антенны; R – дальность до КА; λ – рабочая длина волны; $K = 38 \cdot 10^{-23}$ постоянная Больцмана; $T_{ш_{э\text{кв}}}$ – эквивалентная температура шума приемной системы.

При расчете использовались следующие значения: рабочие диапазоны – $\lambda_1 = 0,94$ см, $\lambda_2 = 3,6$ см; диаметр бортовой антенны – 3 м; максимальная дальность до КА – 380 млн км; $T_{ш_{э\text{кв}}}$ равна 140 К при λ_1 и $T_{ш_{э\text{кв}}}$ равна 25 К при λ_2 . Для обеспечения надежной работы радиолинии при λ_1 принят запас $q = 3$ дБ, при λ_2 – 10 дБ (табл. 8.2).

Таблица 8.2

Результаты расчетов площади антенн

λ , см	$S_{эф}$, м ² при P , кВт, равном					
	0,1	0,2	0,5	1,0	2,0	5,0
$\lambda_1 = 0,94$ см	25000	12500	5000	2500	1250	500
$\lambda_2 = 3,5$ см	3300	1650	660	330	165	66

Как видно из таблицы, требуемая эффективная площадь наземной антенны определяется возможностями системы энергоснабжения МОК для обеспечения необходимой мощности бортового передатчика. Для имеющихся сегодня в России и США наземных антенн, с диаметром зеркала 70 м прием ЦИ со скоростью $\sim 30,0$ Мбит/с при λ_1 , возможен при мощности бортового передатчика 1–2 кВт. При уменьшении мощности передатчика до 0,1–0,2 кВт, необходимая площадь наземных антенн должна возрасти до 12 500–25 000 м², что невозможно реализовать на практике. В диапазоне λ_2 для приема информации со скоростью до 8 Мбит/с на существующие 70-метровые антенны потребуется мощность бортового передатчика 0,2 кВт.

Повысить эффективную площадь наземных приемных антенн на 1–2 порядка возможно, создав фазированную антенную решетку из большого количества сравнительно небольших антенн (6–12 м), принимаемые от которых сигналы будут складываться, а суммарный сигнал будет использоваться для дальнейшей обработки. Поэтому в дальнейшем существующие 70-, 64-метровые антенны НКУ ДКА использовать нецелесообразно. В США уже сегодня начаты работы по созданию высокоэффективной антенны с использованием принципа суммирования сигналов с нескольких антенн (рис. 8.6).

Так как объем информации, передаваемой по запросной радиолинии значительно меньше, чем объем информации, передаваемой по ответной радиолинии, эффективная площадь наземной передающей антенны, необходимая для передачи этой информации, оказывается существенно меньше, чем в обратной радиолинии. В диапазоне λ_1 при мощности наземного передатчика 7 кВт, диаметре бортовой антенны 3 м для передачи информации со скоростью 7 Мбит/с необходима площадь наземной антенны порядка 300 м² (диаметр зеркала 25 м). В диапазоне λ_2 при мощности наземного передатчика 20 кВт и диаметре бортовой антенны 3 м для передачи информации со скоростью 7 Мбит/с необходима площадь наземной антенны 65 м² (диаметр зеркала 10 м).

| Спутниковая подсистема связи

Находясь на «орбите ожидания», МОК выполняет роль СР по передаче на Землю и обратно информации управления, телеметрии, телевидения и телефона от экипажа и ДКА, участвующих в операциях посадки на поверхность планеты, проведения исследований на поверхности, взлета и стыковки с МОК ВМ с экипажем (см. рис. 8.2).

Радиолинии, по которым происходит обмен информацией управления Земля – МОК и МОК – Земля, называются *магистральными* и работают в Ка-диапазоне радиоволн. По этим же радиолиниям производится обмен информацией между Землей, ВПК, ВМ, марсоходом и космонавтами, проводящими исследования на поверхности Марса, путем ретрансляции этой информации бортовым ретранслятором МОК.

Радиолинии, по которым осуществляется связь между МОК и объектами МЭК – ВПК (ВМ), марсоходом и космонавтами, проводящими исследования на поверхности Марса, называются *автономными*. Работают они в метровом диапазоне радиоволн (VHF, UHF).

При создании СРПЭМ пилотируемой экспедиции к Марсу необходимо учитывать особенности взаимного движения Земли и Марса, а также их движения вокруг Солнца. Земля вращается вокруг своей оси с периодом 24 ч. Марс вращается вокруг своей оси с периодом 24 ч 37 мин. В тоже время Земля и Марс движутся по своим орбитам вокруг Солнца. Поэтому МОК, находящийся на «орбите ожидания», будет на некоторое время заходить за Марс и не будет виден с Земли, т.е. не сможет выполнять ретрансляцию сигналов посадочного комплекса на Землю. В таком случае для связи экспе-

диционного посадочного комплекса с Землей можно использовать специально создаваемую припланетную спутниковую подсистему связи (СПС), входящую в состав СРПЭМ и включающую в себя два марсианских спутника-ретранслятора МСР, выводимых на стационарные орбиты Марса (высота над поверхностью 17 тыс. км) с точками стояния, обеспечивающими взаимную видимость Земли, МСР, МОК и РИ на поверхности Марса. Точки стояния СР должны быть разнесены по долготе таким образом, чтобы хотя бы один спутник «видел» Землю при заходе за Марс другого, за счет вращения Марса вокруг своей оси, а РИ на поверхности Марса спутники «видели» постоянно (рис. 8.7).

Резервные магистральные радиолинии МОК – МСР1 (МСР2) – Земля и Земля – МСР1 (МСР2) – МОК работают в Ка-диапазоне радиоволн (см. рис. 8.4).

Резервные автономные радиолинии МСР1 (МСР2) – ВПК, ВМ, марсоход и космонавты на поверхности Марса работают в метровом диапазоне радиоволн. Очевидно, что пропускная способность радиолиний, работающих с Землей через МОК, будет значительно

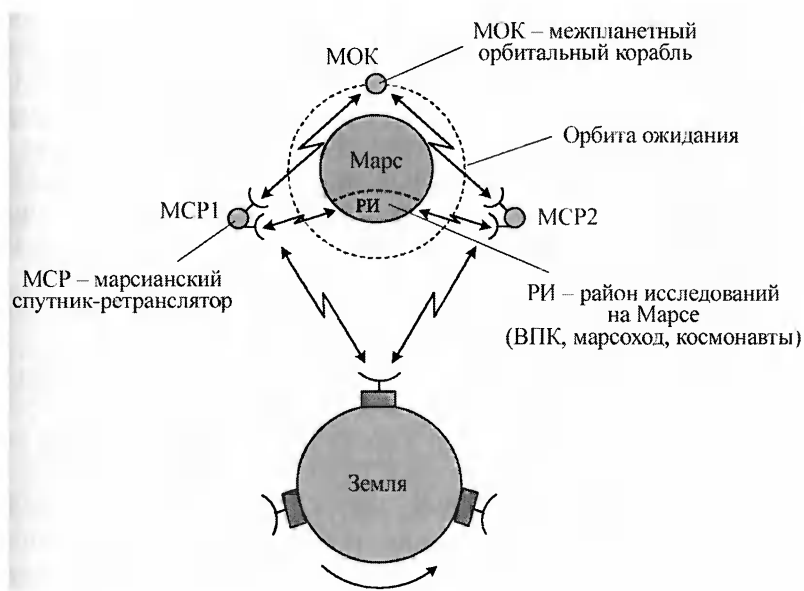


Рисунок 8.7

Схема связи при заходе МОК за планету Марс

выше, чем радиолиний, работающих через СПС, ввиду разницы их энергетических потенциалов. Однако пропускная способность СПС достаточна для обеспечения телефонной связи между ЦУП'ом и космонавтами и передачи в ЦУП сокращенных потоков ТМИ, по которым можно судить о работоспособности всех систем, участвующих в экспедиции.

Кроме обеспечения экспедиции связью с Землей, СПС решает вторую задачу – связь космонавтов и средств, работающих на поверхности Марса, между собой (см. рис. 8.4), причем для разделения каналов связи и управления в магистральных радиолиниях используются различные методы уплотнения информации – фазовое, временное, кодовое и др. При этом формируются отдельные каналы связи для работы с МОК, МСР1, МСР2, ВПК, марсоходом и космонавтами. Для работы МОК с Землей резервным является X-диапазон. Информацию от экспедиционного комплекса, находящегося на поверхности Марса, МОК может принимать, только находясь в зоне видимости экспедиционного комплекса. Так как высота орбиты МОК над поверхностью Марса невелика (< 400 км), то МОК достаточно быстро уходит за горизонт и прием информации прекращается.

В тоже время МСР, выведенный на стационарную орбиту таким образом, чтобы его точка стояния по долготе была близка к долоте расположения экспедиции на поверхности Марса, имеет постоянную связь с экспедицией и может постоянно ретранслировать информацию на Землю. И только когда МСР будет заходить Марса за счет его вращения, связь с Землей будет прерываться. Для решения этой проблемы можно использовать два МСР, выводимых на орбиту таким образом, чтобы при заходе одного из них за Марс второй видел Землю (см. рис. 8.7).

Для управления МСР, выводимых на стационарную орбиту Марса, наиболее целесообразно использовать те же наземные средства из состава НКУ ДКА, которые используются для управления МОК. Для этого достаточно сформировать в составе НРТК, управляющего ДКА, соответствующие каналы приема и передачи для обмена информацией управления с МСР (КПИ, информация квитирования команд, телеметрии и информация траекторных измерений). Этот канал управления должен работать в Ka-диапазоне и резервном X-диапазоне частот. Хотя МСР выводятся на стационарные орбиты планеты, но порядок проведения траекторных измерений марсианского стационарного спутника будет отличаться от порядка траекторных измерений геостационарного спутника.

При выполнении траекторных измерений спутников, располагаемых на геостационарных орбитах, основными измеряемыми навигационными параметрами являются наклонная дальность между СР и станцией слежения и угловое положение линии визирования станции слежения – СР в двух плоскостях – углу места и азимуту [19]. Для этих параметров отработана надежная методика баллистических расчетов, обеспечивающая необходимую точность определения точки стояния СР.

Радиальная составляющая скорости геостационарного СР в качестве параметра навигационных измерений не используется ввиду малой производной этого параметра (информационной ценности), поскольку в процессе проведения сеанса траекторных измерений взаимное расположение станции слежения и геостационарного спутника практически не меняется, соответственно не меняется и доплеровское смещение частоты, характеризующее параметры орбиты.

При построении системы траекторных измерений для спутника, расположенного на стационарной орбите Марса, воспроизвести земную схему измерения дальности и угловых значений положения линии визирования станции слежения – спутник затруднительно. Но положение меняется, если для траекторных измерений стационарного спутника на марсианской орбите в качестве измерительной станции используется станция слежения, расположенная на Земле (ЦДКС). Для этой станции за счет взаимного движения Земли и Марса марсианский стационарный спутник изменяет свое положение относительно земной станции слежения значительно (его орбита со станции слежения видна в различное время под разными углами). Это приводит к доплеровскому смещению частоты в радиоканале за счет взаимного движения спутника и станции слежения, которое будучи измеренным, несет информацию о форме орбиты спутника.

Используя традиционные измерения R и $\dot{R}$ марсианского стационарного спутника, земной станцией слежения (или двумя станциями) можно определить орбиту стационарного спутника и, следовательно, его точку стояния.

Обеспечение радиосвязи

между дальним космическим аппаратом и Землей, при заходе дальнего космического аппарата за Солнце

При осуществлении экспедиции на Марс на этапе перелета ДКА к Марсу всегда имеется участок полета, при котором между ДКА и Землей оказывается Солнце.

Известно [12], что при приближении радиолуча Земля – ДКА к Солнцу, радиолуч попадает в область сильно ионизированной солнечной плазмы (рис. 8.8). При приближении радиолуча к поверхности Солнца действие солнечной плазмы на радиосигнал усиливается, что приводит к размытию спектра радиосигнала и ряду других эффектов. При дальнейшем приближении радиолуча к Солнцу размытие спектра радиосигнала становится настолько большим, что радиосистема перестает выделять сигнал и радиосвязь между ДКА и Землей прекращается.

Эти же процессы повторяются в обратном порядке при выходе радиолуча из-за Солнца. Время отсутствия радиосвязи при Заходе ДКА за Солнце зависит от рабочей частоты радиосистемы связи, ее

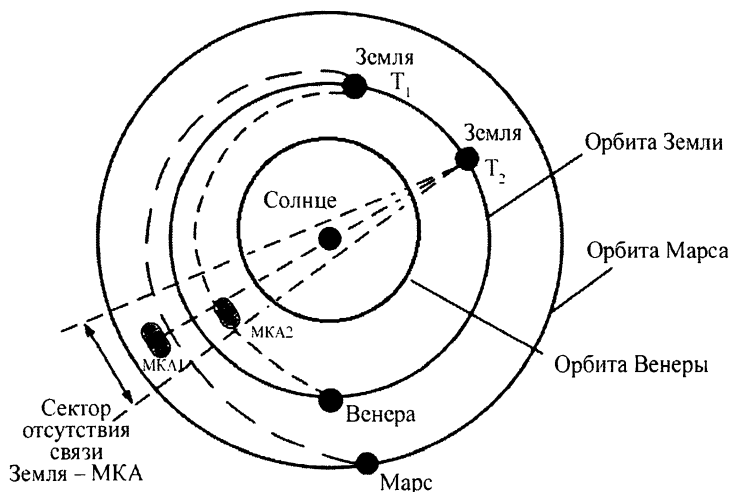


Рисунок 8.8

Взаимное положение планет Земля, Марс, Венера и межпланетных космических аппаратов при их полетах к планетам Марс и Венера

характеристик и может составлять от 6 до 14 дней. То же самое будет происходить при его возвращении МОК к Земле.

При полетах к планетам автоматических ДКА, у которых бортовое оборудование работает в автоматическом режиме, такой перерыв в радиосвязи допустим.

Перерыв радиосвязи на несколько суток при выполнении пилотируемых полетов крайне нежелателен. Поэтому должны быть приняты меры к исключению перерыва связи.

Обеспечение радиосвязи ДКА с Землей при заходе ДКА за Солнце может быть обеспечено при использовании космического ретранслятора сигналов (КРС), устанавливаемого в точке либрации системы Солнце – Земля.

В составе системы Солнце – Земля имеется пять точек либрации (точки Лагранжа). Для размещения КРС могут использоваться точки L4 либо L5 (рис. 8.9).

При работе с ДКА через КРС используется радиоканал наземная станция – КРС (рис. 8.10). В состав радиоканала входят запросная и ответная радиолинии, работающие в X-диапазоне радиоволн в режиме модуляции BPSK на двух ортогональных поднесущих каждый. При этом для связи с КРС на Земле используется та же аппаратура, с помощью которой осуществляется управление ДКА. На одной поднесущей в каждой радиолинии передается информация обмена с ДКА, на второй информация управления КРС.

В состав радиоканал КРС – ДКА также входят две радиолинии – запросная и ответная, работающие в Ka-диапазоне.

В составе радиоконкомплекса КРС имеется преобразователь частоты преобразующий сигнал запросной радиолинии наземная станция – КРС X-диапазона в сигнал запросной радиолинии КРС-ДКА диапазона Ka, и сигнал ответной радиолинии ДКА-КРС Ka-диапазона в сигнал радиолинии КРС – наземная станция X-диапазона.

Для работы через КРС в составе радиоконкомплекса ДКА используется приемоответчик Ka-радиодиапазона.

Описанная Система связи может использоваться так же для обеспечения непрерывной связи с постоянно действующей обитаемой базой на поверхности Марса, и космическими станциями на орбите вокруг Марса, когда они за счет движения Марса по своей орбите будут периодически заходить за Солнце относительно Земли.

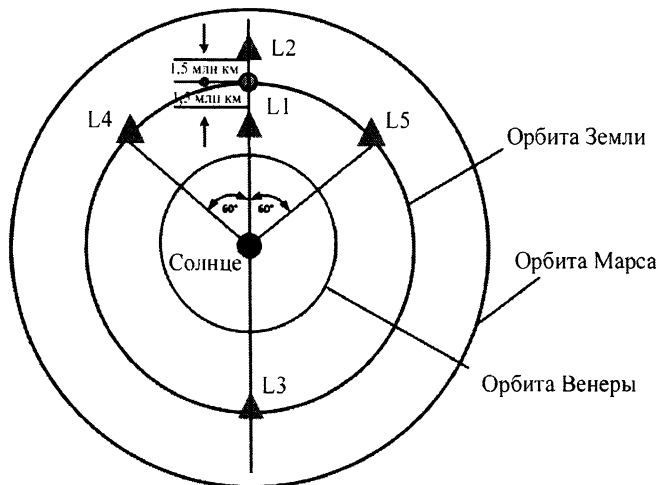


Рисунок 8.9

Точки либрации (точки Лагранжа) системы Солнце – Земля

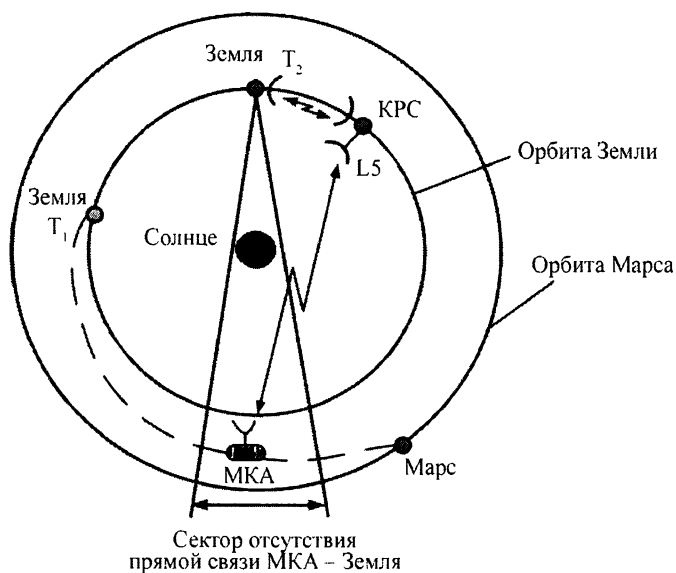


Рисунок 8.10

Связь Земля – ДКА, при заходе ДКА за Солнце

— II —

ОБРАБОТКА ТРАЕКТОРНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ И ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

9

Модель движения космического аппарата

10

Первичная обработка наземных траекторных измерений

11

Методы и алгоритмы определения параметров движения космических аппаратов

12

Алгоритм совместной обработки траекторных и бортовых измерений

13

Уточнение астрономических постоянных по данным наземных траекторных измерений

Управление КА опирается на решение навигационных задач, обеспечивающих определение параметров его движения по данным измерений и возможность их прогнозирования, которое необходимо для выполнения маневров, расчета целеуказаний для наземных средств и планирования работы бортовой аппаратуры.

Отличительная черта навигационного обеспечения КА дальнего космоса – высокие требования, предъявляемые к точности знания орбитальных параметров и большая сложность ее достижения.

Эффективность проводящихся маневров и коррекций траектории в значительной степени зависит от точности знания орбитального движения КА, поскольку ошибки определения орбиты до проведения маневра суммируются с ошибками исполнения и приводят к искажению целевых параметров, обеспечивающих приведение КА в заданную точку пространства с заданной скоростью и в заданный момент времени.

Особенно высокие требования предъявляются при сближении КА с планетой-целью, перед посадкой аппарата на поверхность планеты и других важных участках траектории.

Высокая точность необходима также для навигационной привязки данных, полученных в результате решения целевой задачи КА, например, при составлении карты планеты по данным научной аппаратуры.

Начиная с первых отечественных КА «Венера-1» и «Марс-1», предназначенных для исследования дальнего космоса, до настоящего времени в качестве штатных радиотехнических средств используются траекторные измерения дальности и доплеровского смещения частоты сигнала. Определение и прогнозирование орбит межпланетных КА значительно усложняется из-за большого удаления от наземных измерительных средств. Наибольшие трудности вызывает определение координат аппарата в плоскости, ортогональной линии визирования (направление измерительный пункт – КА), поскольку измерения дальности и радиальной скорости на коротком интервале времени не позволяют определить эти параметры с достаточно высокой точностью. Для их надежного определения необходимо, чтобы на интервале обработки измерений линия визирования сущест-

венно изменила свое направление относительно инерциальной системы координат. В то же время на расстояниях сотен миллионов километров значительное изменение положения КА и измерительного пункта в пространстве приводит к небольшому изменению направления на КА. Если бы на протяжении всего полета КА двигался по пассивной траектории, то для определения параметров его движения было бы достаточно измерений, полученных с одной наземной станции.

Измерения собираются на протяженном интервале измерений и обрабатываются совместно с уточнением орбитальных элементов аппарата. Например, для траектории перелета к Марсу этот интервал составляет несколько месяцев, а на орбите искусственного спутника Марса (ИСМ) 2–3 недели.

Отличия фактической траектории функционирующего КА от пассивной траектории

- КА выполняет маневры и коррекции траектории.
- Работа реактивных двигателей системы ориентации вызывает возмущения в движении центра масс КА.
- Если для ориентации используется система электро-механических исполнительных органов (ЭМИО), то возмущения в движении центра масс возникают в процессе их разгрузки.
- При изменении ориентации КА в пространстве, изменяется площадь и геометрия поверхности аппарата, на которую попадают солнечные лучи, что приводит к трудностям при моделировании влияния давления солнечного излучения на движение КА.

Неотъемлемой частью навигационных задач дальних КА является математическая модель, позволяющая при помощи конечного набора параметров описать движение КА, и записывающаяся, как правило, в виде системы обыкновенных дифференциальных уравнений. Соответствие выбранной модели действительности определяется тем, насколько точно описаны гравитационные и негравитационные возмущения, оказывающие влияние на движение КА; чем точнее модель, тем достовернее она позволяет прогнозировать движение КА, и тем меньше она привносит систематических ошибок в обработку траекторной информации.

Из сказанного выше вытекает необходимость на ответственных участках траектории определять орбиту по измерениям, проведенным на относительно коротких интервалах времени,

где принятая модель соответствует фактическому движению аппарата.

Дополнительные измерения наклонной дальности и радиальной скорости штатных радиотехнических систем, необходимых для достижения требуемой точности

- Радиоинтерферометрические измерения со сверхдлинной базой (РСДБ).
- Различные виды автономных измерений, выполненные с борта КА.
- Телеметрические данные о работе бортовых систем.
- Астрометрические измерения углового положения КА на небесной сфере, проводящиеся наземными телескопами на участках траектории относительно близких к Земле (до 1,5 млн км).

Точность современных измерений углового положения аппарата с использованием РСДБ составляет несколько нано радиан. На расстоянии одной астрономической единицы ошибка углового положения объекта в 1 нр эквивалентна 150 м ошибки положения аппарата в плоскости, ортогональной линии визирования. Таким образом, измерения РСДБ в сочетании с измерениями наклонной дальности и радиальной скорости обеспечивают возможность мгновенного определения всех трех компонент вектора положения КА с точностью 1–2 км, не ожидая изменения направления линии визирования и накопления измерительной информации на протяженном интервале времени. Наибольший эффект измерения РСДБ дают на участках перелета к планете-цели приблизительно за 1 месяц до достижения минимального расстояния. Как правило, измерения РСДБ проводятся между первой и второй коррекциями или между последней коррекцией и сеансом торможения, проводящимся для перехода на орбиту спутника планеты.

Примером успешного использования автономных измерений для определения параметров движения КА могут служить снимки естественного спутника Марса – Фобоса, полученные в 1989 г. с борта автоматической межпланетной станции (АМС) «Фобос-2». 29 января 1989 г. после полугодового перелета от Земли АМС была переведена на орбиту искусственного спутника Марса (ИСМ) и в течение двух месяцев выполнила пять маневров, в результате которых была сформирована первая

квазиспутниковая орбита (КСО-1), пребывание на которой обеспечило сближение АМС с Фобосом на расстояние менее 200 км. Полученные на орбите ИСМ снимки Фобоса были обработаны и использовались в ходе полета для уточнения положения АМС относительно поверхности Фобоса, а после завершения проекта для построения теории движения Фобоса и уточнения его гравитационной постоянной.

Большое значение имеет описание моделей движения КА, траекторных и бортовых измерений, а также методов их обработки и определения параметров движения КА, использующихся при решении навигационных задач КА дальнего космоса. В этом вопросе многолетний опыт баллистического центра Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, полученный в ходе выполнения работ по баллистическому обеспечению полетов автоматических межпланетных станций и решению актуальных математических задач навигации имеет большое значение.

Приводятся моделирование движения КА, использующееся при решении задач определения и прогнозирования орбиты; дифференциальные уравнения; описываются основные возмущающие факторы и системы координат, необходимые для построения модели движения КА.

Дифференциальные уравнения движения космического аппарата

В прямоугольной инерциальной системе координат (СК) J2000, связанной с центром масс планеты уравнения движения космического аппарата записываются в форме [27]–[29]

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\mu_{\text{п}} \frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}|^3} + \sum \mathbf{f}_{\text{г}} + \mathbf{M}_{\text{J2000} \rightarrow \text{п}}^{\text{T}} (\mathbf{f}_{\text{грав}} + \mathbf{f}_{\text{атм}}) + \mathbf{f}_{\text{рад}} \quad (9.1)$$

где $\mathbf{r}$ – координаты КА в СК J2000, $\mu_{\text{п}}$ – гравитационная постоянная планеты; $\sum \mathbf{f}_{\text{г}}$ – суммарный вектор возмущающих ускорений, вызванный центральными частями гравитационных полей тел Солнечной системы в СК J2000; $\mathbf{M}_{\text{J2000} \rightarrow \text{п}}$ – матрица перехода из СК J2000 во вращающуюся СК планеты, связанной с ее фигурой; $\mathbf{f}_{\text{грав}}$ – вектор возмущающих ускорений во вращающейся СК, вызванный влиянием нецентральности гравитационного поля планеты; $\mathbf{f}_{\text{атм}}$ – вектор возмущающих ускорений, вызванный влиянием атмосферы планеты; $\mathbf{f}_{\text{рад}}$ – вектор возмущающих ускорений, вызванный давлением сил солнечной радиации.

Для интегрирования уравнений (9.1) необходимы *начальные условия* (НУ), которые содержат компоненты вектора положения $\mathbf{r}(t_0)$ и скорости $\dot{\mathbf{r}}(t_0)$ на начальный момент времени t_0 , а также баллистический коэффициент для расчета $\mathbf{f}_{\text{атм}}$ и коэффициент солнечного

давления для расчета $f_{\text{рад}}$. При расчёте $\sum f_t$ в соотношении (9.1) целесообразно оценивать вклад воздействия планет. Для проведения вычислений (9.1) с минимальными погрешностями суммирование сил необходимо проводить в возрастающем по модулю порядке членов.

Под *инерциальной системой координат эпохи J2000* понимается такая СК, начало которой совпадает с центром масс Земли. Ось Z направлена по нормали к плоскости среднего экватора стандартной эпохи в сторону северного полюса мира. Ось X лежит в плоскости среднего экватора стандартной эпохи и направлена в среднюю точку весеннего равноденствия стандартной эпохи, ось Y дополняет СК до правой. Стандартной эпохе J2000 (январь 1.5, 2000 г.) соответствует юлианская дата 2451545. В этой СК проводятся все модельные расчеты, интегрируются уравнения движения КА, определяется вектор состояния КА, а задаются эфемериды Луны, Солнца и планет.

В задаче оценивания области рассеивания прогнозируемых параметров траектории движения КА используется *орбитальная СК RNB*. Начало этой СК совпадает с центром масс КА. Ось R параллельна орту радиуса-вектора КА, ось B параллельна орту момента импульса орбитального движения КА, ось N дополняет СК до правой.

Для вычисления координат КА интегрируются уравнения (9.1). Численные методы интегрирования уравнений движения в задачах небесной механики изложены, например, в [30].

В Баллистическом Центре Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН (БЦ ИПМ) используется алгоритм численного интегрирования уравнений движения (9.1), в основу которого положен синтез метода Адамса [31], адаптированный для не равноотстоящих узлов, и неявного метода Рунге-Кутты. Это многошаговый девятистадийный предиктор-корректор. Коэффициенты различных формул вычисляются не в процессе интегрирования, а заранее, на этапе разработки метода. При этом предусмотрены все случаи расположения узловых точек при увеличении, уменьшении и сохранении шага интегрирования.

Особенность алгоритма – выбор узловых точек. Узлы разбиения шага совпадают с корнями полинома Лежандра, что обеспечивает наивысшую алгебраическую степень точности на завершающей стадии вычисления значений интегрируемых функций. В результате при сохранении 8-го порядка точности для 8 вычислений правых частей получается меньшее значение остаточного члена и меньшее влияние ошибок округления, так как итоговое решение зависит не от восьми, а только от четырех значений правых частей.

Гравитационные воздействия на космический аппарат

В (9.1) для расчёта суммарного вектора $\sum \mathbf{f}_T$ возмущающих ускорений, вызванных гравитационным влиянием тел Солнечной системы, используется соотношение

$$\mathbf{f}_T = \mu_T \left(\frac{\mathbf{r}_T - \mathbf{r}}{|\mathbf{r}_T - \mathbf{r}|^3} - \frac{\mathbf{r}_T}{|\mathbf{r}_T|^3} \right),$$

где μ_T – гравитационная постоянная тела; $\mathbf{r}_T$ – вектор положения тела в СК J2000 уравнений движения (9.1).

Для вычисления координат Луны, Солнца, Меркурия, Венеры, Земли, Марса, Юпитера, Сатурна, Урана, Нептуна и Плутона можно использовать таблицы эфемерид DE403–DE432 созданные в JPL [32]. В России аналогичные таблицы эфемерид планет предлагает Институт прикладной астрономии РАН¹. Таблицы эфемерид представлены в форме коэффициентов полиномов Чебышёва [33] и доступны в сети Интернет². Интервал эфемерид разделен на подинтервалы и содержит коэффициенты k_i^x, k_i^y, k_i^z , $i = 0, \dots, n$ полиномиального представления прямоугольных координат в форме:

$$\mathbf{r}_T(t) = \begin{pmatrix} k_0^x & k_n^x \\ k_0^y & k_n^y \\ k_0^z & k_n^z \end{pmatrix} \begin{pmatrix} T_0(t) \\ \dots \\ T_n(t) \end{pmatrix}, \quad (9.2)$$

где n – степень полинома Чебышёва; $T_i(t)$, $i = 0, \dots, n$ – многочлены Чебышёва первого рода; t – момент времени принадлежащий подинтервалу.

Скорости $\dot{\mathbf{r}}_T(t)$ и ускорения $\ddot{\mathbf{r}}_T(t)$ определяются дифференцированием координат в (9.2).

¹ <http://www.ipa.nw.ru/PAGE/EDITION/RUS/rusnew.htm>

² <ftp://ssd.jpl.nasa.gov/pub/eph/planets/ascii/>

Спутники планет и малые тела солнечной системы предоставляются JPL^{1,2} с необходимым программным обеспечением Spice-Naif³.

Вектор возмущающих ускорений $\mathbf{f}_{\text{грав}}$, вызванный влиянием нецентральности гравитационного поля [34] планеты в прямоугольной вращающейся СК, связанной с ее фигурой, рассчитывается по следующему рекуррентному алгоритму с внешним циклом по m и внутренним по n .

1. Пусть $(x, y, z)^T = \mathbf{M}_{J2000 \rightarrow n} \mathbf{r}$ – вектор положения КА во вращающейся СК, R_n – экваториальный радиус планеты, тогда $\chi = \frac{R_n}{|\mathbf{r}|}$, $(e_x, e_y, e_z)^T = (x, y, z)^T \frac{1}{|\mathbf{r}|}$.

2. Вычисляются начальные значения $\tilde{P}_n^0, \tilde{P}_n^1$ для рекуррентного вычисления:

$$\tilde{P}_1^1 = 1, \tilde{P}_1^0 = e_z, \tilde{P}_2^1 = 3e_z, \tilde{P}_2^0 = \frac{1}{2}(3e_z^2 - 1).$$

3. Вычисляются частные суммы по зональным гармоникам $n = 2, \dots, N$:

$$x_0 = \sum_{n=2}^N c_{n0} \chi^n (n+1) \tilde{P}_n^0, \quad x_2 = \sum_{n=2}^N c_{n0} \chi^n \tilde{P}_n^1,$$

где c_{nm} и s_{nm} – ненормированные коэффициенты разложения гравитационного поля, $\tilde{P}_n^0$ и $\tilde{P}_n^1$ рекуррентно рассчитываются по формулам:

$$\tilde{P}_n^1 = \frac{1}{n-1} \left((2n-1)e_z \tilde{P}_{n-1}^1 - n \tilde{P}_{n-2}^1 \right),$$

$$\tilde{P}_n^0 = \frac{1}{n-1} \left((2n-1)e_z \tilde{P}_{n-1}^0 - n \tilde{P}_{n-2}^0 \right).$$

4. Вычисляются частные суммы по тессеральным и секториальным гармоникам $m = 2, \dots, M$, используя полученные частные суммы внутреннего цикла:

¹ ftp://ssd.jpl.nasa.gov/pub/eph/satellites/nio/LINUX_PC/

² ftp://naif.jpl.nasa.gov/pub/naif/generic_kernels/spk/satellites

³ <http://naif.jpl.nasa.gov/naif/toolkit.html>

$$z_0 = x_0 + \sum_{m=1}^M \left(x_{01}^m C_m + x_{02}^m S_m \right),$$

$$z_2 = x_2 + \sum_{m=1}^M \left(x_{21}^m C_m + x_{22}^m S_m \right),$$

$$z_1 = \sum_{m=1}^M \left(m x_{11}^m C_m + m x_{12}^m S_m \right),$$

$$z_{11} = x_{11}^1 + \sum_{m=2}^M \left(m x_{11}^m C_{m-1} + m x_{12}^m S_{m-1} \right),$$

$$z_{12} = x_{12}^1 + \sum_{m=2}^M \left(m x_{12}^m C_{m-1} - m x_{11}^m S_{m-1} \right),$$

$$\tilde{P}_{m+1}^{m+1} = (2m+1)\tilde{P}_m^m, \quad \tilde{P}_{m+2}^{m+1} = (2m+3)e_z \tilde{P}_{m+1}^{m+1},$$

$$C_m = C_{m-1}C_1 - S_{m-1}S_1, \quad S_m = S_{m-1}C_1 + C_{m-1}S_1,$$

$$C_1 = e_x, \quad S_1 = e_y.$$

Рекуррентно вычисляются

$$x_{01}^m = \sum_n c_{nm} \chi^n (n+1) \tilde{P}_n^m, \quad x_{02}^m = \sum_n s_{nm} \chi^n (n+1) \tilde{P}_n^m,$$

$$x_{11}^m = \sum_n c_{nm} \chi^n \tilde{P}_n^m, \quad x_{12}^m = \sum_n s_{nm} \chi^n \tilde{P}_n^m,$$

$$x_{21}^m = \sum_{n=m+1}^M c_{nm} \chi^n \tilde{P}_n^{m+1}, \quad x_{22}^m = \sum_{n=m+1}^M s_{nm} \chi^n \tilde{P}_n^{m+1},$$

$$\tilde{P}_n^{m+1} = \frac{(2n-1)e_z \tilde{P}_{n-1}^{m+1} - (n+m)\tilde{P}_{n-2}^{m+1}}{n-m-1}.$$

Наконец, имеем

$$\mathbf{f}_{\text{грав}} = \begin{pmatrix} \left(\mu_3 / |\mathbf{r}|^2 \right) \left(z_{11} - e_x (z_0 + z_1 + e_z z_2) \right) \\ \left(\mu_3 / |\mathbf{r}|^2 \right) \left(z_{12} - e_y (z_0 + z_1 + e_z z_2) \right) \\ \left(\mu_3 / |\mathbf{r}|^2 \right) \left(z_2 - e_z (z_0 + z_1 + e_z z_2) \right) \end{pmatrix}.$$

Отметим, что ненормированные коэффициенты разложения гравитационного поля c_{nm} , s_{nm} получаются из нормированных $\bar{c}_{nm}$, $\bar{s}_{nm}$ с использованием рекуррентной схемы.

Внешний цикл по $n = 2, \dots, N$:

$$\eta_{n0}^2 = \frac{1}{2n+1}, \quad c_{n0} = \bar{c}_{n0} \sqrt{\eta_{n0}^2}.$$

Внутренний цикл по $m = 1, \dots, \min(n, M)$:

$$\eta_{n1}^2 = \eta_{n0}^2 \frac{n(n+1)}{2} \quad \text{для } m=1;$$

$$\eta_{nm}^2 = \eta_{n,m-1}^2 (n+m)(n-m+1) \quad \text{для } m \geq 2,$$

$$c_{nm} = \bar{c}_{nm} \sqrt{\eta_{nm}^2}, \quad s_{nm} = \bar{s}_{nm} \sqrt{\eta_{nm}^2}.$$

К настоящему моменту гравитационное поле Земли и ее геометрические размеры хорошо изучены. Определение коэффициентов разложения потенциала по сферическим функциям проводится путём обработки высокоточных траекторных измерений искусственных спутников Земли и наземных гравитационных измерений.

За рубежом создано много моделей гравитационного поля Земли. В настоящее время используется модель EGM-2008 с высоким разрешением $N = M = 2190$. Значения нормированных $\bar{c}_{nm}$, $\bar{s}_{nm}$ коэффициентов разложения EGM-2008 представлены в сети Интернет¹.

Отечественная модель гравитационного поля Земли ПЗ-90-2 является российским стандартом геодезических параметров. На основе ПЗ-90-2 построено координатно-временное обеспечение навигационной системы ГЛОНАСС. Модель ПЗ-90-2 является результатом работ Топографической службы Вооруженных сил Российской Федерации. Значения нормированных $\bar{c}_{nm}$, $\bar{s}_{nm}$ коэффициентов разложения ПЗ-90-2 представлены в сети Интернет².

Модель гравитационного поля Венеры MGNP120PSAAP [35], разработанная специалистами JPL под руководством Вильяма Л. Сьогрена и А.С. Коноплева в 1994 г. на основании траекторных измерений КА

¹ http://earth-info.nga.mil/GandG/wgs84/gravitymod/egm2008/EGM2008_to2190_Tide-Free.gz

² ftp://ftp.kiaml.rssi.ru/pub/gps/field/pz2002_to360.ascii

«Магеллан» и КА «Пионер-Венера-1»¹. Модель представляет собой разложение гравитационного поля Венеры по сферическим гармоникам размерности 180 на 180. Гравитационное поле Венеры в целом близко к гравитационному полю геоида. Вследствие небольшого отклонения оси вращения планеты от плоскости эклиптики 2°, а также небольшой его скорости (сидерический период Венеры составляет 243,7 суток) ротационным сжатием Венеры можно пренебречь. Гравитационные аномалии и отклонения от поверхности геоида в основном связаны с топографией поверхности планеты. Средний радиус Венеры составляет $R_B = 6051,0$ км, а гравитационный параметр $\mu_B = 3248585,89726 \cdot 10^8 \text{ м}^3/\text{с}^2$.

В БЦ ИПМ в 1966 г. под руководством Э.Л. Акима впервые получены количественные характеристики нецентральности гравитационного поля Луны по эволюции орбиты первого искусственного спутника Луны «Луна-10». Возмущения орбиты спутника за счёт нецентральности поля тяготения Луны стали видны в эволюции долготы восходящего узла и углового расстояния периселения орбиты [36].

В настоящее время модель гравитационного поля Луны JGL075D1², разработанная специалистами JPL под руководством А.С. Коноплева, считается одной из наиболее точных.

Влияние атмосферы планеты на движение космического аппарата

В (9.1) для расчёта вектора возмущающих ускорений $\mathbf{f}_{\text{атм}}$, вызванных влиянием атмосферы планеты, используется следующее соотношение:

$$\mathbf{f}_{\text{атм}} = -\mathbf{v} \frac{\rho S_6 |\mathbf{v}|}{g},$$

где ρ – плотность атмосферы планеты в точке нахождения КА, g – ускорение силы тяжести на поверхности Земли, S_6 – баллистический коэффициент размерности $\frac{\text{м}^3}{\text{с}^2 \text{ кгс}}$.

¹ http://starbase.jpl.nasa.gov/mgn-v-rss-5-gravity-l2-v1.0/mg_5201/GRAVITY/SHG120.TAB

² http://starbase.jpl.nasa.gov/archive/lp-l-rss-5-gravity-v1.0/lp_1001/SHA/

Для расчета движения КА и расчёта возмущений верхней атмосферы Земли используют отечественную модель ГОСТ Р 25645.166-2004. За рубежом для расчётов полёта КА в верхней атмосфере Земли популярной является модель NRLMSISE-00 Model 2001 [37].

Эти модели верхней атмосферы Земли используют в качестве входных данных три индекса солнечной активности: индекс F_{10_7} солнечной активности, равный плотности потока радиоизлучения

Солнца на волне длиной 10,7 см, $\frac{10^{-22} \text{ Вт}}{\text{м}^2 \text{ Гц}}$; F_{81} средневзвешенное

значение F_{10_7} за 81 сут, $\frac{10^{-22} \text{ Вт}}{\text{м}^2 \text{ Гц}}$; квазилогарифмический, планетарный среднесуточный индекс K_p геомагнитной активности. Для

проведения баллистико-навигационного обеспечения полёта КА требуется ежедневное обновление данных и построение прогноза индексов. В БЦ ИПМ осуществляется ежедневное накопление данных и построение 27-суточного прогноза индекса F_{10_7} ¹.

Аналогичный прогноз предоставляют Институт Земного Магнетизма, Ионосферы и Распространения Радиоволн РАН (на 55 сут); AustralianSpaceWeatherAgency (на 3 сут), SpaceWeatherPredictionCenter (на 27 сут), SolarInfluencesDataAnalysisCenter (на 3 сут).

Атмосфера Венеры существенно отличается от атмосферы Земли – температура у поверхности планеты составляет около 500°C при давлении около 90 бар. Атмосфера Венеры обладает высокой динамикой циркуляции, полный цикл вращения атмосферы составляет 4 суток.

Атмосфера Венеры делится на три слоя: 1) тропосфера находится между 0 и 65 км над поверхностью; 2) мезосфера – между 65 и 120 км; 3) термосфера, достигающая верхней границы атмосферы на высоте 220–350 км.

Тропосфера Венеры содержит 99% всей атмосферы планеты по массе. Несмотря на экстремальные условия на поверхности планеты, атмосферное давление и температура на высоте 50–65 км имеют практически такие же значения, как и на поверхности Земли, что делает верхние слои атмосферы Венеры наиболее похожими на земные в Солнечной системе.

¹ <ftp://ftp.kiam1.rssi.ru/pub/gps/solar/solarinex.txt>

Актуальной моделью атмосферы Венеры является VenusGRAM 2003 – GlobalReferenceAtmosphericModel, разработанная НАСА в 2003–2005 гг. [38]. Эта модель содержит зависимости таких величин как плотность, давление, температура, скорость и направление ветра от высоты над поверхностью планеты (от 0 до 1000 км).

Модель VenusGRAM 2003 позволяет моделировать случайные пертурбационные процессы и оценивать вероятность их реализации (например, пертурбации, вызывающие отклонение от средних значений более чем на 3 сигмы, занимают 0,1% времени) вдоль некоторой выбранной траектории [39].

В модели VenusGRAM 2003 до высоты 250 км над поверхностью планеты зависимости средних значений параметров атмосферы от высоты, широты и времени суток описываются моделью VIRA (VenusInternationalReferenceAtmosphere) [40]. Для внешних слоев атмосферы используется модель термосферы Юста, разработанная в MSFC (MarshallSpaceFlightCentre), 2006 г. [41].

Для баллистических расчетов в БЦ ИПМ используется динамическая модель атмосферы Венеры «Venus Thermospheric model», разработанная А.Е. Хидином в 1983 г. по результатам миссий Пионер-Венера-1,2 [42]. Модель содержит данные о составе атмосферы в интервале высот 140–250 км над поверхностью планеты, полученные с помощью нейтрального масс-спектрометра, расположенного на борту орбитального аппарата миссии Пионер-Венера-1, а так же данные о температуре атмосферы в указанном интервале. Данные о распределении плотности и температуры в атмосфере Венеры ниже границы 140 км получены спускаемыми аппаратами миссии Пионер-Венера-2. По ссылке¹¹ представлен исходный код программ на языке Фортран для расчета плотности атмосферы Венеры.

Воздействие сил солнечной радиации на космический аппарат

Сила $f_{\text{рад}}$ давления солнечной радиации на расстоянии астрономической единицы $a_e = 149597870691$ м на идеально отражающую поверхность площадью 1 м^2 , расположенную ортогонально направлению на Солнце, составляет $9,1 \cdot 10^{-6}$ Па. Для полностью погло-

щающей поверхности эта сила приблизительно равна $4,5 \cdot 10^{-6}$ Па. В общем случае $f_{\text{рад}}$ можно выразить формулой:

$$F_{\text{рад}} = c_r 4,5 \cdot 10^{-6}, \quad (9.3)$$

где c_r – коэффициент отражения, зависящий от свойств поверхности. Значение $c_r = 1$ соответствует полному поглощению излучения; $c_r = 2$ его полному отражению.

Ускорение тела площадью S и массой m , вызванное силой $F_{\text{рад}}$, определяется по формуле

$$f_{\text{рад}} = F_{\text{рад}} \frac{S}{m} a_e^2 \frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_c}{|\mathbf{r} - \mathbf{r}_c|^3}, \quad (9.4)$$

где $\mathbf{r}_c$ – вектор положения Солнца.

В отечественной практике принято использовать коэффициент давления солнечной радиации S_c , выраженный в долях массы Солнца. Дополнительное ускорение, вызванное давлением солнечной радиации, выражается формулой

$$f_{\text{рад}} = S_c \mu_c \frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_c}{|\mathbf{r} - \mathbf{r}_c|^3}, \quad (9.5)$$

где $\mu_c = 1327124399350 \cdot 10^8 \frac{\text{м}^3}{\text{с}^2}$ – гравитационный параметр Солнца.

Из соотношений (9.3), (9.4) и (9.5) получается

$$S_c = c_r 4,5 \cdot 10^{-6} \frac{1}{\mu_c} \frac{S}{m} a_e^2 \approx c_r 767 \cdot 10^{-6} \frac{S}{m}.$$

Для КА, массой 2000 кг и площадью 10 м^2 , со средним значением $c_r = 1,35$: $S_c = 5,18 \cdot 10^{-6}$.

Для определения давления сил солнечной радиации необходимо учитывать положение КА в тени. Учет давления сил солнечной радиации производится при положительном значении $(\mathbf{r}, \mathbf{r}_c)/|\mathbf{r}_c|$.

| Системы координат

Для расчёта матрицы $\mathbf{M}_{J2000 \rightarrow 3}$ 3×3 перевода из инерциальной СК J2000 во вращающуюся гринвичскую СК, связанную с фигурой Земли используют соотношение типа [43]

$$\mathbf{M}_{J2000 \rightarrow 3} = \mathbf{M} \times \mathbf{S} \times \mathbf{N} \times \mathbf{P},$$

где $\mathbf{M}$ – матрица, учитывающая смещение положения мгновенного полюса Земли относительно международного условного начала; $\mathbf{S}$ – матрица поворота СК в плоскости истинного экватора на угол гринвичского истинного звездного времени; $\mathbf{N}$ – матрица нутации Земли; $\mathbf{P}$ – матрица прецессии Земли.

Матрицы вычисляются на основе моделей International Earth Rotation and Reference Systems Service (IERS)¹. Программное обеспечение, реализующее вычисление этих матриц, представлено по ссылке². Параметры движения полюсов Земли, расхождение всемирного и координированного времени рассчитываются в Институте прикладной астрономии РАН³ и в IERS.

Для вычисления матрицы 3×3 перехода $\mathbf{M}_{J2000 \rightarrow B}$ от инерциальной СК J2000 к вращающейся СК Венеры используют следующий алгоритм [44]. Пусть Δt – интервал времени в сутках, начиная с 1 января 12 ч 2000 г., тогда стандартные координаты α и β среднего венерианского экватора равны $\alpha = 272^\circ.76$, $\delta = 67^\circ.16$, а угол поворота нулевого меридиана равен $\omega_B = 160^\circ.2 - \Omega_B \Delta t$, где $T = \frac{\Delta t}{36525}$, $\Omega_B = 1^\circ.4813688$ – угловая скорость вращения Венеры (град/сутки).

Матрица $\mathbf{M}_{J2000 \rightarrow B}$ вычисляется следующим образом.

$$\mathbf{M}_{J2000 \rightarrow B} = \begin{pmatrix} \cos \omega_B & \sin \omega_B & 0 \\ -\sin \omega_B & \cos \omega_B & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \sin \delta & \cos \delta \\ 0 & -\cos \delta & \sin \delta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} -\sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ -\cos \alpha & -\sin \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}. \quad (9.6)$$

¹ <http://www.iers.org>

² <http://www.iausofa.org>

³ http://www.ipa.nw.ru/PAGE/DEPFUND/GEO/eop_serv/eopserver.htm

Селенографическая СК (вращающаяся СК, связанная с фигурой Луны) является прямоугольной гринвичской системой координат. Ее центр совпадает с центром масс Луны. Ось Z направлена по нормали к плоскости экватора в сторону северного полюса. Ось X лежит в плоскости экватора и направлена в сторону нулевого меридиана, ось Y дополняет СК до правой, $\Omega_L = 13,17635815$ – угловая скорость вращения Луны, град/сут.

Матрица 3×3 $M_{J2000 \rightarrow L}$ перевода из инерциальной СК J2000 с центром в Луне во вращающуюся селенографическую СК, связанную с Луной на момент эфемеридного времени t вычисляется следующим образом [44].

Пусть Δt – интервал времени в сутках, начиная с 1 января 12 ч 2000 г., вычисляются коэффициенты $e_1 - e_{13}$, выраженные в град:

$$\begin{aligned} e_1 &= -0.0529921\Delta t + 125.045, \quad e_2 = -0.1059842\Delta t + 250.089, \\ e_3 &= 13.0120009\Delta t + 260.008, \quad e_4 = 13.3407154\Delta t + 176.625, \\ e_5 &= 0.9856003\Delta t + 357.529, \quad e_6 = 26.4057084\Delta t + 311.589, \\ e_7 &= 13.064993\Delta t + 134.963, \quad e_8 = 0.3287146\Delta t + 276.617, \\ e_9 &= 1.7484877\Delta t + 34.226, \quad e_{10} = -0.1589763\Delta t + 15.134, \\ e_{11} &= 0.0036096\Delta t + 119.743, \quad e_{12} = 0.1643573\Delta t + 239.961, \\ e_{13} &= 12.9590088\Delta t + 25.053. \end{aligned}$$

Вычисляется прямое восхождение α и склонение δ направления на Северный полюс Луны, а также направление на нулевой меридиан $\omega_{\Delta t}$ в град:

$$\begin{aligned} \alpha &= 0.0031 \frac{\Delta t}{36525} + 269.9949 - 3.8787 \sin e_1 - \\ &- 0.1204 \sin e_2 + 0.07 \sin e_3 + 0.0172 \sin e_4 + 0.0072 \sin e_6 - \\ &- 0.0052 \sin e_{10} + 0.0043 \sin e_{13}, \\ \delta &= 0.013 \frac{\Delta t}{36525} + 66.5392 + 1.5419 \cos e_1 + \\ &+ 0.0239 \cos e_2 - 0.0278 \cos e_3 + 0.0068 \cos e_4 - \\ &- 0.0029 \cos e_6 + 0.0009 \cos e_7 + 0.0008 \cos e_{10} - 0.0009 \cos e_{13}, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\omega_{\text{Л}} = & \Delta t \Omega_{\text{Л}} + 38.3213 - \Delta t 1.4 \cdot 10^{-12} + 3.561 \sin e_1 + \\ & + 0.1208 \sin e_2 - 0.0642 \sin e_3 + 0.0158 \sin e_4 + \\ & + 0.0252 \sin e_5 - 0.0066 \sin e_6 - 0.0047 \sin e_7 + \\ & + 0.0046 \sin e_8 + 0.0028 \sin e_9 + 0.0052 \sin e_{10} + \\ & + 0.004 \sin e_{11} + 0.0019 \sin e_{12} - 0.0044 \sin e_{13},\end{aligned}$$

где $\Omega_{\text{Л}} = 13.17635815$ – угловая скорость вращения Луны, град/сут.

Матрица $\mathbf{M}_{\text{J2000} \rightarrow \text{Л}}$ вычисляется аналогично (9.6).

На основании геодезических координат вычисляются координаты во вращающейся СК, связанной с планетой соотношением:

$$\begin{cases} x = (R_{\text{п}} \xi + h) \cos \varphi \cos \lambda \\ y = (R_{\text{п}} \xi + h) \cos \varphi \sin \lambda \\ z = (R_{\text{п}} \xi (1 - e^2) + h) \sin \varphi \end{cases},$$

где φ – широта в радианах; λ – долгота в радианах; h – высота; $R_{\text{п}}$ – экваториальный радиус планеты; $C_{\text{п}}$ – коэффициент сжатия планеты;

$e = \sqrt{C_{\text{п}}(2 - C_{\text{п}})}$ – эксцентриситет эллипсоида, $\xi = 1/\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \varphi}$.

На основании координат во вращающейся СК вычисляются геодезические координаты по следующему алгоритму.

Если $x = 0$ и $y = 0$, то $\varphi = 90^\circ \text{sign}(z)$, $\lambda = 0$,

$$h = |z| - R_{\text{п}} \sqrt{1 - e^2}.$$

Если $x \neq 0$ или $y \neq 0$, то $p = \sqrt{x^2 + y^2}$, $\lambda = \arctg\left(\frac{y}{x}\right)$,

$$\varphi_0 = \arctg\left(\frac{z}{p(1 - e^2)}\right), \quad h_0 = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} - R_{\text{п}}.$$

На каждом шаге итерации по k вычисляются:

$$\xi_k = \frac{1}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \varphi_{k-1}}}, \quad h_k = \frac{p}{\cos(\varphi_{k-1})} - R_{\text{п}} \xi_k,$$

$$\varphi_k = \arctg \left(\frac{z}{p \left(1 - e^2 \left(\frac{R_n \xi_k}{R_n \xi_k + h_k} \right) \right)} \right).$$

Цикл повторяется пока $|\varphi_k - \varphi_{k-1}| > \varepsilon_\varphi$ и $|h_k - h_{k-1}| > \varepsilon_h$, где $\varepsilon_\varphi, \varepsilon_h$ – заданные точности вычисления широты и высоты.

Определению орбит космических аппаратов предшествует первичная обработка траекторных измерений, включающая

- небесно-механическую интерпретацию измерений;
- идентификацию и удаление аномальных измерений.

Небесно-механическая интерпретация – получение из измеряемых параметров значения параметров движения КА и учет систематических ошибок, возникающих из-за свойств среды или оборудования. Основой небесно-механической интерпретации траекторных измерений являются функции, которые связывают параметры движения КА с измеряемыми радиотехническими параметрами. Такие функции принято называть *расчетными аналогами*. Основное требование при разработке расчетных аналогов состоит в сохранении исходной точности измерений. При пересчете измеренных параметров в величину, соответствующую расчетному аналогу, учитываются задержки и преобразования частот в наземных и бортовых радиокомплексах, а также поправки, компенсирующие искажения, вносимые тропосферой и ионосферой Земли. Кроме того, так как задача определения орбиты использует механику Ньютона, вносятся поправки, учитывающие релятивистские эффекты.

В заключении первичной обработки удаляются те траекторные измерения, которые могут негативно повлиять на сходимость алгоритмов уточнения орбиты КА из-за аномально большой невязки. Как правило аномальные измерения могут возникнуть из-за сбоев в работе аппаратуры и случайных помех.

Измерения наклонной дальности космического аппарата

Под измерениями наклонной дальности понимают измерения задержки сигнала по трассе: *передающая антенна – КА – приемная антенна*.

Задержка сигнала по трассе

- Время распространения сигнала между положениями наземных антенн и КА в моменты времени излучения наземной антенной, переизлучения на борту КА и приема сигнала наземной антенной.
- Задержки сигнала в наземных и бортовых радиокомплексах.
- Дополнительная задержка, связанная с рефракцией сигнала в атмосфере Земли.

Задержка сигнала в бортовом радиокомплексе должна измеряться до начала полета. Измеряются ее значения в зависимости от комплектации бортовых приборов радиокомплекса (используется основной или резервный блок) и температуры на борту. При интерпретации на Земле используются параметры, передаваемые в составе телеметрической информации для восстановления условий на борту в момент переизлучения сигнала.

Для удовлетворения требованиям перспективных КА исследования Солнечной системы, в которых СКО ошибки измерений дальности должны составлять единицы метров, ошибка определения значения бортовой задержки по данным телеметрии не должна превосходить значения $3 \cdot 10^{-9}$ с (т.е. чтобы ошибка не превосходила 1 м). Для выполнения научных задач полета КА, сопоставимых с полетом КА «New Horizons», необходимо обеспечить измерения дальности при удалениях от Земли на расстояние 32 а.е.

После исключения всех дополнительных задержек расчетный аналог измерения дальности имеет вид:

$$D = \frac{D_1 + D_2}{2} = c \frac{\Delta t_1 + \Delta t_2}{2}, \quad (10.1)$$

где Δt_1 – время распространения сигнала от излучающей антенны измерительного пункта (ИП) до КА; Δt_2 – время распространения сигнала от КА до приемной антенны; c – скорость света.

Время распространения радиосигнала между фиксированными точками $(t_0, \mathbf{r}_0)$ и $(t_1, \mathbf{r}_1)$ для статического сферически симметричного гравитационного поля с метрикой Шварцшильда представляется суммой расстояния между $\mathbf{r}_0$ и $\mathbf{r}_1$ и релятивистской поправки [45]:

$$c(t_1 - t_0) = |\mathbf{r}_1 - \mathbf{r}_0| + \frac{2\mu_s}{c^2} \ln \frac{r_1 + r_0 + |\mathbf{r}_1 - \mathbf{r}_0|}{r_1 + r_0 - |\mathbf{r}_1 - \mathbf{r}_0|}, \quad (10.2)$$

где μ_s – гравитационный параметр Солнца.

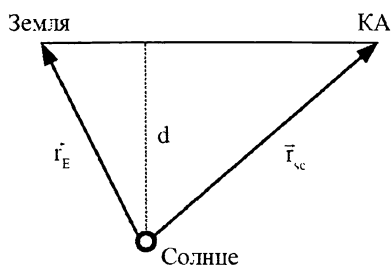


Рисунок 10.1

Вычисление релятивистской поправки

Величина релятивистской поправки (задержка Шапиро – Shapiro delay [46]) зависит от расстояния d , на котором траектория радиосигнала проходит от Солнца. Для случая, когда КА и Земля находятся по разные стороны от Солнца, приближенная оценка релятивистской поправки вычисляется по формуле:

$$\frac{2\mu_S}{c^2} \ln \frac{r_{sc} + \sqrt{r_{sc}^2 - d^2}}{r_E - \sqrt{r_E^2 - d^2}}, \quad (10.3)$$

где r_{sc} и r_E – гелиоцентрические расстояния КА и Земли (рис. 10.1).

Используя (10.2), получим соотношения для Δt_1 и Δt_2 :

$$\begin{aligned} \Delta t_1 &= \frac{1}{c} |r_{sc}(t_2) - r_{snd}(t_1)| + \frac{2\mu_S}{c^3} \ln \frac{|r_{sc}(t_2)| + |r_{snd}(t_1)| + |r_{sc}(t_2) - r_{snd}(t_1)|}{|r_{sc}(t_2)| + |r_{snd}(t_1)| - |r_{sc}(t_2) - r_{snd}(t_1)|}, \\ \Delta t_2 &= \frac{1}{c} |r_{sc}(t_2) - r_{rcv}(t_3)| + \frac{2\mu_S}{c^3} \ln \frac{|r_{sc}(t_2)| + |r_{rcv}(t_3)| + |r_{sc}(t_2) - r_{rcv}(t_3)|}{|r_{sc}(t_2)| + |r_{rcv}(t_3)| - |r_{sc}(t_2) - r_{rcv}(t_3)|}, \\ t_2 &= t_1 + \Delta t_1, \\ t_3 &= t_2 + \Delta t_2 = t_1 + \Delta t_1 + \Delta t_2, \end{aligned} \quad (10.4)$$

где t_1, t_2, t_3 – соответственно моменты излучения сигнала, переизлучения сигнала на борту КА, приема сигнала; $r_{snd}(t_1)$ – гелиоцентрическое положение излучающей антенны в момент излучения сигнала t_1 (snd – sender – излучатель); $r_{sc}(t_2)$ – гелиоцентрическое положение КА в момент переизлучения сигнала (sc – spacecraft – космический аппарат); $r_{rcv}(t_3)$ – гелиоцентрическое положение приемной антенны в момент регистрации сигнала (rcv – receiver – получатель).

Подставляя (10.4) в (10.1), получим

$$D = \frac{1}{2} (|r_{sc}(t_2) - r_{snd}(t_1)| + |r_{sc}(t_2) - r_{rcv}(t_3)|) + \Delta D_{1R} + \Delta D_{2R}, \quad (10.5)$$

$$\text{где } \Delta D_{1R} = \frac{\mu_S}{c^2} \ln \frac{|r_{sc}(t_2)| + |r_{snd}(t_1)| + |r_{sc}(t_2) - r_{snd}(t_1)|}{|r_{sc}(t_2)| + |r_{snd}(t_1)| - |r_{sc}(t_2) - r_{snd}(t_1)|},$$

$$\Delta D_{2R} = \frac{\mu_S}{c^2} \ln \frac{|r_{sc}(t_2)| + |r_{rcv}(t_3)| + |r_{sc}(t_2) - r_{rcv}(t_3)|}{|r_{sc}(t_2)| + |r_{rcv}(t_3)| - |r_{sc}(t_2) - r_{rcv}(t_3)|}.$$

Сумма $\Delta D_{1R} + \Delta D_{2R}$ рассматривается как поправка.

Измерительная система обеспечивает только регистрацию момента приема сигнала t_3 . Моменты времени t_2 и t_1 должны быть найдены из световых уравнений:

$$\begin{aligned} t_2 &= t_3 - \frac{|r_{sc}(t_2) - r_{rcv}(t_3)|}{c} - \Delta D_{2R}, \\ t_1 &= t_2 - \frac{|r_{sc}(t_2) - r_{snd}(t_1)|}{c} - \Delta D_{1R}. \end{aligned} \quad (10.6)$$

Эти уравнения решаются итерационным способом последовательно: сначала определяется t_2 , а затем t_1 .

Для определения момента времени t_2 необходимо

- 1) принять $t_2^{(0)} = t_3$;
- 2) повторять вычисления для $t_2^{(i)}$ ($i \geq 1$) по формуле:

$$t_2^{(i)} = t_3 - \frac{|r_{sc}(t_2^{(i)}) - r_{rcv}(t_3)|}{c} - \frac{\Delta D_{2R}(r_{sc}(t_2^{(i)}), r_{rcv}(t_3))}{c} \quad (10.7)$$

до выполнения условия при некотором $i = k$:

$$|t_2^{(k)} - t_2^{(k-1)}| \leq \eta, \quad (10.8)$$

где η – некоторая малая величина.

После этого можно положить $t_2 = t_2^{(k)}$. Для нахождения момента времени t_1 необходимо

- 3) положить $t_1^{(0)} = t_2$ и вычислять

$$t_1^{(i)} = t_2 - \frac{|r_{sc}(t_2) - r_{snd}(t_1^{(i)})|}{c} - \frac{\Delta D_{1R}(r_{sc}(t_2), r_{snd}(t_1^{(i)}))}{c} \quad (10.9)$$

до выполнения условия (10.8). После этого следует положить $t_1 = t_1^{(k)}$.

При выполнении расчетов полагается, что $\eta \sim 10^{-6}$ с. При этом для нахождения достаточно точных значений необходимо делать в (10.7) и (10.9) две–три итерации.

Доплеровские измерения радиальной скорости космического аппарата

Радиальная скорость измеряется на основе *эффекта Доплера*.

Наземная аппаратура отправляет на КА радиосигнал. Приемник КА ретранслирует этот сигнал. Его принимает наземная аппаратура. Частоты отправленного и полученного сигналов различаются на величину

$$\Delta f_d = \frac{2\dot{D}f_n}{c},$$

где $\dot{D}$ – радиальная скорость КА; f_n – частота излучаемой несущей; c – скорость света.

На практике непосредственное определение Δf_d невозможно производить с необходимой точностью. Поэтому измеряют так называемый «набег фазы» и уже на его основе вычисляют Δf_d , а затем и $\dot{D}$. Детали изложены в [47].

Основным типом доплеровских измерений радиальной скорости являются запросные доплеровские измерения. При управлении полетом наряду с запросными траекторными измерениями используются беззапросные измерения радиальной скорости и более сложные типы измерений доплеровского сдвига частоты, в котором одновременно участвуют два или три измерительных пункта. При проведении запросных измерений один измерительный пункт излучает и принимает сигнал, а другой только принимает сигнал, излучаемый с борта КА. Если при проведении беззапросных доплеровских измерений прием обеспечивают одновременно два пункта, то при использовании разности измерений, получаемых с двух пунктов, из измеряемой величины будет исключен неизвестный уход бортового задающего генератора.

Запросные измерения радиальной скорости

Наземная радиотехническая система измеряет доплеровское смещение частоты принимаемого сигнала относительно излучаемого. Измеряемой величиной является полный набег нециклической, т.е. не ограниченной значением 2π , фазы сигнала промежуточной частоты на интервале накопления. Частота этого сигнала равна разности частот принятого сигнала и сигнала, сформированного по прогнозу доплеровского сдвига. Среднее значение набег фазы сигнала промежуточной частоты пересчитывается по конечным формулам в среднее значение отношения принимаемой частоты к передаваемой. Это отношение называют *доплеровским множителем*. Поэтому можно считать, что радиотехническая система проводит измерения среднего значения доплеровского множителя $\bar{A}$ на интервале времени Δt .

Получим соотношение, которое связывает $\bar{A}$ с моментами времени излучения и приема сигналов. Для этого рассмотрим (рис. 10.2) инерциальную гелиоцентрическую систему координат и мировые линии космического аппарата (КА) и измерительного пункта [47].

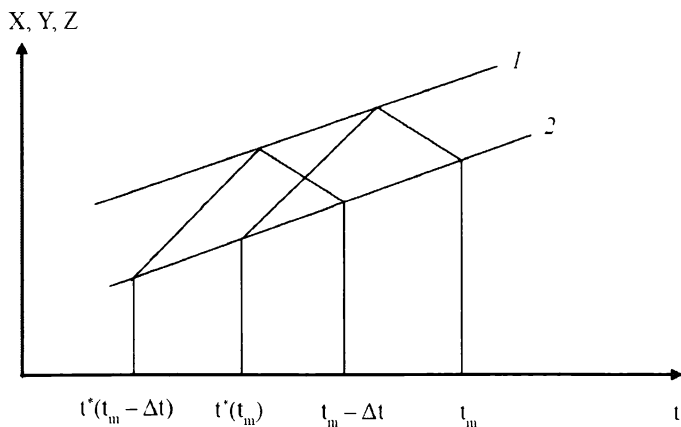


Рисунок 10.2

Мировые линии КА (1, 2) и измерительного пункта в инерциальной гелиоцентрической системе координат: t_m – время регистрации измерения; Δt – интервал накопления

Пусть τ – время по часам измерительного пункта (ИП); $t^*(t)$ – координатное время излучения сигнала, полученного на измерительном пункте в момент координатного времени t ; $\tau^*(\tau)$ – время излучения сигнала по часам измерительного пункта, полученного на измерительном пункте в момент τ его собственного времени; $\Delta\tau$ – интервал времени по часам измерительного пункта, на котором определяется полное приращение фазы доплеровского сдвига.

Тогда среднее значение доплеровского множителя, измеренное системой на интервале от $\tau_m - \Delta\tau$ до τ_m , можно представить в виде:

$$\bar{A} = \frac{1}{\Delta\tau} \int_{\tau_m - \Delta\tau}^{\tau_m} \frac{d\tau^*}{d\tau} d\tau = \frac{1}{\Delta\tau} \int_{\tau_m - \Delta\tau}^{\tau_m} d\tau^* = \frac{\tau^*(\tau_m) - \tau^*(\tau_m - \Delta\tau)}{\Delta\tau}. \quad (10.10)$$

Таким образом, среднее значение доплеровского множителя равно отношению длительности интервала излучения к длительности интервала приема.

Длительности интервалов приема и излучения в собственном времени измерительного пункта связаны с соответствующими длительностями интервалов в координатном времени следующими соотношениями [20]

$$\begin{aligned} \Delta\tau &= \left(1 - \frac{\mu_S}{c^2 r_{rcv}(\tau - \Delta\tau)} - \frac{v_{rcv}^2(\tau - \Delta\tau)}{2c^2} \right) \Delta t, \\ \tau^*(\tau) - \tau^*(\tau_m - \Delta\tau) &= \\ &= \left(1 - \frac{\mu_S}{c^2 r_{rcv}(\tau^*(\tau_m - \Delta\tau))} - \frac{v_{rcv}^2(\tau^*(\tau_m - \Delta\tau))}{2c^2} \right) \times \\ &\times (\tau^*(\tau_m) - \tau^*(\tau_m - \Delta\tau)), \end{aligned} \quad (10.11)$$

где $r_{rcv}(\tau - \Delta\tau)$, $v_{rcv}(\tau - \Delta\tau)$ – модули гелиоцентрических положения и скорости измерительного пункта на начало интервала приема, а $r_{rcv}(\tau^*(\tau_m - \Delta\tau))$, $v_{rcv}(\tau^*(\tau_m - \Delta\tau))$ – модули гелиоцентрических положения и скорости измерительного пункта на начало интервала излучения.

Так как модули гелиоцентрических положения и скорости измерительного пункта на начало интервала излучения практически совпадают с соответствующими величинами на начало интервала приема, будем рассматривать отношение $\bar{A}$ длительности интервала излучения к длительности интервала приема по координатному времени:

$$\bar{A} = \frac{t^*(t_m) - t^*(t_m - \Delta t)}{\Delta t}. \quad (10.12)$$

Интерпретация измерения в виде мгновенного значения радиальной скорости

В этом пункте будет показано, что мгновенное значение радиальной скорости на момент времени, соответствующий середине интервала накопления Δt , определяется следующим соотношением:

$$\bar{D}\left(t_m - \frac{\Delta t}{2}\right) = c \frac{1 - \bar{A}}{1 + \bar{A}}, \quad (10.13)$$

где расчетный аналог $\dot{D}\left(t_m - \frac{\Delta t}{2}\right)$ рассчитывается по формуле:

$$\dot{D}\left(t_m - \frac{\Delta t}{2}\right) = \frac{\dot{D}_{1K} - \dot{D}_{1H} + \dot{D}_{2H} - \dot{D}_{2K}}{2},$$

$\dot{D}_{1H} = \frac{(\mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1, \mathbf{v}_1)}{|\mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1|}$ – проекция скорости передающей антенны в момент излучения на линию визирования: передающая антенна – КА;

$\dot{D}_{1K} = \frac{(\mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1, \mathbf{v}_2)}{|\mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1|}$ – проекция скорости КА в момент переизлучения на линию визирования: передающая антенна – КА;

$\dot{D}_{2K} = \frac{(\mathbf{r}_3 - \mathbf{r}_2, \mathbf{v}_2)}{|\mathbf{r}_3 - \mathbf{r}_2|}$ – проекция скорости КА в момент переизлучения

на линию визирования: КА – приемная антенна; $\dot{D}_{2H} = \frac{(\mathbf{r}_3 - \mathbf{r}_2, \mathbf{v}_3)}{|\mathbf{r}_3 - \mathbf{r}_2|}$ –

проекция скорости приемной антенны в момент приема сигнала на линию визирования: КА – приемная антенна; $\mathbf{r}_1(x_1, y_1, z_1)$ – вектор положения передающей антенны на момент передачи; $\mathbf{r}_2(x_2, y_2, z_2)$ –

вектор положения КА на момент переизлучения; $\mathbf{r}_3(x_3, y_3, z_3)$ – вектор положения приемной антенны ИП на момент приема; $\mathbf{v}_1 = \frac{d}{dt_1} \mathbf{r}_1$ – производная вектора положения передающей антенны на момент излучения сигнала t_1 ; $\mathbf{v}_2 = \frac{d}{dt_2} \mathbf{r}_2$ – производная вектора положения КА на момент переизлучения сигнала t_2 ; $\mathbf{v}_3 = \frac{d}{dt_3} \mathbf{r}_3$ – производная вектора положения приемной антенны на момент приема сигнала t_3 .

Эти векторы представлены на рис. 10.3.

Чтобы обосновать соотношения интерпретации найдем выражение для $\frac{dt^*}{dt}$ через проекции скоростей на линии визирования: передающая антенна – КА и КА – приемная антенна.

Рассмотрим соотношение для времени распространения сигнала между КА и приемной антенной:

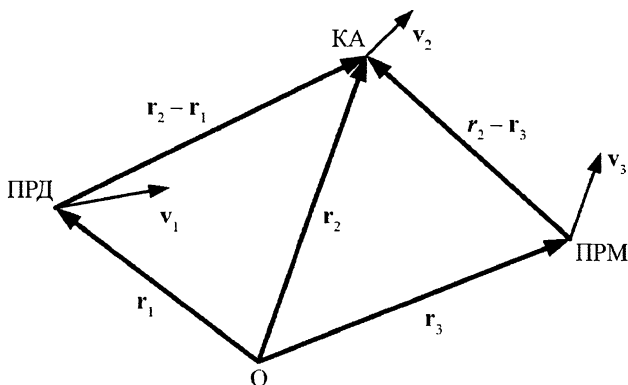


Рисунок 10.3

Положение и скорость передающей антенны ПРД ($\mathbf{r}_1, \mathbf{v}_1$), КА ($\mathbf{r}_2, \mathbf{v}_2$) и приемной антенны ПРМ ($\mathbf{r}_3, \mathbf{v}_3$), используемые в расчете мгновенного значения радиальной скорости (линии визирования: передающая антенна – КА ($\mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1$) и КА – приемная антенна ($\mathbf{r}_3 - \mathbf{r}_2$))

$$c(t_3 - t_2) = |\mathbf{r}_3(t_3) - \mathbf{r}_2(t_2)| + \frac{\mu_S}{c^2} \Delta(t_3, t_2), \quad (10.14)$$

$$\text{где } \Delta(t_3, t_2) = 2 \ln \frac{|\mathbf{r}_3| + |\mathbf{r}_2| + |\mathbf{r}_3 - \mathbf{r}_2|}{|\mathbf{r}_3| + |\mathbf{r}_2| - |\mathbf{r}_3 - \mathbf{r}_2|}.$$

Дифференцируя по t_3 , получим

$$\begin{aligned} c \left(1 - \frac{dt_2}{dt_3} \right) &= \left(\mathbf{v}_3 - \mathbf{v}_2 \frac{dt_2}{dt_3}, \frac{\mathbf{r}_3 - \mathbf{r}_2}{|\mathbf{r}_3 - \mathbf{r}_2|} \right) + \frac{\mu_S}{c^2} \frac{d\Delta(t_3, t_2)}{dt_3}, \\ \frac{dt_2}{dt_3} \left(\left(\mathbf{v}_2, \frac{\mathbf{r}_3 - \mathbf{r}_2}{|\mathbf{r}_3 - \mathbf{r}_2|} \right) - c \right) &= \left(\left(\mathbf{v}_3, \frac{\mathbf{r}_3 - \mathbf{r}_2}{|\mathbf{r}_3 - \mathbf{r}_2|} \right) - c \right) + \frac{\mu_S}{c^2} \frac{d\Delta(t_3, t_2)}{dt_2}. \end{aligned} \quad (10.15)$$

После преобразований

$$\frac{dt_2}{dt_3} = \frac{\dot{D}_{2H} - c}{\dot{D}_{2K} - c} + \frac{\mu_S}{c^2 (\dot{D}_{2K} - c)} \frac{d\Delta(t_3, t_2)}{dt_3}. \quad (10.16)$$

Рассмотрим соотношение для времени распространения сигнала между передающей антенной и КА:

$$c(t_2 - t_1) = |\mathbf{r}_2(t_2) - \mathbf{r}_1(t_1)| + \frac{\mu_S}{c^2} \Delta(t_2, t_1), \quad (10.17)$$

$$\text{где } \Delta(t_2, t_1) = 2 \ln \frac{|\mathbf{r}_2| + |\mathbf{r}_1| + |\mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1|}{|\mathbf{r}_2| + |\mathbf{r}_1| - |\mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1|}.$$

Дифференцируя это соотношение по t_1 , получим

$$\frac{dt_2}{dt_1} = \frac{\dot{D}_{1K} - c}{\dot{D}_{1H} - c} + \frac{\mu_S}{c^2 (\dot{D}_{1H} - c)} \frac{d\Delta(t_2, t_1)}{dt_1}. \quad (10.18)$$

Без учета релятивистских поправок

$$\frac{dt_3}{dt_1} = \frac{(\dot{D}_{1K} - c)(\dot{D}_{2H} - c)}{(\dot{D}_{1H} - c)(\dot{D}_{2K} - c)}. \quad (10.19)$$

С точностью до членов, содержащих $1/c^2$, выражение (10.19) может быть представлено в виде:

$$\begin{aligned} \frac{dt^*}{dt} = 1 - \frac{\dot{D}_{1K} - \dot{D}_{1H} + \dot{D}_{2H} - \dot{D}_{2K}}{c} + \\ + \frac{(\dot{D}_{1H} + \dot{D}_{2K})(\dot{D}_{1H} + \dot{D}_{2H} - \dot{D}_{1K} - \dot{D}_{2K})}{c^2} + \\ + \frac{\dot{D}_{1K}\dot{D}_{2H}}{c^2} - \frac{\dot{D}_{1H}\dot{D}_{2K}}{c^2}. \end{aligned} \quad (10.20)$$

Следовательно,

$$\begin{aligned} \bar{A} = \frac{1}{\Delta t} \int_{t_m - \Delta t}^{t_m} \frac{dt^*}{dt} dt = 1 - \frac{1}{\Delta t} \int_{t_m - \Delta t}^{t_m} \frac{\dot{D}_{1K} - \dot{D}_{1H} + \dot{D}_{2H} - \dot{D}_{2K}}{c} dt + \\ + \frac{1}{\Delta t} \int_{t_m - \Delta t}^{t_m} \left(\frac{(\dot{D}_{1H} + \dot{D}_{2K})(\dot{D}_{1H} + \dot{D}_{2H} - \dot{D}_{1K} - \dot{D}_{2K})}{c^2} + \right. \\ \left. + \frac{\dot{D}_{1K}\dot{D}_{2H}}{c^2} - \frac{\dot{D}_{1H}\dot{D}_{2K}}{c^2} \right) dt. \end{aligned} \quad (10.21)$$

Введем обозначение для среднего значения радиальной скорости на мерном интервале:

$$\bar{D} = \frac{1}{\Delta t} \int_{t_m - \Delta t}^{t_m} \dot{D} dt. \quad (10.22)$$

Для вывода формулы (10.13) рассмотрим выражение:

$$\frac{1 - \bar{A}}{1 + \bar{A}}. \quad (10.23)$$

После преобразований с точностью до членов, содержащих $1/c^2$, получим:

$$\begin{aligned} \frac{1 - \bar{A}}{1 + \bar{A}} = \frac{\bar{D}}{c} + \frac{1}{\Delta t} \int_{t_m - \Delta t}^{t_m} \frac{\dot{D}_{1K}^2 - \dot{D}_{1H}^2 - \dot{D}_{2K}^2 + \dot{D}_{2H}^2}{4c^2} dt + \\ + \left(\frac{1}{\Delta t} \int_{t_m - \Delta t}^{t_m} \frac{\dot{D}}{c} dt \right)^2 - \frac{1}{\Delta t} \int_{t_m - \Delta t}^{t_m} \frac{\dot{D}^2}{c^2} dt. \end{aligned} \quad (10.24)$$

Таким образом,

$$\dot{D}\left(t_m - \frac{\Delta t}{2}\right) \approx c \frac{1 - \bar{A}}{1 + \bar{A}} \quad (10.25)$$

с погрешностью

$$\begin{aligned} & \frac{1}{\Delta t} \int_{t_m - \Delta t}^{t_m} \frac{\dot{D}_{IK}^2 - \dot{D}_{IH}^2 - \dot{D}_{2K}^2 + \dot{D}_{2H}^2}{4c} dt + \\ & + \frac{1}{c} \left[\left(\frac{1}{\Delta t} \int_{t_m - \Delta t}^{t_m} \dot{D} dt \right)^2 - \frac{1}{\Delta t} \int_{t_m - \Delta t}^{t_m} \dot{D}^2 dt \right]. \end{aligned} \quad (10.26)$$

Получим соотношение между средним и мгновенным значениями радиальной скорости.

Представим зависимость от времени радиальной скорости в окрестности средней точки интервала в виде ряда Тейлора:

$$\begin{aligned} \dot{D}(t) = & \dot{D}\left(t_m - \frac{\Delta t}{2}\right) + \ddot{D}\left(t_m - \frac{\Delta t}{2}\right) \left(t - \left(t_m - \frac{\Delta t}{2}\right)\right) + \\ & + \frac{1}{2} \ddot{\ddot{D}}\left(t_m - \frac{\Delta t}{2}\right) \left(t - \left(t_m - \frac{\Delta t}{2}\right)\right)^2 + \dots \end{aligned} \quad (10.27)$$

где t_m – время регистрации (конец интервала накопления); Δt – интервал накопления.

После интегрирования по времени на интервале от $t_m - \Delta t$ до t_m левой и правой частей соотношения (10.27) получим:

$$\int_{t_m - \Delta t}^{t_m} \dot{D}(t) dt = \dot{D}\left(t_m - \frac{\Delta t}{2}\right) \Delta t + \ddot{D}\left(t_m - \frac{\Delta t}{2}\right) \frac{\Delta t^3}{24} + \dots \quad (10.28)$$

Следовательно,

$$\bar{\dot{D}} = \frac{1}{\Delta t} \int_{t_m - \Delta t}^{t_m} \dot{D}(t) dt = \dot{D}\left(t_m - \frac{\Delta t}{2}\right) + \ddot{D}\left(t_m - \frac{\Delta t}{2}\right) \frac{\Delta t^2}{24} + \dots \quad (10.29)$$

Откуда

$$\bar{D} \approx \dot{D} \left(t_m - \frac{\Delta t}{2} \right) \quad (10.30)$$

с погрешностью

$$\ddot{D} \left(t_m - \frac{\Delta t}{2} \right) \frac{\Delta t^2}{24}. \quad (10.31)$$

Получим, наконец, формулу (10.13) для небесно-механической интерпретации радиальной скорости, соединяя соотношения (10.25) и (10.29):

$$\dot{D} \left(t_m - \frac{\Delta t}{2} \right) = c \frac{1 - \bar{A}}{1 + \bar{A}} \quad (10.32)$$

с погрешностью

$$\begin{aligned} & \left| \frac{1}{\Delta t} \int_{t_m - \Delta t}^{t_m} \frac{\dot{D}_{1K}^2 - \dot{D}_{1H}^2 - \dot{D}_{2K}^2 + \dot{D}_{2H}^2}{4c} dt + \right. \\ & \left. + \frac{1}{c} \left[\left(\frac{1}{\Delta t} \int_{t_m - \Delta t}^{t_m} \dot{D} dt \right)^2 - \frac{1}{\Delta t} \int_{t_m - \Delta t}^{t_m} \dot{D}^2 dt \right] + \right. \\ & \left. + \left| \ddot{D} \left(t_m - \frac{\Delta t}{2} \right) \frac{\Delta t^2}{24} \right|. \right. \end{aligned} \quad (10.33)$$

На интервале сеанса измерений протяженностью до 10 мин погрешность будет иметь характер систематической ошибки.

Интерпретация измерения в виде приращения дальности

В этом пункте будет показано, что разность дальностей на конец и начало интервала накопления по трассе передающая антенна – КА – приемная антенна связана с измеренным значением следующим соотношением:

$$\frac{D(t_m) - D(t_m - \Delta t)}{\Delta t} = c(1 - \bar{A}), \quad (10.34)$$

где $D(t_m)$ – расстояние, которое прошел сигнал, полученный в момент t_m , по трассе: передающая антенна – КА – приемная антенна;

$D(t_m - \Delta t)$ – расстояние, которое прошел сигнал, полученный в момент $t_m - \Delta t$, по трассе: передающая антенна – КА – приемная антенна.

Рассмотрим

$$\begin{aligned} c(1 - \bar{A}) &= c \left(1 - \frac{t^*(t_m) - t^*(t_m - \Delta t)}{\Delta t} \right) = \\ &= c \left(\frac{t_m - t^*(t_m) - (t_m - \Delta t - t^*(t_m - \Delta t))}{\Delta t} \right). \end{aligned} \quad (10.35)$$

Из (10.34) следует (10.35), т.к.

$$\begin{aligned} D(t_m) &= c(t_m - t^*(t_m)), \\ D(t_m - \Delta t) &= c(t_m - \Delta t - t^*(t_m - \Delta t)). \end{aligned} \quad (10.36)$$

Компенсация методической ошибки интерпретации запросных доплеровских измерений

Интерпретация запросного измерения радиальной скорости в виде мгновенного значения в силу ее простоты более привлекательна, чем интерпретация в виде приращения дальности. Поэтому рассмотрим вопрос о внесении поправок, компенсирующих методическую погрешность интерпретации измеренного значения в виде мгновенного значения радиальной скорости. Вначале получим соотношение для методической ошибки интерпретации запросного доплеровского измерения в виде мгновенного значения радиальной скорости.

Пусть $\dot{D}(t_0)$ – мгновенное значение радиальной скорости, соответствующее моменту регистрации t_0 , а $D(t_0 - \Delta t/2)$ и $D(t_0 + \Delta t/2)$ – значения дальности по трассе передающая антенна – КА – приемная антенна на моменты времени $t_0 - \Delta t/2$ и $t_0 + \Delta t/2$. Тогда, используя (10.17), можно получить среднее значение доплеровского множителя на интервале $[t_0 - \Delta t/2, t_0 + \Delta t/2]$ в виде

$$\bar{A}(t_0) = 1 - \frac{D(t_0 + \Delta t/2) - D(t_0 - \Delta t/2)}{c \Delta t}. \quad (10.37)$$

Этому среднему значению соответствует мгновенное значение радиальной скорости, вычисленное по формуле (10.25). Таким образом, для рассматриваемой методической ошибки справедливо соотношение

$$N(t_0) = \dot{D}(t_0) - \frac{1 - \bar{A}(t_0)}{1 + \bar{A}(t_0)} \quad (10.38)$$

Обозначим $\tilde{N}(t_0)$ – значение методической ошибки, рассчитанное для опорной орбиты. Тогда, добавляя $\tilde{N}(t_0)$ к измеренному значению, можно компенсировать ошибку. Ответ на вопрос, насколько опорная орбита должна быть близка к реальной, чтобы поправка $\tilde{N}(t_0)$ обеспечила необходимую точность, дают частные производные по компонентам вектора состояния:

$$\frac{\partial \tilde{N}(t_0)}{\partial x}, \frac{\partial \tilde{N}(t_0)}{\partial y}, \frac{\partial \tilde{N}(t_0)}{\partial z}, \frac{\partial \tilde{N}(t_0)}{\partial v_x}, \frac{\partial \tilde{N}(t_0)}{\partial v_y}, \frac{\partial \tilde{N}(t_0)}{\partial v_z} \quad (10.39)$$

Приведем максимальные значения производных для орбит на траектории перелета: для производных по компонентам вектора положения эти значения не превышают $0,5 \cdot 10^{-9} \text{ с}^{-1}$, а для производных по компонентам вектора скорости – $0,5 \cdot 10^{-4}$ (безразмерная величина).

Таким образом, поправки, рассчитанные по опорной орбите, компенсируют методическую ошибку с необходимой точностью, если опорная орбита лежит в такой трубке, относительно уточненной, что невязки компонент вектора скорости не превосходят 1 м/с, а компонент вектора положения – 1000 км.

Беззапросные измерения радиальной скорости

Беззапросный режим измерения радиальной скорости используется на участках проведения коррекций и маневров. Особенность проведения траекторных измерений после включения двигательной установки состоит в том, что ошибки исполнения заданных импульсов могут приводить к таким ошибкам прогноза движения КА, при которых ошибка по частоте запросного сигнала превосходит ширину полосы пропускания бортового приемника. В особенности, это существенно при выполнении маневра торможения и выполнении других больших импульсов при маневрировании в сфере действия пла-

неты цели. Чтобы избежать таких ситуаций, на участках работы с КА непосредственно после включения двигательной установки предусмотрены сеансы измерений радиальной скорости в беззапросном режиме, проведение которых не требует вхождения в связь с КА по запросному сигналу. Несмотря на то, что ошибки измерений радиальной скорости в беззапросном режиме значительно больше аналогичных измерений в запросном режиме (из-за неточного знания частоты бортового задающего генератора), точность прогноза параметров движения КА, полученного с использованием беззапросных измерений, такова, что обеспечиваются условия проведения запросных измерений.

Так же, как и в случае когерентных измерений, измеряется среднее значение доплеровского множителя:

$$\bar{A}_2 = \frac{1}{\Delta\tau} \int_{\tau_m - \Delta\tau}^{\tau_m} \frac{d\tau_{sc}^*}{d\tau} d\tau, \quad (10.40)$$

где τ – время регистрации сигнала по часам ИП; $\tau_{sc}^*(\tau)$ – время по часам КА, соответствующее моменту излучения сигнала, принятого на ИП в момент τ ; τ_m – конец интервала накопления по часам ИП; $\Delta\tau$ – длительность интервала накопления по часам ИП.

После интегрирования (10.40), получим

$$\bar{A}_2 = \frac{\tau_{sc}^*(\tau_m) - \tau_{sc}^*(\tau_m - \Delta\tau)}{\Delta\tau}. \quad (10.41)$$

Перейдем в гелиоцентрическую систему координат. Для этого преобразуем (10.41) к виду

$$\bar{A}_2 = \frac{\tau_{sc}^*(\tau_m) - \tau_{sc}^*(\tau_m - \Delta\tau)}{\tau^*(\tau_m) - \tau^*(\tau_m - \Delta\tau)} \frac{\tau^*(\tau_m) - \tau^*(\tau_m - \Delta\tau)}{\Delta\tau}, \quad (10.42)$$

где $\tau^*(\tau_m)$ – время по часам ИП, соответствующее моменту излучения сигнала, принятого на ИП в момент τ (τ_m – конец, а $\tau_m - \Delta\tau$ – начало мерного интервала).

Первый сомножитель в (10.42) представляет собой отношение интервалов времени между одними и теми же событиями, но в разных системах координат. Для наблюдателя, находящегося в инерциальной гелиоцентрической системе координат, справедливо следующее соотношение [45]:

$$\frac{\tau_{sc}^*(\tau_m) - \tau_{sc}^*(\tau_m - \Delta\tau)}{\tau^*(\tau_m) - \tau^*(\tau_m - \Delta\tau)} = 1 - \left(\frac{v_{sc}^2 - v_{rcv}^2}{2c^2} + \frac{\Phi_{sc} - \Phi_{rcv}}{c^2} \right) \quad (10.43)$$

где v_{sc}, v_{rcv} – модули скорости КА и приемной антенны ИП в инерциальной гелиоцентрической системе координат; Φ_{sc}, Φ_{rcv} – гравитационные потенциалы в точках, в которых находятся КА и приемная антенна.

Рассмотрим более подробно второй сомножитель в (10.42). Так как за время распространения сигнала от КА до приемной антенны не изменились условия, определяющие параметры преобразования времени из системы координат ИП в инерциальную гелиоцентрическую систему координат, справедливо соотношение:

$$\frac{t^*(t_m) - t^*(t_m - \Delta t)}{\tau^*(\tau_m) - \tau^*(\tau_m - \Delta\tau)} = \frac{\Delta t}{\Delta\tau}, \quad (10.44)$$

где t_m – время конца интервала накопления в инерциальной гелиоцентрической системе координат; $t^*(t)$ – время излучения сигнала, полученного в момент t в инерциальной гелиоцентрической системе координат (t_m – конец, а $t_m - \Delta t$ – начало мерного интервала в инерциальной гелиоцентрической системе координат); Δt – интервал накопления в инерциальной гелиоцентрической системе координат.

Используя (10.43) и (10.44), преобразуем (10.45) к виду:

$$\begin{aligned} \bar{A}_2 &= \left(1 - \left(\frac{v_{sc}^2 - v_{rcv}^2}{2c^2} + \frac{\Phi_{sc} - \Phi_{rcv}}{c^2} \right) \right) \left(\frac{t^*(t_m) - t^*(t_m - \Delta t)}{\Delta t} \right) = \\ &= \left(1 - \left(\frac{v_{sc}^2 - v_{rcv}^2}{2c^2} + \frac{\Phi_{sc} - \Phi_{rcv}}{c^2} \right) \right) \frac{1}{\Delta t} \int_{t_m - \Delta t}^{t_m} \frac{dt^*}{dt} dt. \end{aligned} \quad (10.45)$$

Расчетный аналог беззапросного измерения радиальной скорости

Как и в случае запросных доплеровских измерений, можно получить соотношение для $\frac{dt^*}{dt}$ через проекции скоростей на линию визирования КА – ИП в гелиоцентрической системе координат:

$$\frac{dt^*}{dt} = \frac{c - \dot{D}_{2H}}{c - \dot{D}_{2K}}, \quad (10.46)$$

где $\dot{D}_{2K} = \frac{(\mathbf{r}_3 - \mathbf{r}_2, \mathbf{v}_2)}{|\mathbf{r}_3 - \mathbf{r}_2|}$ – проекция скорости КА в момент излучения

на линию визирования: КА – приемная антенна; $\dot{D}_{2H} = \frac{(\mathbf{r}_3 - \mathbf{r}_2, \mathbf{v}_3)}{|\mathbf{r}_3 - \mathbf{r}_2|}$ –

проекция скорости приемной антенны в момент приема сигнала на линию визирования: КА – приемная антенна; $\mathbf{r}_2(x_2, y_2, z_2)$ – вектор положения КА на момент излучения; $\mathbf{r}_3(x_3, y_3, z_3)$ – вектор положения

приемной антенны ИП на момент приема; $\mathbf{v}_2 = \frac{d}{dt}\mathbf{r}_2$ – вектор

скорости КА на момент излучения; $\mathbf{v}_3 = \frac{d}{dt}\mathbf{r}_3$ – вектор скорости приемной антенны ИП на момент приема.

С точностью до членов, содержащих $1/c^2$, выражение (10.46) может быть представлено в виде

$$\begin{aligned} \frac{dt^*}{dt} &= \frac{1 - \dot{D}_{2H}/c}{1 - \dot{D}_{2K}/c} = 1 - \frac{\dot{D}_{2H}}{c} + \frac{\dot{D}_{2K}}{c} - \frac{\dot{D}_{2H}\dot{D}_{2K}}{c} = \\ &= 1 - \frac{\dot{D}_2}{c} - \frac{\dot{D}_{2H}\dot{D}_{2K}}{c^2}, \end{aligned} \quad (10.47)$$

где $\dot{D}_2 = \dot{D}_{2H} - \dot{D}_{2K}$ – радиальная скорость.

После подстановки (10.47) в (10.45) получим

$$\begin{aligned} \bar{A}_2 &= \left(1 - \left(\frac{v_{sc}^2 - v_{rcv}^2}{2c^2} + \frac{\Phi_{sc} - \Phi_{rcv}}{c^2} \right) \right) \times \\ &\times \left(1 - \frac{\bar{D}_2}{c} - \frac{1}{\Delta t} \int_{t_m - \Delta t}^{t_m} \frac{1}{c^2} \dot{D}_{2H}(t) \dot{D}_{2K}(t) dt \right). \end{aligned} \quad (10.48)$$

С точностью до членов, содержащих $1/c^2$, выражение (10.48) может быть представлено в виде

$$\bar{A}_2 = 1 - \frac{\bar{D}_2}{c} - \frac{1}{\Delta t} \int_{t_m - \Delta t}^{t_m} \frac{\dot{D}_{2H}(t) \dot{D}_{2K}(t)}{c^2} dt - \left(\frac{v_{sc}^2 - v_{rcv}^2}{2c^2} + \frac{\Phi_{sc} - \Phi_{rcv}}{c^2} \right), \quad (10.49)$$

$$\text{где } \bar{D}_2 = \frac{1}{\Delta t} \int_{t_m - \Delta t}^{t_m} D_2(t) dt.$$

Разрешив (10.49) относительно $\bar{D}_2$, определим

$$\bar{D}_2 = c(1 - A_2) - \frac{1}{\Delta t} \int_{t_m - \Delta t}^{t_m} \frac{\dot{D}_{2H}(t) \dot{D}_{2K}(t)}{c} dt - \left(\frac{v_{sc}^2 - v_{rcv}^2}{2c} + \frac{\Phi_{sc} - \Phi_{rcv}}{c} \right). \quad (10.50)$$

Соотношение (10.50) может быть использовано как для интерпретации измеренных значений, так и для определения текущего значения частоты бортового задающего генератора по эталонной орбите.

Измерения по схеме трехпутевого Доплера

На наиболее ответственных участках полета траекторные измерения проводятся по следующей схеме. Один измерительный пункт (например, г. Уссурийск) проводит сеанс запросных измерений. Другой измерительный пункт (в данном примере это пос. Медвежье Озера) измеряет доплеровский сдвиг сигнала, излучаемого с борта КА.

Совместная обработка измерений с двух измерительных пунктов позволит получить измерения доплеровского сдвига по двум трассам, в данном примере, Уссурийск – КА – Уссурийск и Уссурийск – КА – Медвежье Озера. Наличие двух трасс позволяет измерить скорость КА не только в радиальном направлении, но и в плоскости, ортогональной радиальному направлению, если использовать разность измеряемых величин доплеровского сдвига, полученных на разных измерительных пунктах. Такой тип измерений называют трехпутевым доплером (по числу путей, пройденным сигналом между измерительными пунктами и КА).

Учет ионосферной и тропосферной составляющих ошибок измерений

Основным параметром атмосферы, описывающим ее влияние на распространение радиоволн в S-, X- и Qu-диапазонах является коэффициент преломления. С этой точки зрения атмосферу Земли можно разделить на две области: 1) тропосферу; 2) ионосферу.

Коэффициент преломления в тропосфере зависит от давления, температуры и влажности. Коэффициент преломления в ионосфере зависит от электронной концентрации и частоты. Следствием того, что коэффициент преломления в ионосфере зависит от частоты, является различие коэффициентов преломления для фазовой и групповой скорости. При расчете поправки к доплеровским измерениям скорости следует учитывать коэффициент преломления для фазовой скорости, а при расчете поправки к измерениям дальности – для групповой.

В [48] показано, что в сферически слоистой атмосфере поправка на фазовый путь ΔL_Φ для сигнала, распространяемого с высоты H до поверхности, может быть вычислена по формуле:

$$\Delta L_\Phi = \int_0^H \frac{\Delta n(h)(R_3 + h)}{\sqrt{(R_3 + h)^2 - R_3^2 \cos^2 \gamma}} dh, \quad (10.51)$$

где $\Delta n(h)$ – отличие коэффициента преломления от 1; R_3 – радиус Земли; h – высота над поверхностью; γ – угол места.

Используем это соотношение для получения поправок и оценок регулярных ошибок измерений дальности и скорости, вызванных тропосферой и ионосферой Земли.

Тропосферная составляющая ошибки

При расчете тропосферных поправок измерений наклонной дальности и радиальной скорости используется величина, равная поправке на фазовый путь сигнала, принимаемого в направлении на зенит. Эта величина вычисляется как интеграл от приведенного коэффициента преломления на интервале высот от поверхности до высоты тропосферы

$$\Delta R_t = \int_0^{h_t} (1 - n(h)) dh, \quad 1 - n(h) = 10^{-6} N(h), \quad (10.52)$$

где $n(h)$ – коэффициент преломления; $N(h)$ – приведенный коэффициент преломления; h_t – высота тропосферы.

Величина ΔR_t равна тропосферной поправке к наклонной дальности в случае, когда КА находится в направлении зенита. Для расчета этой величины используются различные модели зависимости приведенного коэффициента преломления от высоты $N(h)$.

***Факторы, положенные в России в основу модели [48]
для расчета тропосферных поправок
для радиотехнических систем дальнего космоса***

- На высоте 10 км величина приведенного коэффициента преломления почти постоянна, не зависит от времени года и времени суток, составляет величину ~ 93 .
- У поверхности Земли приведенный коэффициент преломления зависит от температуры, давления, относительной влажности и вычисляется по формуле:

$$N_s = \frac{77,6}{T_s} \left(P_s + \frac{4810 B_s}{T_s} \right), \quad (10.53)$$

где P_s – атмосферное давление у Земной поверхности, мбар; T_s – температура у Земной поверхности, °К; B_s – давление водяного пара у Земной поверхности, мбар, определяется по относительной влажности, которая непосредственно измеряется.

Зависимость приведенного коэффициента преломления от высоты

$$N(h) = N_s e^{-\beta h}, \quad (10.54)$$

где h – измеряется в км; коэффициент $\beta = -\frac{1}{10} \ln \frac{93}{N_s}$ определяется

из условия постоянства приведенного коэффициента преломления на высоте 10 км,

В Deep Space Network (DSN) NASA для расчета тропосферной поправки используется модель [49]–[52], в которой были разделены «сухая» и «мокрая» составляющие. Приведенный коэффициент преломления в любой точке атмосферы имеет такую же зависимость от метеорологических параметров, как и у поверхности Земли:

$$N(h) = \frac{77,6}{T(h)} \left(P(h) + \frac{4810B}{T(h)} \right) = \frac{77,6}{T(h)} P(h) + \frac{77,6 \cdot 4810B}{T^2(h)}. \quad (10.55)$$

Первое слагаемое называют «сухой» компонентой («dry» refractivity) и обозначают $ND(h)$, второе слагаемое – «мокрой» компонентой («wet» refractivity) и обозначают как $NW(h)$. Интеграл от $ND(h)$ обозначим как ΔR_{td} , а от $NW(h)$ как ΔR_{tw} . Таким образом,

$$\Delta R_{td} = \int_0^{h_t} ND(h) dh, \quad \Delta R_{tw} = \int_0^{h_t} NW(h) dh, \\ \Delta R_t = \Delta R_{td} + \Delta R_{tw}. \quad (10.56)$$

Известно, что $0,90 \leq \frac{\Delta R_{td}}{\Delta R_t} \leq 0,99$; $0,01 \leq \frac{\Delta R_{tw}}{R_t} \leq 0,1$.

Для вычисления ΔR_{td} используют следующую модель:

$$\Delta R_{td} = 77,6 P_s \left(\frac{R}{g} \right), \quad (10.57)$$

где P_s – атмосферное давление у Земной поверхности, мбар; R – универсальная газовая постоянная; g – гравитационное ускорение.

Определим формулу для расчета тропосферной поправки Δr_t измерений дальности, проводимых для угла места γ . Для этого под-

ставим (10.54) в (10.51). Учитывая, что $\frac{R_3}{R_3 + h} \approx 1$, получим

$$\Delta r_t = \int_0^{H_T} \frac{N_0^* \cdot 10^{-6} e^{-\beta h}}{\sqrt{1 - \cos^2 \gamma}} dh = \frac{N_0^* \cdot 10^{-6} (1 - e^{-\beta H_T})}{\beta \sin \gamma} \approx \frac{N_0^* \cdot 10^{-6}}{\beta \sin \gamma} = \frac{\Delta R_t}{\sin \gamma}. \quad (10.58)$$

Поэтому, если величина ΔR_t известна с ошибкой, СКО которой составляет $\sigma_{\Delta R_t}$, СКО ошибки Δr_t составит величину $\sigma_{\Delta r_t} = \frac{\sigma_{\Delta R_t} \dot{\gamma}}{\sin \gamma}$.

При работе с КА «Фобос-2» значение тропосферной поправки составляло от 2 до 22 м и учитывалось при обработке измерений.

Тропосферная поправка измерений радиальной скорости, проводимых для угла места γ , получается дифференцированием по времени (10.58) и вычисляется по следующей формуле:

$$\Delta \dot{r}_t = \frac{\dot{\gamma} \cos \gamma \Delta R_t}{\sin^2 \gamma}. \quad (10.59)$$

Поэтому, если величина ΔR_t известна с ошибкой, СКО которой составляет $\sigma_{\Delta R_t}$, СКО ошибки тропосферной поправки измерений радиальной скорости

$$\sigma_{\Delta \dot{r}_t} = \frac{|\dot{\gamma}| \cos \gamma \sigma_{\Delta R_t}}{\sin^2 \gamma}. \quad (10.60)$$

По данным, приведенным в [47], при работе с КА «Фобос-2» максимальное значение этой поправки составило 0.17 мм/с, но поправка не учитывалась при обработке измерений.

Пусть в одном сеансе измерений для углов места γ_1 и γ_2 имеются измерения наклонной дальности и радиальной скорости. Найдем ковариационные связи между этими измерениями, обусловленные ошибками знания σ_{td} и σ_{tw} – «сухой» и «мокрой» составляющих поправки на фазовый путь сигнала в направлении зенита.

$$\begin{aligned} \text{cov}[\delta r_t(\gamma_1) \delta r_t(\gamma_2)] &= \frac{\sigma_{td}^2 + \sigma_{tw}^2}{\sin \gamma_1 \sin \gamma_2}; \\ \text{cov}[\delta \dot{r}_t(\gamma_1) \delta \dot{r}_t(\gamma_2)] &= \frac{|\dot{\gamma}_1 \dot{\gamma}_2| \cos \gamma_1 \cos \gamma_2}{\sin^2 \gamma_1 \sin^2 \gamma_2} (\sigma_{td}^2 + \sigma_{tw}^2); \\ \text{cov}[\delta r_t(\gamma_1) \delta \dot{r}_t(\gamma_2)] &= \frac{|\dot{\gamma}_2| \cos \gamma_2}{\sin^2 \gamma_1 \sin^2 \gamma_2} (\sigma_{td}^2 + \sigma_{tw}^2). \end{aligned} \quad (10.61)$$

Ионосферная составляющая ошибки

В модель ионосферной составляющей ошибки входят параметры, характеризующие электронную концентрацию в различных слоях ионосферы. Проведенные исследования позволили построить ряд моделей, описывающих изменение электронной концентрации в разных слоях ионосферы, однако точность, предоставляемая этими моделями, не позволяет использовать их для расчета ионосферных поправок траекторных измерений.

Для расчета поправок траекторных измерений целесообразно использовать двухчастотную схему. К сожалению, прямое использование такой схемы является сложным для проведения траекторных измерений ДКА.

Вместе с тем, использование GPS-станции, находящейся в окрестности антенны дальней космической связи и работающей на двух частотах, позволяет определить поправку ионосферной составляющей. Существующая в настоящее время сеть GPS-станций обеспечивает измерения электронной концентрации практически по всей поверхности Земли. Измеряемой величиной является полная электронная концентрация, обозначаемая как TEC (от Total Electron Content) [53]. Эта величина обозначает полное число электронов, содержащееся вдоль пути между двумя точками на площади сечения 1 м^2 в направлении зенита измеряется в единицах TECU (единица TECU равна 10^{16} электрон/ м^2).

Для ионосферы Земли справедлива следующая модель зависимости приведенного коэффициента преломления для фазовой скорости распространения радиоволны Δn от высоты:

$$\Delta n(h) = -40,4 \frac{N_e(h)}{f^2}, \quad (10.63)$$

где $N_e(h)$ – электронная концентрация, $1/\text{см}^3$; f – частота сигнала, КГц.

Коэффициент преломления n_{gr} для групповой скорости распространения радиоволны связан с коэффициентом преломления для фазовой скорости соотношением:

$$n_{gr} = n + f \frac{dn}{df}.$$

Отсюда получаем формулу для приведенного коэффициента преломления для групповой скорости:

$$\Delta n_{gr}(h) = 40,4 \frac{N_e(h)}{f^2}. \quad (10.64)$$

Таким образом, приведенные коэффициенты преломления для фазовой и групповой скорости равны по абсолютной величине, но имеют разные знаки.

Получим формулы для расчета ионосферных поправок измерений наклонной дальности Δr_i в см. и радиальной скорости Δv_i (см/с), проводимых для угла места γ и скорости его изменения $\dot{\gamma}$. Учтём, что для расчета поправок к измерениям радиальной скорости следует использовать приведенный коэффициент преломления для фазовой скорости, а для поправок к измерениям наклонной дальности – для групповой скорости. Для этого подставим (10.64) в (10.51) и определим

$$\Delta r_i = \frac{40,4}{f^2} \int_0^{h_i} \frac{N_e(h)(R_3 + h)}{\sqrt{(R_3 + h)^2 - R_3^2 \cos^2 \gamma}} dh,$$

где h_i – высота ионосферы.

Так как КА находится заведомо выше максимума электронной концентрации h_m (примерно 300 км), можно воспользоваться следующей оценкой [23]:

$$\begin{aligned} \int_0^{h_i} \frac{N_e(h)(R_3 + h)}{\sqrt{(R_3 + h)^2 - R_3^2 \cos^2 \gamma}} dh &\approx \\ &\approx \frac{R_3 + h_m}{\sqrt{(R_3 + h_m)^2 - R_3^2 \cos^2 \gamma}} \int_0^{h_i} N_e(h) dh. \end{aligned}$$

В результате получим

$$\Delta r_i = \frac{40,4}{f^2} \frac{R_3 + h_m}{\sqrt{(R_3 + h_m)^2 - R_3^2 \cos^2 \gamma}} \int_0^{h_i} N_e(h) dh. \quad (10.65)$$

Ошибка измерений радиальной скорости, вносимая ионосферой, определяется угловым перемещением луча ИП – КА по углу места и соответствует приведенному коэффициенту преломления

для фазовой скорости. Поэтому ионосферная поправка для доплеровских измерений скорости получается изменением знака в правой части формулы (10.65) на плюс и последующим дифференцированием по времени:

$$\Delta \dot{r}_i = \frac{40,4}{f^2} \frac{(R_3 + h_m) R_3^2 \cos \gamma \sin \gamma \dot{\gamma}}{\left((R_3 + h_m)^2 - R_3^2 \cos^2 \gamma \right)^{3/2}} \int_0^{h_i} N_e(h) dh. \quad (10.66)$$

Ионосферная поправка в направлении зенита ($\gamma = 0$) для фазовой скорости

$$\Delta R_i = -\frac{40,4}{f^2} \int_0^{h_i} N(h) dh. \quad (10.67)$$

Через величину ΔR_i могут быть выражены ионосферные поправки к измерениям наклонной дальности и радиальной скорости, которые вычисляются по формулам

$$\Delta r_i = \frac{\Delta R_i}{\sqrt{1 - \frac{R_3^2 \cos^2 \gamma}{(R_3 + h_m)^2}}}, \quad (10.68)$$

$$\Delta \dot{r}_i = \frac{R_3^2}{(R_3 + h_m)^2} \frac{\sin 2\gamma \dot{\gamma}}{2 \left(1 - \frac{R_3^2 \cos^2 \gamma}{(R_3 + h_m)^2} \right)^{3/2}} \Delta R_i.$$

Пусть величина ΔR_i известна с ошибкой, СКО которой равно $\sigma_{\Delta R_i}$, тогда ошибки ионосферных поправок $\sigma_{\Delta r_i}$ к наклонной дальности и $\sigma_{\Delta \dot{r}_i}$ – к радиальной скорости будут вычисляться по следующим формулам:

$$\sigma_{\Delta r_i} = \frac{\sigma_{\Delta R_i}}{\sqrt{1 - \frac{R_3^2 \cos^2 \gamma}{(R_3 + h_m)^2}}},$$

$$\sigma_{\Delta r_i} = \frac{R_3^2}{(R_3 + h_m)^2} \frac{\sin 2\gamma \dot{\gamma}}{2 \left(1 - \frac{R_3^2 \cos^2 \gamma}{(R_3 + h_m)^2} \right)^{3/2}} \sigma_{\Delta R_i}. \quad (10.69)$$

Пусть в одном сеансе измерений для углов места γ_1 и γ_2 имеются измерения наклонной дальности и радиальной скорости. Найдем ковариационные связи между этими измерениями

$$\begin{aligned} \text{cov}[\delta r_i(\gamma_1) \delta r_i(\gamma_2)] &= \\ &= \frac{1}{\sqrt{1 - \frac{R_3^2}{(R_3 + h_m)^2} \cos^2 \gamma_1}} \frac{1}{\sqrt{1 - \frac{R_3^2}{(R_3 + h_m)^2} \cos^2 \gamma_2}} \sigma_i^2; \end{aligned} \quad (10.70)$$

$$\begin{aligned} \text{cov}[\delta \dot{r}_i(\gamma_1) \delta \dot{r}_i(\gamma_2)] &= \frac{R_E^4}{4(R_3 + h_m)^4} \times \\ &\times \frac{\sin 2\gamma_1 |\dot{\gamma}_1|}{\left(1 - \frac{R_3^2 \cos^2 \gamma_1}{(R_3 + h_m)^2} \right)^{3/2}} \frac{\sin 2\gamma_2 |\dot{\gamma}_2|}{\left(1 - \frac{R_3^2 \cos^2 \gamma_2}{(R_3 + h_m)^2} \right)^{3/2}} \sigma_i^2; \end{aligned} \quad (10.71)$$

$$\begin{aligned} \text{cov}[\delta r_i(\gamma_1) \delta \dot{r}_i(\gamma_2)] &= \frac{R_E^2}{2(R_E + h_m)^2} \times \\ &\times \frac{1}{\left(1 - \frac{R_3^2 \cos^2 \gamma_1}{(R_3 + h_m)^2} \right)^{1/2}} \frac{\sin 2\gamma_2 |\dot{\gamma}_2|}{\left(1 - \frac{R_3^2 \cos^2 \gamma_2}{(R_3 + h_m)^2} \right)^{3/2}} \sigma_i^2. \end{aligned} \quad (10.72)$$

Значения ошибок, вносимых ионосферой для различных углов места, при интегральной электронной концентрации $3 \cdot 10^{13}$ эл/см² и $h_m = 300$ км показаны ниже

γ , град	20	40	60	80	
Δr_i , м	1,1	0,7	0,6	0,5	
γ , град	10	20	40	60	80
$\Delta \dot{r}_i$, мм/с	0,15	0,12	0,05	0,02	0,01

Ниже описывается общая постановка задачи определения параметров движения по траекторным измерениям. Описывается широко распространенный статистический подход обработки измерений. Формализуется задача получения оценки уточняемых параметров методом максимального правдоподобия путем обработки произвольного состава траекторных измерений. Приводится алгоритм решения задачи определения параметров.

В основе всех методов определения орбит лежит сравнение измерений с расчетными значениями, вычисленными с использованием модели движения КА и модели измерения, как показано на рис. 11.1. Движение КА рассчитывается в соответствии с определенной моделью $\mathbf{X}(t, \mathbf{Q}')$, зависящей от заданного набора параметров $\mathbf{Q}' \{q'_1, \dots, q'_M\}$, которые влияют на движение аппарата. Будем называть их динамическими. К таким **параметрам** относятся:

- элементы орбиты КА;
- параметры гравитационного поля Земли или другой планеты, вблизи которой движется КА;
- эфемериды планет
- и др.

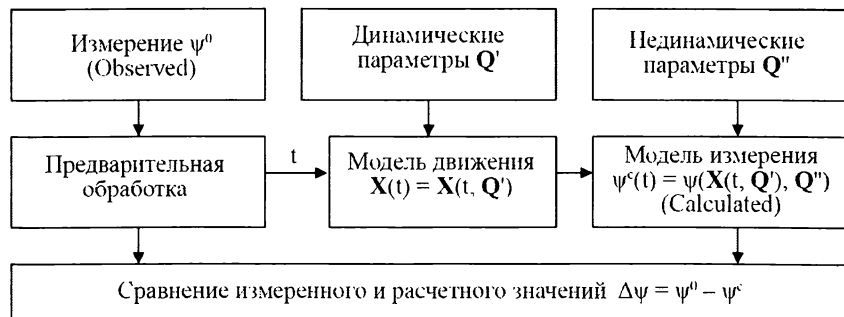


Рисунок 11.1

Сравнение измерений с расчетными значениями

Модель измерения, проведенного в момент времени t , связана функциональной зависимостью $\Psi(X(t, Q'), Q'')$ с вектором состояния КА и набором *нединамических параметров* $Q''\{q_1'', \dots, q_M''\}$, таких как

- положение измерительного пункта;
- параметры среды распространения радиосигнала (тропосферы, ионосферы);
- задержки сигнала в проводящих кабелях и т.п.

В ходе обработки измерений часть параметров из множества $\{Q', Q''\}$ может быть включена в состав определяемых параметров $q\{q_1, \dots, q_m\}$. Остальные параметры считаются известными и фиксируются.

Множество определяемых параметров $q\{q', q''\}$ может содержать как динамические $q' \subset Q'$, так и нединамические параметры $q'' \subset Q''$. Если число определяемых параметров совпадает с числом измерений, то даже при неточной модели или при наличии ошибок измерений, как правило, удастся достичь полного совпадения измеренных и расчетных значений. В этом случае задача определения орбиты КА сводится к решению системы из m нелинейных уравнений с m неизвестными:

$$\Psi_1(t, q_1, q_2, \dots, q_m) = \Psi_1^0;$$

...

$$\Psi_m(t, q_1, q_2, \dots, q_m) = \Psi_m^0.$$

В такой постановке эта задача часто оказывается востребованной для первоначального определения орбиты. Если же количество измерений превышает количество определяемых параметров, то информация оказывается избыточной и появляется много приводящих к различным результатам способов определить вектор параметров q .

Каждый такой метод имеет свою область применения и обладает определенными преимуществами и недостатками. Их можно разделить на две крупные группы: 1) методы статистической обработки измерений; 2) детерминированные методы.

Методы статистической обработки параметров движения основаны на минимизации рассогласований между измерениями и их расчетными аналогами. При этом предполагается, что отклоне-

ния измерений от фактической орбиты являются случайными величинами с известной функцией распределения. В настоящее время для определения параметров движения КА, как правило, используются алгоритмы, в основе которых лежит предположение о нормальном законе распределения разностей измеренных и расчетных значений.

При этом наибольшее распространение получили два подхода: 1) совместная итерационная обработка измерений; 2) последовательная обработка – фильтр Калмана.

В то же время существуют статистические методы, рассматривающие другие функции распределения, например, равномерное. Одна из таких работ была опубликована З.Ч. Хуторовским и А.С. Самохиным [54].

Область применения *детерминированных методов* чаще всего ограничивается поиском начального приближения с целью обеспечить дальнейшую итерационную процедуру статистической обработки. Здесь широко применяются методы Гаусса и Лапласа [55] первоначального определения орбиты по измерениям углового положения КА на небесной сфере. Существует большое число работ, посвященных первоначальному определению орбиты по другим видам измерений (дальность и радиальные скорости).

Другое направление нестатистического подхода к обработке измерений – так называемые *гарантированное оценивание*. Относительно функции распределения невязок не делается никаких предположений, за исключением установленного ограничения модуля отклонений измеренных величин от фактической орбиты. Вообще говоря, эти отклонения могут быть случайными величинами, но могут быть кусочно-постоянными или плавающими функциями времени. Критерием оптимальности при получении оценки служит минимальное значение некоторого скалярного параметра, характеризующего точность полученного решения при наихудших значениях отклонений [56].

Фундаментальные методы определения параметров движения космического летательного аппарата по данным траекторных измерений изложены в статье Э.Л. Акима и Т.М. Энеева в 1963 г. [57]. Несмотря на то, что с момента выхода статьи прошло более полувека, предложенные алгоритмы сохранили свою актуальность и в наше время.

Статистический подход к решению задачи определения параметров космических аппаратов

Метод максимального правдоподобия

Для статистической обработки измерений наиболее распространен и чаще всего используется для определения орбит *метод максимума апостериорной вероятности* или *метод максимального правдоподобия*. Этот метод заключается в выборе в качестве оценки уточняемых параметров, вектора $\hat{\mathbf{q}}$, вероятность реализации которого максимальна при условии получения вектора измерений $\Delta = \Psi^o - \Psi^c(\mathbf{q})$.

Предположим, что имеется набор из N измерений $\Psi\{\psi_1, \psi_2, \dots, \psi_N\}$, распределенных в соответствии с многомерным нормальным законом

$$\rho(\Psi) = \frac{\sqrt{|C_\Psi|}}{(2\pi)^{\sqrt{N}}} e^{-\frac{1}{2}(\Psi^o - \Psi^c(\mathbf{q}))^T C_\Psi^{-1}(\Psi^o - \Psi^c(\mathbf{q}))}$$

где $C_\Psi = \begin{Bmatrix} \text{cov}(\psi_1, \psi_1) & \text{cov}(\psi_1, \psi_2) & \text{cov}(\psi_1, \psi_N) \\ \text{cov}(\psi_2, \psi_1) & \text{cov}(\psi_2, \psi_2) & \text{cov}(\psi_2, \psi_N) \\ \dots & \dots & \dots \\ \text{cov}(\psi_N, \psi_1) & \text{cov}(\psi_N, \psi_2) & \text{cov}(\psi_N, \psi_N) \end{Bmatrix}$ – ковариационная мат-

рица ошибок измерений; N – число измерений.

Минимизация этого функционала

$$\Phi(\mathbf{q}) = (\Psi^o - \Psi^c(\mathbf{q}))^T C^{-1}(\Psi^o - \Psi^c(\mathbf{q})) \quad (11.1)$$

дает оценку вектора параметров $\hat{\mathbf{q}}$.

Минимизация функционала путем решения нелинейной системы уравнений методом Ньютона

Необходимое условие экстремума – равенство нулю производных по всем параметрам:

$$\frac{d}{d\mathbf{q}_k} (\Psi^o - \Psi^c)^T \mathbf{P} (\Psi^o - \Psi^c) = 0,$$

$P = C_{\Psi}^{-1}$ – весовая матрица измерений.

Отметим, что если C_{Ψ} клеточно-диагональная матрица, то и P тоже клеточно-диагональная матрица с клетками того же размера на том же месте.

Дифференцирование выражения

$$\frac{d}{dq_k}(\Psi^o - \Psi^c)^T P(\Psi^o - \Psi^c) = -2 \left(\frac{d\Psi^c}{dq_k} \right)^T P(\Psi^o - \Psi^c)$$

приводит к системе m уравнений с m неизвестными

$$f(q) = \left(\frac{d\Psi^c(q)}{dq} \right)^T P(\Psi^o - \Psi^c(q)) = \begin{Bmatrix} 0 \\ \dots \\ 0 \end{Bmatrix}. \quad (11.2)$$

Это нелинейная система уравнений относительно параметров q , которые связаны с текущим вектором состояния X дифференциальными уравнениями или аналитической теорией, реализующими модель движения КА. Зависимость расчетных значений от текущего вектора состояния выражается через моделирование измерительных систем. Для решения этого уравнения рекомендуется использовать *итерационный метод Ньютона* с теми или иными модификациями.

В общем случае решение системы нелинейных уравнений

$$f(q) = 0 \quad (11.3)$$

методом Ньютона осуществляется по следующей схеме:

1. Устанавливается начальное приближение

$$q_k = q_0.$$

2. На очередной k -й итерации

а) вычисляется вектор невязок

$$b_k = f(q_k),$$

б) формируется матрица частных производных

$$A = \frac{df}{dq_k},$$

в) решается система линейных уравнение

$$A \Delta q_k = b \quad (11.4)$$

относительно вектора поправок $\Delta \mathbf{q}_k$,

г) устанавливается новое значение вектора $\bar{\mathbf{q}}$

$$\mathbf{q}_{k+1} = \mathbf{q}_k + \Delta \mathbf{q}_k.$$

3. Оценивается величина поправок $\Delta \mathbf{q}_k$. Если они достаточно малы, то итерационный процесс завершается. В качестве решения уравнения (11.3) устанавливается вектор $\mathbf{q} = \mathbf{q}_{k+1}$. В противном случае выполняется следующая итерация (п. 2).

При вычислении матрицы частных производных для системы уравнений (11.3) в формулах появляются вторые производные

$$\frac{d}{d\mathbf{q}} \left[\frac{d\Psi^c(\mathbf{q})}{d\mathbf{q}} \right]$$

от измеряемых функций по уточняемым параметрам $\bar{\mathbf{q}}$. Выполнить это второе дифференцирование очень сложно, в то же время при хорошем начальном приближении разница между измеренными и расчетными значениями мала, поэтому повсеместно слагаемое, в которое они входят, отбрасывают. В результате матрицу и правые части системы линейных уравнений (11.4) можно записать в форме

$$\mathbf{A} = \left(\frac{d\Psi^c}{d\mathbf{q}} \right)^T \mathbf{P} \frac{d\Psi^c}{d\mathbf{q}};$$

$$\bar{\mathbf{b}} = \left(\frac{\partial \bar{\Psi}^c}{\partial \bar{\mathbf{q}}} \right)^T \mathbf{P} \Delta \bar{\Psi}.$$

Если множество измерений Ψ представить как объединение некоррелированных между собой подмножеств

$$\Psi = \Psi_1 \cup \Psi_2 \cup \dots \cup \Psi_n,$$

то матрица $\mathbf{C}_\Psi$ разделится на клетки, расположенные на диагонали, а квадратичная форма превратится в сумму. Тогда функционал (11.1), матрица системы линейных уравнений (11.4) и ее правые части записываются в форме

$$\Phi(\mathbf{q}) = \sum_{k=1}^n \left(\Psi_k^o - \Psi_k^c \right)^T \mathbf{C}_k^{-1} \left(\Psi_k^o - \Psi_k^c \right),$$

$$\mathbf{A} = \sum_{k=1}^n \left(\frac{d\psi_k^c}{dq} \right)^T \mathbf{P}_k \frac{d\psi_k^c}{dq},$$

$$\bar{\mathbf{b}} = \sum_{k=1}^n \left(\frac{\partial \bar{\psi}_k^c}{\partial \bar{\mathbf{q}}} \right)^T \mathbf{P}_k \Delta \bar{\psi}_k^c,$$

где $\mathbf{P}_k = \mathbf{C}_k^{-1}$ – весовая матрица ошибок k -й группы некоррелированных измерений ($k = 1, \dots, n$).

Алгоритм определения параметров движения космических аппаратов

На рис. 11.2 представлен алгоритм решения задачи определения орбитальных параметров движения КА итерационным методом Ньютона. Сначала выполняются подготовительные операции. Формируются необходимые исходные данные: начальное приближение, эфемериды Луны и Солнца, параметры атмосферы и т.п. Далее выполняется очередная итерация. Она начинается с подготовительных операций – установки нулевых значений функционала, матрицы и правых частей системы нормальных уравнений. Далее выполняется цикл накопления нормальной системы уравнений. Он включает: выборку очередного измерения; вычисление расчетного значения и его производных по текущему вектору состояния; вычисление производных от расчетного значения по уточняемым параметрам; расчет добавок к системе нормальных уравнений (СНУ), полученных в результате обработки очередного измерения; сложение полученных добавок с матрицей и правыми частями СНУ. Если на данной итерации все измерения обработаны, то решается СНУ и определяются поправки. Поправки прибавляются к уточняемым параметрам и начинается новая итерация. Этот итерационный процесс продолжается до сходимости.

При кажущейся простоте алгоритма решения задачи определения орбитальных параметров довольно сложен. Он включает численное интегрирование системы дифференциальных уравнений движения, реализующих сложную модель движения КА, и уравнений в вариациях КА, необходимые для расчета частных производных от текущего вектора состояния по вектору определяемых параметров. Кроме того, алгоритм содержит программные блоки, реализующие различные виды измерений, участвующих в обработке.

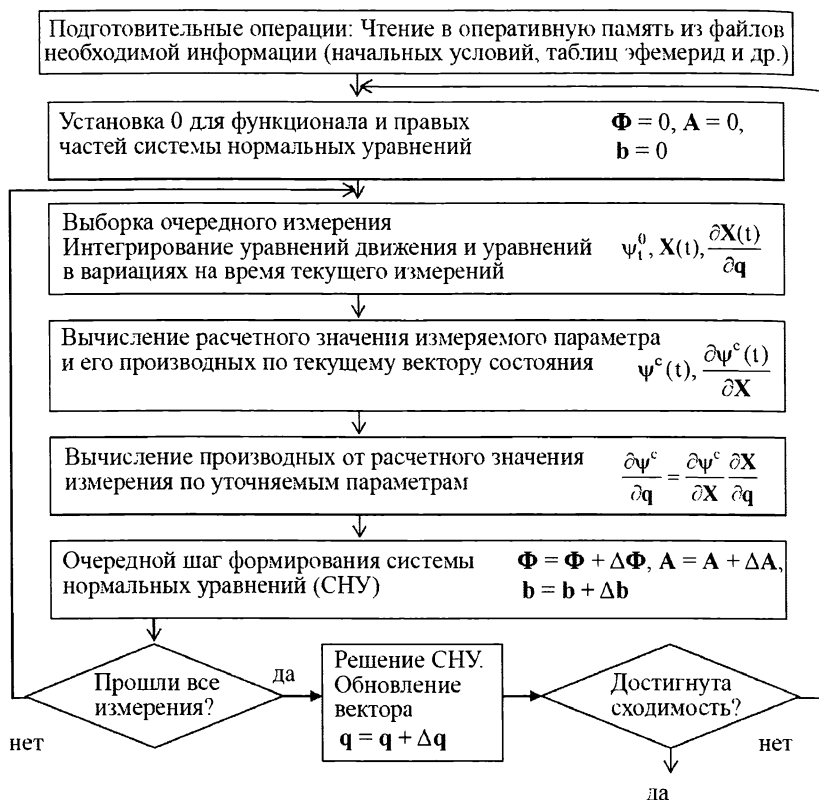


Рисунок 11.2

Алгоритм определения параметров движения КА

Формализация обработки измерений различных типов

Представленный на рис. 11.2 алгоритм формирования системы нормальных уравнений представляет собой последовательную обработку измерений различных типов, сопровождающейся накоплением матрицы, правых частей и функционала. Чтобы такое накопление стало возможным *необходимо для каждого очередного измерения иметь следующую информацию:*

- Номер типа измерений.

- Размерность вектора измеряемого параметра m (возможно $m = 1$ для скалярных измерений).
- Измеренный вектор ψ^o (в частном случае скаляр)
- Весовую матрицу (в частном случае вес), характеризующую ошибку данного измерения.
- Расчетный вектор ψ^c и матрица его производных $\frac{\partial \psi^c}{\partial q}$ по век-

тору определяемых параметров

Для каждого вида измерения разрабатывается специальный программный модуль, обеспечивающий вычисление вектора его расчетного значения ψ^c и матрицы производных по текущему вектору кинематических параметров КО – $\frac{\partial \psi^c}{\partial X}$.

Такая формализация позволяет подключать к задаче определения орбиты возможность обработки новых типов измерений, не внося изменений в остальные ее части.

Множество уточняемых параметров $q \{q', q''\}$ может содержать динамические q' и нединамические q'' параметры, поэтому зависимость расчетного значения от уточняемых параметров можно выразить формулой

$$\psi^c(q, t) = \psi^c(X(q', t), q'').$$

Соответственно вычисление матрицы производных $d\psi^c/dq$ осуществляется по формуле

$$\frac{d\psi^c}{dq} = \left\{ \frac{d\psi^c}{dX} \frac{dX}{dq'} \cdot \frac{d\psi^c}{dq''} \right\}.$$

Матрица dX/dq' производных от текущего вектора состояния КО по вектору уточняемых параметров, вычисляется вместе с вектором кинематических параметров движения X в ходе интегрирования уравнений движения КО и уравнений в вариациях. В самом общем виде общую систему уравнений движения и уравнений в вариациях можно представить в форме

$$\frac{dX}{dt} = F(t, X); \quad \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial X}{\partial q'} \right) = \frac{\partial F}{\partial X} \frac{\partial X}{\partial q'}$$

Информация о параметрах движения КА может быть получена не только посредством наземных траекторных измерений, но и с использованием некоторых бортовых данных, попадающих на Землю в составе телеметрии. Ниже описываются примеры таких данных, а также алгоритм их совместной обработки с наземными траекторными измерениями.

Современные космические миссии предъявляют все более высокие требования к точности навигационного обеспечения КА дальнего космоса. С одной стороны – это стремление повысить эффективность управления КА, с другой – успех работы аппаратуры, входящей в состав полезной нагрузки. Точность определения параметров движения КА зависит от точности и структуры используемых измерений, а также от достоверности используемой модели движения.

Обычно под измерениями подразумеваются внешнетраекторные измерения (радиотехнические измерения наклонной дальности и радиальной скорости, а также разности запаздываний сигнала), полученные в ходе РСДБ-сеансов. В данном разделе наряду с внешнетраекторными измерениями рассматриваются бортовые измерения, полученные в составе телеметрической информации (ТМИ). Использование этих данных в задаче определения орбиты значительно повышает точность решения при наличии возмущающих ускорений движения КА, вызванных работой бортовых систем.

Пусть динамика центра масс КА в рамках принятой модели движения полностью определяется вектором параметров $\mathbf{Q}$. Простейшим примером набора параметров служит вектор $\mathbf{Q} = \{\mathbf{X}_0, \psi\}$, где $\mathbf{X}_0$ – вектор состояния КА (положение и скорость или набор орбитальных элементов) в начальный момент времени t_0 , ψ – параметр светового давления.

Данный набор параметров позволяет достаточно точно описать пассивное движение сферического объекта с однородной поверхностью. В реальности динамика движения КА более сложна

из-за возмущений, вызванных работой бортовых систем, ошибок используемых моделей возмущений, а также возмущений стохастической природы. Стремление повысить достоверность динамической модели приводит к необходимости дополнения вектора $\mathbf{Q}$ дополнительными уточняемыми параметрами, что, в свою очередь, требует привлечения дополнительной информации.

В качестве такой информации могут быть использованы любые измерения, поступающие с борта КА в составе ТМИ, чьи расчетные аналоги зависят от компонент вектора $\mathbf{Q}$.

Задача поиска оценки параметров движения, оптимальной в смысле максимума правдоподобия и минимума ковариации, в предположении о нормальности ошибок измерений сводится к поиску минимума выражения [58].

$$\Phi = \sum_{i=1}^N (\psi_i - \bar{\Psi}_i(\mathbf{Q}))^T \mathbf{P}_i (\psi_i - \bar{\Psi}_i(\mathbf{Q})), \quad (12.1)$$

где ψ_i – реализация i -го измерения; $\mathbf{P}_i$ – весовая матрица, равная обратной ковариационной матрице случайного вектора Ψ_i ; $\bar{\Psi}_i(\mathbf{Q})$ – математическое ожидание значения i -го измерения при фиксированных значениях параметров $\mathbf{Q}$.

Это позволяет использовать не только внешнетраекторные, но и бортовые измерения, чьи расчетные значения зависят от одного или нескольких параметров, входящих в $\mathbf{Q}$. Например, установленные на низкоорбитальных спутниках Земли приемники сигналов ГЛОНАСС/GPS позволяют на борту аппарата получать высокоточные траекторные измерения псевдодальностей и фазы несущей сигнала. В настоящее время исследуется возможность использования сигналов внегалактических источников в качестве независимой от Земли навигационной системы для КА дальнего космоса.

Рассмотрим более подробно вспомогательные бортовые измерения, позволяющие дать оценку негравитационным возмущениям. Такие возмущения возникают в результате работы РДУ КА, давления света падающего на его поверхность, теплового излучения с поверхности, а также сопротивления встречному потоку частиц при движении в верхних слоях атмосферы планеты или внутри хвоста кометы.

Уточнение возмущений, вызванных работой РДУ

Предположим, что на интервале уточнения параметров движения произошло m краткосрочных включений двигателей, в результате каждого из которых центр масс КА получил приращение скорости $\Delta v_i, i=1, \dots, m$ в известные моменты времени t_i . К причинам подобных возмущений можно отнести малые коррекции орбиты, изменение ориентации КА с помощью двигателей стабилизации или, например, разгрузки кинетического момента, накопленного электро-механическими исполнительными органами (ЭМИО), осуществляющими переориентацию КА и стабилизацию движения вокруг центра масс.

В этом случае вектор уточняемых параметров Q дополняется неизвестными значениями приращений скорости

$$Q = \{X_0, \dots, \Delta v_1, \dots, \Delta v_m\}.$$

Измерения, характеризующие приращения Δv_i , базируются на знании ориентации КА, которая определяет направление приращения, и измерениях, определяющих величину приращения. Рассмотрим два варианта получения последних.

Вариант 1. Измерение величины приращения скорости производится при помощи данных о длительности работы, расходе топлива и номинальной тяге двигателя в ходе каждого включения, сформировавшего Δv_i . Измеренное значение величины приращения скорости КА в результате j -го включения описывается выражением

$$\Delta v_{i,j} = \frac{\Delta m_{i,j} I_y(\tau_{i,j}) g}{M},$$

где $\Delta m_{i,j}$ – расход топлива; I_y – номинальная удельная тяга двигателя; $\tau_{i,j}$ – длительность работы; g – ускорение свободного падения; M – текущая масса аппарата.

Измеренное значение, соответствующее Δv_i ,

$$\Delta v_{i,0} = \sum_{j=1}^{N_i} v_{i,j} \mathbf{e}_j, \quad (12.2)$$

где $\mathbf{e}_j$ – направление тяги двигателя в ходе j -го включения, определяемое из номинального направления в связанной системе и известной ориентации КА.

Поскольку различные включения двигателей можно считать независимыми, ковариационная матрица ошибок приведенного выше измерения будет складываться из ковариационных матриц слагаемых $v_{i,j} \mathbf{e}_j$ суммы (12.2). Отметим распространенный случай, в котором ошибки определения направления $\mathbf{e}_j$ малы и зависят только от угла отклонения от номинала. Тогда ковариационную матрицу ошибок $v_{i,j} \cdot \mathbf{e}_j$ можно представить в виде

$$\mathbf{K} = \sigma_d^2 (\mathbf{E} - \mathbf{e}_j \mathbf{e}_j^T) + \sigma_v^2 \mathbf{e}_j \mathbf{e}_j^T,$$

где σ_v – стандартное отклонение измерений $v_{i,j}$; σ_d – стандартное отклонение в ортогональном направлении, зависящее от ошибок $\mathbf{e}_j$; $\mathbf{E}$ – единичная матрица.

В самом простом случае, когда направления тяги всех включений идентично или было произведено только одно включение, весовая матрица имеет простой вид

$$\mathbf{P}_{\Delta v_i} = \frac{1}{\sigma_D^2} (\mathbf{E} - \mathbf{e}_i \mathbf{e}_i^T) + \frac{1}{\sigma_v^2} \mathbf{e}_i \mathbf{e}_i^T,$$

где σ_v и σ_D – суммарные ошибки измерения приращения скорости в продольном и поперечном направлениях.

Вариант 2. Измерение приращения скорости производится при помощи акселерометров. Акселерометры измеряют негравитационные возмущения, будучи жестко закреплены на небольшом расстоянии от центра масс КА. В контексте работы РДУ акселерометры позволяют измерить приращение скорости центра масс при отсутствии вращательного движения аппарата. Измеренное значение $\Delta \mathbf{v}_{i,\text{acc}}$ получается в результате интегрирования данных акселерометра внутри устройства. Ему соответствует известная ковариационная матрица ошибок измерения $\mathbf{K}_{i,\text{acc}}$.

Измеренные величины приращения скорости не могут быть использованы в чистом виде и требуют калибровки. Измеренные значения ускорений содержат ошибки масштабирования и

смещению нуля. Таким образом откалиброванное измерение ускорения имеет вид [59]

$$\mathbf{a}_{\text{cal}} = \mathbf{S} \mathbf{a}_{\text{obs}} + \mathbf{B},$$

где $\mathbf{S} = \text{diag}(S_x, S_y, S_z)$ – диагональная матрица, элементы которой отвечают за масштабирование измерений акселерометра; $\mathbf{B} = [B_x, B_y, B_z]^T$ – вектор поправок, корректирующий положение нуля акселерометра.

Таким образом, откалиброванное значение приращения скорости, полученное интегрированием ускорения в течение времени работы РДУ δt , можно представить в виде

$$\Delta \mathbf{v}_{\text{cal}} = \mathbf{S} \Delta \mathbf{v}_{\text{obs}} + \mathbf{B} \delta t,$$

где $\Delta \mathbf{v}_{\text{obs}}$ – измеренное акселерометром приращение скорости; δt – длительность работы РДУ.

Параметры калибровки $\mathbf{S}$ и $\mathbf{B}$ как правило сохраняют свои значения на длительном интервале времени. Для повышения точности измерений эти параметры могут уточняться наряду с параметрами движения

$$\mathbf{Q} = \{\mathbf{X}_0, \dots, \Delta \mathbf{v}_1, \dots, \Delta \mathbf{v}_m, S_x, S_y, S_z, B_x, B_y, B_z\}.$$

Для повышения обусловленности в задачу уточнения параметров движения может быть введена априорная информация о параметрах калибровки. При отсутствии данных о систематических ошибках акселерометра используется информация, соответствующая отсутствию ошибок

$$\mathbf{S}_0 = \mathbf{E}, \quad \mathbf{B}_0 = 0.$$

Как было показано выше, при решении задачи уточнения параметров движения к функционалу (12.1), который необходимо минимизировать, производится добавка вида

$$\Delta \Phi = \sum_{i=1}^m (\Delta \mathbf{v}_{i,o} - \Delta \mathbf{v}_{i,c})^T \mathbf{P}_{i,\Delta} (\Delta \mathbf{v}_{i,o} - \Delta \mathbf{v}_{i,c}), \quad (12.3)$$

где $\Delta \mathbf{v}_{i,o}$ – измеренное значение i -го приращения скорости, полученное либо из параметров включения РДУ, либо из измерений акселерометра; $\Delta \mathbf{v}_{i,c}$ – расчетное значение i -го приращения скорости,

входящее в вектор параметров $\mathbf{Q}$ и определяющее расчетное движение КА; $\mathbf{P}_{i,\Delta}$ – весовая матрица измерения, равная обращенной ковариационной матрице.

Для нахождения минимума функционала (12.1) необходимо знание частных производных расчетных значений, входящих в функционал, по уточняемым параметрам $\mathbf{Q}$. Опишем только получение значений $\partial \mathbf{X} / \partial \Delta \mathbf{v}_i$, поскольку частные производные слагаемых (12.3) по $\Delta \mathbf{v}_i$ рассчитываются тривиально. Для нахождения искомых значений нет необходимости в интегрировании дополнительных уравнений в вариациях, так как частная производная по мгновенному приращению скорости совпадает с частной производной по скорости КА в момент приращения

$$\frac{\partial \mathbf{X}}{\partial \Delta \mathbf{v}_i} = \frac{\partial \mathbf{X}}{\partial \mathbf{v}(t_i)},$$

а частная производная от вектора состояния по скорости аппарата в момент времени t_i (последние три столбца матрицы $\partial \mathbf{X} / \partial \mathbf{X}(t_i)$) может быть получена из частных производных по начальному вектору состояния, которые рассчитываются независимо

$$\frac{\partial \mathbf{X}}{\partial \mathbf{X}(t_i)} = \frac{\partial \mathbf{X}}{\partial \mathbf{X}_0} \frac{\partial \mathbf{X}_0}{\partial \mathbf{X}(t_i)} = \frac{\partial \mathbf{X}}{\partial \mathbf{X}_0} \left(\frac{\partial \mathbf{X}}{\partial \mathbf{X}_0} \Big|_{t_i} \right)^{-1}.$$

Для этого необходимо знать частные производные по начальному вектору состояния в текущий момент и момент времени t_i . Приращение скорости в момент времени t_i не оказывает влияние на вектор состояния КА в предыдущие моменты времени, поэтому конечное выражение для частных производных вектора состояния по приращению скорости выглядит так

$$\frac{\partial \mathbf{X}(t)}{\partial \Delta \mathbf{v}_i} = \begin{cases} \frac{\partial \mathbf{X}}{\partial \mathbf{X}_0} \left(\frac{\partial \mathbf{X}}{\partial \mathbf{X}_0} \Big|_{t_i} \right)^{-1} \bar{\mathbf{E}}, & t \geq t_i, \\ 0, & t < t_i, \end{cases}$$

$$\text{где } \bar{\mathbf{E}} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}^T.$$

| Оценка негравитационных возмущений

Использование параметров движения вокруг центра масс

Бортовые измерения могут быть использованы для более точного определения параметров негравитационных возмущений, обусловленных световым давлением, тепловым переизлучением или сопротивлением встречного потока частиц [60], т.е. возмущений, которые оказывают влияние на движение КА на протяжении всего мерного интервала или существенной его части.

Дополнительная информация о негравитационных возмущениях может быть получена из анализа движения КА вокруг центра масс. Способ ее получения основывается на том, что негравитационные возмущения, создающие ускорение центра масс КА, также создают возмущающий момент относительно центра масс. При этом бортовыми средствами гораздо проще измерить параметры вращения КА или его частей, нежели непосредственно измерить ускорение КА.

Пусть параметрами модели интересующего возмущения является вектор $\mathbf{q} \in \mathbf{Q}$, а сама модель позволяет описать возмущающее ускорение и возмущающий момент при помощи этих параметров

$$\mathbf{a}_{\text{pert}} = \mathbf{a}_{\text{pert}}(\mathbf{X}, \mathbf{q}), \quad \mathbf{M}_{\text{pert}} = \mathbf{M}_{\text{pert}}(\mathbf{X}, \mathbf{q}).$$

Вращательное движение КА с ЭМИО в связанных осях описывается уравнением Эйлера

$$\dot{\mathbf{K}} + \dot{\mathbf{K}}_{\text{ac}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{K} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{K}_{\text{ac}} = \mathbf{M}, \quad (12.4)$$

где $\mathbf{K}$ – кинетический момент КА с неподвижными ЭМИО; $\mathbf{K}_{\text{ac}}$ – кинетический момент ЭМИО, рассчитанный в связанных осях; $\boldsymbol{\omega}$ – мгновенная угловая скорость КА в проекциях на оси связанной системы; $\mathbf{M}$ – внешний возмущающий момент.

Измеренные значения параметров вращения КА и ЭМИО позволяет получить значение левой части (12.4), а значит и значение возмущающего момента в правой части. Зависимость расчетного значения момента от $\mathbf{q}$ дает возможность использовать эти измерения в задаче определения параметров движения.

Проиллюстрируем использование измерений возмущающего момента на частном примере, соответствующем работе космических обсерваторий серии «Спектр» [61].

Пусть КА находится вдали от гравитирующих тел, и большую часть времени его ориентация стабилизирована относительно осей инерциальной системы координат ($\omega = 0$, $\mathbf{K} = 0$). Внешний возмущающий момент целиком обусловлен световым давлением и тепловым переизлучением с поверхности КА. Параметры этих возмущений необходимо уточнить. Поскольку КА не вращается, уравнение (12.4) принимает более простой вид:

$$\sum_{i=1}^n \mathbf{a}_i I_i \Omega_i = \mathbf{M},$$

где n – число маховиков ЭМИО; $\mathbf{a}_i$ – направляющие косинусы оси i -го маховика; I_i – момент инерции i -го маховика; Ω_i – скорость вращения i -го маховика.

Таким образом кинетический момент ЭМИО напрямую изменяется под действием внешнего момента. Пусть между моментами времени t_1 и t_2 ориентация КА, а вместе с ней и искомые негравитационные возмущения, остается постоянной. Обозначим выражение

$$\mathbf{M}_{\Omega} = \frac{1}{t_2 - t_1} \sum_{i=1}^n \mathbf{a}_i I_i (\Omega_i(t_2) - \Omega_i(t_1)) \quad (12.5)$$

измеренным значением внешнего момента.

Расчетное значение момента зависит от искомых параметров негравитационных возмущений $\mathbf{M}_c = \mathbf{M}_c(\mathbf{X}, \mathbf{q})$.

Выразим ковариационную матрицу $\mathbf{M}_{\Omega}$ в предположении, что все маховики имеют одинаковый момент инерции $I_i = I, i = 1, \dots, n$. Кинетический момент ЭМИО можно представить в виде

$$\mathbf{K}_{ac} = \mathbf{I} \mathbf{A} \mathbf{\Omega},$$

где $\mathbf{A} = \|\mathbf{a}_1, \dots, \mathbf{a}_n\|$ – матрица направляющих косинусов осей вращения маховиков; $\mathbf{\Omega} = \|\Omega_1, \dots, \Omega_n\|^T$ – вектор измеряемых скоростей вращения маховиков.

Ошибки определения Ω_i не имеют между собой корреляции и равны σ_{Ω} . В этом случае ковариационная матрица измеренного кинетического момента ЭМИО

$$\mathbf{K}_K = I^2 \sigma_{\Omega}^2 \mathbf{A} \mathbf{A}^T.$$

Ковариационная матрица ошибок измерения возмущающего момента преобразуется к

$$\mathbf{K}_M = \frac{2}{(t_2 - t_1)^2} \mathbf{I}^2 \sigma_\Omega^2 \mathbf{A} \mathbf{A}^T.$$

Включение каждого измерения внешнего возмущающего момента в задачу определения параметров движения приводит к следующей добавке к функционалу (12.2):

$$\Delta\Phi = (\mathbf{M}_0 - \mathbf{M}_c(\mathbf{X}, \mathbf{q}))^T \mathbf{P}_M (\mathbf{M}_0 - \mathbf{M}_c(\mathbf{X}, \mathbf{q})),$$

где $\mathbf{M}_0$ описывается выражением (12.6), а $\mathbf{P}_M = \mathbf{K}_M^{-1}$.

Использование акселерометров

Чувствительность современных акселерометров позволяет измерять не только значительные ускорения, как, например, при работе РДУ, но и более тонкие негравитационные возмущения вплоть до величин порядка 10^{-8} м/с² и менее. Пока что приборы такой точности используются на геодезических низкоорбитальных КА для наилучшей реконструкции динамики аппарата. Однако со временем улучшения точности акселерометров следует ожидать и на аппаратах дальнего космоса.

Примерами перспективных миссий, где наличие акселерометров играет важную роль, являются обсерватории «Миллиметрон» и James Webb Space Telescope. Опишем концепцию использования измерений таких акселерометров при решении навигационных задач.

Любая динамическая модель, а в особенности модель сложных по форме и конструкции КА, содержит систематические неточности и отклонения случайной природы. Отличие реального движения от модели приводит к систематическим отклонениям в рассогласованиях функционала (12.2), а на достаточно больших мерных интервалах и вовсе не позволяет согласовать траекторные измерения в соответствии с их внутренней точностью.

Истинное движение КА можно записать в виде уравнения:

$$\ddot{\mathbf{r}} = \mathbf{a}_g(\mathbf{Q}, t) + \mathbf{a}_{ng}(\mathbf{Q}, t) + \mathbf{a}_{res}(t),$$

где $\mathbf{a}_g$ и $\mathbf{a}_{ng}$ – гравитационные и негравитационные ускорения рассчитанные в соответствии с динамической моделью; $\mathbf{a}_{res}$ –

остаточное немоделируемое ускорение, обусловленное с одной стороны ошибками динамической модели, а с другой – некоторым случайным процессом с нулевым средним значением.

Для компенсации немоделируемых ускорений мерный интервал разбивается на n равных частей, на каждой из которых задается постоянное ускорение $\mathbf{a}_i, i = 1, \dots, n$. Эти значения используются для задания немоделируемого ускорения в кусочно-постоянной форме

$$\mathbf{a}_{\text{res}}(t) = \mathbf{a}_i, \quad t_i \leq t < t_{i+1}.$$

Значения ускорений $\mathbf{a}_i$ добавляются в число уточняемых параметров с априорной информацией $\mathbf{a}_i = 0$.

Для дальних КА результативность такого подхода оказывается под сомнением из-за низкой информативности траекторных измерений. Однако привлечение непосредственных измерений ускорения меняет ситуацию. В качестве измеренного значения немоделируемого ускорения на интервале (t_i, t_{i+1}) используется среднее значение разности откалиброванных показаний акселерометра и модели негравитационного ускорения

$$\bar{\mathbf{a}}_i = \frac{1}{t_{i+1} - t_i} \int_{t_i}^{t_{i+1}} (\mathbf{a}_{\text{cal}} - \mathbf{a}_{\text{ng}}(\mathbf{Q}, t)) dt.$$

Число уточняемых параметров включает значения немоделируемых ускорений, а также параметры калибровки акселерометра [62]

$$\mathbf{Q} = \{\mathbf{X}, \dots, \mathbf{a}_1, \dots, \mathbf{a}_n, S_x, S_y, S_z, B_x, B_y, B_z\},$$

а функционал, минимум которого ищется получает поправку

$$\Delta\Phi = \sum_{i=1}^n (\bar{\mathbf{a}}_i - \mathbf{a}_i)^T \mathbf{P}_i (\bar{\mathbf{a}}_i - \mathbf{a}_i).$$

Весовые матрицы $\mathbf{P}_i$ определяются характеристиками акселерометра. Таким образом в рамках задачи уточнения параметров движения ищутся не минимальные значения немоделируемых ускорений, а наиболее близкие к средним измеренным значениям.

На орбитальное движение КА в сфере действия планет Солнечной системы и их спутников оказывают влияние возмущения, зависящие от параметров гравитационного поля и положения в пространстве гравитирующих тел. При достаточной информативности и точности траекторных измерений при решении навигационной задачи могут быть оценены не только параметры движения КА, но и астрономические постоянные, значения которых уточняются одновременно с орбитальными параметрами движения КА.

Ниже рассматривается задача совместного определения параметров движения КА «Фобос-2», элементов орбиты естественного спутника Марса – Фобоса и гравитационной постоянной (GM) Фобоса. Исследования Фобоса сохранили свою актуальность. Российские и американские учёные предлагают повторить проект «Фобос-Грунт» и доставить на Землю образцы грунта Фобоса. Вблизи Фобоса КА должен выполнить сложные динамические операции [63, 64]. Чтобы обеспечить сближение с Фобосом и посадку на его поверхность, требуется высокая точность знания параметров движения КА и гравитационного поля Фобоса. В качестве измерительной информации используются траекторные измерения КА «Фобос-2» и телевизионные наблюдения Фобоса, проведенные с борта КА на участке искусственного спутника Марса в интервале после перевода аппарата на орбиту искусственного спутника Марса 29 января 1989 г. и до завершения его активного существования 27 марта 1989 г. Этот интервал включает в себя пять манёвров и три возмущающих импульса, возникших в результате работы двигателей системы ориентации при фотографировании Фобоса.

Использование траекторных измерений КА на участках полета, разделенных проводящимися маневрами, дает важную дополнительную информацию о параметрах гравитационного поля на различном удалении от Фобоса и Марса. Такая постановка задачи вызывает необходимость построения параметризованной модели движения КА на участках перехода с одной орбиту на другую и притяжения ин-

формации о проводящихся маневрах, обеспечивающей непрерывность траектории при переходе с одной орбиты на другую. При этом каждый манёвр описывается моментом начала включения двигателя, длительностью работы и 6-мерным вектором, который определяет приращения компонент вектора состояния при завершении манёвра.

| Измерительная информация

Основным типом измерений, которые использовались для определения параметров движения КА, были измерения дальности D и запросные $\dot{D}$ доплеровские измерения радиальной скорости радиотехнической системы «Кант-Д», выполняемые наземными станциями в г. Евпатория и г. Уссурийск. Алгоритмы небесно-механической интерпретации этих измерений описаны в гл. 10. Для уточнения гравитационной постоянной Фобоса в данной работе использованы измерения КА Фобос-2 после выхода на орбиту спутника Марса.

На орбите ИСМ с борта КА было проведено три сеанса оптических наблюдений Фобоса, в ходе которых проводилось его фотографирование. Полученные данные в составе телеметрической информации были переданы на Землю и обработаны путём сопоставления реального изображения с моделью, построенной с учетом положения КА относительно Фобоса, освещенности Фобоса Солнцем, направления телевизионной камеры и математического описания фигуры Фобоса. В результате были получены угловые параметры положения центра масс Фобоса относительно КА – прямое восхождение α и склонение δ относительно осей инерциальной системы координат.

| Уточнение гравитационной постоянной планеты Фобос

В течение нескольких месяцев КА выполнил два маневра торможения и три коррекции траектории, необходимые для формирования квазисинхронной орбиты относительно Фобоса, в результате чего на орбите ИСМ траектория разделилась на шесть участков пассивного движения. В табл. 13.1 для каждого участка приведены параметры, характеризующие орбиту и изменяющуюся массу КА.

Таблица 13.1

**Параметры орбиты и масса КА
на различных участках траектории**

Номер участка	Интервал число/месяц 1989 г.	Большая полуось, км	Эксцентриситет	Наклонение	Масса КА, кг
1	29/01–12/02	44 521	0,90413	0°54'24"	5435,9
2	12/02–15/02	44 204	0,79209	0°52'29"	4180
3	18/02–07/03	9669	0,01264	1°16'23"	4021
4	07/03–15/03	9677	0,00306	1°03'31"	2575
5	15/03–21/03	9675	0,00300	1°03'47"	2530,5
6	21/03–27/03	9378	0,03111	1°03'32"	2529

*Параметры, необходимые для решения задачи уточнения
гравитационной постоянной*

- Элементы орбит КА – E_{SC}^0 .
- Элементы орбиты Фобоса – E_{Ph}^0 .
- Гравитационная постоянная Фобоса – μ .
- Параметры пяти маневров и коррекций траектории и трех возмущающих импульсов, вызванных работой двигателей системы ориентации при проведении сеансов оптического наблюдения Фобоса – $\Delta X\{\Delta x_1, \dots, \Delta x_8\}$.

Движения Фобоса и КА описываются в ареоцентрической геоэкваatorialной системе координат, связанной с экватором и равноденствием Земли эпохи J2000 (*IMCS* – Inertial Marscentric coordinate system).

В текущий момент времени t параметры движения КА определяются либо его вектором состояния $X\{r, v\}$, где $r\{x, y, z\}$ – координаты, а $v\{v_x, v_y, v_z\}$ – компоненты вектора скорости, либо элементами орбиты $E\{a, \varphi_1, \varphi_2, i, \Omega, t_\Omega\}$, где a – большая полуось; $\varphi_1 = e \sin \omega$, $\varphi_2 = e \cos \omega$ (e – эксцентриситет, ω – долгота перицентра от восходящего узла орбиты); i – наклонение; Ω – долгота восходящего узла; t_Ω – время прохождения восходящего узла. Угловые параметры i, Ω, ω отсчитываются от осей *IMCS*.

Элементы орбиты объекта E в текущий момент времени t вычисляются путем численного интегрирования уравнений движения в оскулирующих элементах (уравнения движения в форме Лагранжа). В качестве начальных условий использовались элементы E_0 , заданные в начальный момент времени t_0 .

Модель движения Фобоса учитывает возмущающие ускорения, вызванные нецентральнойностью поля тяготения Марса, гравитационное влияние Солнца, Деймоса, планет, а также влияние нецентрального гравитационного поля Фобоса на движение его центра масс относительно Марса. Модель движения КА ФОБОС-2 на пассивном участке траектории учитывает влияние нецентрального поля тяготения Марса, гравитационное влияние Солнца, Деймоса, планет, влияние давления солнечной радиации и нецентрального гравитационного поля Фобоса.

Таким образом, в текущий момент времени t зависимость вектора состояния Фобоса $X_{Ph}(t, E_{Ph}^0, \mu)$ от уточняемых параметров определяется элементами орбиты E_{Ph}^0 в начальный момент времени t_0 и значением гравитационной постоянной Фобоса μ . В свою очередь вектор состояния КА $X_{SC}(t, E_{SC}^0, E_{Ph}^0, \Delta V_m, \mu)$ зависит в момент времени t от элементов орбиты КА – E_{SC}^0 и Фобоса – E_{Ph}^0 в момент времени t_0 , параметров маневров и возмущающих импульсов – ΔX , а также от гравитационной постоянной Фобоса μ . Зависимость текущих (т.е. оскулирующих на момент времени t) элементов орбиты КА и Фобоса от вектора уточняемых записываются в виде следующих соотношений

$$E_{Ph} = E_{Ph}(t, E_{Ph}^0, \mu);$$

$$E_{SC} = E_{SC}(t, E_{SC}^0, E_{Ph}^0, \Delta X, \mu).$$

Соответственно, уравнения для определения текущих элементов орбиты Фобоса (E_{Ph}) и КА Фобос-2 (E_{SC}) в общем виде можно записать в форме

$$\frac{dE_{Ph}}{dt} = F_{Ph}(t, E_{Ph}, \mu);$$

$$\frac{d\mathbf{E}_{SC}}{dt} = \mathbf{F}_{SC}(t, \mathbf{E}_{SC}, \mathbf{E}_{Ph}, \Delta\mathbf{V}_m, \mu). \quad (13.1)$$

Правые части уравнений учитывают возмущения от Солнца, планет, гравитационных полей Марса и Фобоса. Для вычисления координат Солнца и планет используются таблицы эфемерид DE405. Возмущения от второго спутника Марса Деймоса вычисляются по координатам вычисленной на основе теории Chapront-Touzé [68]. Модель влияния давления солнечной радиации на движение КА учитывает тень Марса и изменение массы КА на различных участках траектории в соответствии с табл. 13.1. В качестве начальных условий используются уточняемые элементы орбиты КА и Фобоса в момент времени t_0 :

$$\mathbf{E}_{Ph}(t_0) = \mathbf{E}_{Ph}^0; \quad \mathbf{E}_{SC}(t_0) = \mathbf{E}_{SC}^0.$$

Решение задачи определения параметров $\mathbf{Q} \{ \mathbf{E}_{SC}^0, \mathbf{E}_{Ph}^0, \Delta\mathbf{X}, \mu \}$ по данным измерений ψ_i $i=1, \dots, N$ осуществляется методом максимального правдоподобия [57] путем минимизации функционала (13.2), характеризующего величину отклонений измерений ψ_i^c от их расчетных аналогов $\psi_i^c(\mathbf{Q})$

$$\Phi(\mathbf{Q}) = \sum_{i=1}^N \left(\psi_i^o - \psi_i^c(\mathbf{Q}) \right) \mathbf{P}_i \left(\psi_i^o - \psi_i^c(\mathbf{Q}) \right)^T, \quad (13.2)$$

где $\mathbf{P}_i = \mathbf{K}_i^{-1}$ – весовая матрица; $\mathbf{K}_i$ – ковариационная матрица характеризующая ошибки измерений.

Производные от расчетных значений $\psi_i^c = \psi_c(\mathbf{X}_{Ph}(t_i, \mathbf{Q}), \mathbf{X}_{SC}(t_i, \mathbf{Q}))$ измеряемых параметров по вектору уточняемых параметров $\mathbf{Q}$, необходимые для реализации алгоритма минимизации вычисляются по формулам

$$\begin{aligned} \frac{\partial \psi_c}{\partial \mathbf{Q}} &= \frac{\partial \psi_c}{\partial \mathbf{X}_{Ph}} \frac{\partial \mathbf{X}_{Ph}}{\partial \mathbf{Q}} + \frac{\partial \psi_c}{\partial \mathbf{X}_{SC}} \frac{\partial \mathbf{X}_{SC}}{\partial \mathbf{Q}} = \\ &= \frac{\partial \psi_c}{\partial \mathbf{X}_{Ph}} \left\{ \frac{\partial \mathbf{X}_{Ph}}{\partial \mathbf{E}_{SC}^0} = \mathbf{O}_{6 \times 6}; \frac{\partial \mathbf{X}_{Ph}}{\partial \mathbf{E}_{Ph}^0}; \frac{\partial \mathbf{X}_{Ph}}{\partial \mu} \right\} + \\ &+ \frac{\partial \psi_c}{\partial \mathbf{X}_{SC}} \left\{ \frac{\partial \mathbf{X}_{SC}}{\partial \mathbf{E}_{SC}^0}; \frac{\partial \mathbf{X}_{SC}}{\partial \mathbf{E}_{Ph}^0}; \frac{\partial \mathbf{X}_{SC}}{\partial \mu} \right\}, \end{aligned} \quad (13.3)$$

где $\mathbf{O}_{6 \times 6}$ обозначает нулевую матрицу размерностью 6×6 .

Нулевые значения элементов матрицы $\frac{\partial \mathbf{X}_{\text{Ph}}}{\partial \mathbf{E}_{\text{SC}}^0}$ объясняются отсутствием зависимости текущего вектора состояния Фобоса от параметров движения КА. Производные $\frac{\partial \psi_c}{\partial \mathbf{X}_{\text{SC}}}$ и $\frac{\partial \psi_c}{\partial \mathbf{X}_{\text{Ph}}}$ от измеряемой функции ψ_c по текущему вектору состояния КА и Фобоса, использующиеся в формулах (13.3), вычисляются с использованием специальных алгоритмов для каждого вида измерений (см гл. 10).

Определение матриц частных производных, $\frac{\partial \mathbf{X}_{\text{Ph}}}{\partial \mathbf{E}_{\text{Ph}}^0}$, $\frac{\partial \mathbf{X}_{\text{SC}}}{\partial \mathbf{E}_{\text{SC}}^0}$, $\frac{\partial \mathbf{X}_{\text{SC}}}{\partial \mathbf{E}_{\text{Ph}}^0}$, $\frac{\partial \mathbf{X}_{\text{SC}}}{\partial \mu}$, $\frac{\partial \mathbf{X}_{\text{Ph}}}{\partial \mu}$ осуществляется путем численного интегрирования уравнений в вариациях (13.4), которое проводится одновременно с интегрированием уравнений движения (13.1) на каждой итерации в процессе минимизации функционала. Уравнения интегрируются численным методом 8-го порядка точности, описанным в работе [31].

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial \mathbf{X}_{\text{Ph}}}{\partial \mathbf{E}_{\text{Ph}}^0} \right) &= \frac{\partial}{\partial \mathbf{X}_{\text{Ph}}} \left(\frac{d\mathbf{X}_{\text{Ph}}}{dt} \right) \frac{\partial \mathbf{X}_{\text{Ph}}}{\partial \mathbf{E}_{\text{Ph}}^0}; \\ \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial \mathbf{X}_{\text{SC}}}{\partial \mathbf{E}_{\text{SC}}^0} \right) &= \frac{\partial}{\partial \mathbf{X}_{\text{SC}}} \left(\frac{d\mathbf{X}_{\text{SC}}}{dt} \right) \frac{\partial \mathbf{X}_{\text{SC}}}{\partial \mathbf{E}_{\text{SC}}^0}; \\ \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial \mathbf{X}_{\text{SC}}}{\partial \mathbf{E}_{\text{Ph}}^0} \right) &= \frac{\partial}{\partial \mathbf{X}_{\text{SC}}} \left(\frac{d\mathbf{X}_{\text{SC}}}{dt} \right) \frac{\partial \mathbf{X}_{\text{SC}}}{\partial \mathbf{E}_{\text{Ph}}^0}; \\ \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial \mathbf{X}_{\text{SC}}}{\partial \mu} \right) &= \frac{\partial}{\partial \mathbf{X}_{\text{SC}}} \left(\frac{d\mathbf{X}_{\text{SC}}}{dt} \right) \frac{\partial \mathbf{X}_{\text{SC}}}{\partial \mu}; \\ \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial \mathbf{X}_{\text{Ph}}}{\partial \mu} \right) &= \frac{\partial}{\partial \mathbf{X}_{\text{Ph}}} \left(\frac{d\mathbf{X}_{\text{Ph}}}{dt} \right) \frac{\partial \mathbf{X}_{\text{Ph}}}{\partial \mu}. \end{aligned} \tag{13.4}$$

В качестве начальных условий для интегрирования этих уравнений используются производные от векторов состояния КА и Фобоса в начальный момент времени t_0 :

$$\frac{\partial \mathbf{X}_{\text{Ph}}^0}{\partial \mathbf{E}_{\text{Ph}}^0}, \frac{\partial \mathbf{X}_{\text{SC}}^0}{\partial \mathbf{E}_{\text{SC}}^0}, \frac{\partial \mathbf{X}_{\text{SC}}^0}{\partial \mathbf{E}_{\text{Ph}}^0} = \mathbf{O}_{6 \times 6}, \frac{\partial \mathbf{X}_{\text{SC}}^0}{\partial \mu} = \mathbf{O}_6, \frac{\partial \mathbf{X}_{\text{Ph}}^0}{\partial \mu} = \mathbf{O}_6,$$

где $\mathbf{O}_6$ – обозначает нулевой вектор размерностью 6.

Вычисление элементов матрицы частных производных проводится с использованием формул невозмущенного кеплеровского движения.

Зависимость измеряемого параметра $\psi^c(t)$, проведенного в момент времени t , расположенный между k - и $k+1$ -м маневром, от параметров маневров можно записать в форме:

$$\psi = \psi \left(\mathbf{X}_{\text{SC}} \left(\Delta \mathbf{x}_k + \mathbf{X}_k^- \left(\Delta \mathbf{x}_{k-1} + \mathbf{X}_{k-1}^- \left(\dots \Delta \mathbf{x}_1 + \mathbf{X}_1^- (\mathbf{E}_{\text{SC}}) \dots \right) \right) \right) \right),$$

где $\mathbf{X}_{\text{SC}}$ – вектор состояния КА в момент времени t ; $\mathbf{X}_i^-$ – вектор состояния КА непосредственно перед проведением i -го маневра.

Каждый i -й манёвр описывается моментом начала включения двигателя t_i , длительностью его работы τ_i , шестью параметрами для уточнения в виде вектора $\Delta \mathbf{x}_i \{ \Delta \mathbf{r}_i, \Delta \mathbf{v}_i \}$, обеспечивающими расчёт приращений координатной – $\Delta \mathbf{r}_i$ и скоростной – $\Delta \mathbf{v}_i$ составляющих вектора состояния КА в момент завершения манёвра. Для постоянной тяги двигателя на достаточном удалении от гравитирующих масс координатное смещение КА с достаточной точностью можно выразить формулой

$$\mathbf{r}_i = \mathbf{r}_i + \frac{1}{2} \tau_i \mathbf{v}_i \left(1 + \frac{1}{6} \frac{\Delta m_i}{m_i} \right), \quad (13.5)$$

где m_i – масса КА в момент начала i -го маневра; Δm_i – расход массы (топлива) в единицу времени. В качестве дополнительной информации о проведенных маневрах в обработку включены априорные значения параметров манёвров с учётом ошибок их исполнения. Эти данные, сопровождаются ковариационной матрицей ошибок, приводятся к стандартному виду и обрабатываются наряду с другими видами измерительной информации, как описывается выше.

Совместное интегрирование системы уравнений движения (13.1) КА, Фобоса и уравнений в вариациях (13.4) обеспечивает возможность расчета вектора состояния КА и матрицы его производных по начальным элементам орбиты на моменты окончания k -го манёвра $t_k + \tau_k$ и проведения измерения t :

Время	Вектор состояния	Матрица производных
$t_k + \tau_k$	$\mathbf{X}_k + \Delta \mathbf{x}_k$	$\frac{\partial \mathbf{X}_k}{\partial \mathbf{E}_{SC}^0}$
t	$\mathbf{X}_{SC}$	$\frac{\partial \mathbf{X}_{SC}}{\partial \mathbf{E}_{SC}^0}$

Используя эти данные, производные от измеряемой функции по уточняемым параметрам орбиты можно получить по формуле

$$\frac{\partial \Psi(t)}{\partial \Delta \mathbf{x}_i} = \frac{\partial \Psi(t)}{\partial \mathbf{X}_{SC}(t)} \frac{\partial \mathbf{X}_{SC}(t)}{\partial \mathbf{E}_{SC}^0} \left(\frac{\partial \mathbf{X}_i}{\partial \mathbf{E}_{SC}^0} \right)^{-1} \frac{\partial \mathbf{X}_i}{\partial \Delta \mathbf{x}_i},$$

матрица

$$\frac{\partial \mathbf{X}_i}{\partial \Delta \mathbf{x}_i} = \begin{Bmatrix} \mathbf{U}_{3 \times 3} & \mathbf{O}_{3 \times 3} \\ \frac{\partial \mathbf{r}_i}{\partial \Delta \mathbf{v}_i} & \mathbf{U}_{3 \times 3} \end{Bmatrix},$$

размерности 6×6 формируется по клеткам из 4-х подматриц, где $\mathbf{U}_{3 \times 3}$ – единичная матрица, размерности 3×3 ; $\mathbf{O}_{3 \times 3}$ – нулевая матрица, размерности 3×3

$$\frac{\partial \mathbf{r}_i}{\partial \Delta \mathbf{v}_i} = \frac{1}{2} \tau_i \left(1 + \frac{1}{6} \frac{\Delta m_i}{m_i} \right) \mathbf{U}_{3 \times 3}.$$

Результаты обработки измерительной информации

В результате обработки измерительной информации, описанной в разделе 13.1 и дополнительной априорной информации о проведенных маневрах с использованием методики, описанной в разделе 13.2 получены уточненные значения параметров $\mathbf{Q} \{ \mathbf{E}_{SC}^0, \mathbf{E}_{Ph}^0, \Delta \mathbf{x}, \mu \}$. От-

метим, что для повышения эффективности вычислений и уменьшения вычислительных ошибок начальные условия были отнесены на середину мерного интервала на дату 1989/03/01. От них интегрирование проводится вперёд (по возрастанию времени) и назад (по его убыванию). Соответственно значение функционала 13.2 формировалось как сумма двух величин: функционала, полученного при интегрировании вперед, и функционала, полученного при интегрировании в обратном направлении.

В табл. 13.2 собраны основные результаты предыдущих определений гравитационной постоянной Фобоса вместе с результатом, полученным в настоящей работе.

Элементы орбит КА и Фобоса, полученные в результате решения задачи совместного определения параметров Q представлены в табл. 13.3.

Таблица 13.2

Результаты определения гравитационной постоянной Фобоса

Ссылка	Гравитационная постоянная Фобоса, $\text{км}^3 \text{с}^{-2} \times 10^{-4}$
Christensen et al. [69] (1977)	$6,6 \pm 0,8$
Tolson et al. [70] (1977)	$7,3 \pm 0,7$
Williams et al. [71] (1988)	$8,5 \pm 0,7$
Bertias [72] (1990)	$7,163 \pm 0,008$
Kolyuka et al. [73] (1990)	$7,22 \pm 0,05$
Smith et al. [74] (1995)	$5,87 \pm 0,03$
Konopliv et al. [75] (2006)	$7,160 \pm 0,005$
Rosenblatt et al. [76] (2008a)	$7,11 \pm 0,02$
Andert et al. [77] (2008)	$7,09 \pm 0,02$
Rosenblatt et al. [78] (2008b)	$7,15 \pm 0,02$
Jacobson [79] (2010)	$7,092 \pm 0,004$
Результат, полученный в настоящей работе	$7,183 \pm 0,009$

Таблица 13.3

Уточненные элементы орбиты КА и Фобоса на 1989/03/01 00:26:40 (Московское время)

Параметры	Элементы орбиты КА	Элементы орбиты Фобоса
а, км	$9668,359423 \pm 0,84 \cdot 10^{-4}$	$9379,0222 \pm 0,25 \cdot 10^{-2}$
φ_1	$0,01268246 \pm 0,57 \cdot 10^{-06}$	$0,0143156 \pm 0,37 \cdot 10^{-4}$
φ_2	$0,00078278 \pm 0,39 \cdot 10^{-06}$	$-0,003145 \pm 0,26 \cdot 10^{-4}$
i, град	$36,447458 \pm 0,83 \cdot 10^{-03}$	$37,0500 \pm 0,14 \cdot 10^{-2}$
Ω , град	$49,510219 \pm 0,37 \cdot 10^{-03}$	$49,4671 \pm 0,39 \cdot 10^{-2}$
t_Ω , год/мес./день, часы:мин:с±с)	1989/02/28 $19:25:30.442 \pm 0,015$	1989/02/28 $19:19:13.33 \pm 1,59$

П р и м е ч а н и е. Угловые параметры i , Ω , ω отсчитываются осей системы координат IMCS.

В табл. 13.4 и 13.5 содержатся уточненные значения приращения вектора скорости для пяти проведенных маневров и трех возмущающих импульсов соответственно.

На рис. 13.1–13.5 приведены рассогласования измеренных и расчетных значений радиотехнических и оптических наблюдений Фобоса.

Таблица 13.4

Уточненные параметры маневров на орбите ИСМ

Номер маневра	Время проведения маневров	ΔV_x , м/с	ΔV_y , м/с	ΔV_z , м/с
1	1989/02/12 16:00:00	$-83,96 \pm 0,07$	$-77,57 \pm 0,13$	$12,82 \pm 0,13$
2	1989/02/12 17:06:27	$-458,70 \pm 0,23$	$-556,51 \pm 0,15$	$40,88 \pm 0,15$
3	1989/03/07 15:25:58	$12,97 \pm 0,23$	$29,42 \pm 0,47$	$-20,16 \pm 0,66$
4	1989/03/15 17:20:00	$0,00 \pm 0,68$	$-1,25 \pm 0,85$	$-0,05 \pm 0,03$
5	1989/03/21 17:46:10	$-26,26 \pm 0,16$	$-29,68 \pm 0,20$	$0,24 \pm 0,23$

Таблица 13.5

Уточненные параметры возмущающих импульсов

Номер импульса	Время проведения маневров	ΔV_x , мм/с	ΔV_y , мм/с	ΔV_z , мм/с
1	1989/02/18 17:08:41	$-1,5 \pm 0,9$	$-0,3 \pm 1,0$	$0,9 \pm 0,9$
2	1989/02/21 15:33:20	$1,3 \pm 0,6$	$1,7 \pm 0,9$	$1,8 \pm 0,9$
3	1989/02/28 15:58:20	$0,7 \pm 0,6$	$-4,5 \pm 0,9$	$-4,5 \pm 0,9$

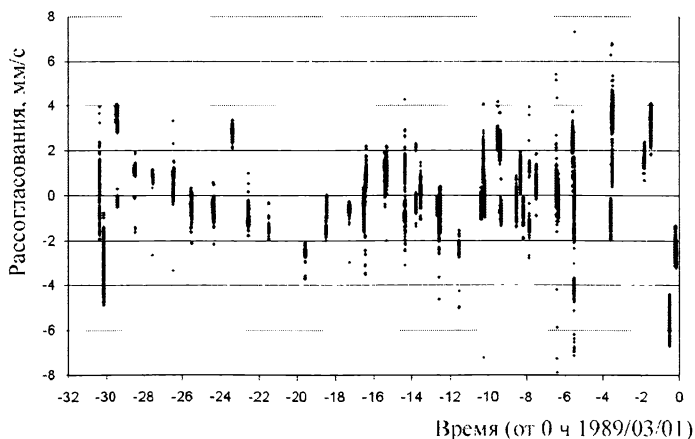


Рисунок 13.1

Рассогласования измеренных и расчетных значений радиальной скорости. Сформированы на правом интервале измерений (проход по возрастанию времени)

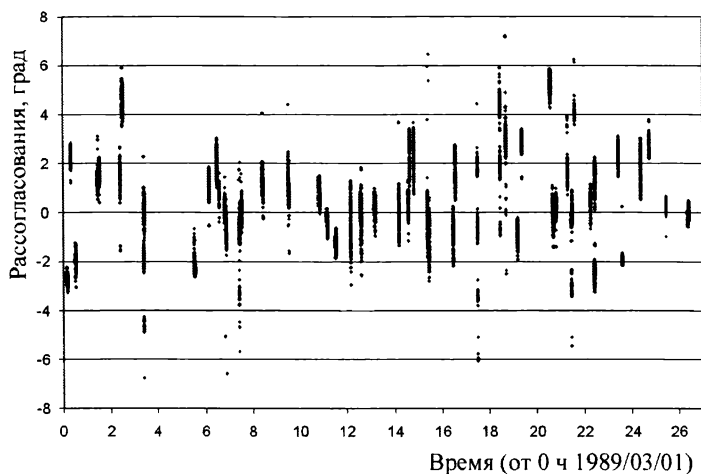


Рисунок 13.2

Рассогласования измеренных и расчетных значений радиальной скорости. Сформированы на левом интервале измерений (проход по убыванию времени)

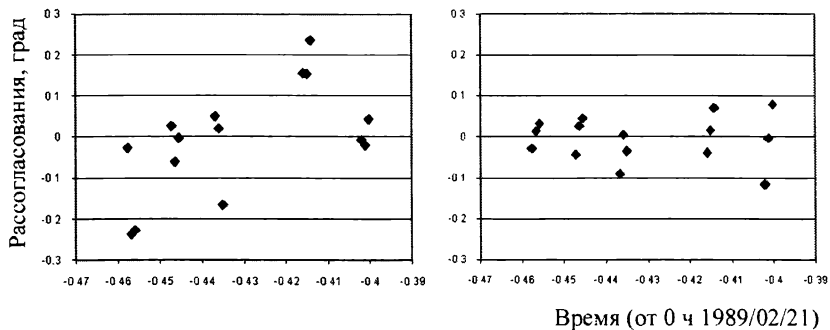


Рисунок 13.3

Рассогласования измеренных и расчетных значений оптических измерений Фобоса с борта КА. Сформированы на левом интервале измерений (проход по убыванию времени)

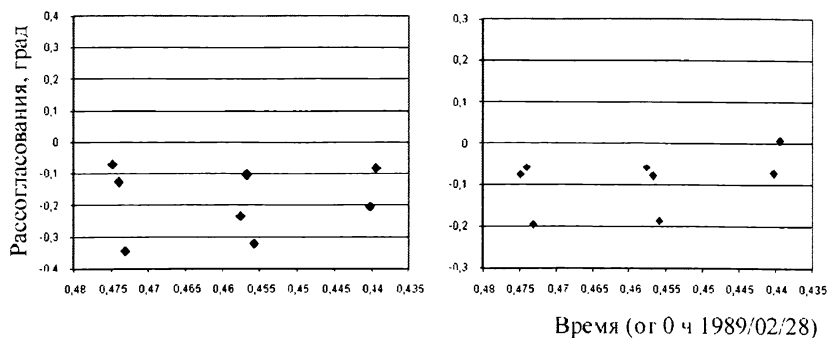


Рисунок 13.4

Рассогласования измеренных и расчетных значений оптических измерений Фобоса с борта КА. Сформированы на левом интервале измерений (проход по убыванию времени)

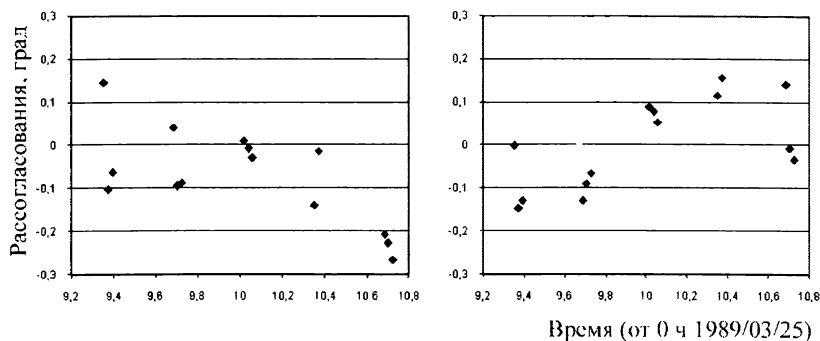


Рисунок 13.5

Рассогласования измеренных и расчетных значений оптических измерений Фобоса с борта КА. Сформированы на правом интервале измерений (проход по возрастанию времени)

| Литература

1. Сагдеев Р.З., Матвиенко Л.И., Молотов Е.П. и др. Трехэлементный радиоинтерферометр со сверхдлинными базами // Письма в астрономический журнал. 1983. Т. 9. Вып. 7. С. 415–420.
2. Богомолов А.Ф., Кержанович В.В., Молотов Е.П. и др. Специализированная сеть приема информации и интерферометрических измерений аэростатного эксперимента // Письма в астрономический журнал. 1986. Т. 12. Вып. 2. С. 131–136.
3. Гришмановский В.А., Козлов А.Н., Молотов Е.П. и др. Радиотелескоп РТ-70 как элемент интерферометра // Известия высших учебных заведений. Радиофизика. 1987. Т. XXX. Вып. 9. С. 7.
4. Sagdeyev R.Z., Matveenko L.I., Molotov E.P. and other. Differential VLBI Measurements of the Venus Atmosphere Dynamics by Balloons – VEGA project // Astronomy and Astrophysics. 1992. V. 254. № Feb.(I). P. 2.
5. Радиосистемы межпланетных космических аппаратов / Под ред. А.С. Винуцкого. М.: Радио и связь. 1993.
6. Molotov E.P. Engineering aspects of Russia and USA cooperation in the field of Deep-space Tracking Networks. Experimental results. Proceeding of Fourth International symposium on Space mission operations and Ground data systems (Space Ops-96). Munich. Germany. 1996. P. 1.
7. Алексеев В.А., Алтунин В.И., Молотов Е.П. и др. Сотрудничество Российской и Американской сетей слежения дальнего космоса в области интерферометрии // Труды конференции «Современные проблемы и методы астрометрии и геодинамики». 23–27 сентября 1996. СПб., С. 156–163.
8. Weber B. NASA's Deep Space Network: At the Cross roads. Proceedings of the Sixth International Symposium on Reducing the Costs of Spacecraft Ground Systems and Operations. 1–17 June 2005 (ESA SP-601 September 2005).
9. Характеристики советской наземной сети слежения за космическими аппаратами дальнего космоса. Центр научно-технической информации «Поиск». М., 1990. Сер. VI. Вып. 6. 44 с.
10. Altunin V.I., Edwards C.D., Molotov E.P. and other. Demonstration of a joint U.S. Russian Very Long Baseline Interferometric Tracking Capability // JPL/TD A PROG RE S S REPORT. 1992. № 42–111. P. 153–166.
11. Молотов Е.П., Кручкович М.М., Кузьмин В.К. и др. Бортовые и наземные радиотехнические системы для исследования дальнего космоса // Радиотехника. 1996. Т. 4. С. 26–31.
12. Яковлев О.И. Космическая радиофизика. М.: Изд. РФФИ. 1998. 432 с.

13. *Bazelyan L.L., Poperechenko B.A., Molotov E.P. and other.* «Low Frequency VLBI Reserch for Solar Studies and as Precursor to Space VLBI with Radioastron» INTAS-96-0183 // Progress Report. Sept. 30. 1998. P. 11.
14. *Molotov E.P.* International cooperation in the Field of Radio Astronomy Exploration with the Application of the RT-70 // Radio Telescopes. Astronomical and Astrophysical Transactions. V. 22. № 4–5. London. August-October 2003. P. 731–738.
15. *Молотов Е.П.* Наземные радиотехнические системы управления космическими аппаратами. М.: Физматлит. 2004. 230 с.
16. *Tuccari Gino, Molotov Igor, Buttacio Salvatore et al.* E-LFVN – An Internet Based VLBI Network. Proceedings of the 3rd e-VLBI Workshop, Makuhari, October 6–7, 2004. International VLBI Service for Geodesy and Astrometry, NICT Technology Development Center News № 25. November 2004. National Institute of Information and Communications Technology. Tokio. Japan. P. 59–63.
17. Материалы технического совещания «Координация использования радиочастот для лунных и марсианских программ». Париж. 21–23 марта 2006.
18. Пилотируемая экспедиция на Марс / Под ред. *А.С. Коротеева*. М.: Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского. 2006.
19. *Урличич Ю.М., Ежов С.А., Жодзижский А.И.* и др. Современные технологии навигации геостационарных спутников. М.: Физматлит. 2006.
20. Радиотехнические комплексы для управления дальними космическими аппаратами и для научных исследований / Под ред. *Е.П. Молотова*. М.: Физматлит. 2007.
21. *Молотов Е.П.* Энергетический потенциал космических радиолиний. Учебное пособие. М.: Изд. МЭИ. 2007. С. 32.
22. *Урличич Ю.М., Круглов А.В., Ватутин В.М.* и др. Радиотехническая система информационного обеспечения российской пилотируемой экспедиции на Марс // Наукоемкие технологии. 2010. Вып. 3. Т. 11. С. 22–29.
23. *Урличич Ю.М., Леонов М.С., Круглов А.В.* и др. Перспективный наземный комплекс для управления дальними космическими аппаратами // Информационно-измерительные и управляющие системы. 2007. Вып. 7. Т. 5. С. 16–22.
24. Наземный комплекс управления дальними космическими аппаратами. Перспективы развития / Под ред. *Ю.М. Урличича*. М.: Радиотехника. 2012. 216 с.
25. Патент РФ № 2525343 «Способ одновременного определения шести параметров движения космического аппарата при проведении траек-

- торных измерений и система для его реализации». Заявлено 27.05.2013. Опубликовано 18.06.2014. Автор: *Молотов Е.П.*
26. Патент РФ № 2526401 «Способ радиотехнических доплеровских угломерных измерений космического аппарата и система для осуществления данного способа». Заявлено 07.05.2013. Опубликовано 27.06.2014. Авторы: *Ежов С.А., Круглов А.В., Ватутин В.М., Молотов Е.П.*
 27. *Остославский И., Стражева И.* Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. М.: Машиностроение. 1969. С. 500.
 28. *Горбатенко С.А., Макашев Э.М., Полушкин Ю.Ф., Шефтель Л.В.* Механика полета (Общие сведения. Уравнения движения). М.: Машиностроение. 1969. С. 420.
 29. *Long A., Cappellari J., Velez C., Fuchs A.* Goddard trajectory determination system (GTDS). Mathematical theory. Revision 1: тех. отч.; NASA/Goddard Space Flight Center. 1989. 698 с.
 30. *Бордовицына Т.* Современные численные методы в задачах небесной механики. М.: Наука. 1984. 136 с.
 31. *Степаньянц В.А., Львов Д.В.* Эффективный алгоритм решения системы дифференциальных уравнений движения // Математическое моделирование. 2000. Т. 12. № 6.
 32. *Folkner W.M., Williams J.G., Boggs D.H.* The Planetary and Lunar Ephemeris DE421 // The Interplanetary Network Progress Report. V. 42–178: тех. отч. JPL. Pasadena. California. 2009.
 33. *Паиковский С.* Вычислительные применения многочленов и рядов Чебышева. М.: Наука. 1983. 384 с.
 34. *Соловьев Ц.В., Тарасов Е.В.* Прогнозирование межпланетных полетов. М.: Машиностроение. 1973. 400 с.
 35. *Konopliv A.S., Banerdt W.B., Sjogren W.* Venus Gravity: 180th Degree and Order Model // Icarus. 1998. Т. 139. Вып. 1.
 36. *Аким Э.Л., Бажинов И.К., Павлов В.П., Почукаев В.Н.* Поле тяготения Луны и движение ее искусственных спутников / Под ред. *В.С. Авдеевского*. М.: Машиностроение. 1984.
 37. *Picone J.M., Hedin A.E., Drob D.P., Aikin A.C.* NRLMSISE-00 empirical model of the atmosphere: Statistical comparisons and scientific issues // Journal of Geophysical Research. 2002. Дек. Т. 107. A12. DOI: 10.1029/2002JA009430.
 38. *Duvall A., Justus C.G., Keller V.W.* Global Reference Atmospheric Models for Aeroassist Applications // 3rd International Planetary Probe Workshop. Anavyssos. Attiki. Greece. 2005.
 39. ISO Space environment (natural and artificial) // Guide to reference and standard atmosphere models: тех. отч. International Organization for Standardization. 2011.

40. *Kliore A.J., Keating G.M., Moroz V.I.* Venus international reference atmosphere // *Planetary and Space Science*. 1992. Т. 40. Вып. 4. С. 573.
41. *Justh H., Justus C.G., Keller V.W.* Global Reference Atmospheric Models, Including Thermospheres, for Mars, Venus and Earth // *AIAA/AAS Astrodynamics Specialists Conference (Keystone, CO; United States)*, 2006.
42. *Hedin E., Niemann H.B., Kasprzak W.T., Seiff A.* Global Empirical Model of the Venus Thermosphere // *Journal of Geophysical Research*. 1983. Янв. Т. 88. А1.
43. *Жаров В.Е.* Сферическая астрономия. М.: Век 2. 2006. 480 с.
44. *Seidelmann P.K.* Report of the IAU/IAG Working Group on Cartographic Coordinates and Rotational Elements of the Planets and Satellites: 2000 // *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*. 2002. Т. 82. Вып. 1. DOI: 10.1023/A:1013939327465.
45. *Брумберг В.А.* Релятивистская небесная механика. М.: Наука. 1972.
46. *Бескин В.С.* Гравитация и астрофизика. М.: Физматлит. 2009.
47. *Берке У.* Пространство – время, геометрия, космология. М.: Мир. 1985.
48. *Колосов М.А., Арманд Н.А., Яковлев О.И.* Распространение радиоволн при космической связи. М.: Связь. 1969.
49. *Berman A.L.* A New Approach to the Evaluation and Prediction of Wet Tropospheric Zenith Range Refraction // *Deep Space Network Progress Report*. 1974. Нояб. Т. 25. С. 154–162.
50. *Berman A.L.* The Prediction of Zenith Range Refraction From Surface Measurements of Meteorological Parameters // *Technical report; Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology*. 1976. С. 40.
51. *Estefan J.A., Folkner W.M.* Sensitivity of Planetary Cruise Navigation to Earth Orientation Calibration Errors // *TDA Progress Report 42–123*. 1995. Нояб. С. 29.
52. *Mendes V.B., Langley R.B.* Revised Refractive Index Formulae and Their Effect in Zenith Delay Prediction and Estimation // *IEEE PLANS 2002 (Palm Springs, CA)*. 2002.
53. *Opperman B.D.* Reconstructing ionospheric TEC over South Africa using signals from a Regional GPS network// *Opperman B. D.L. – Rhodes University*. 2007.
54. *Самотохин А.С., Хуторовский З.Н.* Определение прогнозного положения ИСЗ при ограниченных ошибках измерений // *Космические исследования*. 2011. Т. 49. № 6. С. 526–537.
55. *Херик С.* Астродинамика. М.: Мир. 1977.
56. *Аким Э.Л., Энеев Т.М.* Определение параметров движения космического летательного аппарата по данным траекторных измерений // *Космические исследования*. 1963. Т. 1. № 1. С. 5–50.

57. Эльясберг П.Е. Определение движения по результатам измерений. М.: Наука. 1976. 416 с.
58. Tapley B., Schutz B., Born G. Statistical Orbit Determination / Под ред. F. Cynar // Elsevier. 2004.
59. Helleputte T.V., Doornbos E., Visser P. CHAMP and GRACE accelerometer calibration by GPS-based orbit determination // Advances in Space Research. 2009. Июнь. Т. 43. С. 1890–1896, DOI:0.1016/j.asr.2009.02. 017.
60. Bielsa C., Muller M., Herfort U. Operational approach for the modeling of the coma drag force on Rosetta // 24th International Symposium on Space Flight Dynamics. Май. 2014. С. 24.
61. Захваткин М.В., Пономарев Ю.Н., Степаньянц В.А., Тучин А.Г., Заславский Г.С. Навигационное обеспечение научной миссии «Радио-астрон» // Космические исследования. 2014. Т. 52. № 5. С. 1–11. DOI: 10.7868/S0023420614050136.
62. Lee A., Maneri E., Skulsky D. In-flight Calibration of the Cassini Accelerometer // AIAA Journal. 2000.
63. Симонов А.В., Морской И.М., Степаньянц В.А., Тучин А.Г. Баллистическая схема полета КА «Фобос-Грунт» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 3. С. 66–73.
64. Тучин А.Г. Проектирование квазисинхронных орбит космического аппарата вокруг Фобоса для решения задачи посадки на его поверхность // Космические исследования. 2008. Т. 46. № 6. С. 536–546.
65. Шишов В.А. Определение параметров движения КА и Фобоса в проекте «Фобос-Грунт» // Астрономический вестник. 2008а. Т. 42. № 4. С. 319–328.
66. Шишов В.А. Модель движения Фобоса и методика уточнения параметров в проекте «Фобос-Грунт» // Препринты ИМП им. М.В. Келдыша РАН. 2008. № 10.
67. Chapront-Touze M. Orbits of the Martian satellites from ESAPHO and ESADE theories // Astronomy and Astrophysics. 1990. Т. 240. С. 159–172.
68. Тучин А.Г., Аким Э.Л., Горохова А.А., Киселева И.П., Степаньянц В.А. Небесно-механическая интерпретация измерений радиосистемы межпланетных космических аппаратов «Квант-Д» // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 2002. № 2. С. 2.
69. Ежов С.А., Круглов А.В., Ватутин В.М., Молотов Е.П., Овсянников Е.П. Новые способы траекторных измерений дальних космических аппаратов // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2015. Т. 2. Вып. 2. С. 32–40.

Перечень сокращений

CCSDS	– The Consultative Committee for Space Data System (Консультативный комитет по космическим информационным системам)
DSN	– DeepSpaceNetwork (Сеть дальней космической связи)
ESA	– EuropeanSpaceAgency (Европейское космическое агентство, ЕКА)
IERS	– International Earth Rotation and Reference Systems Service
JPL	– JetPropulsionLaboratory
UHF	– Ultrahighfrequency (ультравысокая частота)
VNF	– Veryhighfrequency (очень высокая частота)
A3	– Аэростатный зонд
AM	– Амплитудная модуляция
АО	– Акционерное общество
APL	– Автономная радиолиния
АС	– Антенная системы
АЦП	– Аналого-цифровой преобразователь
БНИ	– Баллистико-навигационная информация
БПФ	– Быстрое преобразование Фурье
БЦ	– Баллистический центр
БЦ ИПМ	– Баллистический Центр Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН
ВИМ	– Время-импульсная модуляция
ВИС	– Вспомогательная измерительная станция
ВМ	– Взлетный модуль
ВН	– Всенаправленная антенна
ВПЗУ	– Воспроизведение запоминающего устройства
ВПК	– Взлетно-посадочный комплекс
ВЦ	– Вычислительный центр
ГИС	– Главная измерительная станция
ГЛОНАСС	– глобальная навигационная спутниковая система
ГЛОНАСС	– Глобальная навигационная спутниковая система
ГОГУ	– Главная оперативная группа управления
ДКА	– Дальний космический аппарат
ДМ	– Дециметровый
ДП	– Доплеровские поправки
ДУ	– Двигательная установка
ИББ	– Интерферометр с большими базами
ИБК	– Информационно-вычислительный комплекс
ИПМ	– Институт прикладной математики
ИС	– Измерительная станция
ИСЗ	– Искусственный спутник Земли
ИТНП	– Измерение текущих навигационных параметров
КА	– Космический аппарат
КВЗ	– Корабль возвращения на Землю
КИМ	– Кодово-импульсная модуляция
КИП	– Командно-измерительный пункт
КИС	– Командно-измерительная станция
КПИ	– Командно-программная информация
КРС	– Космический ретранслятор
КРТС	– Комплексная радиотехническая система
МОК	– Межпланетный орбитальный корабль
МРЛ	– Магистральная радиолиния
МСР	– Марсианский спутник-ретранслятор

МШУ	– Малошумящий усилитель
МЭК	– Межпланетный экспедиционный комплекс
НИ	– Научная информация
НИП	– Наземный измерительный пункт
НКУ	– Наземный комплекс управления
НП	– Непосредственная передача
НСК	– Наземный спецкомплекс
НСР	– Наземная ретрансляционная станция
НУ	– Начальные условия
ОА	– Орбитальный аппарат
ОКИК	– Отдельный командный измерительный комплекс
ОНА	– Остронаправленная антенна
ОС	– Орбитальная станция
ПА	– Пролетный аппарат
ПВУ	– Программно-временное устройство
ПЗС	– Поворотной-зеркальная станция
ПМО	– Программно-математическое обеспечение
ПРЛ	– Планетный радиолокатор
ПСП	– Псевдослучайная последовательность
РАН	– Российская академия наук
РИ	– Район исследования на Марсе
РКО	– Радиоконтроль орбиты
РКС АО	– Российские космические системы Акционерное общество
РЛБО	– Радиолокатор бокового обзора
РПУ	– Региональный пункт управления
РТК	– Радиотехнический комплекс
СА	– Спускаемый аппарат
СЕВ	– Служба единого времени
СК	– Сверточный код
СК	– Система координат
СМ	– Сантиметровый
СПС	– Спутниковая система связи
СП	– Спутник-ретранслятор
СРПЭМ	– Спутник-ретранслятор пилотируемой экспедиции на Марс
СС	– Система связи
СУ	– Система управления
ТВИ	– Телевизионная информация
ТЛФИ	– Телефонная информация
ТМИ	– Телеметрическая информация
ФАП	– Фазовая автоматическая подстройка частоты
ФК	– Функциональная команда
ФКП	– Федеральная космическая программа
ФМ	– Фазовая модуляция
ЦДКС	– Центр дальней космической связи
ЦИ	– Цифровая информация
ЦКО	– Центр корреляционной обработки
ЦНИИ Маш	– Центральный научно-исследовательский институт машиностроения
ЦОС	– Цифровая обработка сигналов
ЦУ	– Целеуказания
ЦУП	– Центр управления полетами
ЧК	– Числовая команда
ЧМ	– Частотная модуляция
ЭСП	– Электро-силовой привод

| Сведения об авторах

Ватутин Владимир Михайлович – д.т.н., академик Российской академии космонавтики имени К.Э. Циолковского. Начальник отделения создания специальных наземных комплексов.

Область научных интересов – информационно-управляющие системы, цифровая обработка сигналов космических радиолиний. Автор более 180 научных трудов, в том числе 6 монографий, 75 статей, 7 патентов.



Ежов Сергей Анатольевич – д.т.н., профессор.

Область научных интересов – разработки радиотехнических систем. Автор более 17 научных работ, в том числе 5 изобретений и двух монографии.



Захваткин Михаил Витальевич – к.ф.-м.н., научный сотрудник ИПМ им. М.В. Келдыша РАН.

Область научных интересов – навигационное обеспечение полётов космических аппаратов. Автор 35 печатных трудов. Лауреат медали РАН для молодых ученых 2014 г.





Ивашина Андрей Владимирович – к.т.н., зам. командира в/ч 67405 по испытаниям; член государственной комиссии по летным испытаниям космических систем и комплексов и летным испытаниям средств выведения. Лауреат премии Правительства в области науки и техники. Награжден медалью ордена «За заслуги перед Отечеством» II степени и ведомственными наградами.

Область научных интересов – информационно-управляющие системы. Автор более 20 научных трудов.



Молотов Евгений Павлович – д.т.н., профессор, академик Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, лауреат Государственной премии, заслуженный изобретатель России; главный научный сотрудник АО «Российские космические системы».

Область научных интересов – системы связи и управления космических аппаратов. Автор более 300 печатных трудов, в том числе 5 монографий, 177 статей, 12 патентов и изобретений.



Степаньянц Виктор Аркадьевич – к.ф.-м.н., ведущий научный сотрудник ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, член-корреспондент Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, лауреат Государственной премии СССР. Область научных интересов – навигационное обеспечение полётов космических аппаратов. Автор более 200 печатных трудов.

Тучин Андрей Георгиевич –

д.ф.-м.н., зав. сектором ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, лауреат Государственной премии СССР.

Область научных интересов – механика космического полёта. Автор более 200 печатных трудов.



Тучин Денис Андреевич – к.ф.-м.н.,

ведущий научный сотрудник ИПМ им. М.В. Келдыша РАН.

Область научных интересов – разработка методов и алгоритмов автономного определения параметров движения околоземных космических аппаратов по измерениям систем спутниковой навигации, создание систем управления движением космических аппаратов, баллистика и навигация космических аппаратов. Автор более 200 печатных трудов.



Шишов Владимир Алексеевич – к.ф.-

м.н., старший научный сотрудник ИПМ им. М.В. Келдыша РАН.

Область научных интересов – прикладная небесная механика. Автор более 100 печатных трудов.



Ярошевский Виктор Семенович –

к.ф.-м.н., ведущий научный сотрудник ИПМ им. М.В. Келдыша РАН.

Область научных интересов – разработка систем управления. Автор более 200 печатных трудов.



Научная серия
«Российские космические системы»

Редактор Андрей Евгеньевич Тюлин

Владимир Михайлович Ватутин
Сергей Анатольевич Ежов
Михаил Витальевич Захваткин
Андрей Владимирович Ивашина
Евгений Павлович Молотов
Виктор Аркадьевич Степанянц
Андрей Георгиевич Тучин
Денис Андреевич Тучин
Владимир Алексеевич Шишов
Виктор Семенович Ярошевский

НАВИГАЦИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ ИССЛЕДОВАНИИ ДАЛЬНЕГО КОСМОСА

**Под редакцией
Е.П. Молотова, А.Г. Тучина**

Рисунки на обложку предоставлены авторами

Изд. № 76. Сдано в набор 02.02.2016
Подписано в печать 16.03.2016. Формат 60×90 1/16
Бумага офсетная. Гарнитура Таймс
Печать офсетная
Печ. л. 15,5. Тираж 500 экз. Зак. № 03379

Издательство «Радиотехника»
107031, Москва, К-31, Кузнецкий мост, д. 20/6
Тел./факс: (495)621-48-37; 625-78-72, 625-92-41
E-mail: info@radiotec.ru; www.radiotec.ru

Отпечатано в типографии «ПАБЛИТ»

Представлены методы решения задач навигационно-баллистического обеспечения полета межпланетных космических аппаратов в процессе выполнения отечественных программ исследования дальнего космоса, методы решения баллистических задач, обеспечивающих управление пространственным положением межпланетных КА.

Описаны несколько поколений наземных радиотехнических комплексов управления дальними КА, разработанных АО «РКС» и пути совершенствования аппаратуры траекторных измерений этих комплексов.

Книга представляет интерес для специалистов в области траекторных измерений и баллистики, преподавателей, аспирантов и студентов вузов, обучающихся по специальностям «Радиотехника» и «Баллистика».

АО «Российские космические системы»

