МИНОБРНАУКИ РОССИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ
БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

В. И. Куренков М. Ю. Гоголев

Методы исследования эффективности ракетно-космической техники

Электронное учебное пособие

САМАРА
2012

УДК 629.78 (075)
ББК 39.62
К 93

Авторы: **Куренков Владимир Иванович**
Гоголев Михаил Юрьевич

Редакторская обработка В. И. Куренков
Компьютерная вёрстка В.И. Куренков
Довёрстка В. И. Куренков

Куренков, В. И. Методы исследования эффективности ракетно-космической техники [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / В. И. Куренков, М. Ю. Гоголев; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). - Электрон. текстовые и граф. дан. (6,46 Мбайт). - Самара, 2012. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

Обсуждаются методические вопросы исследования эффективности ракетно-космической техники.

Рассматриваются вопросы моделирования целевого функционирования высокопроизводительных космических аппаратов детального оперативного наблюдения.

Разрабатываются модели и алгоритмы для оценки основных показателей эффективности: разрешающей способности на местности при съёмке, периодичности наблюдения заданных объектов, оперативности доставки видеоинформации на Землю и производительности космической системы наблюдения.

Учебное пособие предназначено студентам, изучающим в десятом семестре дисциплину «Методы исследования эффективности ракетно-космической техники» по направлению подготовки (специальности) 160400 «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов» (квалификация (степень) "специалист"), специализация 160400.1.65 «Ракетные транспортные системы».

Может быть полезно студентам по направлению подготовки 160400 Ракетные комплексы и космонавтика (квалификация (степень) «магистр»), а также молодым специалистам ракетно-космической отрасли.

Разработано на кафедре летательных аппаратов.

© Самарский государственный
аэрокосмический университет,

2012

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ 9
1. ЗАДАЧИ ЗОНДИРОВАНИЯ ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ И СТРУКТУРА КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ НАБЛЮДЕНИЯ 11
1.1. Задачи зондирования поверхности земли 11
1.2. Структура космической системы и аппарата наблюдения 12
2. ХАРАКТЕРИСТИКИ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ НАБЛЮДЕНИЯ 20
2.1. Тактико-технические требования к космической системе наблюдения 20
2.2. Экономические характеристики 21
2.2.1. Потребность в космических снимках 21
2.2.2 Стоимость материалов космических съемок 23
2.2.3. Стоимость космических систем и аппаратов наблюдения 24
2.3. Целевые характеристики космической системы наблюдения 26
2.3.1. Обзорность космической системы наблюдения 26
2.3.2. Спектральные диапазоны наблюдения 27
2.3.3. Показатели детальности 28
2.3.4. Размеры ширины захвата кадра и масштаб снимка 29
2.3.5. Точность привязки снимка к геодезическим координатам 30
2.3.6. Характеристики старения информации 30
2.3.7. Показатели периодичности наблюдения объектов 31
2.3.8. Показатели оперативности получения видеоинформации 32
2.3.9. Показатели производительности космического аппарата наблюдения 34
2.3.10. Точность ориентации оптической оси аппаратуры наблюдения на снимаемый объект 35
2.3.11. Срок активного существования 36
3. АППАРАТУРА НАБЛЮДЕНИЯ И ПЕРЕДАЧИ ВИДЕОИНФОРМАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАБЛЮДЕНИЯ 36
3.1. Оптические системы наблюдения 37
3.1.1. Оптические схемы аппаратуры наблюдения 37
3.1.2. Характеристики оптической системы 41
3.2. Фотоприемные устройства 48
3.2.1. Схемы съемки объектов наблюдения 49
3.2.2. Принцип работы приборов с зарядовой связью 50
3.2.3. Режим временной задержки и накопления заряда 54

3.2.4. Конструктивное исполнение линеек ПЗС с использованием режима временной задержки и накопления заряда 56
3.2.5. Спектральные каналы аппаратуры наблюдения 57
3.2.6. Основные проектные характеристики фотоприемной аппаратуры 61
3.2.7. Особенности функционирования фотоприемной аппаратуры инфракрасного диапазона наблюдения 64
3.3. Конструктивные схемы и основные проектные характеристики оптико-электронных телескопических комплексов 65
3.4. Особенности конструкции крупногабаритных телескопов космического базирования 67
3.5. Бортовая аппаратура высокоскоростной радиолинии для передачи видеоинформации на Землю 71
3.5.1. Принцип работы, приборный состав и основные характеристики аппаратуры высокоскоростной радиолинии 71
3.5.2. Антенные устройства высокоскоростной радиолинии 73
4. ОБЕСПЕЧИВАЮЩИЕ БОРТОВЫЕ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАБЛЮДЕНИЯ 76
4.1. Система электропитания 77
4.1.1. Электрическая схема системы электропитания 77
4.1.2. Солнечные батареи 78
4.1.3. Основные проектные характеристики солнечных батарей 81
4.1.4. Аккумуляторные батареи 82
4.1.5. Комплекс автоматики и стабилизации 84
4.2. Система обеспечения теплового режима 85
4.2.1. Физика лучистого теплообмена 85
4.2.2. Тепловой баланс космического аппарата 87
4.2.3. Пассивные средства системы обеспечения теплового режима 88
4.2.4. Активные средства системы обеспечения теплового режима 90
4.2.5. Системы терморегулирования с тепловыми трубами 92
4.2.6. Характеристики системы терморегулирования и схемы установки внешних элементов 95
4.3. Комплексная двигательная установка 96
4.3.1. Пневмогидравлическая схема комплексной двигательной установки 97
4.3.2. Конструкция комплексной двигательной установки 98
4.3.3. Размещение комплексной двигательной установки на космическом аппарате 101

4.3.4. Основные характеристики комплексной двигательной установки 102
4.4. Бортовой комплекс управления....103
4.4.1. Бортовая цифровая вычислительная система....104
4.4.2. Бортовое синхронизирующее координатно-временное устройство....104
4.4.3. Система трансляции команд и распределения питания....104
4.4.4. Командно-измерительная система....105
4.4.5. Система телеметрических измерений....105
4.4.6. Система спутниковой навигации....105
4.4.7. Система управления движением....106
4.5. Компоновочные схемы космических аппаратов детального и оперативного наблюдения....118
5. МЕТОДИЧЕСКИЕ ВОПРОСЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ ОПЕРАЦИЙ В КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ НАБЛЮДЕНИЯ....119
5.1. Качество и эффективность космических систем наблюдения....119
5.2. Схемы операций....126
5.3. Моделирование операций....130
5.4. Достоверность результатов, полученных с использованием разработанных моделей....134
5.5. Основные проектные параметры космических систем и аппаратов наблюдения....136
5.6. Основные ограничения и допущения....137
5.7. Состав моделей для исследования целевых показателей эффективности космических систем наблюдения....138
6. МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЕТАЛЬНОГО И ОПЕРАТИВНОГО НАБЛЮДЕНИЯ....139
6.1. Космическая система с несколькими космическими аппаратами наблюдения....139
6.2. Параметры орбит космических аппаратов наблюдения....141
6.3. Солнечно-синхронные орбиты....144
6.4. Трассы полета, зоны обзора и полосы захвата космических аппаратов наблюдения....147
6.5. Схемы заполнения межвиткового интервала витками различных суток при обзоре земной поверхности....149
6.6. Типы съемок....152
6.6.1. Съемка объектов небольших размеров....152
6.6.2. Съемка протяженного объекта....154
6.6.3. Съемка большой площади на разных витках полета....154
6.6.4. Съемка площадки на одном витке полета....155
6.6.5. Мозаичная съемка....159

6.7. Модели и алгоритмы для организации имитационного моделирования полета и функционирования космического аппарата 159
7. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ И АЛГОРИТМЫ ДЛЯ АНАЛИЗА ПОКАЗАТЕЛЕЙ ДЕТАЛЬНОСТИ 165
7.1. Зависимость между разрешающей способностью аппаратуры наблюдения и детальностью 166
7.2. Модели для оценки размера ширины зоны захвата сканируемого объекта 168
7.3. Модели для оценки показателей детальности с учетом отклонения оптической оси от надира 173
7.4. Модели для оценки показателей детальности с учетом кривизны поверхности Земли 173
7.5. Модели для оценки детальности, учитывающие влияние отдельных звеньев сквозного тракта формирования изображения 178
8. МОДЕЛИ И АЛГОРИТМЫ ДЛЯ ОЦЕНКИ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ПЕРИОДИЧНОСТИ 181
8.1. Модель для оценки факта попадания объекта наблюдения в зону обзора космического аппарата 182
8.1.1. Связь между углом поворота оптической оси аппаратуры зондирования КА и центральным земным углом зоны возможного наблюдения 183
8.1.2. Условие попадания объекта наблюдения в зону обзора космического аппарата с учетом координат объекта наблюдения и трассы спутника 185
8.2. Модели для построения области зоны обзора космического аппарата наблюдения в плоской системе координат 188
8.3. Проверка адекватности моделей для оценки факта попадания объекта наблюдения в зону обзора космического аппарата 196
8.4. Алгоритмы моделирования целевого функционирования космического аппарата для оценки периодичности наблюдения заданного объекта 197
8.4.1. Алгоритм имитационной модели для оценки функции распределения периодичности наблюдения неподвижного объекта с заданными координатами 197
8.4.2. Алгоритм имитационного моделирования для оценки периодичности наблюдения подвижного объекта 201
8.4.3. Алгоритм имитационной модели для оценки периодичности наблюдения объекта в зависимости от широты расположения объекта 201

8.5. Алгоритм имитационного моделирования для оценки времени подлета космического аппарата к объекту наблюдения с учетом случайных факторов.....201
9. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ И АЛГОРИТМЫ ДЛЯ ОЦЕНКИ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТИ.....204
9.1. Математические модели и алгоритмы для оценки производительности космического аппарата наблюдения на основе теории массового обслуживания.....206
9.1.1. Исходные данные по потенциальным объектам наблюдения.....206
9.1.2. Модель для оценки статистических характеристик входящего потока объектов съемки.....208
9.1.3. Модель для оценки математического ожидания в формуле Пуассона.....211
9.1.4. Оценка производительности космического аппарата по среднему времени перенацеливания.....216
9.2. Математические модели и алгоритмы для оценки производительности космического аппарата наблюдения на основе имитационного моделирования.....226
9.2.1. Имитационное моделирование входящего потока объектов съемки.....227
9.2.2. Алгоритм моделирования производительности космического аппарата наблюдения.....230
9.3. Математические модели и алгоритмы для оценки производительности космического аппарата на основе базы данных по координатам объектов наблюдения.....234
9.3.1. Задание координат объектов наблюдения.....234
9.3.2. Выделение объектов наблюдения, попадающих в полосу обзора космического аппарата.....235
9.4. Пути совершенствования моделей и алгоритмов для оценки производительности космического аппарата наблюдения.....235
10. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ И АЛГОРИТМЫ ДЛЯ ОЦЕНКИ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ОПЕРАТИВНОСТИ.....237
10.1. Модели для оценки факта попадания космического аппарата в зону радиовидимости наземного пункта приема информации для круговых орбит.....238
10.1.1. Модели для оценки факта попадания космического аппарата в зону радиовидимости наземного пункта приема информации по линии горизонта.....238
10.1.2. Модели для оценки факта вхождения космического аппарата в зону радиовидимости наземного пункта приема информации выше линии горизонта.....240

10.2. Построение зоны радиовидимости космического аппарата с наземного пункта приема информации в плоской системе координат 245
10.2.1. Алгоритм вычисления координат границы зоны радиовидимости космического аппарата с наземного пункта приема информации 245
10.2.2. Определение вспомогательного угла между направлениями «космический аппарат-надир» и «космический аппарат - граница зоны радиовидимости» 247
10.3. Алгоритмы для оценки показателей оперативности 251
10.3.1. Алгоритм для оценки показателей оперативности при заданных координатах объекта наблюдения 251
10.3.2. Алгоритмы для оценки показателей оперативности при случайных координатах объекта наблюдения и случайном начальном времени выдачи команды на съемку цели 253
10.4. Модели для оценки факта вхождения космического аппарата в зону радиовидимости наземного пункта приема информации для эллиптических орбит 254
10.5. Учет продолжительности передачи видеоинформации при оценке показателей оперативности 255
11. МОДЕЛИ И АЛГОРИТМЫ ДЛЯ ОЦЕНКИ УСЛОВИЙ СЪЕМКИ 257
11.1. Аналитические модели и алгоритм для оценки угла Солнца над местным горизонтом 257
11.2. Алгоритмы для оценки угла Солнца над местным горизонтом на основе моделей и алгоритмов для оценки ориентации панелей солнечных батарей 262
11.3. Модели и алгоритмы для расчета координат границы тени 265
11.3.1. Модели и алгоритм расчета координат границы тени на основе использования процедуры оценки факта захвата объекта наблюдения аппаратурой зондирования 265
11.3.2. Модели и алгоритм для оценки координат границы тени на основе использования процедур расчета трасс космического аппарата 267
11.4. Алгоритм для имитации характеристик облачности над районами наблюдения 268
12. РЕАЛИЗАЦИЯ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ АНАЛИЗА ЦЕЛЕВЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ НАБЛЮДЕНИЯ 270
12.1. Описание программы 270
12.2 Руководство оператора 274
ЗАКЛЮЧЕНИЕ 280
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ 281

ВВЕДЕНИЕ

Создание систем и изделий ракетно-космической техники – сложный, длительный и увлекательный процесс, начинающийся с момента появления замысла о необходимости создания нового аппарата, включающий эскизное проектирование, разработку рабочей документации, изготовление опытных образцов, различные виды испытаний и корректировку документации, сдачу космического аппарата заказчику, организацию серийного изготовления, проведение работ в эксплуатирующей организации, авторское сопровождение и внесение изменений для совершенствования запускаемых и вновь проектируемых космических аппаратов. Все эти вопросы в той или иной степени отражены в учебных планах специальности 160802 «Космические аппараты и разгонные блоки».

Вопросы исследования эффективности создаваемых ракетносителей (РН) тесно связаны с вопросами маркетинговых исследований новых типов РН, автоматизацией проектирования, моделирования движения РН на активном участке траектории, экономическими вопросами разработки, производства и эксплуатации и др.

Вопросы исследования эффективности создаваемых космических аппаратов (КА) во многом похожи на вопросы, упомянутые выше, но имеют особенности. КА создаются для решения определённых целевых задач. Например, КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) создаются для мониторинга земной поверхности с целью создания карт местности, наблюдение за районами катастроф, поиска полезных ископаемых и др.

Так как системы и изделия ракетно-космической техники представляют собой сложные технические системы, то их создание должно рассматриваться с позиций системного подхода, включающего, в частности, вопросы исследования эффективности. Методы исследования эффективности имеют особенности в зависимости от целевого назначения систем и изделий РКТ. Учитывая, что номенклатура систем и изделий РКТ многообразна, в качестве объекта

изучения выбран высокопроизводительный космический аппарат детального оперативного наблюдения как элемент космической системы наблюдения.

Цель настоящего учебного пособия - помочь студентам в освоении вопросов, связанных с изучением методов исследования эффективности современных высокопроизводительных космических аппаратов и систем детального оперативного наблюдения, с учётом особенностей моделирования целевого функционирования.

Учебное пособие предназначено студентам, изучающим в десятом семестре дисциплину «Методы исследования эффективности ракетно-космической техники» по направлению подготовки (специальности) 160400 «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов» (квалификация (степень) "специалист"), специализация 160400.1.65 «Ракетные транспортные системы».

Оно может быть использовано при изучении теоретического материала, при выполнении лабораторных работ, курсовых проектов и дипломном проектировании по дисциплинам данных специальностей. Может быть полезно студентам по направлению подготовки 160400 Ракетные комплексы и космонавтика (квалификация (степень) «магистр»), а также молодым специалистам ракетно-космической отрасли.

В учебном пособии учтены современные требования к высокопроизводительным космическим аппаратам детального и оперативного наблюдения и тенденции их развития. Следует отметить, что многие разделы настоящего учебного пособия оригинальны, разработаны лично авторами.

1. ЗАДАЧИ ЗОНДИРОВАНИЯ ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ И СТРУКТУРА КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ НАБЛЮДЕНИЯ

Создание современных космических систем наблюдения обусловлено экономическими причинами. По данным работы [11] в мировом масштабе эффект от использования систем исследования природных ресурсов Земли ежегодно составляет в среднем примерно 20—50 млрд. дол. Отношение экономических выгод к затратам на создание и эксплуатацию этих систем в некоторых случаях составляет несколько единиц.

1.1. Задачи зондирования поверхности земли

Космические аппараты дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) и, в частности, космические аппараты наблюдения используются для решения следующих задач:

1. Контроль чрезвычайных ситуаций (наблюдение районов чрезвычайных ситуаций с целью оценки последствий стихийных бедствий, аварий, катастроф и планирования мероприятий по их ликвидации, контроль возникновения и последствий лесных пожаров).

2. Экологический контроль, охрана окружающей среды (экологический контроль в районах геологоразведочных работ добычи полезных ископаемых, выявление загрязнений снежного покрова вокруг промышленных предприятий) и определение погоды.

3. Информационное обеспечение рационального природопользования и хозяйственной деятельности (создание и обновление топографических и тематических карт, контроль хода различных производственных процессов в сельском, лесном хозяйствах, картографирование земельных угодий, оценка состояния землепользования).

Наиболее высокие требования по разрешающей способности (от 0,5…1 м до 10…20 м), периодичности наблюдения и оперативности доставки информации (не более 0,5 - 6 часов) выдвигаются со стороны задач контроля чрезвычайных ситуаций и экологического состояния окружающей среды.

Наиболее обширную группу составляют задачи по информационному обеспечению рационального природопользования и хозяйственной деятельности. При решении таких задач требуется достигнуть детальной информации на уровне 1-10 м. Период повторения обзора для большинства задач этой группы изменяется от нескольких лет до нескольких суток и только для отдельных задач – до 1 суток.

Для решения различных задач мониторинга земной поверхности требуется аппаратура, позволяющая проводить наблюдения в различных спектрах. В таблице 1.1 приведено назначение спектральных зон.

В таблице 1.2 представлены общие задачи мониторинга лесов и требования к средствам наблюдения.

В таблице 1.3 представлены некоторые задачи зондирования поверхности Земли и требования к дистанционным средствам наблюдения.

1.2. Структура космической системы и аппарата наблюдения

На рис. 1.1 представлена структура космической системы наблюдения. Элементами верхнего иерархического уровня этой системы являются космический комплекс и наземный комплекс приема, обработки и распространения целевой информации.

В состав космического комплекса входят орбитальный комплекс, ракетно-технический комплекс и наземный комплекс управления. В состав орбитального комплекса входят космические аппараты, в том числе наблюдения, связи, навигации, метеорологические и др. В состав ракетно-технического комплекса входят технический комплекс, ракета космического назначения и стартовый комплекс.

В состав наземного комплекса приема, обработки и распространения целевой информации входят наземный комплекс приема и обработки информации и комплекс тематической обработки информации и взаимодействия с потребителями.

Таблица 1.1

Физические основы использования и функционального назначения спектральных зон для задач дистанционного зондирования Земли [42]

Длина волны, мкм	Физические основы (в данном диапазоне)	Функциональное назначение спектральной зоны
0,45 - 0,52	Малое ослабление оптического излучения от воды	Анализ состояния поверхности водоемов и прибрежных вод. Определение районов углеводородного сырья и биомассы
0,52 - 0,6	Пик отражения от растительности	Оценка биомассы и состояния растительности. Определение цвета водоемов и районов углеводородного сырья.
0,63 - 0,69	Поглощение излучения от хлорофилла	Оценка биомассы и состояния растительности, для картирования и классификации почв и растительности.
0,76 - 0,9	Перегиб кривой излучения от растительности	Оценка биомассы, состояния растительности, определения конфигурации береговых линий водоемов.
1,57 - 1,78	Инфракрасный диапазон	Определение степени увлажнения растительности и почвы. Дифференциация снега и облаков
2,08 - 2,35		Определение типов горных пород, гидротермальное картирование
10,42 - 11,66		Создание тепловых карт, определение заболеваемости растений и влажности почвы

Таблица 1.2

Общие задачи мониторинга лесов и требования к средствам наблюдения

Задачи	Сезон и частота наблюдения	Опера-тивность	Детальность, м	Точность привязки	Спектр, мкм
Выявление очагов загораний	Весна-осень 3 раза в день	30 мин	100-200; 600-2000	0,5км, 2,5км	0,5-0,7; 1,5-2,8
Слежение за динамикой лесных пожаров	Весна-лето-осень 3 раза в день	1 час	100-200 10-30 (выборочно)	50-100 м	0,5-1,2; 1,5-2,8
Оценка изменений в лесном фонде от лесных пожаров	Весна-лето-осень 1 раз в сезон	1 месяц	520 (выборочно)	2-5%	
Определение зон задымленности от лесных пожаров	Весна-лето-осень 1 раз в день	1 час	1000	20км	0,5-0,6; 0,6-0,7; 0,7-0,8
Слежение за порядком лесопользования	Весна-лето-осень Однократная съемка	1 месяц	10	2%	0,5-0,6; 0,6-0,7; 0,7-0,9
Контроль за состоянием лесных зон в городах		1 месяц	1-5	2%	0,5-0,6; 0,6-0,7; 0,7-0,9
Слежение за ходом лесовосстановления	Летом, однократная съемка	1 месяц	1-2	2%	0,5-0,6; 0,6-0,7; 0,7-0,9

Таблица 1.3

Задачи зондирования поверхности Земли и требования к средствам наблюдения

Наименование задач	Ширина полосы обзора, км	Ширина полосы захвата, км	Детальность при панхроматической съемке, м	Детальность при многозональной съемке, м	Периодичность наблюдения, сут	Оперативность доставки информации, сут
1	2	3	4	5	6	7
Геология						
Выделение локальных образований	40	1,5-0,8	10-30	20-30	2737	180
Уточнение строения локальных разрывных нарушений	150	0,5-0,8	20-40	40	2737	180
Выделение разломов различных кинематических типов	150	0,5-0,8	20-50	50	2737	180
Детализация вулканических структур	125	0,5-,8	10		2737	180
Построение карт в целях поиска нефти и газа	100	0,5-0,8	10		274	30
Геологическая съемка с общими поисками	40		2-5	10	2737	180
Геоморфология						
Поиск четвертичных отложений	125		10	20	1277	180
Инженерная геология						
Выявление участков выхода подземных вод	125		2	10	274	60
Выявление повышенной тектонической активности			5-20		912	135
Инженерные изыскания						
Выбор трасс трубопроводных систем	50	0,8-1,8	5-20	20	548	30
Инженерная оценка местности для хозяйственных целей	50	0,7-0,8	5-10	20	548	30

Окончание табл. 1.3

1	2	3	4	5	6	7
География почв						
Определение механического состава почв	125	0,8-1,8	5	10	1460	180
Выделение засоленных почв	125	0,8-1,8	5	10	1460	45
Сельское хозяйство						
Оценка состояния землепользования	125	0,7-0,8	5-10	20	1460	30
Контроль землеустройства	125	0,51-0,59	5-20	30	365	135
Определение посевных площадей и прогноза урожая	125	0,5-0,8	10-30	30	365	60
Геоботаника и лесное хозяйство		0,8-1,8				
Детальное картографирование растительности лесов	40	0,8-0,9	2	10	180	30
Общее слежение за динамикой растительности	100			10	180	150
География населения, промышленности, транспорта						
Контроль зон внутри городских территорий	40	0,7-0,8	10-20	30	1460	180
Изучение транспортных зон	50		1-5	5	365	30
Экология и охрана окружающей среды						
Наблюдение торфяных месторождений	40	0,5-0,8	2-15	10	365	135
Выявление участков опустынивания	125		20-30	10-50	730	180
Картография						
Создание и обновление топографических карт	125		20-30	10-50	730	180

В состав наземного комплекса приема и обработки информации входят пункты приема целевой информации и центр обработки целевой информации.

На рис. 1.2 представлена структура космического аппарата наблюдения.

В состав типового космического аппарата наблюдения входят целевая аппаратура дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), бортовой энергетический комплекс, бортовой комплекс управления, которые объединяются в единое техническое изделие с помощью конструкции.

В состав целевой аппаратуры (аппаратуры наблюдения и передачи видеоинформации) входят: оптические системы, система приема и преобразования информации (СППИ), Запоминающие устройства цифровой информации, бортовая аппаратура передачи информации на наземные пункты приема (высокоскоростная радиолиния - ВРЛ) и другие устройства и аппаратура.

Элементы целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем могут располагаться внутри каких-либо отсеков и устройств и на внешней поверхности корпуса космического аппарата.

В космическом аппарате наблюдения можно выделить следующие конструктивные единицы: отсек аппаратуры наблюдения, приборный и агрегатные отсеки, конструкция солнечной батареи и антенных устройств.

В состав бортового энергетического комплекса входят система электропитания, система обеспечения теплового режима, комплексная двигательная установка.

В состав бортового комплекса управления входят бортовая вычислительная система (БВС), бортовое синхронизирующее устройство, система трансляции команд и распределения питания, бортовая аппаратура командно-измерительной системы (КИС), бортовая аппаратура системы телеметрических измерений (ТМИ), система спутниковой навигации, система управления движением (СУД).

Системы бортового энергетического комплекса и бортового комплекса управления еще называют обеспечивающими бортовыми системами.



Рис. 1.1. Структура космической системы



Рис. 1.2. Структура космического аппарата

2. ХАРАКТЕРИСТИКИ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ НАБЛЮДЕНИЯ

2.1. Тактико-технические требования к космической системе наблюдения

Космическая система наблюдения разрабатывается в соответствии с тактико-техническим заданием (ТТЗ), в котором определены тактико-технические характеристики (ТТХ) этой системы.

Для космической системы наблюдения детального, высокоточного и оперативного наблюдения поверхности Земли в видимом диапазоне спектра используются следующие основные требования:

- требования к целевым характеристикам;
- требования к летно-техническим характеристикам;
- требования к массогабаритным и энергетическим характеристикам составных частей космической системы.

Требования, касающиеся экономических вопросов, включают:

- требования по экономической эффективности космической системы наблюдения;
- ограничения по стоимости разработки, производства и эксплуатации космической системы наблюдения и стоимости ее составных частей и т.п.

Требования к целевым характеристикам включают:

- требования обзорности по широте Земли (глобальная или ограниченная);
- требования к режимам съемки (объектовая, маршрутная, площадная, стереосъемка и др.);
- требования к детальности (разрешению на местности или пространственной разрешающей способности);
- требования к спектральным диапазонам наблюдения;
- требования к периодичности наблюдения;
- требования к оперативности доставки информации;
- требования к производительности системы (или космического аппарата наблюдения);

- требования к сроку активного существования космического аппарата наблюдения;
- требования, касающиеся экономических вопросов и др.

Требования к летно-техническим характеристикам включают:
- требования к количеству космических аппаратов в системе;
- требования к параметрам орбит космических аппаратов и т.п.

Требования к массогабаритным и энергетическим характеристикам составных частей космической системы включают:
- массу космических аппаратов;
- габариты космических аппаратов;
- энергетические характеристики космических аппаратов;
- массогабаритные и энергетические характеристики других составных частей космической системы наблюдения.

Кроме указанных требований устанавливают различного рода ограничения конструкторского, технологического и эксплуатационного типа. Например, может быть предъявлено требование осуществления запуска космического аппарата на ракете-носителе «Союз» с вытекающими отсюда ограничениями по массе космического аппарата, определяемой грузоподъемностью ракеты, и его габаритам, определяемым размерами головного обтекателя.

Рассмотрим некоторые из этих характеристик подробнее.

2.2. Экономические характеристики

Для оценки экономической эффективности космических съемок принимаются во внимание потребность в космических снимках, стоимость этих снимков, стоимость разработки и эксплуатации космической системы наблюдения.

2.2.1. Потребность в космических снимках

На рис. 2.1 представлены графики потребного, фактического и планируемого объема космической информации (в млн. кв. км) высокого и среднего разрешения. Эти графики построены на основе анализа потребности в данных дистанционного зондирования Земли более 10000 организаций-пользователей.

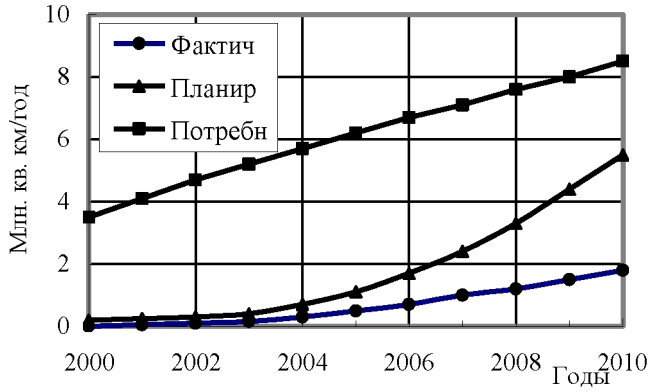


Рис. 2.1. Объемы космической информации высокого и среднего разрешения [54]

На рис. 2.2 представлена диаграмма, иллюстрирующая оценки зарубежных экспертов в уровне потребности в мире в информации дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) на 2005 – 10 г. в зависимости от разрешения на местности. Наибольший уровень потребности приходится на долю снимков с пространственным разрешением от 0,5 до 3 м.

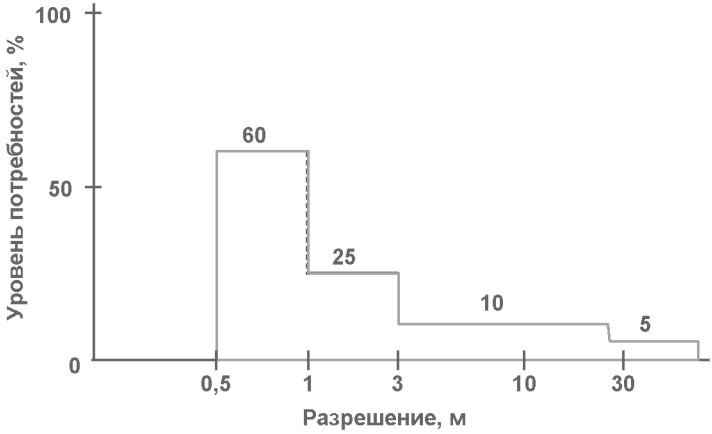


Рис. 2.2. Уровень потребности всех пользователей мира в информации дистанционного зондирования Земли

2.2.2 Стоимость материалов космических съемок

На мировом рынке космической информации востребована информация разных уровней разрешения. Потребители заинтересованы в покупке наиболее дешевой информации, позволяющей создавать или обновлять карты (или другие документы) требующегося им масштаба. Требования к пространственному разрешению получаемой космической информации определяются главным образом масштабом документов, разрабатываемых на ее основе.

Некоторые данные по стоимости материалов космических съемок систем «Лэндсат» и СПОТ приведены в табл. 2.1.

Таблица 2.1

Стоимость материалов космических съемок

Система	Вид информации	Площадь на местности, км	Разрешение на местности, м	Стоимость кадра, дол.	Стоимость 1 км^2, дол.
TM, «Лэндсат»	Фотоотпечаток	185×185	30	5—1000	0,00014—0,029
TM, «Лэндсат»	Магнитная лента	185×185	30	3300	0,096
HRV, СПОТ	Черно-белое фото	60×60	10	400	0,111
HRV, СПОТ	Цветное фото	60×60	20	600	0,167
HRV, СПОТ	Магнитная лента	60×60	20	1200	0,33
QuickBird-2	Цифровая		0,6		22,5…25
Ikonos-1 (1999 г.)	Цифровая	11×11	1		12…44

Разброс данных объясняется использованием различных источников для составления таблицы [11, 50].

Стоимость космической информации резко возрастает с повышением уровня линейного разрешения. Например, стоимость одного снимка с разрешением от 1 до 5 м составляет примерно 20…40 тыс. дол.

2.2.3. Стоимость космических систем и аппаратов наблюдения

Стоимость некоторых космических систем и космических аппаратов наблюдения, предназначенных для исследования природных ресурсов Земли, представлена в таблице 2.2 [11, 50].

Таблица 2.2

Стоимость некоторых космических систем и спутников наблюдения

Система	Деталь ность, м	Стоимость одного спутника, млн. дол.	Стоимость системы или проекта, млн. дол.
ГОЕС-4		20	
ГОЕС-6		44	
Серии НОАА		29	
Серии ДМСП		43	
Система ИПРЗ «Лэндсат»			1000
«Лэндсат-3»		50	
Система ИПРЗ СПОТ	2,5		2,5 млрд. фр
Helios-1 (Франция, Италия, Испания), 1986 г.			10 млрд. фр.
«Инсат-lC»		58	
Европейская система метеонаблюдений «Эумет-сат» (4 спутника)			536
Японская система ИПРЗ			276—380
Система ИПРЗ АЭРОС (США)		30	
Pleiades (Франция) , 2 спутника, Составная часть Европейской спутниковой системы, 2000-2006 г.г.	0,7	175	
Система OrbView-5	0,5	200	500
Система Word View	0,4		530
Keyhole-11 (KH-11), 1976 г.	0,3	1000	
Crystal, 1986 г.	0,15	2000	
Проект по программе Fia (США), 2004-2025 г.г. (от 12 до 24 спутников)	0,3	300…500	20000

По данным работы [11] приближенная оценка стоимости космической системы наблюдения определяется по следующей зависимости:

$$S = (2,3 + 1,5 \cdot n + 0,3 \cdot k + 0,4 \cdot m) \cdot s_4,$$

где n - количество КА в космической системе наблюдения;

k - число наземных станций приема видеоинформации;

m - количество лет функционирования космической системы;

s_4 - стоимость производства одного космического аппарата.

Например, стоимость одной наземной станции приема информации в системе «Лэндсат» оценивается в 15 млн. дол.

Разброс цен обусловлен тем, что приведенные данные учитывают различные этапы создания системы, и тем, на каком этапе была произведена оценка стоимости.

Стоимость бортового оборудования космического аппарата наблюдения оценивается примерно в 10 % от стоимости его производства.

Стоимость запуска одного КА наблюдения примерно составляет 40% от стоимости производства одного космического аппарата. Например, стоимость запуска ракеты-носителя типа «Дельта» составляет в 20 млн. долларов.

Данные по стоимости отечественных ракет-носителей по материалам зарубежных источников и открытой печати (в масштабе цен 1992 года) приведены в табл. 2.3.

Естественно, что сейчас эти цены изменились, однако пропорции, по-видимому, остались неизменными.

Ежегодные расходы на эксплуатацию космической системы наблюдения составляют примерно 40% от стоимости производства космических аппаратов. Например, эксплуатация системы «Лэндсат» ежегодно обходится в 20 млн. дол.

Таблица 2.3

Данные по отечественным ракетам-носителям [8]

Ракета-носитель	M_0, т	$M_{ПН}$, т (на опорной орбите)	$M_{ПН}$, т (на геостационарной орбите)	Стоимость, млн. руб.
Циклон -М	181	2,8		2,2-2,5
Циклон	188	4.0		2,3-2,8
Нева	220	5.0		2,5-3,0
Союз	300	7,0		1,9-2,1
Русь	309	7,0		3,0 - 4,0
Зенит	460	14,0		4,0-5,0
Протон	690	20,6	2,4	5,0 - 6,0
Ангара	700	22,0	3,0	8-10
Энергия - М	1060	35,0	7,0	30-40
Энергия	2850	105,0	20,0	140-180

2.3. Целевые характеристики космической системы наблюдения

К целевым характеристикам космической системы наблюдения относятся тактико-технические характеристики, позволяющие получать снимки земной поверхности заданного качества, то есть реализовать цель создания космической системы наблюдения.

2.3.1. Обзорность космической системы наблюдения

На рис.2.3 представлены схемы, иллюстрирующие возможные районы наблюдения по широте Земли (выделены темным фоном), которые в основном зависят от наклонения плоскости орбиты космического аппарата, а также от высоты орбиты. На этом рисунке *а* и *б* - системы наблюдения с ограничениями по широте наблюдаемых объектов; *в* - глобальная система наблюдения.

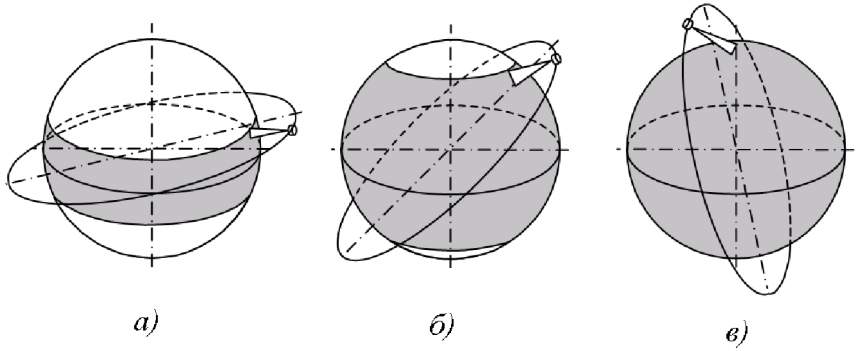


Рис.2.3. Возможные районы наблюдения в зависимости от наклонения плоскости орбиты космического аппарата

В космических системах наблюдения с ограниченной зоной наблюдения космические аппараты движутся по орбитам с углом наклона, значительно меньшим 90 градусов, как это схематично показано на рис. 2.3 *а, б*.

В глобальных КСН космические аппараты движутся по орбитам с углом наклона близким к 90 градусам. Они имеют возможность снимать объекты наблюдения, расположенные в любой точке поверхности Земли, как это схематично показано на рис.2.3 в.

2.3.2. Спектральные диапазоны наблюдения

Атмосфера Земли поглощает энергию излучения и отражения. В оптическом диапазоне длин волн можно выделить следующие интервалы (окна прозрачности), в которых атмосфера не поглощает энергию излучения или отражения или поглощает в меньшей степени, чем в остальных диапазонах: 0,4…1,3 мкм; 1,5…1,8 мкм; 2,0…2,6 мкм; 3,0…4,0 мкм; 4,5…5,0 мкм; 8,0…12,0 мкм [11]. Эти диапазоны используются для решения различных задач наблюдения. Например, видимый диапазон спектра лежит в пределах длин волн от 0,38 до 0,76 мкм и целиком находится в первом указанном окне прозрачности. Окна прозрачности 3,0…4,0 мкм; 4,5…5,0 мкм; 8,0…12,0 мкм соответствуют инфракрасному спектру.

Видимый спектр, в свою очередь, может быть разделен на следующие цветовые спектры:

0,380…0,450 мкм - фиолетовый;
0,450…0,480 мкм - синий;
0,480…0,510 мкм - голубой;
0,510…0,550 мкм - зеленый;
0,550…0,575 мкм - желто-зеленый;
0,575…0,585 мкм - желтый;
0,585…0,620 мкм - оранжевый;
0,620…0,760 мкм - красный.

Чем больше спектров может быть представлено на снимке, тем он информативнее.

2.3.3. Показатели детальности

Для экспериментальной оценки детальности космических снимков используется специальный тестовый объект, который называется «мира» (от французского слова mire - мушка, прицел [42]). Такая мира, например, имеется вблизи космодрома Байконур. На рис. 2.4 представлен фрагмент тестового объекта «мира» [13]. На каждом прямоугольнике нанесены поочередно белые и черные линии. В пределах каждого прямоугольника толщина белых и черных линий одинакова. На разных прямоугольниках количество линий и их толщина различная. На этом рисунке ΔL_M - период поля миры (суммарная ширина светлой и темной полос).

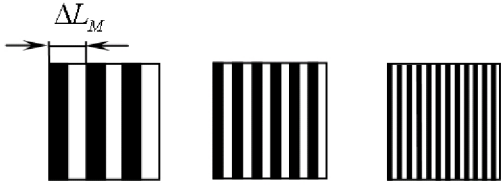


Рис. 2.4. Фрагмент тестового объекта «мира»

Линейное разрешение на местности - это минимально различимая ширина черной (или белой) полос миры ΔL_M (см. рис. 2.4). Этот показатель также называют пространственным разрешением или детальностью. Линейное разрешение на местности измеряется в метрах.

Разрешающая способность на местности - это максимально различимая частота штрихов поля миры, которая связана с периодом поля миры следующим соотношением: $N = 1/\Delta L_M$. Размерность этого показателя 1/м.

Лучшие результаты по показателям детальности получаются при использовании аппаратуры и фотоприемных устройств с высокой разрешающей способностью в идеальных условиях съемки миры в надир (направление, противоположное зениту) и при хорошем освещении.

Реальные объекты наблюдения могут быть не такие четкие, как тестовые объекты, да еще и быть замаскированными. Кроме того, реальные объекты могут быть сняты не в идеальных условиях. Идентификация реальных объектов наблюдения иногда затруднена. Поэтому в тактико-технических заданиях на разработку космической системы наблюдения иногда указываются показатели детальности применительно к реальным объектам наблюдения со среднестатистическими характеристиками идентификации. Однако вопросы идентификации объектов наблюдения уже относятся не столько к детальности, сколько к распознаванию образов.

Классификация средств дистанционного зондирования Земли по пространственному разрешению приведена в таблице 2.4.

Таблица 2.4

Подклассы средств дистанционного зондирования Земли

Подкласс ДЗЗ	Диапазон линейного разрешения, м
Сверхвысокодетальное	менее 1
Высокодетальное	от 1 до 2,5
Детальное	от 2,5 до 5
Детально-обзорное	от 5 до 10
Обзорное	более 10

2.3.4. Размеры ширины захвата кадра и масштаб снимка

При детальном уровне разрешения размеры кадра имеют значение с точки зрения периодичности наблюдения, поиска подвиж-

ных целей и т. п., или когда необходимо в одном кадре запечатлеть одновременно разнесенные по координатам объекты наблюдения. В этом случае чем больше размер кадра при сохранении требуемой детальности, тем снимок информативнее. Однако реализовывать аппаратуру наблюдения с широким захватом при сохранении детальности непросто. При больших размерах ширины захвата необходима большая угловая апертура оптической системы и, как следствие, большое количество элементарных фотоприемников изображения (выстроенных в линейку ПЗС).

Отснятый и переданный на Землю кадр поверхности Земли может быть представлен с различными размерами и масштабами снимка. Размер снимка может быть любым. Масштаб снимка должен быть оптимальным с позиции функционирования человеческого глаза. Слишком малый масштаб затрудняет работу со снимками, а слишком большой масштаб приводит к увеличению дефектов, накопившихся в процессе прохождения сигналами видеоинформации так называемого сквозного тракта изображения.

Следует заметить, что для уменьшения дефектов снимка используют специальную обработку видеоинформации по специально разработанным алгоритмам и программам.

2.3.5. Точность привязки снимка к геодезическим координатам

Для детальных снимков имеют значение не только размеры кадра, но и точность привязки кадра к геодезическим координатам. Бессмысленно, например, получение снимка потерпевшего катастрофу самолета или подвижного объекта наблюдения, координаты которых неизвестны. В этом смысле информативность снимка считается выше, если координаты объекта наблюдения указаны с высокой точностью, например с точностью ±20 м.

2.3.6. Характеристики старения информации

Информация, представленная заказчику, имеет неодинаковую ценность с точки зрения оперативности получения снимка с момента подачи заявки на проведение съемки заданного района до получения снимка заказчиком. Например, снимок потерпевшего бедст-

вие корабля, не имеющего связи, имеет значительно большую ценность, если он получен через несколько минут после проведения съемки, и имеет малую ценность, если получен через несколько суток после съемки.

Показатели оперативности получения снимка имеют размерность времени.

2.3.7. Показатели периодичности наблюдения объектов

В качестве показателей периодичности рассматриваются следующие показатели:

- время между двумя соседними по времени полета КА попаданиями объекта наблюдения с заданными координатами в зону обзора летящего КА;
- время между двумя соседними по времени полета КА попаданиями объекта наблюдения со случайными координатами в зону обзора летящего КА;
- время между двумя соседними по времени полета КА попаданиями объекта наблюдения с заданными координатами в зону обзора летящего КА и с учетом вероятностных характеристик погодных условий над снимаемой территорией;
- время между двумя соседними по времени полета КА попаданиями объекта наблюдения со случайными координатами в зону обзора летящего КА и с учетом вероятностных характеристик погодных условий над снимаемой территорией.

Показатели периодичности КА наблюдения существенно зависят от баллистических характеристик орбитальной группировки, в частности от количества спутников, от организации схемы обзора земной поверхности, высоты полета, от характеристик оптических систем и др.

На рис. 2.5 показана схема наблюдения одного и того же объекта на различных витках (или сутках) полета космического аппарата.

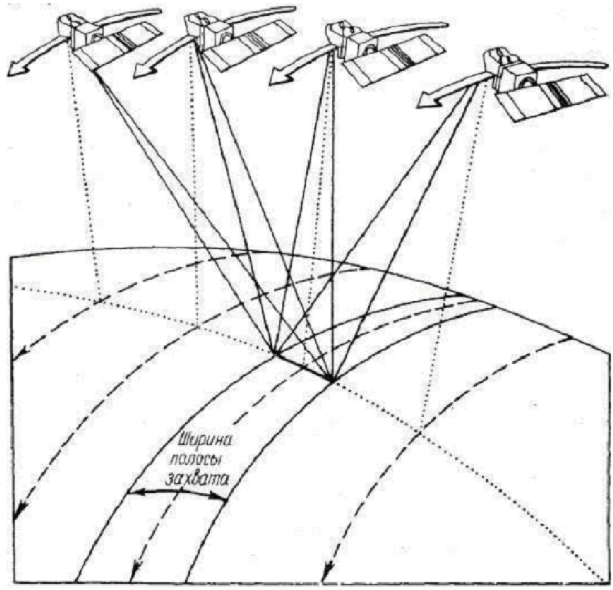


Рис. 2.5. Схема наблюдения объекта
на различных витках полета КА

2.3.8. Показатели оперативности получения видеоинформации

Показатель оперативности получения снимка измеряется в единицах времени и включает в себя (путем суммирования) следующие частные показатели оперативности:

- время, необходимое для представления задания на проведение съемки в виде, пригодном для использования информационных технологий (формализация задания);

- время, необходимое для передачи заявки на съемку заданной цели на борт КА (с учетом входа КА в зону радиовидимости пункта управления или с учетом использования спутника-ретранслятора);

- время, необходимое для планирования порядка съемки целей и постановки заявки в очередь с учетом заданных приоритетов и прогнозируемых условий съемки (облачности, высоты солнца над горизонтом, отклонения оптической оси КА от надира);

- время, необходимое для подхода к цели и проведения съемки;

- время, необходимое для обработки видеоинформации на борту КА и подготовки ее к передаче на Землю;

- время, необходимое для входа КА в зону радиовидимости наземных пунктов приема видеоинформации (или задействования спутника-ретранслятора);

- время для передачи (перекачки) видеоинформации на Землю;

- время для обработки видеоинформации на Земле и получения снимка, пригодного для передачи заказчику;

- время, необходимое для передачи готового снимка заказчику.

Перечисленные частные показатели оперативности получения снимка оказывают различное (существенное или несущественное) влияние на общее время оперативности получения снимка, причем это влияние имеет вероятностную природу.

Схема, иллюстрирующая попадание спутника в зону радиовидимости наземных пунктов приема информации, показана на рис. 2.6.

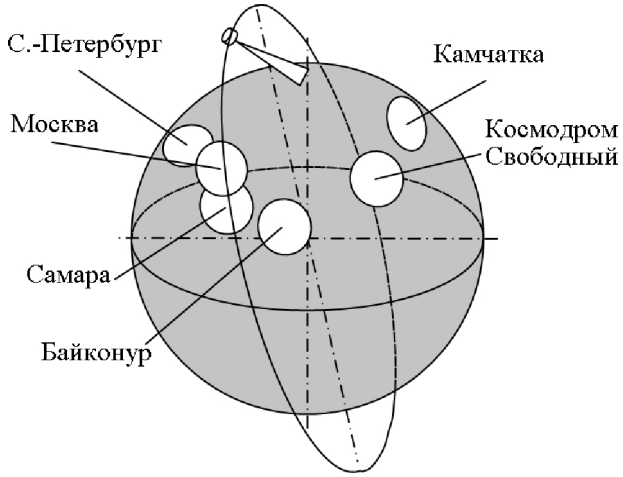


Рис. 2.6. Схема, иллюстрирующая попадание спутника в зону радиовидимости наземных пунктов приема информации

Зоны радиовидимости обозначены светлыми кружками. Центры зон радиовидимости располагаются в определенных географических пунктах Земли, в которых имеются станции приема информации.

Чаще всего в качестве показателя *оперативности передачи видеоинформации на Землю* используется время, прошедшее с момента съемки до передачи ее на Землю.

2.3.9. Показатели производительности космического аппарата наблюдения

В качестве показателей производительности космической системы наблюдения рассматриваются следующие показатели:

- количество объектов, которые может снять КА за один виток (сутки, год) полета;
- количество квадратных километров земной поверхности, которое может снять КА за один виток (сутки, год) полета или за время активного существования.

На рис. 2.7 *а* представлена схема, иллюстрирующая производительность космического аппарата при съемке отдельно отстоящих объектов наблюдения, а на рис. 2.7 *б* - при съемке маршрутов и больших площадей.

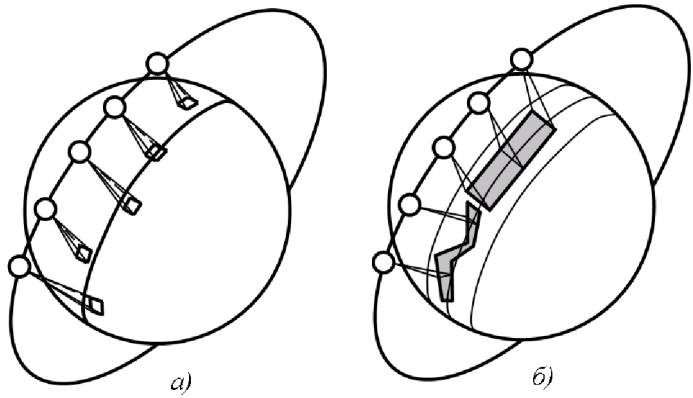


Рис. 2.7. Схемы, иллюстрирующие понятие производительности космического аппарата наблюдения

Показатели производительности КА зависят от:

- баллистических характеристик КА (высоты полета);

- характеристик целевой аппаратуры КА (ширины полосы захвата, скорости обработки информации, объема запоминающих устройств и и.п.);

- предельных углов поворота линии визирования относительно направления на подспутниковую точку на трассе полета (надир);

- типа съемок (объектовая, маршрутная, площадная);

- угловой скорости поворота КА (времени перенацеливания с одного объекта наблюдения на другой);

- времени нахождения в так называемом «световом пятне» (условий освещения снимаемых объектов).

Кроме того, в значительной степени показатели производительности КА наблюдения зависят от погодных условий. В этой связи различают потенциальные показатели производительности, которые можно получить в идеальных погодных условиях, и показатели производительности, которые можно получить в реальных погодных условиях.

Для принятия решения о возможности съемки по погодным условиям учитываются данные с метеоспутников. Кроме того, на борту КА может быть установлена специальная система наблюдения за облачностью, которая работает в упреждающем режиме.

2.3.10. Точность ориентации оптической оси аппаратуры наблюдения на снимаемый объект

Точность ориентации оптической оси аппаратуры наблюдения КА по снимаемому объекту существенно сказывается на производительности КА и влияет на качество видеоинформации. Например, если упомянутая точность невысокая, то аппаратуру зондирования необходимо включать значительно ранее расчетного времени съемки, а выключать значительно позже расчетного времени съемки. Иначе объект наблюдения может не попасть в кадр. Общее количество кадров за виток при этом существенно снижается. Ресурсы КА (электроэнергия, запасы топлива и и.п.) расходуются неэффективно.

Точность ориентации оптической оси аппаратуры наблюдения зависит от характеристик точности системы ориентации и системы навигации.

2.3.11. Срок активного существования

Чем больше срок активного существования космического аппарата, тем большую экономическую отдачу можно получить от эксплуатации космической системы наблюдения.

На срок активного существования космического аппарата оказывают влияние в основном следующие факторы:

- надежность составных частей космического аппарата;
- расходуемые ресурсы космического аппарата (запасы топлива, фотопленки, если она имеется, и др.).

3. АППАРАТУРА НАБЛЮДЕНИЯ И ПЕРЕДАЧИ ВИДЕОИНФОРМАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАБЛЮДЕНИЯ

В состав целевой аппаратуры космического аппарата наблюдения входит:

- оптическая система;
- система приема и преобразования информации (включающая фотоприемное устройство);
- бортовая аппаратура высокоскоростной радиолинии (система передачи информации на Землю).

Принцип работы целевой аппаратуры космического аппарата наблюдения заключается в следующем.

Оптическое излучение от объектов наблюдения попадает в оптическую систему, которая строит изображение в фокальной плоскости. В фокальной плоскости также устанавливаются фотоприемные устройства, в которых происходит превращение изображения в оцифрованный электрический сигнал. Далее цифровая информация преобразуется и передается с помощью высокоскоростной радиолинии на Землю.

Рассмотрим составные части целевой аппаратуры подробнее.

3.1. Оптические системы наблюдения

3.1.1. Оптические схемы аппаратуры наблюдения

На космических аппаратах наблюдения используются линзовые, зеркальные и зеркально-линзовые оптические системы.

Линзовые системы (как в обычных фотоаппаратах) применяются на космических аппаратах наблюдения, как правило, для получения снимков с относительно небольшим разрешением на местности. Достоинством линзовых объективов являются относительно простая оптическая схема и большое угловое поле зрения. Но при увеличении диаметра объектива резко возрастают его масса, габариты и сложность изготовления. По данным работы [45] линзовые системы с диаметром более 300 мм применять нецелесообразно, так как они имеют большую массу по сравнению с зеркальными и зеркально-линзовыми системами при одинаковом разрешении на местности. Тем не менее имеются примеры использования линзовых оптических систем диаметром до 500 мм в космических аппаратах детального наблюдения.

В настоящее время для получения детальных снимков из космоса используются, как правило, зеркальные и зеркально-линзовые оптические системы. На рис. 3.1 показаны некоторые из основных оптических схем зеркального типа аппаратуры наблюдения, используемой в космической технике [43, 45]. На этом рисунке введены следующие обозначения: 1 – главное зеркало; 2 – вторичное зеркало; 3 – поворотное зеркало; 4- линзовый корректор; 5 - третье зеркало; 6 - четвертое зеркало; F – фокус.

В схемах Ньютона, Грегори и Кассегрена первичным зеркалом является параболоидный отражатель. В качестве вторичного зеркала, отклоняющего фокусируемые первичным зеркалом лучи на поверхность приемника излучения, в системе Ньютона используется плоское зеркало, в системе Грегори – зеркало, представляющее часть поверхности эллипсоида, фокус которого совпадает с фокусом параболоидного отражателя, в системе Кассегрена – зеркало, представляющее собой часть поверхности гиперболоида.

Система Ньютона – Кассегрена представляет собой комбинацию схемы Ньютона и схемы Кассегрена.

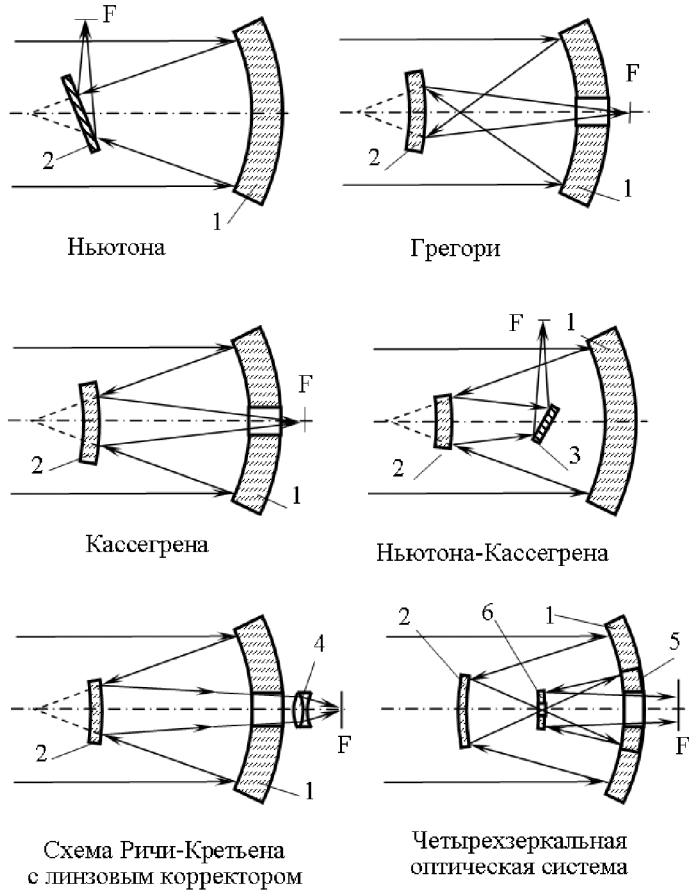


Рис. 3.1. Оптические схемы аппаратуры наблюдения

В схеме Ричи-Кретьена (которая внешне похожа на схему Кассегрена) оба зеркала имеют гиперболоидную форму.Наличие в этих системах вторичного зеркала вызывает неизбежное затенение (экранирование) части поверхности первичного зеркала, уменьшающее поток излучения, приходящий на приемник. Однако геометрические размеры телескопической системы по длине существенно уменьшаются по сравнению с линзовыми системами. Угловое поле зрения зеркальных систем без применения дополнительных эле-

ментов оптики ограничено 15…20 угловыми минутами. Расширить угловое поле зрения до 1°…1,5° можно с помощью так называемого линзового корректора поля. Линзовый корректор показан в схеме Ричи-Кретьена (позиция 4). Введение в оптическую схему линзового корректора, кроме того, позволяет сократить длину телескопа до 1/4 от фокусного расстояния, что, в свою очередь, позволяет уменьшить массу телескопа.

В настоящее время проводятся исследования по созданию четырехзеркальной оптической системы (см. рисунок). В данной схеме рабочая поверхность главного зеркала - эллипсоид, вторичное зеркало имеет довольно сложный профиль (представляет собой практически зеркальную пластину Шмидта), третье зеркало - эллипсоид, а четвертое - сферическое. Главное и вторичное зеркала строят в отверстии четвертого зеркала промежуточное изображение расположенного в бесконечности предмета, а третье и четвертое зеркала переносят его в фокальную плоскость.

Основным преимуществом такой системы является малая длина телескопа, а следовательно, и малая его масса. Однако высокие требования к зеркалам по точности их изготовления пока препятствуют промышленному освоению таких систем [45].

Одним из недостатков зеркальных систем является взаимное влияние рассеянного света, отраженного от внутренней поверхности корпуса телескопа. Чтобы уменьшить это влияние, в конструкцию телескопа вводят дополнительные бленды для светового пучка, отраженного от вторичного зеркала, как это схематично показано на рис. 3.2.

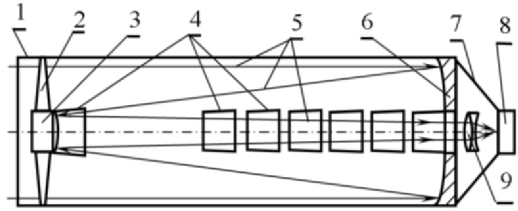


Рис. 3.2. Оптическая схема телескопа с блендами

Эти бленды уменьшают взаимное влияние рассеянного света. На этом рисунке приняты следующие обозначения: 1 - корпус теле-

скопа; 2 - кронштейн установки вторичного зеркала; 3 - вторичное зеркало; 4 - бленды; 5 - световые лучи; 6 - главное зеркало; 7 - корпус крепления фотоприемного устройства; 8 - фотоприемное устройство; 9 - линзовый корректор поля.

На рис. 3.3 представлена схема оптической системы без затенения. На этой схеме введены следующие обозначения: 1 - корпус телескопа; 2 - главное зеркало; 3 - вторичное зеркало; 4 - фотоприемное устройство; 5 - входящие световые лучи; 6 - световые лучи, отраженные от главного зеркала; 7 - световые лучи, отраженные от вторичного зеркала.

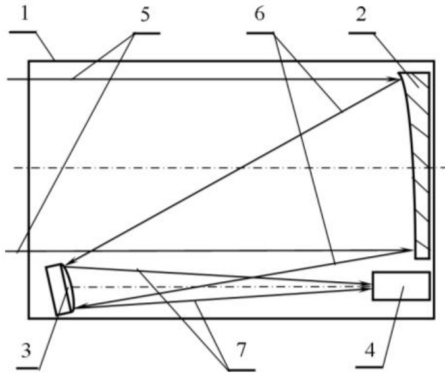


Рис. 3.3. Схема оптической системы без затенения

Однако к недостаткам такой схемы следует отнести увеличенные габариты телескопа в плоскости, перпендикулярной оптической оси, во взаимном влиянии рассеянного света, отраженного от внутренней поверхности корпуса телескопа, и несимметричная форма поверхности зеркал. Такие схемы тяжело реализуются с диаметрами главного зеркала 500 мм и более [45].На рис. 3.4 представлена схема оптической системы с зеркалом переотражения. На этом рисунке введены следующие обозначения: 1 - корпус телескопа; 2 - главное зеркало; 3 - фотоприемное устройство; 4 - вторичное зеркало; 5 - зеркало переотражения; 6 - узел установки зеркала; 7 - бленда; 8 - входящие световые лучи.

При использовании зеркала переотражения производительность КА возрастает, однако качество оптической системы ухудша-

ется в связи с введением в так называемый сквозной тракт изображения еще одного элемента - зеркала переотражения.

Масса КА, несмотря на увеличение массы элементов и конструкции оптической системы, не увеличивается, так как при использовании зеркала переотражения можно использовать силовой гироскопический комплекс с меньшим управляющим моментом и, следовательно, меньшей массой.

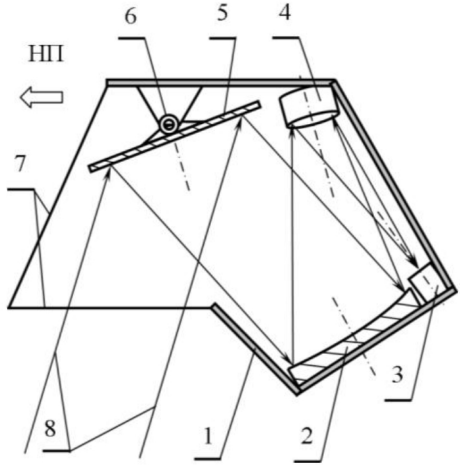


Рис. 3.4. Схема оптической системы с зеркалом переотражения

3.1.2. Характеристики оптической системы

Фокусное расстояние

Если лучи света, параллельные оптической оси, направить на главное зеркало, то они после отражения пересекутся в одной точке. Расстояние от этой точки до главного зеркала называют фокусным расстоянием оптической системы.

Длина оптической системы может быть значительно меньше фокусного расстояния за счет использования вторичных зеркал и линзовых корректоров.

Разрешающая способность оптической системы

Для экспериментальной оценки разрешающей способности оптических приборов и светочувствительных материалов так же, как

и для экспериментальной оценки линейного разрешения на местности (или детальности), используется «мира» (см. раздел 2, пункт 2.2.2 «Показатели детальности», рис. 2.4).

Разрешающая способность оптической системы - частота штрихов в изображении поля миры ***на идеальном приемнике изображения***, в котором еще сохраняется различие между штрихами. Разрешающая способность оптической системы измеряется обычно в количестве пар штрихов (белой и черной полос) на один миллиметр (линий/ мм).

Следует обратить внимание на то, что в приведенном определении фигурирует идеальный приемник изображения. Идеальный приемник изображения имеет бесконечную разрешающую способность. Он, естественно, нереализуем. Поэтому реально проверяют разрешающую способность оптической системы в таких условиях (или для таких систем), когда разрешающая способность фотоприемника значительно выше разрешающей способности приемника изображения.

При сравнении качества аппаратуры наблюдения космических аппаратов пользуются еще одной характеристикой - добротностью.

Добротность - предельно допустимое угловое разрешение оптической системы $\varepsilon = \Delta l_{\acute{y}} / f$, где $\Delta l_{\acute{y}}$ - минимально различимая ширина светлой и темной полос в изображении миры; f – фокусное расстояние оптической системы аппаратуры наблюдения. Добротность измеряется в радианах (угловых минутах и секундах).

Разрешающая способность оптических приборов больших габаритов ограничена в основном из-за аберрации, суть которой состоит в том, что лучи, идущие из одной какой-нибудь точки предмета, после выхода из оптической системы собираются не строго в точку, а в небольшую фигуру рассеяния. Даже если оптическая система идеальна, то лучи для элементов изображений, отстоящих от оптической оси на некотором расстоянии, также не сходятся в точку. Следствием аберрации является перераспределение энергии в плоскости изображения, дающее некоторое сгущение в центре с уменьшением освещенности на краю, т. е. образуются так называемые кружки рассеяния.

Пригодность оптических систем, формирующих изображение, для анализа малоразмерных деталей съемки ограничена размерами

минимального кружка рассеяния. Площадь этого кружка определяет ту минимальную площадь, внутри которой могут быть замечены изменения в распределении потока излучения.

При удалении от оптической оси искажения за счет аберраций увеличиваются. При этом величину мгновенного угла поля зрения (отношение размера приемника к фокусному расстоянию оптической системы) отождествляют с разрешающей способностью аппаратуры. Представим себе теперь, что размер кружка рассеяния превышает размер приемника. Совершенно очевидно, что пространственное разрешение аппаратуры в этом случае будет определяться уже не размером приемника, а кружком рассеяния. Следовательно, оценку реальной разрешающей способности аппаратуры необходимо выполнять с учетом кружка рассеяния всей оптической системы.

Два любых точечных источника излучения могут быть разрешены только в том случае, когда расстояние между ними превышает размеры мгновенного угла зрения при условии, что размеры кружка рассеяния в плоскости изображения меньше размеров приемника излучения.

Диаметр главного зеркала и относительное отверстие

Диаметр главного зеркала определяет так называемое относительное отверстие оптической системы (отношение диаметра входного сечения оптической системы к фокусному расстоянию). Чем больше показатель относительного отверстия, тем меньшее время выдержки необходимо для «засветки» элемента фотоприемного устройства. Это время существенно влияет на допустимую скорость движения изображения по фокальной плоскости и, следовательно, на качество снимка.

Диаметр главного зеркала еще называют апертурой. Однако, чем больше диаметр главного зеркала, тем труднее технологически обеспечить точность изготовления параболической поверхности этого зеркала.

Угловая апертура - угол между крайними лучами конического светового пучка, входящего в оптическую систему.

Понятие угловой апертуры иллюстрируется с помощью рис. 3.5 *а, б* (см. углы α_1 и α_2).

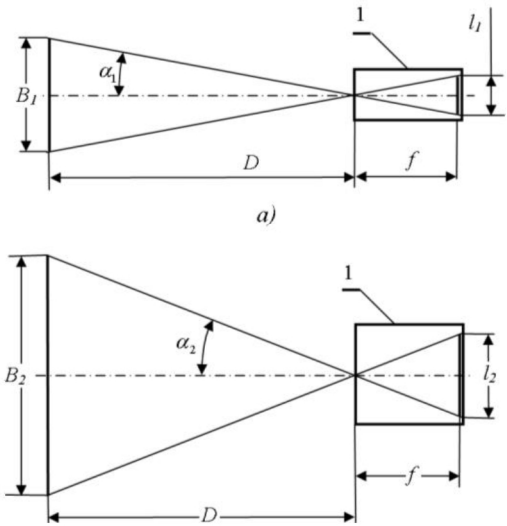


Рис. 3.5. Угловая апертура и ширина полосы захвата оптической системы

На этом рисунке введены следующие обозначения: 1 - оптическая система космического аппарата; f - фокусное расстояние оптической системы; D - дальность от входного отверстия оптической системы до снимаемой земной поверхности; B_1 и B_2 - размеры ширины полосы захвата; l_1 и l_2 - размеры изображения ширины полосы захвата в фокальной плоскости оптической системы.

Угловая апертура оптической системы и длина фотоприемной линейки определяют максимальный размер полосы захвата космического аппарата наблюдения (см. рисунок). Чем больше угловая апертура, тем шире полоса захвата аппаратуры КА при прочих равных условиях.

Размеры ширины полосы захвата и размеры изображения ширины полосы захвата в фокальной плоскости оптической системы связаны между собой следующим соотношением:

$$B = l \cdot \frac{D}{f}. \qquad (3.1)$$

Точность изготовления и позиционирования элементов оптических систем

К крупногабаритным космическим телескопам предъявляются очень высокие требования по точности изготовления главного и вторичного зеркал и позиционированию их относительно друг друга и фокальной плоскости [45].

Точность изготовления формы поверхностей оптических элементов составляет 1,5…2% от длины волны света. Длина волны гелий-неонового лазера, используемого в средствах контроля точности изготовления оптических элементов, составляет 0,6328 мкм. Поэтому среднеквадратическое отклонение формы оптического элемента от номинала должно быть менее 0, 01 мкм.

Обеспечить такую же точность позиционирования оптических элементов относительно друг друга в крупногабаритных телескопах, работающих в условиях воздействия дестабилизирующих факторов космического полета, основными из которых являются температурный фактор и изменение расстояния до снимаемого объекта, практически невозможно. Поэтому для парирования дестабилизирующих факторов используются подстройки оптической системы (юстировка), автоматическая фокусировка, а также согласование осей оптической системы и платформы астровизиров, относящейся к системе ориентации космического аппарата.

В этой связи к точности позиционирования оптических элементов относительно друг друга требования менее жесткие, чем требования к точности формы отдельных оптических элементов. Например, для двухзеркальной оптической системы с диаметром главного зеркала (ГЗ) 1500 мм допустимые отклонения вторичного зеркала (ВЗ) от номинального положения представлены в табл. 3.1.

Таблица 3.1

Допустимые отклонения вторичного зеркала (ВЗ) [45]

Отклонение от номинального положения	Допустимое значение
Децентрировка ВЗ, мм	0,05
Наклон ВЗ, угловых секунд	5
Смещение плоскости фокусировки, мм	0,16

Основные элементы оптической системы, с помощью которых производится юстировка и фокусировка, можно увидеть на рис. 3.6, где представлена одна из возможных реализаций четырехзеркальной оптической системы с диаметром главного зеркала 1500 мм и фокусным расстоянием 15 м.

На рисунке введены следующие обозначения: 1 -главное зеркало; 2 - вторичное зеркало; 3 - третье зеркало; 4 - четвертое зеркало; 5 - фокальная плоскость; 6 - пентагональный отражатель системы автоматическй фокусировки; 7 - автоколлиматоры системы автоматической юстировки по углу и по длине; 8 и 9 - оптические насадки к автоколлиматорам; 10 и 11 - плоское контрольное зеркало и триппель-призма (к системам автоматической юстировки).

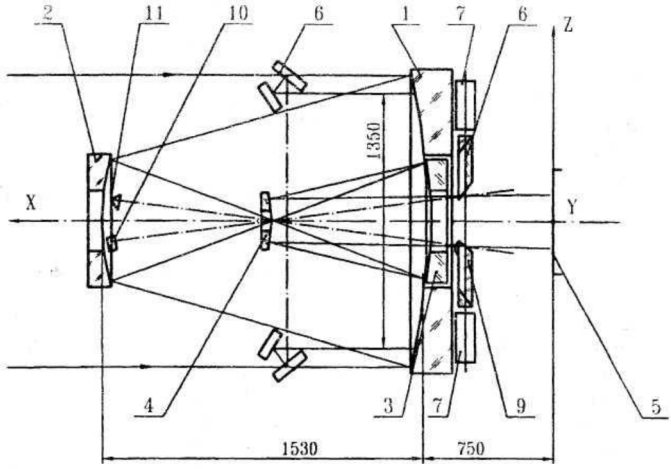


Рис.3.6. Оптическая схема четырехзеркального телескопа с элементами подстройки [45]

Юстировка оптической системы производится восстановлением расчетного положения вторичного зеркала относительно главного зеркала с помощью механической системы прецизионных приводов, состоящих из 5 автономных приводов (по пяти степеням свободы) и расположенных в корпусе крепления вторичного зеркала (приводы на схеме не показаны). Три привода восстанавливают

угловое положение вторичного зеркала относительно главного зеркала и участвуют в системе автоматической фокусировки, которая производится за счет параллельного сдвига вторичного зеркала по длине телескопа. Два других привода восстанавливают соосность вторичного и главного зеркал.

Контроль углового положения и соосности вторичного зеркала относительно главного зеркала производится с помощью автоколлимационной оптической системы, некоторые элементы которой показаны на рис. 3.6 (позиции 7...11). Принцип работы автоколлимационной оптической системы заключается в следующем. Световой луч от источника излучения разделяется на два луча, один из которых направляется на приемник изображения -ПЗС- матрицу (эти элементы на схеме не показаны). Второй луч через оптическую насадку к автоколлиматору 8 (или 9) направляется на плоское контрольное зеркало 10 (или триппель-призму 11), установленное на вторичном зеркале. Затем отраженный луч возвращается через ту же насадку и направляется на второй приемник изображения. Если координаты изображения в двух приемниках не совпадают с заданными, что свидетельствует о нарушении номинального положения вторичного зеркала относительно главного зеркала, то вырабатывается управляющий сигнал, который усиливается и направляется на прецизионные приводы, которые восстанавливают номинальное положение вторичного зеркала относительно главного зеркала.

Для контроля фокусировки изображения из общего потока лучей с помощью двух пентагональных отражателей 6, расположенных ближе к периферии апертуры и установленных диаметрально противоположно, выделяются два небольших потока. Несовпадение изображений от этих потоков в фокальной плоскости свидетельствует о нарушении фокусировки. При этом вырабатывается управляющий сигнал, который усиливается и направляется на прецизионные приводы, сдвигающие вторичное зеркало относительно главного зеркала в линейном направлении.

Более подробное описание принципов функционирования системы автоматической юстировки, фокусировки и других систем изложено в работе [45].

Другие характеристики оптических систем

Кроме рассмотренных выше характеристик оптических систем, для проектантов космических аппаратов наблюдения важны еще и следующие характеристики:

- масса оптической системы;
- габариты оптической системы (диаметр, длина);
- удельная масса телескопа (приходящаяся на единицу площади поперечного сечения телескопа);
- масса оптико-электронной аппаратуры;
- среднесуточное энергопотребление (Вт);
- требуемые температурные режимы для функционирования и др.

Следует отметить, что на космическом аппарате могут быть установлены оптические солнечные датчики для контроля опасности попадания лучей Солнца в оптическую систему телескопического комплекса. Такие солнечные датчики, как правило, устанавливаются на внешней поверхности космического аппарата вблизи входного отверстия телескопа (см. рис. 4.22). При ориентации оптической системы космического аппарата на Солнце крышка телескопа закрывается (с некоторым упреждением).

3.2. Фотоприемные устройства

Система приема и преобразования информации обеспечивает прием и упаковку измерительной информации от подсистем оптико-электронного телескопического комплекса с последующим отправлением ее в радиолинию передачи информации. В данную систему входит «оптико-электронный преобразователь».

В качестве фотоприемных устройств оптико-электронного преобразователя на современных космических аппаратах наблюдения используют так называемые приборы с зарядовой связью (ПЗС). Прибор с зарядовой связью является элементом, преобразующим пространственное распределение излучения по его поверхности во временную последовательность электрических сигналов. Форма приборов с зарядовой связью зависит от принятой схемы съемки объектов наблюдения.

3.2.1. Схемы съемки объектов наблюдения

В настоящее время в космических аппаратах наблюдения используются следующие типы съемок: съемка кадра в целом (покадровая съемка) и сканирование.

Покадровая съемка осуществляется с помощью фотоприемного устройства (ПЗС) в виде матрицы, состоящей из множества элементарных приемников изображения (как в цифровом фотоаппарате).

Достоинства покадровой съемки заключаются в том, что снимается сразу большая площадь.

Недостатки покадровой съемки следующие:

1. Для высокодетального наблюдения необходимо фотоприемное устройство в виде матрицы, состоящей из 10^9 и более элементарных приемников изображения. Количество элементарных приемников изображения матрицы еще называют разрешением матрицы, которое измеряется в мегапикселах (10^9 = 1000 Мп.). Производство таких матриц в настоящее время технологически обеспечить затруднительно.

2. Малое быстродействие для электронной обработки изображения, полученного с матрицы большого разрешения.

Сканирование осуществляется с помощью фотоприемного устройства в виде элементарных приемников изображения, выстроенных в линейку.

Сканирование - съемка объекта наблюдения в отдельных зонах с последующим формированием всего кадра. При поступательном движении спутника осуществляется последовательный просмотр отдельных полос (строк) объекта наблюдения, а сам процесс также называют сканированием местности. Получение изображения за счет сложения отдельных строк по мере перемещения спутника подобно формированию телевизионного изображения при кадровой развертке строк.

Частота смены отдельных отснятых полос и мгновенный угол зрения выбираются с таким расчетом, чтобы обеспечить просмотр местности без пропусков между строками и без наложения строки на строку.

Приемник в аппаратуре преобразует излучение элементов ландшафтов в электрические сигналы строка за строкой непрерывно в процессе движения по орбите, т. е. изображение получается за счет комбинации двух движений во взаимно перпендикулярных направлениях — движения спутника по орбите и поперечного механического сканирования.

Достоинства сканирования с помощью фотоприемного устройства в виде элементарных приемников изображения, выстроенных в линейку, следующие:

1. Для построения кадра сканированием необходима линейка ПЗС с относительно небольшим количеством элементарных приемников изображения. Например, при построении кадра объемом информации 10^9 пикселей достаточна линейка фотоприемного устройства, соответствующая примерно 30 килопикселям. Производство таких линеек в настоящее время налажено.

2. Большое быстродействие для электронной обработки изображения с большим разрешением (из-за относительно малого количества элементарных приемников изображения).

3. Аберрации минимальны именно вблизи фокуса. В связи с этим в схемах со сканированием проще обеспечить кружок рассеяния, не превышающий размер приемника излучения. Поэтому схемы со сканированием в плоскости объекта съемки практически легче реализуются и получили наибольшее распространение.

Недостатки сканирования с помощью фотоприемного устройства в виде элементарных приемников изображения, выстроенных в линейку, следующие:

1. Необходимо организовать электронное «склеивание» отдельных строк изображения.

2. Требуется высокая чувствительность элементарных фотоприемников изображения из-за малого времени выдержки (или большее относительное отверстие оптической системы).

3.2.2. Принцип работы приборов с зарядовой связью

Прибор с зарядовой связью представляет собой линейку (или матрицу) малоразмерных электродов, расположенных на поверхности тонкой пластины полупроводника и разделенных тонкой изолирующей пленкой (см. рис. 3.7 *а*).

Обычно под металлическими электродами расположен изолирующий слой окисла SiO2, а в качестве полупроводникового материала используется Si. В результате образуется как бы трехслойная конструкция: металл – окисел – полупроводник.

Основной принцип их действия изображен на рисунках 3.7 *а* - *ж* [43]. С точки зрения физики в приборах с зарядовой связью электрический сигнал в них представлен не током или напряжением, а электрическим зарядом. Заряд удерживается с помощью миниатюрных конденсаторов, одним электродом которых служит малоразмерный электрод, а другим - участок полупроводника, расположенный под этим электродом.

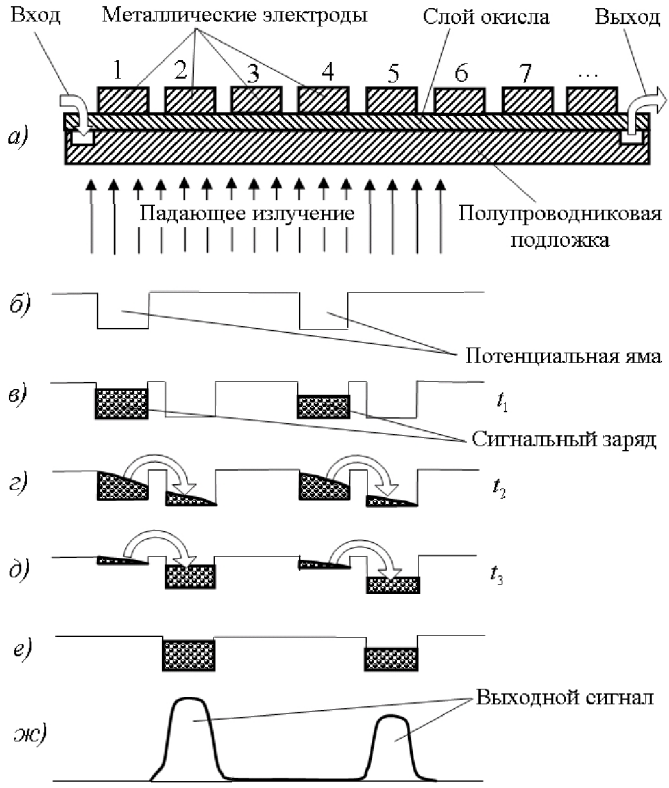


Рис. 3.7. Схема и принцип работы ПЗС-линейки [43]

Поглощенный квант света приводит к появлению в полупроводнике свободного электрона. Эти электроны накапливаются и удерживаются в небольших зонах полупроводника вблизи отдельных электродов, если к этим электродам приложен определенный потенциал.

Для понимания процессов в приборе с зарядовой связью обратимся к энергетической диаграмме состояний полупроводника (рис. 3.7 *б*), где горизонтальный уровень отделяет запрещенную зону от зоны проводимости.

В приборах с зарядовой связью появляется возможность, подавая напряжения на металлические электроды, воздействовать через изолятор на положение энергетического уровня, сдвигая его вниз от горизонтальной линии в местах расположения электродов.

В итоге на границе раздела $Si - SiO_2$ энергетическая диаграмма будет представлять собой не ровную, а холмистую поверхность, на которой впадины будут расположены под теми электродами, к которым приложено напряжение.

Для наглядности впадины этого рельефа на энергетической диаграмме представляют в виде ямы с плоским дном и вертикальными стенками. На рисунке 3.7 *б* изображены такие прямоугольные потенциальные ямы, сформированные с помощью напряжений, приложенных к электродам. Чем выше напряжение на электроде, тем глубже яма под данным электродом в месте его расположения. Когда фотон падает на чувствительный к излучению полупроводник (Si) и создает «электронно – дырочную» пару, то электрон «стекает» в ближайшую потенциальную яму. При дальнейшем облучении образца электроны будут накапливаться и сохраняться в соответствующих потенциальных ямах.

Для совокупности электронов, захваченных потенциальной ямой, используют название – «зарядовый пакет». Такие зарядовые пакеты будут возникать на поверхности полупроводника под действием излучения в местах расположения потенциальных ям. Величина каждого зарядового пакета будет пропорциональна потоку излучения, приходящему на образец вблизи расположения данной потенциальной ямы. Тем самым величины зарядовых пакетов и их положение на поверхности прибора с зарядовой связью находятся в

полном соответствии с распределением падающего на прибор излучения. Образуется, как говорят, зарядовая копия изображения.

Важнейшим достоинством прибора с зарядовой связью является возможность считывать зарядовое изображение электронным, а не механическим способом. Достигается это перемещением полученных зарядовых пакетов по поверхности полупроводника от входа к выходу. Поясним, каким образом осуществляется перемещение зарядовых пакетов.

Пусть в момент t_1 (см. рисунок 3.7 *в*) напряжения поданы на электроды 1 и 4, причем на электрод 1 приходит поток излучения больший, чем на электрод 4, соответственно под электродом 1 накопится зарядов больше, чем под электродом 4. Подадим в момент t_2 (см. рисунок 3.7 *г*) напряжение на электроды 2 и 5, тогда позади зарядовых пакетов сохранится некоторый барьер, а перед пакетами яма расширится, и заряды будут, подобно воде, растекаться по дну ямы. В момент t_3 (см. рисунок 3.7 *д*) снимем напряжение с электродов 1 и 4, заряды будут перетекать в более глубокие ямы и к моменту t_4 (см. рисунок 3.7 *е*) будут полностью вытолкнуты в потенциальные ямы под электродами 2 и 5.

В результате такой последовательности смены напряжений на электродах данная конфигурация заряда будет перемещаться от одной ячейки к другой, от входа к выходу. Тем самым обеспечивается движение зарядовых пакетов вслед за потенциальными ямами, управляемыми внешними напряжениями.

Многократное повторение описанной смены напряжений на всех электродах приводит к тому, что на выходе линейки появятся сигналы, пропорциональные величинам зарядовых пакетов. Процесс переключения электрических цепей чувствительных элементов в аппаратуре осуществляется специальным электронным переключателем последовательного действия.

Огибающая последовательности импульсов на выходе представляет собой видеосигнал (см. рисунок 3.7 *ж*), амплитуда которого пропорциональна потоку излучения в соответствующем месте прибора.

Перенос накопленных зарядовых пакетов со всей линейки завершает прочтение одной строки изображения и ее подготовку к считыванию накопленной информации со следующей строки.

Подобным же способом используются приборы с зарядовой связью в двухмерных матрицах приемников. Их особенностью является возможность самосканирования и по строкам, и по столбцам. В результате видеосигнал формируется полностью для всего спроектированного на матрицу изображения только электронными средствами без всякого механического сканирования.

Конструктивно ПЗС – приемники представляют собой, по сути дела, сверхбольшую интегральную схему, т. е. тонкую пластинку полупроводникового материала (в данном случае кремния), на поверхности и в объеме которой размещены десятки и сотни тысяч отдельных электрических элементов.

3.2.3. Режим временной задержки и накопления заряда

Сокращенно такой режим называют режимом ВЗН.

Если корпус космического аппарата наблюдения (или оптическая ось аппаратуры наблюдения) не изменяет своей ориентации при проведении съемки на линейку ПЗС, то изображение снимаемого объекта движется в фокальной плоскости оптической системы в обратном направлении по отношению к направлению движения космического аппарата. Скорость «бега» изображения в фокальной плоскости оптической системы $V_{Из}$ в этом случае можно подсчитать по следующей зависимости, полученной на основе геометрических соотношений

$$V_{Из} = \frac{V_{КА/ПТ}}{H} f \qquad (3.2)$$

где $V_{КА/ПТ}$ - линейная скорость движения космического аппарата относительно подспутниковой точки;

f - фокусное расстояние оптической системы;

H - высота полета космического аппарата.

Например, при фокусном расстоянии оптической системы наблюдения в 10 метров и при высоте полета космического аппарата 500 км скорость «бега» изображения в фокальной плоскости составляет 150 мм/с.

Время экспозиции элементарного приемника изображения,

имеющего форму квадрата со стороной d, можно подсчитать по следующей зависимости:

$$t_{Э} = \frac{d}{V_{Из}}. \qquad (3.3)$$

Например, если $d = 12$ мкм, то время экспозиции составит $8 \cdot 10^{-5}$ с. Этого времени недостаточно для накопления заряда элементарным приемником с данными размерами.

Чтобы увеличить время экспозиции, используют не линейки, а матрицы ПЗС, которые используют в так называемом режиме временной задержки накопления (ВЗН) заряда на элементарных приемниках изображения. Схема, иллюстрирующая временную задержку накопления заряда в матрице ПЗС, показана на рис. 3.8. На этом рисунке введены следующие обозначения: n - количество элементарных приемников по длине матрицы, а m - по ее ширине.

Сущность режима ВЗН состоит в том, что одновременно с движением изображения организуется как бы электронное «передвижение» элементарных приемников изображения по столбцам матрицы ПЗС (производится синхронное электронное переключение).

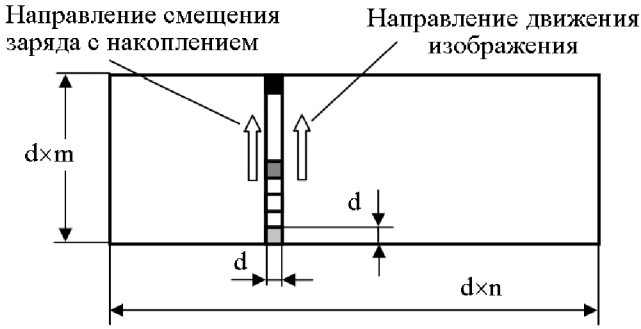


Рис. 3.8. Схема, иллюстрирующая временную задержку накопления заряда в матрице ПЗС

При этом заряд, полученный элементарным приемником, также синхронно с движением изображения передается последующему элементарному приемнику. В процессе совместного движения изображения и переключения элементарного приемника происходит

постепенное накопление заряда, что равносильно увеличению времени экспозиции в m раз.

Движение зарядовых пакетов в линейке, синхронное с перемещением изображения, позволяет увеличивать чувствительность приемника без ухудшения разрешающей способности.

Если в режиме ВЗН времени экспозиции все же недостаточно, то замедляют скорость бега изображения в фокальной плоскости с помощью поворота корпуса космического аппарата (или оптической оси аппаратуры наблюдения) на снимаемый объект относительно орбитальной системы координат. Такой режим применяется для съемки объектов наблюдения с относительно небольшими размерами, однако он неприемлем для съемки длинных маршрутов.

3.2.4. Конструктивное исполнение линеек ПЗС с использованием режима временной задержки и накопления заряда

Технологически довольно сложно обеспечить изготовление линейки ПЗС с несколькими десятками тысяч элементов по длине, да еще и с использованием режима ВЗН. Поэтому линейку ПЗС «набирают» из нескольких десятков отдельных матриц. ПЗС-матрицы могут иметь различный формат (144×232, 128×512, 256×256, 512×512 элементов и др.) и различные размеры элементарных приемников (21×21, 16×16, 12×12, 6×6 мкм и др.) [45]. Например, при размере элемента 12×12 мкм типовые размеры отдельной матрицы 256×512 элементов составляют примерно 3×6 мм.

Чтобы обеспечить съемку без пропуска отдельных элементов изображения по краям сопрягающихся матриц, их размещают с перекрытием в двух параллельных рядах, как это схематично показано на рис. 3.9.

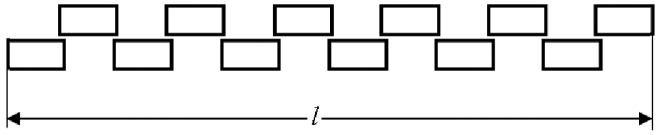


Рис. 3.9. Схема размещения матриц ВЗН в линейке ПЗС с перекрытием

Длина же матрицы (l) может быть произвольной и зависит от количества отдельных матриц.

Матрицы ПЗС должны устанавливаться в фокальной плоскости оптической системы с большой точностью и иметь стабильную температуру, что требует определенных затрат массы.

3.2.5. Спектральные каналы аппаратуры наблюдения

Принято разделять оптико-электронные преобразователи на панхроматические (прием черно-белого изображения) и многозональные (прием цветного изображения).

Для того чтобы регистрировать изображение в нескольких спектрах электромагнитного излучения одновременно, можно использовать несколько схем.

Использование нескольких линеек приборов с зарядовой связью

В фокальной плоскости оптической системы необходимо разместить несколько линеек приборов с зарядовой связью (ПЗС), на которые устанавливаются различные светофильтры. Светофильтры могут быть постоянно закреплены на линейках или сменяться с помощью механических устройств. Схема установки в фокальной плоскости трех линеек ПЗС показана на рис. 3.10. На этом рисунке приведены следующие обозначения: 1 - фокальная плоскость оптической системы; 2 - линейки (или матрицы) ПЗС.

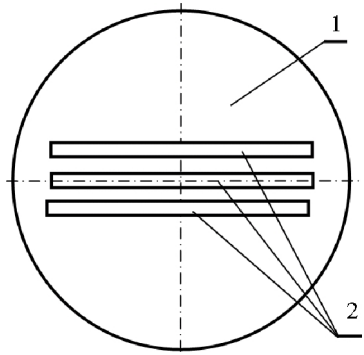


Рис. 3.10. Схема установки в фокальной плоскости трех линеек ПЗС

Использование нескольких элементов приборов с зарядовой связью для приема фрагмента цветного изображения

Элементы линейки или матрицы ПЗС, установленные в фокальной плоскости оптической системы, необходимо разделить на группы элементов, каждый из которых работает в определенном спектре оптического излучения (воспринимает только один цвет). Например, в случае трехбитового представления цвета в группе может быть использовано три элемента, со спектральной чувствительностью в синем (0,450…0,480 мкм), зеленом (0,510…0,550 мкм) и красном (0,620…0,760 мкм) спектрах. В дальнейшем цветное изображение для человеческого глаза может быть получено «смешением» этих трех цветов с разной яркостью. Элементы в группе должны быть расположены как можно ближе друг к другу, так как группа элементов как бы выполняет роль одного синтезированного элементарного приемника, воспринимающего цветное изображение. На снимке точки (пикселы) разных цветов для человеческого глаза сливаются воедино и воспринимаются как одна цветная точка. Возможная схема размещения элементов в случае трехбитового представления цвета представлена на рис. 3.11.

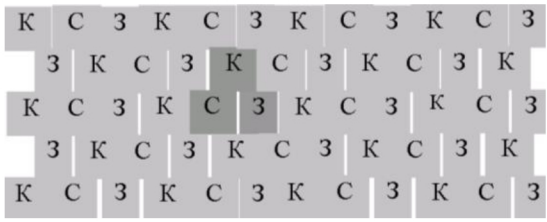


Рис. 3.11. Возможная схема размещения элементов в трехбитовом приемнике цветного изображения

Элементарные приемники изображения показаны квадратиками серого цвета с буквами. Буквы на элементарных приемниках соответствуют начальным буквам цветов (красный - К; синий - С; зеленый - З), которые воспринимают приемники. Более темным цветом выделен синтезированный приемник, составленный из трех элементов. Естественно, что линейные размеры одного синтезированного приемника больше, чем линейные размеры одного любого

приемника из группы, поэтому разрешающая способность линейки или матрицы ПЗС с синтезированными приемниками всегда меньше, чем разрешающая способность с приемниками изображения, работающими в одном спектре (в панхроматическом режиме).

Использование прозрачных призм для разделения изображения по спектрам наблюдения

Прозрачные призмы устанавливаются одной из плоскостей под некоторым углом на пути светового луча, луч по законам оптики разделяется на различные спектры. На обратной стороне призмы в местах попадания светового пучка определенного спектра устанавливаются отдельные линейки ПЗС. Схема разделения изображения по спектрам в произвольном поперечном сечении линейки фотоприемного устройства показана на рис. 3.12.

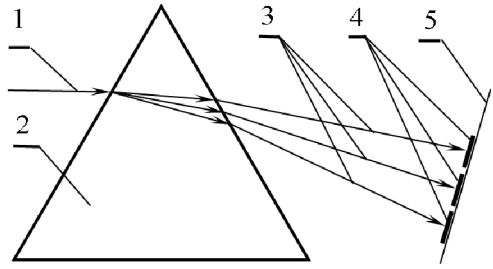


Рис. 3.12. Схема разделения изображения в призме по спектрам наблюдения

На этой схеме приняты следующие обозначения: 1 - световой луч; 2 - прозрачная призма; 3- световые лучи, разделенные по спектрам; 4 - линейки приборов с зарядовой связью (ПЗС); 5 - плоскость установки линейки ПЗС.

Использование нескольких прозрачных призм

Линейки ПЗС должны находиться на небольшом расстоянии друг от друга. Обеспечить это конструктивно не так просто. Поэтому используют схему разделения изображения по спектрам наблюдения с помощью нескольких призм. Схема разделения изображе-

ния по спектрам в произвольном поперечном сечении такой линейки фотоприемного устройства показана на рис. 3.13.

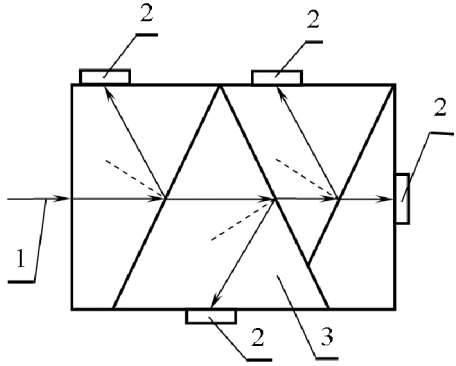


Рис. 3.13. Схема разделения изображения по спектрам наблюдения с помощью нескольких призм

На этом рисунке приняты следующие обозначения: 1 - входящий световой луч; 2 - линейки приборов с зарядовой связью (ПЗС); 3 - прозрачные призмы. Пунктирными линиями на этом рисунке обозначены нормали к поверхностям призм для того, чтобы было легче ориентироваться в углах падения и отражения. В данной схеме нет необходимости устанавливать линейки ПЗС как можно ближе друг к другу.

Использование отражательных и разделительных призм

На рис. 3.14 показана схема разделения изображения по четырем спектрам, реализованная на космическом аппарате «Pleades» (Европейская система дистанционного зондирования) [46].

На этом рисунке введены следующие обозначения: 1 - корпус фотоприемного устройства; 2 - отражательные призмы; 3 - прозрачные разделительные призмы; 4 - линейки ПЗС. Направление хода световых лучей показано стрелками.

Количество спектральных каналов может быть различным в зависимости от задач зондирования поверхности Земли. Например, космический аппарат наблюдения «Лэндсат» имел 7 спектральных каналов, характеристики которых приведены в табл. 3.2.

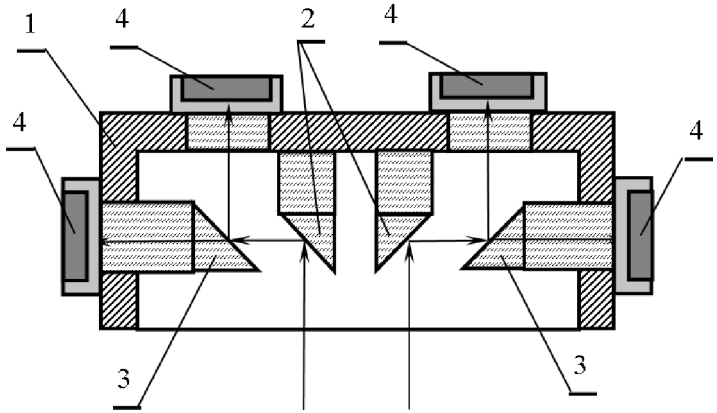


Рис. 3.14. Схема разделения изображения по спектрам наблюдения, реализованная на космическом аппарате «Pleades»

3.2.6. Основные проектные характеристики фотоприемной аппаратуры

Размер элемента и разрешающая способность

Известно [13], что разрешающая способность фотопленки измеряется предельной частотой штрихов в изображении поля миры, в котором еще сохраняется различие между штрихами. Разрешающую способность фотопленки принято измерять в *ëèí / ì ì* .

Применительно к фотоприемным устройствам типа линейки ПЗС, составленным из множества миниатюрных полупроводниковых фотоприемных элементов размерами $\Delta l_Э \times \Delta l_Э$, разрешающую способность N принято измерять в количестве пар фотоприемных элементов (точек, пикселей), приходящихся на единицу длины линейки фотоприемного устройства, то есть $N = 1/2 \cdot \Delta l_Э$ *лин/мм.*

Это соответствует тому, что в пределе пара элементов в фокальной плоскости при сканировании может принять изображение черной и белой полос на мире шириной ΔL_M (см. рис. 2.4).

Таблица 3.2

Спектральные каналы космического аппарата наблюдения «Лэндсат»

№ канала	Длины волн, мкм	Основное назначение (по данным НАСА)
1	0,45— 0,52	Съемка водных объектов, прибрежное картирование, разделение почвы и растительности, хвои и листьев
2	0,52— 0,60	Измерение пика отражения растительности в зеленой области спектра
3	0,63— 0,69	Дешифрирование растительности по поглощению света хлорофиллом
4	0,78— 0,91	Определение содержания биомассы при дешифрировании водных объектов
5	1,57— 1,78	Определение степени увлажнения растительности и почвы. Дифференциация снега и облаков
6	10,42—11,66	Тепловой ИК-диапазон с разрешением 120 м для теплового картирования, определения заболеваемости растений и влажности почвы
7	2,08— 2,35	Определение типов горных пород, гидротермальное картирование

Кроме того, разрешающая способность фотоприемных устройств типа линейки ПЗС измеряется в линейных размерах пары фотоприемных элементов, то есть $R = 2 \cdot \Delta l_э$.

В настоящее время минимальный размер элемента строки ПЗС, используемый для космических аппаратов детального наблюдения составляет 6 микрон, что соответствует разрешению примерно 83 линий на мм. Дальнейшее уменьшение размеров элемента строки ПЗС считается нецелесообразным из-за того, что «зарядовый пакет» становится соизмеримым с так называемым уровнем собственного шума прибора ПЗС. Например, в фотоприемном устройстве космического телескопа им. Хаббла минимальный собственный шум составляет 20 электронов на каждый чувствительный элемент.

Длина и количество элементов линейки ПЗС

Длина или количество элементов линейки ПЗС (совместно с оптической системой) определяют угловую апертуру телескопического комплекса (см. рис. 3.5). Чем длиннее линейка ПЗС, тем шире полоса зоны обзора КА.

Ширина полосы захвата B и длина линейки ПЗС l связаны между собой соотношением (3.1), если в качестве параметра l рассматривать не размеры изображения ширины полосы захвата в фокальной плоскости оптической системы, а длину линейки ПЗС.

Количество элементов, необходимых для построения линейки ПЗС, составит

$$N = \frac{l}{\Delta l_{\acute{y}}}, \qquad (3.4)$$

где $\Delta l_{\acute{y}}$ - линейный размер одного элемента.

Максимальная длина линейки для современных высокодетальных КА наблюдения может составлять до 500 мм и содержать до 80000 элементов.

Скорость обработки информации

Для быстрого периодического «съема» информации с линейки ПЗС необходима большая частота считывания этой информации. В современных космических аппаратах высокодетального наблюдения она достигает 15 МГц.

Основные технические характеристики систем приема и преобразования информации

В таблице 3.3 представлены основные технические характеристики одной из систем приема и преобразования информации (СППИ), используемой для оптико-электронной аппаратуры высокодетального наблюдения.

Таблица 3.3

Основные технические характеристики СППИ

	Параметр	Значение
1	Количество оптико-электронных преобразователей (ОЭП)	2
2	Количество спектральных каналов	5
3	Спектральные диапазоны, мкм	0,45…0,90 0,45…0.52 0,52…0,60 0.63…0,69 0,76…0,90
4	Количество элементов разложения (пикселей), шт:	
	Панхраматический ОЭП	49152
	Многозональный ОЭП	4x12288
5	Размер фоточувствительного элемента, мкм^2 :	
	ОЭП – Панхроматический	6x6
	ОЭП – Многозональный	24x24
6	Длина фоточувствительной части ОЭП, мм	295
7	Метод сжатия видеоинформации, Мбит/с	JPEG
8	Масса блоков СППИ , кг	96
9	Среднесуточное энергопотребление СППИ, Вт	57

3.2.7. Особенности функционирования фотоприемной аппаратуры инфракрасного диапазона наблюдения

Электромагнитное излучение тел в инфракрасном диапазоне длин волн не чувствуется человеческим глазом. Природа не могла создать глаза человека или животных, способные видеть в инфракрасном диапазоне длин волны, так как это излучение идет и от внутренних тканей самого глаза. Причем излучение от внутренних тканей глаза гораздо сильнее, чем от внешнего источника, и оно как бы «засвечивает» чувствительные элементы глаза, если использовать терминологию фотографии.

Такая же физическая картина наблюдается в фотоприемной аппаратуре, установленной на телескопе, при попытке принять изображение в инфракрасном диапазоне волн, если температура фотоприемного устройства и температура его конструкции одинакова.

Следует заметить, что средняя температура внутри фотоприемных устройств КА видимого диапазона наблюдения поддерживается примерно равной 20 С°.

Снизить излучение внутренних элементов фотоприемного устройства в инфракрасном диапазоне длин волн можно, если охладить его внутренние стенки до температуры, при которой инфракрасное излучение существенно снижается (примерно 80 К). При этом инфракрасное излучение от внешнего источника будет «различимо» на фоне внутреннего излучения конструкции фотоприемного устройства. Для охлаждения внутренней части конструкции фотоприемного устройства необходимо на борту КА устанавливать специальные холодильники.

При проектировании таких фотоприемных устройств необходимо учитывать много факторов, связанных с перераспределением тепловых потоков внутри конструкции фотоприемного устройства, и искажение вследствие этого видеоинформации. Тем не менее фотоприемные устройства, способные принимать изображение в инфракрасном диапазоне длин вон, созданы и эксплуатируются на космических аппаратах наблюдения. Достаточно вспомнить космический телескоп им. Хаббла, на котором такая система эксплуатируется в космосе в течение многих лет.

3.3. Конструктивные схемы и основные проектные характеристики оптико-электронных телескопических комплексов

Конструктивно фотоприемное устройство (систему приема и преобразования информации) устанавливают в фокальной плоскости оптической системы. В результате получается единая конструкция, которую обычно называют оптико-электронный телескопический комплекс (ОЭТК).

На рис. 3.15 представлена конструктивная схема типового оптико-электронного телескопического комплекса с диаметром главного зеркала, равным 500 мм. На этой схеме введены следующие обозначения: 1 - главное зеркало; 2 - вторичное зеркало; 3 - корректирующие линзы; 4 - силовое кольцо для крепления ОЭТК на космическом аппарате; 5 - корпус ОЭТК с экранно-вакуумной тепло-

изоляцией; 6 - оптико-электронный преобразователь многозональный; 7 - оптико-электронный преобразователь панхроматический; 8 - бленда для главного зеркала; 9 - бленда для вторичного зеркала.

Оптико-электронный телескопический комплекс устанавливается на КА таким образом, чтобы линейка оптико-электронных преобразователей располагалась перпендикулярно направлению полета, а фокальная плоскость – перпендикулярно продольной оси космического аппарата. На корпус телескопа устанавливается бленда с крышкой, которая открывается перед съемкой (поворачивается до 180 градусов).

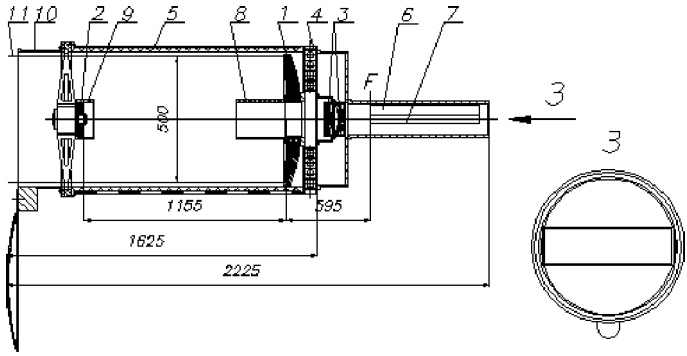


Рис. 3.15. Схема оптико-электронного телескопического комплекса

К основным проектным характеристикам ОЭТК, кроме рассмотренных выше характеристик оптической системы и фотоприемных устройств, относятся:

масса и габариты ОЭТК;

максимальная мощность энергопотребления;

показатели точности (или жесткости) установки опорных конструкций;

температурный режим работы ОЭТК;

стоимость ОЭТК и т.п.

В проектных расчетах также используются следующие характеристики:

средняя плотность компоновки (масса, поделенная на объем ОЭТК);

удельная плотность компоновки (масса, поделенная на площадь поперечного сечения ОЭТК или площадь главного зеркала).

В таблице 3.4 представлены основные технические характеристики возможных вариантов оптико-электронной аппаратуры детального наблюдения.

Таблица 3.4

Основные характеристики возможных вариантов оптико-электронной аппаратуры высокого разрешения

Характеристики аппаратуры	Варианты аппаратуры			
	I	II	III	IV
Разрешение, м: - панхром - МЗ съемка	 0,97 3,44	 0,92 1,84	 1,57 7,36	 0,89 1,79
Полоса захвата, км	42,7	30	52,2	16,1
Фокус, м	3,86	6,12	3	6,3
Входной диаметр, м	0,5	0,7	0,375	0,5
Угол поля зрения, град	4,4	2,6	5	2,3
Размер элемента, мкм: - панхром - МЗ съемка	 6 24	 9 18	 7 35	 9 18
Масса ОЭА, кг	240	366	103	200
Габариты ОЭА: диаметр, м длина, м	 0,7 1,65	 1 3,1	 0,7 3,4	 1,1 2
Производительность, 10^6 пикселей/с	425	308	199	191

3.4. Особенности конструкции крупногабаритных телескопов космического базирования

Анализ влияния на работу крупногабаритного телескопа всех дестабилизирующих факторов космического пространства показал [45], что главным из них является колебание температуры, ее изменение при переходе со светлой стороны витка на темную и обратно, а также выхолаживание внутреннего объема конструкции телескопа в процессе съемки при открытой крышке телескопа. Поэтому при

конструировании крупногабаритных телескопов особое внимание уделяется мероприятиям по снижению влияния температуры на отклонение оптических элементов от номинального положения. К таким мероприятиям можно отнести выбор рациональных силовой и кинематической схем установки оптических элементов, выбор конструкционного материала и стабилизация температуры.

Следует также учитывать, что формы поверхности крупногабаритных оптических элементов в невесомости и на земле несколько отличаются, так как при изготовлении действуют нагрузки собственного веса, а при эксплуатации в невесомости - нет (например, оптико-электронный комплекс с диаметром главного зеркала 1500 мм весит ориентировочно 16000 Н).

Несмотря на упомянутые мероприятия по снижению влияния температуры на отклонение оптических элементов от номинального положения не всегда удается обеспечить требуемую точность. Поэтому, как упоминалось ранее, для парирования дестабилизирующих факторов используется подстройка оптической системы (юстировка) незадолго до проведения съемки.

На рис. 3.16 представлена конструктивная схема одного из крупногабаритных телескопов [45].

На этом рисунке введены следующие обозначения: 1 - главное зеркало (ГЗ), 2 - вторичное зеркало (ВЗ); 3 - несущая конструкция телескопа; 4 - стержень с низким коэффициентом температурного расширения (инваровый - 4 шт.); 5 - узел установки ВЗ (шарики), 6 - корпус узла ВЗ; 7 - растяжки корпуса ВЗ (4 шт.), 8, 9 и 10 - места установки приводов перемещения ВЗ вдоль оси X, вдоль оси Z и вдоль оси Y соответственно; 11- силовой шпангоут телескопа; 12-фокальная плоскость объектива телескопа; 13 - рама фокального узла с оптико-электронными преобразователями; 14-корпус телескопа; 15 -линзовый полевой корректор; 16 - оправа узлов крепления специальных проставок ГЗ; 17-пентагональный отражатель; 18 - кронштейн крепления стержней из инвара; 19 - узел крепления ГЗ вдоль оси X; 20 - элемент узла крепления ГЗ (шарик); 21 - бленда ВЗ; 22 - бленда ГЗ; 23 - кронштейн установки отражателя; 24 - центральный стакан установки ГЗ, 25 -термостабилизатор, 26 - проставка (8 шт.), 27 - шпангоут космического аппарата для установки телескопа.

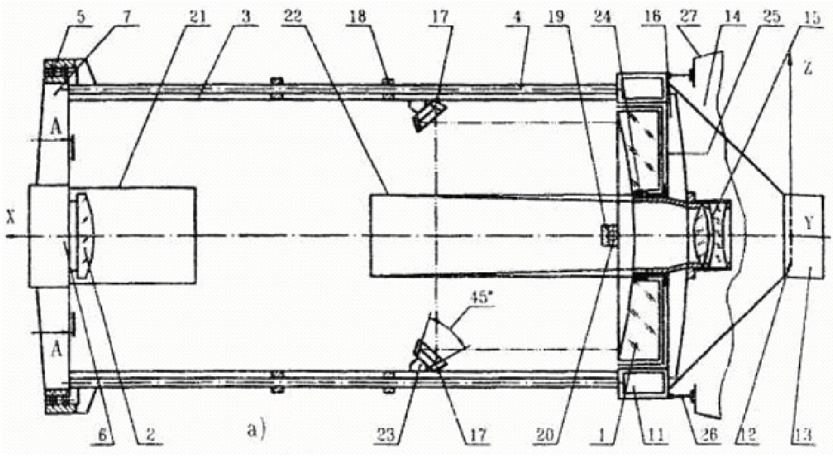


Рис. 3.16. Конструктивная схема космического телескопа [45]

Силовыми конструкциями телескопа являются силовой шпангоут 11, несущая конструкция телескопа 3 и конус с установленной на нем рамой фокального узла 13. Все они - выполнены из титана (сваркой) или из углепластика, которые обладают низким коэффициентом температурного расширения.

Силовой шпангоут космического аппарата 27, как правило, выполняется из алюминиевых сплавов, которые имеют существенно большие коэффициенты линейного расширения, чем у титановых сплавов. Поэтому установка силового шпангоута телескопа 11 производится через специальные проставки 26, выполненные в виде пластин, которые воспринимают значительную нагрузку и одновременно осуществляют температурную развязку между титановым и алюминиевым шпангоутами. Главное зеркало, окруженное термостабилизатором 25, выполненным из алюминиевого сплава, крепится к оправе 16 инваровыми кронштейнами 19 через шарики 20 (в трех точках). Эти кронштейны удерживают ГЗ в продольном направлении (вдоль оси *X)*. От поперечных смещений ГЗ удерживается специальным центральным стаканом 24, выполненным из инвара - материала, имеющего чрезвычайно малый коэффициент линейного расширения ($1 \cdot 10^{-6}$ K^{-1}). К центральному стакану 24 крепится и линзовый полевой корректор 15.

К несущей конструкции телескопа 3 через специальные каретки (показаны только шарики 5) крепится четырьмя растяжками 7 корпус 6 узла вторичного зеркала 2. Корпус 6, внутри которого находятся привода, управляющие положением вторичного зеркала, и растяжки 7, представляющие собой тонкие пластины, выполнены из титана. Узел вторичного зеркала связан с силовым шпангоутом телескопа 11 с помощью инваровых стержней 4, благодаря которым сохраняется необходимое расстояние между ВЗ и ГЗ при изменении температуры.

Изменение линейных размеров несущей конструкции телескопа 3 при изменении температуры не влияет на изменение расстояния от ГЗ до ВЗ благодаря узлу 5 (несущая конструкция телескопа прокатывается по шарикам 5).

Кронштейны 18 являются дополнительными опорами к несущей конструкции телескопа и предназначены для обеспечения устойчивости инваровых стержней 4.

К несущей конструкции телескопа 3 крепятся и кронштейны 23, на которых установлены пентагональные отражатели 17 системы автоматической фокусировки.

Для уменьшения количества рассеянного света и предотвращения паразитных засветок на корпусе 6 вторичного зеркала и центральном стакане 24 установлены, соответственно, бленды 21 и 22.

На качество изображения в основном влияют два фактора, обусловленных распределением температур по элементам космического телескопа:

- температурные деформации элементов конструкции, приводящие к изменению положения узлов оптической системы друг относительно друга;

- температурные деформации оптических деталей объектива, приводящие к искажению отражающих и преломляющих поверхностей и, следовательно, к увеличению аберраций оптической системы.

Первый фактор в значительной степени компенсируется системой автоматической юстировки и системой автоматической фокусировки в процессе эксплуатации за счет перемещения вторичного зеркала. Подробное описание принципов функционирования

системы автоматической юстировки и других систем изложено в работе [45].

Второй фактор компенсируется системой обеспечения теплового режима, которая должна обеспечить сохранение положения всех наиболее важных элементов конструкции в заданных пределах и не допустить практически малейших деформаций отражающих и преломляющих поверхностей.

3.5. Бортовая аппаратура высокоскоростной радиолинии для передачи видеоинформации на Землю

Бортовая аппаратура высокоскоростной радиолинии (ВРЛ) космической системы наблюдения предназначена для:

- приема информации, поступающей в цифровой форме от аппаратуры наблюдения, минуя бортовую цифровую вычислительную систему;
- запоминания информации на борту;
- передачи информации по радиоканалу на стационарные или мобильные пункты приема информации.

3.5.1. Принцип работы, приборный состав и основные характеристики аппаратуры высокоскоростной радиолинии

Видеоинформация из фотоприемного устройства поступает в ВРЛ, где запоминается, кодируется и преобразуется в высокочастотный электромагнитный сигнал путем амплитудной или фазовой модуляции несущего сигнала, который имеет частоту порядка 8000 МГц. Преобразование информации в высокочастотный передающий сигнал производится в электронном блоке (радиотехническом комплексе), который должен располагаться как можно ближе к передающей антенне, чтобы уменьшить потери мощности на излучение.

Конструктивно аппаратура ВРЛ исполняется в виде отдельных приборных и антенных блоков или в одном блоке совместно с антенной. Например, в таблице 3.5 представлены конструктивный состав, габариты и масса бортовой аппаратуры ВРЛ, выполненной в виде нескольких приборных и антенных блоков.

Таблица 3.5

Возможные варианты конструктивного исполнения бортовой аппаратуры высокоскоростной радиолинии

Приборы бортовой аппаратуры ВРЛ	Кол-во, шт.	Суммарная масса, кг	Габаритные размеры, мм^3
Запоминающее устройство с объемом памяти 768 Гбайт	1	20	500*285*200
Аппаратура кодирования	2	9	310*300*60
Радиотехнический комплекс	1	21	550*450*300
Антенна поворотная, передает информацию в пределах ±60° по каналам крена и тангажа и ±180° по каналу рысканья	2	40	400*300*300

Таблица 3.6

Основные технические характеристики возможного варианта аппаратуры ВРЛ, выполненной в одном приборном блоке

Рабочая частота	8050-8450 МГц
Скорость передачи данных	120-300 Мбит/с
Дальность передачи информации	2200 км
Частота ошибок	не более 10^{-9}
Модуляция	QPSK
Полоса частот	20-121,5 МГц
Помехоустойчивое кодирование	Рича-Соломона
Потребляемая мощность прибора в целом (один канал)	не более 50 Вт
Мощность передатчика	4 Вт
Габаритные размеры	250х300х30 мм
Масса	не более 4,8 кг

В последнее время наблюдается тенденция уменьшения массы и габаритов аппаратуры ВРЛ, причем приборы подсистемы запо-

минания, кодирования и преобразования в высокочастотный сигнал конструктивно размещены в одном приборном блоке. Характеристики одного из возможных вариантов такого прибора (без антенного устройства) приведены в табл. 3.6.

3.5.2. Антенные устройства высокоскоростной радиолинии

Антенные устройства ВРЛ, устанавливаемые на спутниках, передают информацию в движении. Конструкция антенн может быть неподвижная и подвижная относительно корпуса КА.

Если антенна неподвижна относительно корпуса КА, то необходимо либо поворачивать сам космический аппарат, чтобы обеспечить направление антенны на наземный пункт приема информации (или спутник -ретранслятор), как это схематично показано на рис. 3.17 *а*, либо обеспечить возможность так называемого электронного сканирования диаграммы направленности антенны, как это схематично показано на рис. 3.17 *б*.

К достоинствам неподвижной антенны параболического типа (см. рис. 3.17 *а*) следует отнести острую диаграмму направленности, следовательно, возможность использовать меньшую мощность бортового передатчика и возможность скрытия информации. Кроме того, конструкция таких антенн проста. К недостаткам неподвижной антенны следует отнести то, что во время передачи информации космический аппарат не может продолжать съемку.

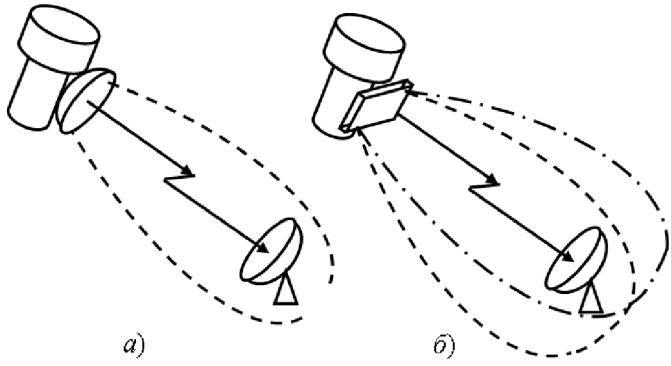


Рис. 3.17. Передача видеоинформации с помощью антенн, неподвижных относительно корпуса космического аппарата

Неподвижная антенна с электронным сканированием направления передачи информации конструктивно выполнена в виде множества малых антенн, установленных на плоской поверхности корпуса антенны в виде решетки. Главная ось диаграммы направленности каждой малой антенны перпендикулярна плоскости установки этих антенн. В результате передачи высокочастотного сигнала мощности малых антенн складываются. Сканирование же диаграммы направленности антенны в целом осуществляется за счет организации специального изменения амплитуды и сдвига фаз электромагнитных колебаний между отдельными малыми антеннами. Поэтому такие антенны называют амплитудно-фазированными антенными решетками, сокращенно АФАР.

К достоинствам неподвижной антенны с электронным сканированием оси диаграммы направленности (см. рис. 3.16 *б*) следует отнести то, что во время передачи информации космический аппарат может продолжать съемку. Конструкция таких антенн также проста. К недостаткам неподвижной антенны с электронным сканированием следует отнести то, что диаграмма направленности у нее шире, чем у антенн параболической формы. Кроме того, угол поворота оси диаграммы направленности не столь велик, чтобы обеспечить все режимы ориентации КА при целевом функционировании.

Известна комбинированная схема, когда на корпусе КА устанавливается подвижная антенна с электронным сканированием направления передач информации. При этом антенна поворачивается относительно корпуса КА редко, только в тех случаях, когда электронное сканирование не обеспечивает заданного направления передачи информации. Космический аппарат во время передачи информации может продолжать съемку, но только не во всех случаях.

Наибольшее распространение получили антенные устройства, имеющие подвижный отражатель в форме части параболоида вращения (тарелки). Достоинства таких антенн обсуждались при рассмотрении неподвижных параболических антенн, недостатки же связаны с необходимостью иметь в конструкции антенны устройства поворота тарелки антенны и приводы этих устройств, а также с

необходимостью конструктивно обеспечить «поворот» волноводов коробчатого типа в широких диапазонах углов поворота антенны.

На рис. 3.18 показано поворотное антенное устройство высокоскоростной радиолинии (ВРЛ), которое установлено непосредственно на высокочастотном электронном блоке.

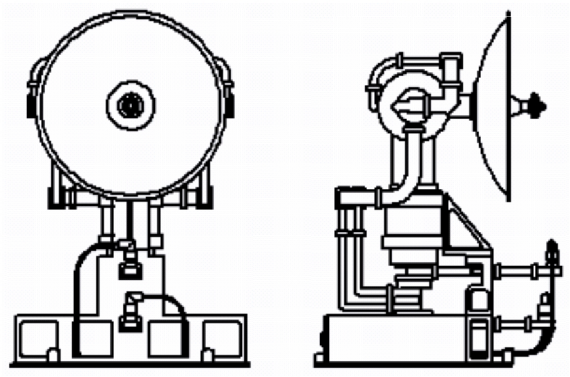


Рис.3.18 Антенные устройства высокоскоростной радиолинии

Вращение параболической антенны осуществляется относительно двух осей, перпендикулярных друг другу, с помощью специальных двигателей. Благодаря этому антенна имеет широкий диапазон направлений передачи информации. Практически этот диапазон находится в пространстве, ограниченном плоскостью, в которой установлено основание устройства высокоскоростной радиолинии.

Высокочастотный сигнал передается к параболической антенне по специальным волноводам коробчатого типа. Для обеспечения поворота волноводов вместе с тарелкой антенны в конструкции антенного устройства предусмотрены специальные шарнирные узлы волноводов. Такая сложная конструкция волноводов обусловлена тем, что переменный ток высокой частоты «течет» вблизи поверхности проводника. Возможные схемы установки поворотных антенных устройств ВРЛ с высокочастотными электронными блоками показаны на рис. 3.19.

На этом рисунке введены следующие обозначения: 1 - приборно-агрегатный отсек КА; 2 - отсек телескопа; 3 - высокочастотный электронный блок и антенна высокоскоростной радиолинии.

Кроме бортовой аппаратуры в состав высокоскоростной радиолинии космической системы наблюдения входит наземная аппаратура, размещаемая на наземных пунктах приема и преобразования видеоинформации (НППИ).

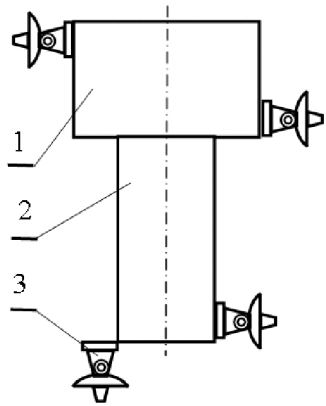


Рис. 3.19. Схемы установки поворотных антенных устройств высокоскоростной радиолинии

4. ОБЕСПЕЧИВАЮЩИЕ БОРТОВЫЕ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАБЛЮДЕНИЯ

Как упоминалось, в состав обеспечивающих бортовых систем входят системы бортового энергетического комплекса и бортового комплекса управления.

Будем рассматривать только основные характеристики бортовых обеспечивающих систем, которые в наибольшей степени влияют на проектный облик и массогабаритные характеристики КА наблюдения и функционирование КА по целевому назначению.

4.1. Система электропитания

Система электропитания (СЭП) предназначена для обеспечения электроэнергией космического аппарата на всех этапах эксплуатации.

Источники электричества на космических аппаратах могут находиться на борту КА (аккумуляторные батареи, топливные элементы, ядерные реакторы и др.) и могут быть внешними относительно космического аппарата (солнечное излучение, магнитное поле Земли и др.).

Преобразователи энергии от внешних источников зависят от типа источника. Так, преобразователями солнечной энергии могут быть фотоэлектрические преобразователи, тепловые электромашинные преобразователи и др. Более подробные сведения о различных типах систем электропитания приведены в работе [14].

В космических аппаратах высокодетального и оперативного наблюдения с длительным сроком активного существования чаще всего в качестве источника электроэнергии используется солнечное излучение, а в качестве преобразователей электроэнергии - фотоэлектрические преобразователи.

4.1.1. Электрическая схема системы электропитания

На рис. 4.1 приведена типовая упрощенная схема системы электропитания (СЭП).

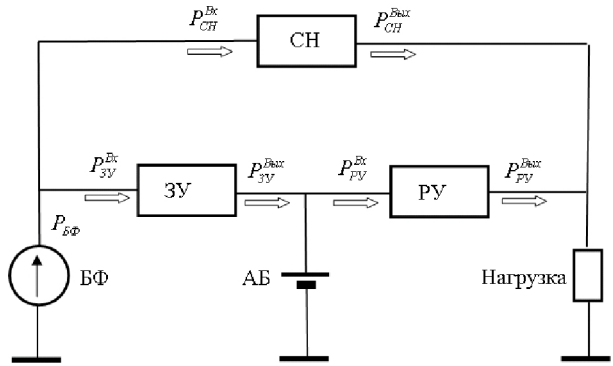


Рис. 4.1. Схема соединения элементов системы электропитания

На этой схеме используются следующие обозначения:

БФ – батарея фотоэлектрическая;

ЗУ – зарядное устройство;

РУ – разрядное устройство;

СН – стабилизатор напряжения;

АБ – аккумуляторные батареи.

Показатели мощности на входе и выходе каждого элемента обозначены литерой P с соответствующими названиям элементов индексами.

При прохождении тока через какое-либо устройство теряется некоторое количество мощности. Эти потери характеризуются соответствующими коэффициентами полезного действия этих устройств.

Основными проектными характеристиками системы электропитания космического аппарата являются:

- среднесуточная мощность;
- максимальная мощность;
- среднее напряжение (как правило, 27 В);
- максимальный ток потребления аппаратуры космического аппарата;
- срок активного существования;
- изменение характеристик системы электропитания в процессе длительного срока активного существования и др.
- характеристики комплекса автоматики и стабилизации.

Конструктивно в состав системы электропитания космических аппаратов с длительным сроком активного существования входят:

- солнечная батарея (с фотоэлектрическими преобразователями);
- аккумуляторные батареи (АБ);
- комплекс автоматики и стабилизации (включающий зарядное устройство, разрядное устройство и стабилизатор напряжения).

Рассмотрим эти составные части подробнее.

4.1.2. Солнечные батареи

Солнечные батареи могут размещаться на корпусе космичского аппарата и на отдельных панелях. В свою очередь, панели солнеч-

ных батарей могут быть неподвижными и поворотными (ориентируемыми на Солнце), как это схематично показано на рис. 4.2. Каждая из этих схем имеет свои достоинства и недостатки.

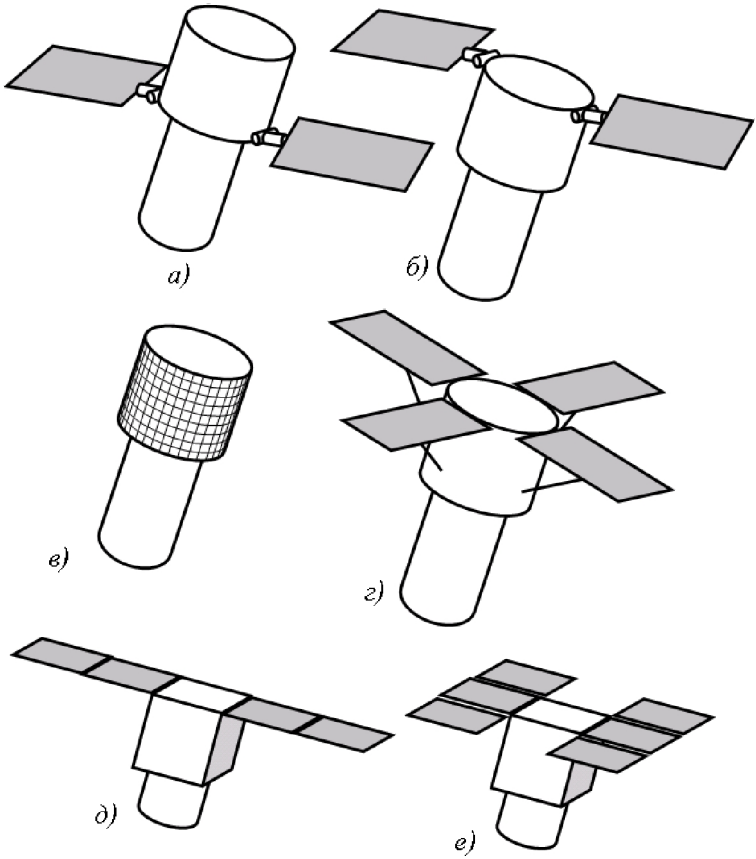


Рис. 4.2. Схемы размещения солнечных батарей на космическом аппарате

Достоинством подвижных панелей солнечной батареи на КА (см. рис. 4.2 *а, б*) является эффективное использование площади панелей солнечной батареи, так как в процессе целевой работы КА панели солнечной батареи ориентируются на Солнце, а недостат-

ком - необходимость иметь на борту КА сложные и массивные поворотные узлы панелей солнечной батареи.

Достоинством расположения солнечной батареи на корпусе КА (см. рис.4.2 *в*) является отсутствие необходимости в дополнительных конструкциях, а недостатком - малая площадь и, следовательно, малая мощность системы электропитания.

Достоинством расположения солнечной батареи на неподвижных панелях КА (см. рис. 4.2 *г*) является относительно большая площадь панелей и, следовательно, большая мощность системы электропитания, а недостатком - неэффективное использование площади панелей солнечной батареи, так как в процессе целевой работы КА панели солнечной батареи не всегда ориентированы на Солнце.

Использование корпуса КА в форме прямоугольного параллелепипеда приводит к более компактной компоновке панелей солнечной батареи в сложенном состоянии под головным обтекателем ракеты-носителя (рис. 4.2 *д*, *е*).

Кроме того, космический аппарат запускается на орбиту со сложенными панелями солнечной батареи, поэтому они должны иметь механизмы раскрытия после отделения космического аппарата от ракеты-носителя.

Конструктивно поворотные узлы панелей солнечных батарей выполняются в форме Т-образного узла, состоящего из двух узлов с цилиндрическими поверхностями, как это схематично показано на рис. 4.3.

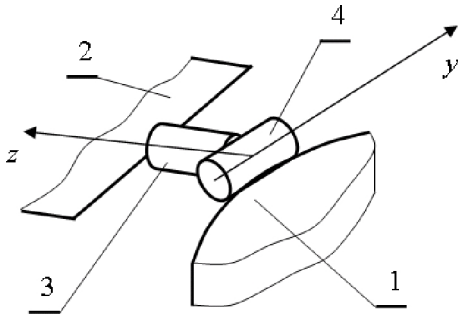


Рис. 4.3. Узлы крепления поворотных панелей солнечных батарей

На этом рисунке введены следующие обозначения: 1 - корпус космического аппарата; 2 - панель солнечной батареи; 3 - узел крепления панели солнечной батареи с приводом поворота относительно оси *z*; 4 - узел крепления панели солнечной батареи с приводом поворота относительно оси *y*.

В каждом их цилиндрических узлов имеется электрический двигатель с редуктором волнового типа. Масса таких узлов значительна, например, для космического аппарата наблюдения массой около 6 тонн масса одного Т-образного поворотного узла составляет до 10 кг.

Требования, предъявляемые к солнечным батареям, противоречивы. С одной стороны, площадь панелей должна быть большой, чтобы обеспечить достаточный для функционирования съем электричества, с другой стороны, площадь панелей должна быть малой, чтобы не влиять на работу целевой аппаратуры и обеспечивающих систем космического аппарата.

Панели солнечной батареи должны быть легкими, чтобы масса и моменты инерции космического аппарата увеличились незначительно, так как они влияют на производительность, в то же время панели солнечной батареи должны быть достаточно жесткими, чтобы исключить колебания конструкции, которые мешают процессу съемки.

4.1.3. Основные проектные характеристики солнечных батарей

К основным проектным характеристикам солнечных батарей относятся электротехнические и конструктивные характеристики.

К *электротехническим* характеристикам солнечной батареи относятся:

- максимальное значение мощности солнечной батареи при ориентации нормали к поверхности панели солнечной батареи на Солнце;

- удельная мощность съема электричества с одного квадратного метра площади панели при ориентации нормали к поверхности панели солнечной батареи на Солнце с учетом потери этой мощности по годам эксплуатации (потенциально возможная удельная мощность солнечной батареи на орбитах Земли может составлять 1360 Вт/м^2 , однако съем такой мощности ограничен

коэффициентом полезного действия фотоэлектрических преобразователей, который в настоящее время составляет около 13%).

К *конструктивным* характеристикам солнечной батареи относятся:

- масса панелей солнечной батареи;
- удельная масса панели солнечной батареи;
- площадь панелей;
- наличие узлов крепления панелей солнечной батареи в сложенном состоянии в процессе выведения КА на орбиту и раскрытия панелей солнечной батареи после отделения космического аппарата от ракеты-носителя;
- наличие узлов поворота панелей солнечной батареи в процессе целевого функционирования;
- прочностные характеристики панелей солнечной батареи;
- жесткостные характеристики панелей солнечной батареи.

Конструктивно панели солнечной батареи представляют собой раму с сеткой, на которой закрепляются пластины полупроводниковых фотоэлектрических преобразователей. Удельная масса панелей солнечной батареи современных космических аппаратов наблюдения составляет примерно 1,6 кг/м^2. Рулонные панели солнечной батареи, несмотря на их низкую удельную массу, на космических аппаратах детального и оперативного наблюдения не применяются из-за небольшой жесткости рулонной конструкции.

Очень важной характеристикой панелей солнечной батареи, связанной с конструкцией космического аппарата и его функционированием на орбите, является средний косинус угла между нормалью к поверхности панели солнечной батареи и направлением на Солнце в процессе целевой работы (или за определенный период функционирования космического аппарата). Эта характеристика используется при оценке баланса электрической энергии на борту космического аппарата в процессе его функционирования.

4.1.4. Аккумуляторные батареи

Аккумуляторные батареи служат в качестве накопителя энергии, которая расходуется в пиковые режимы энергопотребления или когда часть аппаратуры космического аппарата должна работать и на теневом участке орбиты. Емкость, количество, масса ак-

кумуляторных батарей должны быть согласованы с циклограммой работы целевой и обеспечивающей аппаратуры КА.

Батареи могут быть серебряно-цинковые, никель-водородные, литиевые и др. Основные требования, предъявляемые к аккумуляторным батареям, следующие: батареи должны быть по возможности легкими, иметь малые габариты, обладать большой емкостью и допускать большое число циклов заряда-разряда.

Корпус аккумуляторной батареи делается герметичным. Заряженная батарея, например, никель-водородная, выделяет газ и давление в корпусе батареи повышается. При разрядке батареи давление в корпусе падает. Это свойство аккумуляторной батареи используется для контроля степени ее заряженности по датчикам давления.

К основным проектным электротехническим характеристикам аккумуляторных батарей относятся:

- электрическая емкость (в Ампер-часах);
- номинальное напряжение;
- максимальный ток разряда;
- ток заряда;
- минимально допустимая глубина разряда;
- допустимое количество циклов заряда-разряда;
- коэффициенты полезного действия в различных режимах применения;
- коэффициенты изменения приведенных электротехнических характеристик во время длительной эксплуатации.

К основным проектным конструктивным характеристикам аккумуляторных батарей относятся:

- количество аккумуляторных батарей;
- масса одной аккумуляторной батареи;
- габаритные размеры;
- температурные режимы нормальной работы аккумуляторов.

Количество аккумуляторных батарей выбирается из условий их размещения на борту и соображений надежности.

Несмотря на все современные конструкторские решения, аккумуляторные батареи имеют большую массу, и поэтому их стараются размещать вблизи центра масс КА. Схемы размещения аккуму-

ляторных батарей на космических аппаратах наблюдения показаны на рис. 4.4.

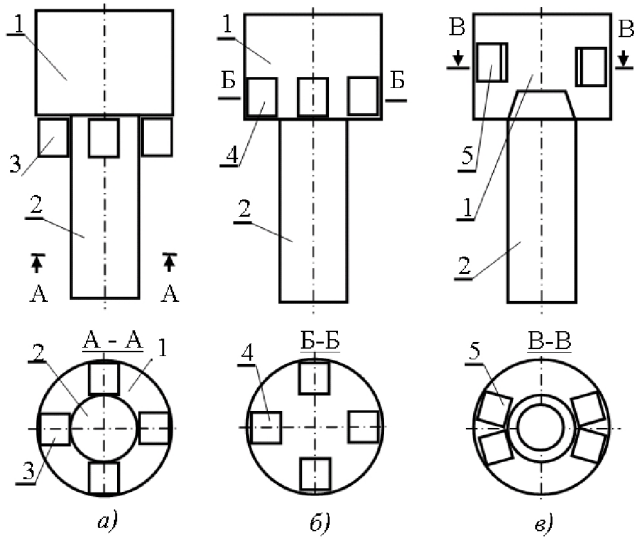


Рис.4.4. Схема установки аккумуляторных батарей

На этой схеме введены следующие обозначения: 1 - приборно-агрегатный отсек КА; 2 - отсек телескопа; 3 - аккумуляторные батареи, утановленные на корпусе КА; 4 и 5 - аккумуляторные батареи, установленные в приборно-агрегатном отсеке.

4.1.5. Комплекс автоматики и стабилизации

Комплекс автоматики и стабилизации системы электропитания предназначен для контроля степени заряженности и разряженности аккумуляторных батарей и переключения режимов их заряда и разряда. Конструктивно комплекс автоматики и стабилизации представляет собой один или несколько приборных блоков, которые размещаются, как правило, в приборно-агрегатном отсеке КА.

Основные проектные характеристики комплекса автоматики и стабилизации: масса, габариты, собственная мощность электропотребления, температурные режимы работы.

4.2. Система обеспечения теплового режима

Температура большинства элементов конструкции космического аппарата должна находиться в пределах 0…40°С, температура внутри приборов не более 70°С, а для ответственных элементов, например оптических приборов, 20±1°С.

Система обеспечения теплового режима (СОТР) предназначена для поддержания температуры в необходимых пределах, обеспечивающих нормальное функционирование бортовых систем в течение всего орбитального полета.

4.2.1. Физика лучистого теплообмена

В космическом пространстве основной теплообмен космического аппарата с внешней средой осуществляется за счет излучения или поглощения фотонов элементами внешней конструкции КА.

Фотоны обладают свойствами, присущими материальным телам и электромагнитным волнам. Фотон имеет массу, обладает кинетической энергией, распространяется со скоростью света. Подавляющая часть энергии излучается в диапазоне длин волн от 0,2 до 60 мкм.

Рассмотрим схему лучистого теплообмена между двумя телами (см. рис. 4.5). Считаем, что остальных тел нет (или что излучаемые потоки тепла не возвращаются из окружающего пространства). Температура поверхности тел соответственно T_1 и T_2 .

Эти тела излучают тепловые потоки соответственно Φ_1 и Φ_2 в окружающее пространство. Значения этих потоков можно рассчитать, используя закон Стефана-Больцмана

$$\Phi_{И1} = \varepsilon_1 \cdot \sigma \cdot T_1^4 \text{ и } \Phi_{И2} = \varepsilon_2 \cdot \sigma \cdot T_2^4,$$

где ε_1 и ε_2 - степени черноты излучающих тел (изменяется от 0 до 1);

σ - постоянная Стефана-Больцмана.

Напомним, что абсолютно черным телом считается тело, которое не отражает входящие в него фотоны при заданной температуре. Большинство реальных тел отражают часть фотонов, и такие тела принято называть серыми.

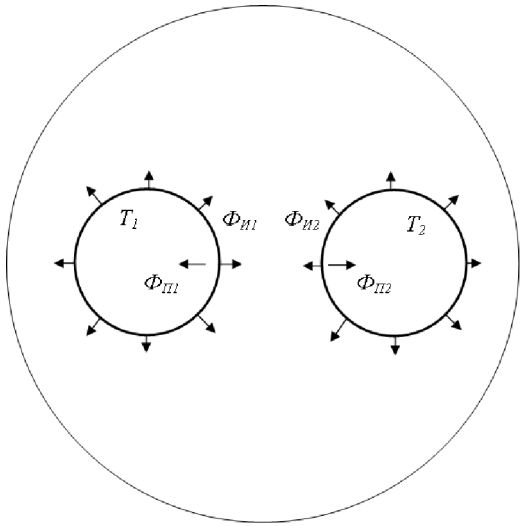


Рис. 4.5. Схема, иллюстрирующая лучистый теплообмен

Каждое тело поглощает только часть тепловых потоков от другого тела

$$\Phi_{П1} = A_1 \cdot \Phi_{И2} \text{ и } \Phi_{П2} = A_2 \cdot \Phi_{И1},$$

где A_1 и A_2 - коэффициенты поглощения первого и второго тела соответственно.

Уравнения теплового баланса для каждого из тел будут следующими:

$$m_1 \cdot c_1 \cdot \frac{dT_1}{d\tau} = A_1 \cdot \Phi_{И2} - \varepsilon_1 \cdot \sigma \cdot T_1^4;$$

$$m_2 \cdot c_2 \cdot \frac{dT_2}{d\tau} = A_2 \cdot \Phi_{И1} - \varepsilon_2 \cdot \sigma \cdot T_2^4,$$

где m_1 и m_2 - масса первого и второго тела соответственно;

c_1 и c_2 - удельные теплоемкости рассматриваемых тел.

4.2.2. Тепловой баланс космического аппарата

В процессе длительного полета КА должен быть обеспечен баланс между тепловыми потоками, поступающими к КА от внешних источников (излучения Солнца Φ_C, отражения солнечного потока от поверхности Земли $\Phi_{Отр}$, собственного излучения поверхности Земли $\Phi_З$ с учетом отражения от поверхности КА, молекулярного теплового потока Φ_M), и тепловыми потоками, «сбрасываемыми» космическим аппаратом в окружающее космическое пространство $\Phi_{КА}$ (с учетом внутренних источников от работающей аппаратуры $\Phi_{Пр}$). Тепловые потоки, поступающие к КА и исходящие от него, схематично показаны на рис. 4.6 стрелками.

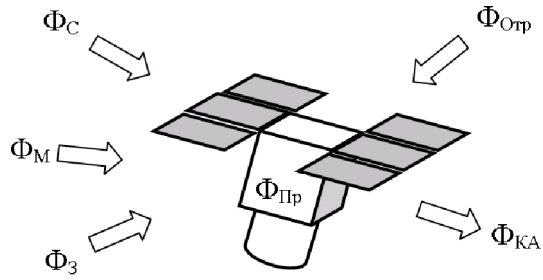


Рис. 4.6. Тепловые потоки

Уравнение теплового баланса КА будет следующим:

$$m_{КА} \cdot c_{КА} \cdot \frac{d T_{КА}}{d \tau} = A_C \cdot \Phi_C + \Phi_{Отр} + \varepsilon \cdot \Phi_З + \Phi_M + \Phi_{КА} - \varepsilon \cdot \sigma \cdot T_{КА}^4;$$

где $m_{КА}$ - масса КА;

$c_{КА}$ - средняя удельная теплоемкость КА;

Φ_C - солнечный поток;

A_C - коэффициент поглощения космическим аппаратом солнечного потока;

$\Phi_{Отр}$ - отраженный от Земли солнечный поток;

ε - степень черноты поверхности КА;

$\Phi_З$ - тепловой поток собственного излучения поверхности Земли;

$\Phi_М$ - молекулярный тепловой поток;

$\Phi_{КА}$ - тепловой поток, сбрасываемый с КА в окружающее пространство;

$T_{КА}$ - температура поверхности КА.

Отраженный от Земли солнечный поток определяется по следующей зависимости:

$$\Phi_{Отр} = A_З \cdot \Phi_С ,$$

где $A_З$ - коэффициент поглощения космическим аппаратом отраженного от поверхности Земли солнечного потока.

В зависимости от коэффициентов (с учетом условий полета КА) средняя температура КА может оставаться постоянной, возрастать (КА «перегревается») либо снижаться (КА «переохлаждается»). Перегрев или переохлаждение КА может привести к отказам части аппаратуры и КА в целом.

Существенной особенностью теплообмена КА в космосе является то, что внешний лучистый теплообмен происходит между телами, имеющими существенно различные температуры. Поверхность Солнца имеет температуру 5800 К, при которой 92 % излученной энергии приходится на диапазон длин волн от 0,3 до 3 микрон. Температура космического аппарата и планеты существенно ниже, и основная энергия их излучения приходится на диапазон длин волн более 4 микрон. Это обстоятельство позволяет подбирать покрытия поверхностей КА с существенно различными коэффициентами отражения и поглощения и тем самым обеспечить тепловой баланс КА с постоянной средней температурой в процессе длительного полета.

В состав СОТР входят пассивные и активные средства.

4.2.3. Пассивные средства системы обеспечения теплового режима

В состав пассивных средств системы обеспечения теплового режима (СОТР) входят экранно-вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ) и терморегулирующие покрытия.

С помощью пассивных средств СОТР, во-первых, ограничивается неконтролируемый «приток» тепла от внешних источников и сброс тепла от внутренних источников. Для этого на большей части внешней поверхности КА устанавливают экранно-вакуумную теплоизоляцию (ЭВТИ), то есть космический аппарат как бы «укрывают одеялом». Внешне конструктивно экранно-вакуумная теплоизоляция представляет собой пакеты (так называемые маты), изготовленные по форме укрываемых поверхностей КА. Внутренняя структура этих пакетов (см. рис. 4.7) представляет собой многослойную конструкцию из пленок (или фольги).

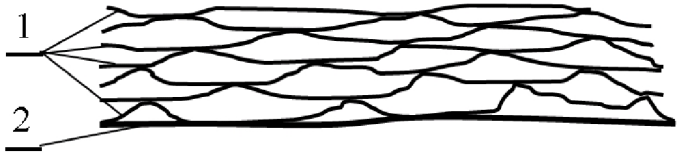


Рис. 4.7. Внутреннее строение
экранно-вакуумной теплоизоляции

1 - пленки с отражающим покрытием; 2 - подложка

На поверхности пленок нанесены покрытия, которые не поглощают (отражают) внешние тепловые потоки и практически не имеют собственного теплового излучения. В пленках имеются небольшие отверстия для выхода остаточного воздуха из межпленочного пространства. Благодаря остаточному давлению воздуха ЭВТИ как бы «взбухает», обеспечивая тем самым почти бесконтактное соединение между пленками.

Пленки закрепляются на стеклоткани, которая прочнее пленок и играет роль «силовой конструкции». Внешняя поверхность стеклоткани имеет соответственно подобранные коэффициенты поглощения и степени черноты.

Во-вторых, с помощью пассивных средств СОТР обеспечивается контролируемый приток тепла от внешних источников и контролируемый сброс тепла в окружающее космическое пространство со специальных конструкций - радиаторов-охладителей (навесных холодных радиаторов). На внешней поверхности радиаторов-

охладителей наносятся так называемые терморегулирующие покрытия, придающие этим поверхностям необходимые коэффициенты поглощения и степени черноты. Коэффициенты отражения и степени черноты этих покрытий подобраны таким образом, чтобы обеспечить расчетный тепловой баланс космического аппарата.

4.2.4. Активные средства системы обеспечения теплового режима

Активные средства системы обеспечения теплового режима (СОТР) называют еще системой терморегулирования (СТР).

Принцип действия системы терморегулирования заключается в отводе тепловой энергии от бортовой аппаратуры и сброса избыточной теплоты излучением в космическое пространство с внешних поверхностей радиаторов-охладителей.

В состав активных средств системы терморегулирования входят:

- термоплаты;
- теплопередающие элементы;
- поверхностные электронагреватели;
- радиаторы нагрева аппаратуры;
- радиаторы охлаждения и т.п.

Термоплаты предназначены для установки на них тепловыделяющих приборов и отбора тепла от этих приборов за счет теплопроводности.

Теплопередающие элементы могут быть выполнены в виде труб, в которых прокачивается жидкость или газ. С помощью жидкости или газа производится отвод тепла от термоплат.

Поверхностные электронагреватели предназначены для поддержания температуры некоторых приборов не ниже некоторой заданной температуры.

Радиаторы нагрева аппаратуры также предназначены для поддержания температуры некоторых приборов не ниже некоторой заданной температуры, однако они подводят тепло из теплопередающих элементов.

Радиаторы охлаждения, как упоминалось, предназначены для сброса избыточного тепла в окружающее пространство. Они располагаются на внешней поверхности КА, которые обращены своей поверхностью в окружающее космическое пространство с мини-

мальным воздействием на эти поверхности солнечных тепловых потоков, потоков, отраженных от поверхности Земли, потоков собственного излучения Земли, а также потоков, которые отражаются от других элементов конструкции КА. Радиатор-охладитель может быть вынесен отдельно.

Кроме того, для систем терморегулирования с теплопередающими элементами, выполненными в виде труб с охлаждающими жидкостью или газом, необходимы насосы, теплообменники и прочие элементы гидравлики.

Упрощенная гидравлическая схема системы терморегулирования представлена на рис. 4.8.

На этой схеме цифрами обозначены следующие элементы:
1 - элемент бортовой аппаратуры, требующий для обеспечения безотказной работы малых допусков на изменение рабочей температуры; 2 - змеевик контура точного поддержания температуры (контура А); 3 - жидкостно-жидкостный теплообменник, который регулирует обмен рабочей жидкости между контуром точного поддержания температуры (контуром А) и основным рабочим контуром (контуром Б); 4 - газожидкостный теплообменник между контуром воздушного охлаждения (контуром С) и основным рабочим контуром (контуром Б); 5 - герметичный отсек космического аппарата, в котором организовано охлаждение приборов потоком воздуха (показан пунктирной линией); 6 - направление потока воздуха; 7 - гидравлический насос для перекачки рабочей жидкости в основном рабочем контуре; 8 - жидкостно-жидкостный теплообменник, который регулирует обмен рабочей жидкости между основным рабочим контуром (контуром Б) и контуром D, предназначенным для отвода тепла на радиаторы охлаждения (для сброса тепла в космическое пространство); 9 - радиатор-охладитель; 10 - змеевик контура D для отвода тепла на радиаторы охлаждения; 11 - змеевик основного рабочего контура (контура Б); 12 - элемент бортовой аппаратуры (выделяющий большое количество тепла), охлаждаемый с помощью змеевика основного рабочего контура; 13 - термоплаты для охлаждения приборов; 14 - приборы, установленные на термоплатах (показаны пунктирной линией).

Термодатчики, гидрокомпенсаторы, заправочные клапаны и другие элементы на схеме не показаны.

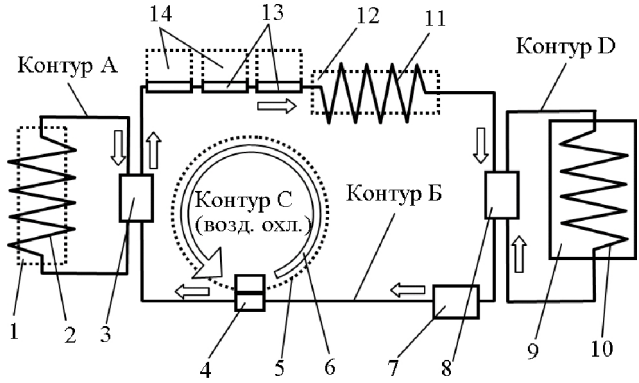


Рис. 4.8. Упрощенная гидравлическая схема СТР

4.2.5. Системы терморегулирования с тепловыми трубами

Наиболее простой по составу и функционированию является система терморегулирования, в которой в качестве теплопередающих элементов используются так называемые тепловые трубы с организацией сброса тепловых потоков в окружающее пространство прямо с внешних поверхностей элементов конструкции КА (например сотовых панелей), на внутренних поверхностях которых крепятся термоплаты с приборами.

В тепловых трубах используется принцип отвода тепловой энергии за счет тепла, необходимого для фазового превращения жидкого хладогента в газообразный, с последующей конденсацией этого хладогента, и возвращения назад по капиллярам. В качестве хладогента используют, например, аммиак. Схема устройства и принцип функционирования системы терморегулирования с тепловыми трубами показан на рис. 4.9.

Тепловой поток от прибора (3) через элемент конструкции (4) передается к одному из торцов тепловой трубы (1). Хладогент, находящийся в замкнутом пространстве тепловой трубы, нагревается, переходит в газообразное состояние, забирая тепло, необходимое для парообразования. Парообразный хладогент поступает ко второму концу тепловой трубы (этот поток показан на рисунке светлыми широкими стрелками).

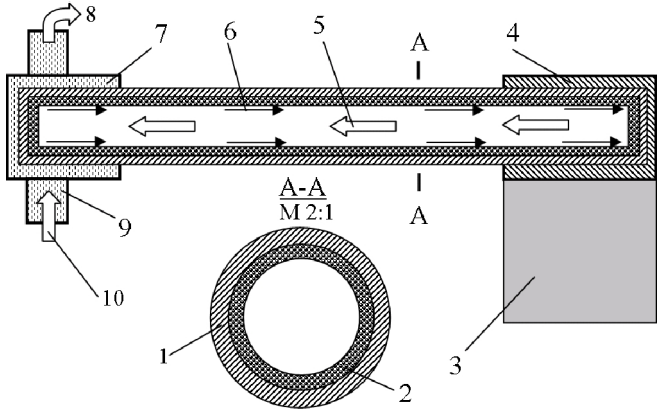


Рис. 4.9. Схема устройства и функционирования системы терморегулирования с тепловыми трубами

Температура второго конца тепловой трубы ниже, поэтому парообразный хладогент конденсируется, отдавая скрытую теплоту парообразования конструктивным элементам второго конца трубы. Возвращается хладогент в жидком состоянии по капиллярам или пористым стенкам тепловой трубы (2). С конструктивных элементов второго конца тепловой трубы тепловой поток отбирается с помощью теплоотводящего элемента или охлаждающей жидкости (см. элемент 7). Затем тепло сбрасывается в окружающее космическое пространство, либо непосредственно с теплоотводящего элемента (7), если он находится на внешней поверхности космического аппарата, либо с помощью жидкостного контура охлаждения (если он имеется в системе терморегулирования) и радиатора-охладителя.

Если приборы установлены внутри корпуса космического аппарата вдали от его поверхности, то осуществляется отвод тепла от приборов на панель сброса тепла (радиатор-охладитель) с помощью тепловых труб, как это схематично показано на рис. 4.10. Тепловые трубы в этой схеме имеют изогнутую форму. Проекция - вид на узел из внутренней части космического аппарата.

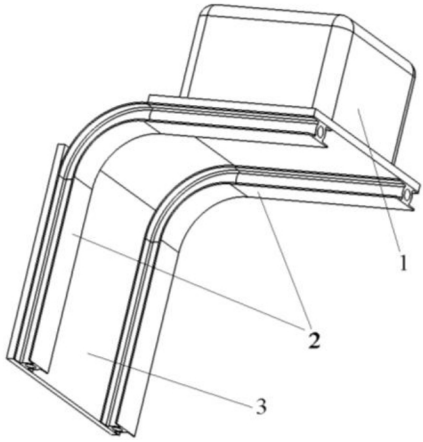


Рис. 4.10. Схема отвода тепловых потоков от приборов КА

На этом рисунке введены следующие обозначения: 1 – прибор, установленный на термоплате; 2 - тепловые трубы; 3 – панель сброса тепла в космическое пространство. Заглушки тепловых труб на рисунке не показаны. Панель сброса тепла устанавливается на внешней поверхности конструкции космического аппарата, как правило, в затененной части, ориентированной в открытое космическое пространство.

При организации сброса тепловых потоков в окружающее пространство прямо с внешних поверхностей элементов конструкции КА тепловые трубы не только отводят тепловые потоки от термоплат и приборов, но и играют еще две важные роли. Во-первых, они могут служить подкрепляющими элементами, то есть могут выполнять роль силовой конструкции. Во-вторых, тепловые трубы как бы «размазывают» тепловые потоки по поверхности конструкции, с которой затем осуществляется сброс тепловых потоков в окружающее пространство. То есть тепловые трубы выполняют сразу несколько функций. Одна из возможных схем многофункционального использования тепловых труб показана на рис. 4.11.

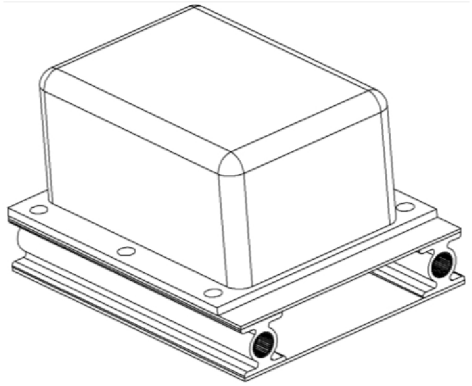


Рис. 4.11. Схема многофункционального использования тепловых труб в конструкции космического аппарата

Тепловые трубы устанавливаются между двумя несущими стенками, выполненными из конструкционного материала. Свободные внутренние полости заполняются стеклосотами (на рисунке не показаны). Таким образом, получается трехслойная конструкция с дополнительным подкрепляющим набором в виде тепловых труб. На стенку этой трехслойной конструкции, обращенную внутрь космического аппарата, наносится специальная теплопроводная паста (в местах установки приборов) и устанавливаются приборы. Тепловые потоки от различных приборов поступают на трехслойную конструкцию и с помощью тепловых труб как бы «размазываются» по ее поверхности (температура осредняется в различных точках конструкции трехслойной стенки). Далее тепловые потоки переходят на стенку трехслойной конструкции, обращенную в космическое пространство, и сбрасываются.

4.2.6. Характеристики системы терморегулирования и схемы установки внешних элементов

К характеристикам системы терморегулирования относятся:

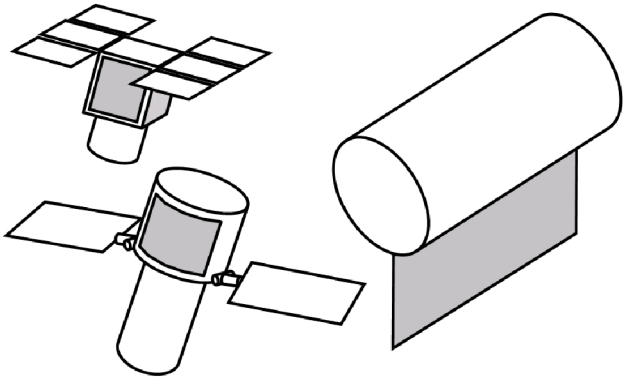
- диапазоны регулируемых температур в целевой аппаратуре и в аппаратуре обеспечивающих систем;
- потребляемая электрическая мощность;

- мощность тепловых потоков, которые способна регулировать система;

- площадь радиатора-охладителя;

- массы основных элементов (радиатора-охладителя, термоплат, тепловых труб, приборов контроля и управления, насосов (если они имеются), теплообменников и др.

Схемы установки внешних элементов системы терморегулирования (радиаторов охладителей) показаны на рис. 4.12 темными фигурами.



4.12. Схемы установки радиаторов-охладителей на КА

4.3. Комплексная двигательная установка

Комплексная двигательная установка (КДУ) предназначена для корректировки параметров орбиты и для обеспечения движения относительно центра масс.

В состав комплексной двигательной установки входят:

- баки с компонентами топлива;

- маршевый двигатель;

- двигатели ориентации.

В состав комплексной двигательной установки также входят шар-баллоны с запасом газа для вытеснения компонентов топлива из топливных баков и элементы контроля, управления и пневмогидроавтоматики.

4.3.1. Пневмогидравлическая схема комплексной двигательной установки

Упрощенная пневмогидравлическая схема комплексной двигательной установки представлена на рис. 4.13. На этой схеме приняты следующие обозначения: 1 - шар-баллон наддува; 2 - редуктор; 3 - пневмоклапан; 4, 5 - пневмомагистрали; 6, 7 - топливные баки; 8, 9 - гидроклапаны; 10, 11 - гидромагистрали подвода топлива к камере сгорания; 12, 13 - главные клапаны окислителя и горючего; 14 - камера сгорания; 15, 16, 17 - гидромагистрали подвода топлива к двигателям ориентации; 18 - гидроклапаны двигателей управления; 19 - двигатели управления.

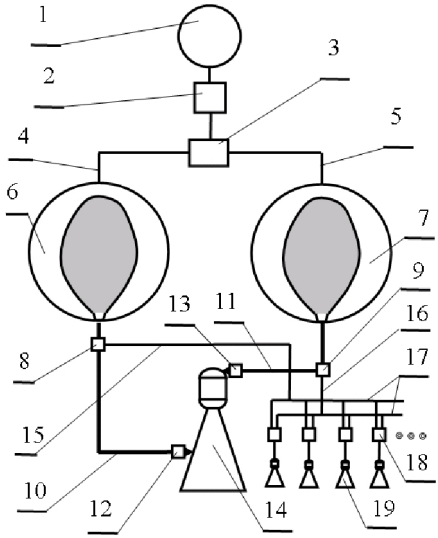


Рис. 4.13.Упрощенная пневмогидравлическая схема комплексной двигательной установки

Газ наддува из шар-баллона 1 через редуктор 2 и клапан 3 по пневмомагистралям 4 поступает в топливные баки 6 и 7. Топливо, заключенное в специальные мешки, вытесняется из баков и через клапаны 8 и 9 поступает по магистралям 10 и 11, а также через открытые главные клапаны окислителя и горючего 12 и 13 в камеру

сгорания 14, где воспламеняется. При закрытии клапанов 12 и 13 двигатель перестает работать.

К двигателям управления топливо поступает по магистралям 15, 16 и 17. Если включены клапаны 18, то топливо поступает в управляющие двигатели 19 и они начинают работать. При закрытии клапанов 18 управляющие двигатели выключаются.

4.3.2. Конструкция комплексной двигательной установки

Основные требования, предъявляемые к комплексной двигательной установке (КДУ), следующие:

- КДУ должна быть компактной, ее размеры должны быть согласованы с размерами агрегатного отсека КА;
- конструкция КДУ должна иметь малую массу (основную массу заправленной КДУ должно составлять топливо);
- компоненты топлива должны быть стабильными при длительном сроке активного существования КА (этому требованию отвечает, например, топливо несимметричный диметилгидразин и азотный тетраксид);
- КДУ должна быть выполнена единым модулем, установка КДУ на космический аппарат должна производиться без разборки элементов КДУ.

Баки КДУ могут иметь различную форму, однако наибольшее применение нашли баки в форме шаров, так как давление в баках большое (применяется вытеснительная система подачи), а баки в форме шара, как известно, имеют меньшую массу по сравнению с баками другой формы.

Кроме того, в связи с использованием токсичных компонентов топлива предъявляются повышенные требования по безопасности жизнедеятельности обслуживающего персонала, работающего с космическим аппаратом, заправленным токсичными компонентами топлива.

Типовые компоновочные схемы КДУ приведены на рис. 4.14 и 4.15.

Основным силовым элементом комплексной двигательной установки является тонкостенная оболочка конической формы. В этой оболочке выполнены вырезы для установки и крепления топ-

ливных баков. Баки закреплены на поверхности этой оболочки в специальных вырезах со шпангоутами. Маршевый двигатель установлен внутри цилиндрической оболочки, которая располагается в центре конической оболочки между баками. Нагрузка от работающего двигателя передается через эту цилиндрическую оболочку на коническую оболочку и далее, через шпангоут, на корпус КА. Цилиндрическая оболочка, кроме того, играет роль теплового экрана, предохраняя баки с топливом от перегрева.

Топливо размещается в четырех сферических баках (в двух баках окислитель и в двух баках - горючее). Четыре бака выбраны потому, что в этом случае можно обеспечить более плотную компоновку по сравнению с двумя баками. Кроме того, такая схема более надежна по критерию разгерметизации бака или при отказах элементов автоматики.

Запасы газа наддува располагаются в шар-баллонах высокого давления (200 и более атмосфер), которые также закреплены на конической оболочке.

Управляющие двигатели установлены на баках и закрыты корпусами. Двигатели ориентации ориентированы таким образом, чтобы обеспечить их работу по углам тангажа, крена и рыскания, исключив попадание горячей струи газов двигателей на элементы комплексной двигательной установки и другие элементы космического аппарата.

На рис. 4.14 приведена компоновочная схема комплексной двигательной установки, в которой передача усилия от маршевого двигателя на верхнюю часть приборно-агрегатного отсека осуществляется сначала через цилиндрическую оболочку (работает на растяжение), затем через конусную оболочку (работает на сжатие).

На рис. 4.15 приведена компоновочная схема комплексной двигательной установки, в которой передача усилия от маршевого двигателя на нижнюю часть корпуса приборно-агрегатного отсека осуществляется через конусную оболочку, которая работает на растяжение.

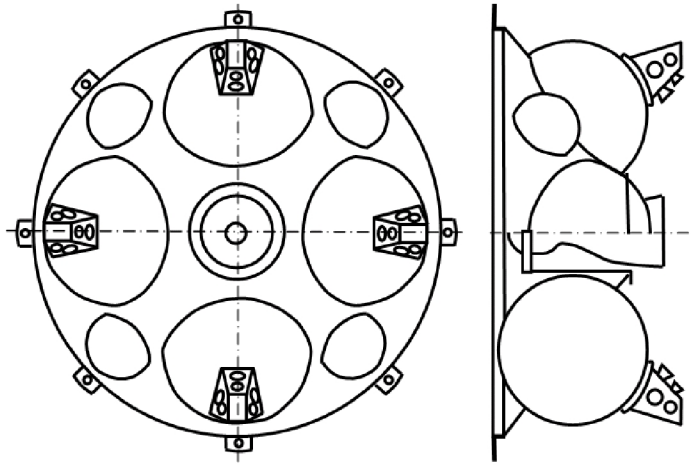


Рис. 4.14. Компоновочная схема комплексной двигательной установки с передачей усилия на верхнюю часть приборно-агрегатного отсека

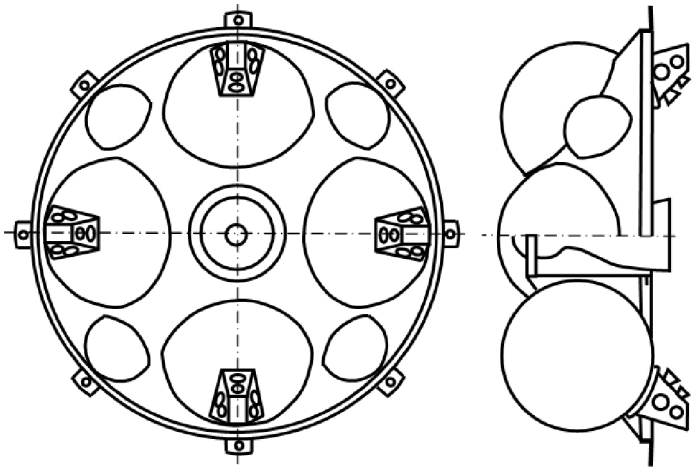


Рис. 4.15. Компоновочная схема комплексной двигательной установки с передачей усилия на нижнюю часть приборно-агрегатного отсека

4.3.3. Размещение комплексной двигательной установки на космическом аппарате

Выбор размещения комплексной двигательной установки на космическом аппарате ограничен в связи с тем, что сопловая часть двигателя должна располагаться на внешней поверхности КА или совпадать с ней. Кроме того, тяга двигателя должна проходить через центр масс КА.

На рис. 4.16 показаны возможные схемы размещения комплексной двигательной установки на КА.

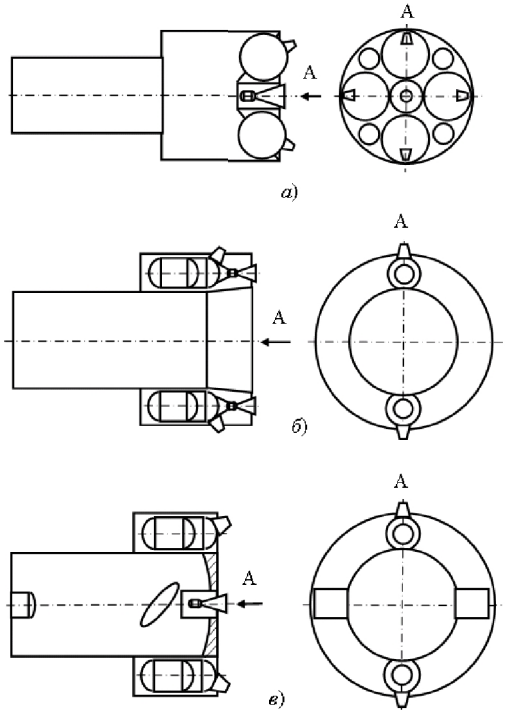


Рис. 4.16. Схемы установки комплексной установки на космический аппарат

На рис. 4.16 *а* КДУ установлен в торцевой части КА, ось отсека телескопа совпадает с осью комплексной двигательной установки. С целью повышения производительности КА стремятся уменьшить момент инерции КА относительно поперечной оси, проходя-

щей через центр масс КА. Для этого длина КА должна быть как можно меньше.

На рис. 4.19 *б*, *в*) показаны схемы установки комплексной двигательной установки, которые позволяют уменьшить длину КА в целом.

На рис. 4.19 *б* показана схема установки комплексной двигательной установки, состоящей из двух отдельных модулей. Эти модули устанавливаются не в торце КА, а по его периферии, как правило, «вокруг» отсека телескопа.

На рис. 4.19 *в* показана схема установки комплексной двигательной установки, состоящей из двух отдельных топливных отсеков и одной камеры сгорания. Причем камера сгорания установлена внутри корпуса телескопа в специальном контейнере, в зоне, которая затенена вторичным зеркалом и поворотным зеркалом, переотражающим световые лучи на фотоприемные устройства, расположенные по периферии корпуса телескопа (оптическая схема Ньютона-Кассегрена).

4.3.4. Основные характеристики комплексной двигательной установки

Основные проектные характеристики комплексной двигательной установки (КДУ) следующие:

сила тяги;

масса заправленной КДУ;

масса конструкции КДУ (без топлива);

масса топлива;

габариты;

компоненты топлива;

степень токсичности топлива;

наличие других расходуемых компонентов (газа наддува, перекиси водорода для раскрутки турбины, пиростартеров и т.п.);

время работы КДУ до полной выработки топлива;

максимально допустимое количество включений маршевого двигателя;

максимально допустимое количество включений двигателей ориентации;

удельный импульс топлива и двигателя;

показатели надежности (гамм-процентное время наработки до отказа, способность к диагностике отказов, возможность переключения отказавших элементов по радиоканалам …) и др.

4.4. Бортовой комплекс управления

Бортовой комплекс управления (БКУ) предназначен для управления космическим аппаратом в процессе целевого и нештатного функционирования. Состав и структура бортового комплекса управления зависит от назначения космического аппарата (решаемых задач), от традиций, сложившихся в той или иной проектной организации, от степени заимствования разработанной ранее аппаратуры и устройств и т.п. В последнее время наметилась тенденция совершенствования бортового комплекса управления по двум направлениям. Первое направление - создание унифицированных типовых приборов и устройств бортового комплекса управления, что позволяет ускорить создание новых космических аппаратов и снизить стоимость их создания. Второе направление - уменьшение количества приборных блоков и устройств за счет интеграции управляющих и распределительных функций, что позволяет снизить общую массу и электропотребление бортового комплекса управления и повысить его надежность.

Рассмотрим типовой состав бортового комплекса управления, устанавливаемый на космических аппаратах наблюдения.

В состав бортового комплекса управления (БКУ) входят:

- бортовая цифровая вычислительная система (БЦВС);
- бортовое синхронизирующее координатно-временное устройство (БСКВУ);
- система трансляции команд и распределения питания (СТКРП);
- бортовая аппаратура командно-измерительной системы (КИС);
- бортовая аппаратура системы телеметрических измерений (БСТИ);
- система спутниковой навигации (ССН) на базе БСКВУ;
- система управления движением (СУД) и др.

4.4.1. Бортовая цифровая вычислительная система

Бортовая цифровая вычислительная система включает в свой состав несколько электронно-вычислительных машин. С точки зрения надежности они включены по так называемой схеме мажоритарного резервирования. Расчеты проводятся одновременно на нескольких ЭВМ. При расхождении результатов расчета на различных ЭВМ проводится перезагрузка отдельных программ, и расчеты повторяются. Если требуется принять решение в условиях ограничений по времени, то принимается тот результат расчета, который получен на большинстве ЭВМ (режим «голосования»). При наличии резерва времени производится диагностика и переключение отдельных устройств ЭВМ.

4.4.2. Бортовое синхронизирующее координатно-временное устройство

Бортовое синхронизирующее координатно-временное устройство (БСКВУ) предназначено для определения и выдачи параметров движения центра масс КА, привязанных к шкале времени, по результатам навигационных измерений относительно единой космической навигационной системы (ЕКНС) «ГЛОНАСС».

4.4.3. Система трансляции команд и распределения питания

Система трансляции команд и распределения питания (СТКРП) предназначена для преобразования сигналов с низкими напряжениями и токами (от бортовой вычислительной системы и других управляющих систем) в сигналы с более высокими напряжениями и токами, достаточными для включения мощной бортовой аппаратуры и агрегатов космического аппарата.

Масса такой системы на существующих космических аппаратах может достигать 60 кг. На космических аппаратах, разработанных много лет назад, масса СТКРП была больше. Например, на космическом аппарате «Ресурс Ф2» она составляла примерно 100 кг [14].

4.4.4. Командно-измерительная система

Бортовая аппаратура командно-измерительной системы (КИС) обеспечивает совместно с наземной станцией командно-измерительной системы решение следующих задач:

- передача из наземного комплекса управления в бортовую вычислительную сеть рабочих программ;
- получение из бортового комплекса управления и передача в наземный комплекс управления массивов контрольной информации;
- проведение измерений текущих навигационных параметров наземными пунктами.

4.4.5. Система телеметрических измерений

Бортовая система телеметрических измерений (СТИ) предназначена для сбора, запоминания в статическом запоминающем устройстве и передачи на наземные приемно-регистрирующие станции телеметрической информации (ТМИ), необходимой для проведения анализа технического состояния и функционирования бортовых систем, агрегатов и конструкций космического аппарата.

Бортовая система **телеметрических измерений** также обеспечивает телеметрической информацией бортовой комплекс управления (БКУ) для решения задач диагностики.

Конструктивно в состав бортовой системы телеметрических измерений входят аппаратура и антенно-фидерные устройства.

4.4.6. Система спутниковой навигации

Система спутниковой навигации предназначена для определения параметров движения центра масс космического аппарата и использует радионавигационное поле ЕКНС ГЛОНАСС. Конструктивно система спутниковой навигации представляет собой блоки аппаратуры и антенного устройства. Навигационная аппаратура имеет свое программное обеспечение.

Система спутниковой навигации в своей работе использует бортовое синхронизирующее координатно-временное устройство.

4.4.7. Система управления движением

Система управления движением предназначена для управления угловым движением изделия относительно центра масс. Состав системы управления движением на различных типах космических аппаратов также может быть разным. На рис. 4.17. представлен типовой состав системы управления движением космического аппарата детального наблюдения.

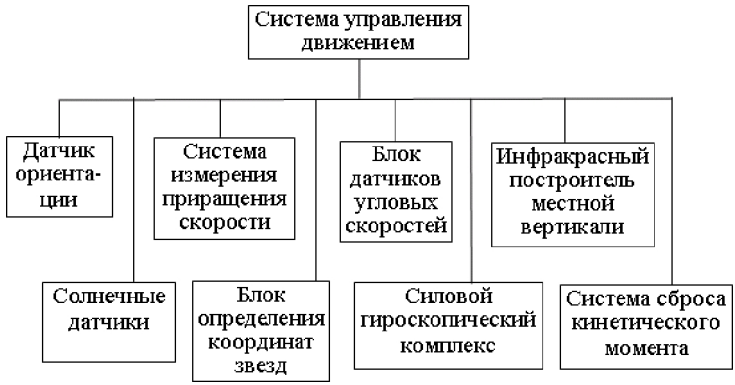


Рис. 4.17. Структура системы управления движением

В состав системы управления движением входят:
- датчик ориентации;
- измерители векторов линейных ускорений;
- блок датчиков угловых скоростей;
- система измерения приращения скорости;
- инфракрасный построитель местной вертикали;
- оптические солнечные датчики;
- блок определения координат звезд;
- силовой гироскопический комплекс;
- система сброса кинетического момента (ССКМ) и др.

Рассмотрим составные части системы управления движением подробнее.

Датчик ориентации используется в качестве измерителя углового положения космического аппарата.

В качестве датчика ориентации используется, как правило, прецизионный гироскоп. Принцип работы датчика ориентации гироскопического типа общеизвестен и рассматривается, например, в работах [22, 47, 48].

В последнее время для определения ориентации космических аппаратов используется так называемая бескарданная инерционная система на основе прецизионного гироскопа с электростатическим подвесом ротора. Электростатическая подвеска ротора используется для исключения трения, которое в наибольшей степени влияет на точность ориентации оси гироскопа.

Принцип работы электростатического подвеса основан на использовании сил притяжения между электрически нейтральным металлическим (обычно алюминиевым или бериллиевым) ротором и электродами, возникающими при наличии на электродах потенциалов [48]. Упрощенная схема гироскопа с электростатическим подвесом ротора представлена на рис. 4.18.

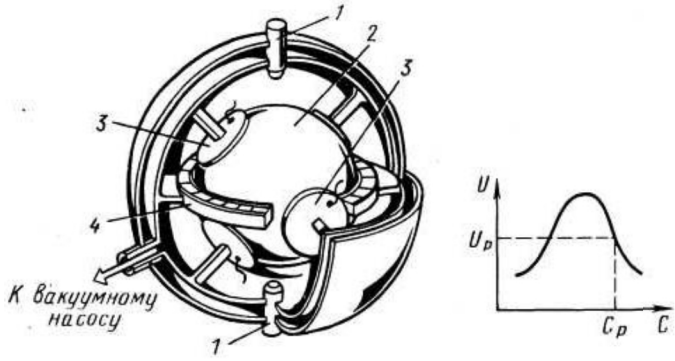


Рис. 4.18. Схема гироскопа с электростатическим подвесом ротора [48]

Ротор 2 взвешивается в электрическом поле электродов 3 (например, в поле трех пар электродов с управляемыми потенциалами). Рабочий зазор между сферическим ротором и поверхностью электродов может быть от десятков до сотен микрометров. Для обеспечения большой жесткости подвеса необходимо создавать достаточно высокую напряженность электрического поля в рабочем зазоре. Предельное значение напряженности ограничено напря-

женностью пробоя и составляет в зависимости от материала электродов (37...120) 10^6 В/м.

Ротор приводится во вращение с помощью двигателя 4, который после набора номинальной частоты вращения отключается. Далее гироскоп работает «на выбеге». Наличие высокого вакуума обеспечивает достаточно большую постоянную времени выбега ротора. Ротор выполняется в виде полой сферической оболочки и имеет динамическую ось симметрии вследствие утолщения стенок в экваториальной части; вращение ротора вокруг этой оси устойчиво. Система съема информации об угловом положении ротора относительно корпуса прибора обычно строится на основе оптических считывающих устройств 1.

На том же рисунке представлена характерная зависимость потенциала U на электроде от емкости C между электродом и ротором в электростатическом подвесе. Если рабочая точка параметров U_P и C_P выбрана рационально (см. график на рис. 4.18), то при увеличении зазора между электродом и ротором произойдет уменьшение емкости C, что приведет к увеличению потенциала на электроде. Это в свою очередь приведет к увеличению напряженности электрического поля в рабочем зазоре и соответственно к увеличению силы притяжения ротора к электроду.

Основными факторами, определяющими дрейф электростатического гироскопа, являются отклонение поверхности ротора от идеальной сферы, несбалансированность, наличие паразитных магнитных полей. Так, паразитные магнитные поля взаимодействуют с вихревыми токами, наводимыми во вращающемся роторе, в результате чего возникают моменты относительно центра масс ротора, приводящие как к дрейфу гироскопа, так и к замедлению его угловой скорости.

Электростатический гироскоп относится к числу прецизионных гироскопов, может длительное время работать на выбеге, использоваться как в платформенных, так и бесплатформенных системах ориентации.

Прецизионный гироскоп размещается внутри корпуса КА как можно ближе к центру масс.

Система измерения приращения скорости предназначена для контроля приращения скорости КА (путем интегрирования ускорений) при проведении маневров по поддержанию или перестроению орбиты КА. В качестве датчиков этой системы используют измерители векторов линейных ускорений.

Кроме того, измерители векторов линейных ускорений, установленные на некотором расстоянии от центра масс КА, можно использовать для «грубой» ориентации КА при отказах прецизионных гироскопов или интеграторов угловой скорости. В качестве основных элементов измерителей линейных ускорений используются гироинтеграторы и акселерометры.

Принцип работы гироинтегратора общеизвестен [22, 47, 48] и здесь не рассматривается.

Акселерометр представляет собой электромеханический датчик, вырабатывающий на своих выходных зажимах напряжение, пропорциональное линейному смещению или усилию груза с пружиной или угловому перемещению маятника под действием линейной перегрузки. Акселерометры могут быть механическими, пьезоэлектрическими и др. Механические акселерометры подробно описаны в учебнике [47]. Пьезоэлектрические акселерометры основаны на принципе изменения электрического потенциала на противоположных сторонах (обкладках) специальной пьезокерамической пластины пропорционально силе сжатия.

Блок датчиков угловых скоростей используется для определения накопленной угловой скорости КА и восстановления прежней ориентации космического аппарата (в случае отказа прецизионного гироскопа). Датчик угловой скорости может представлять собой гироскопический измеритель вектора угловой скорости или лазерный бесплатформенный командный прибор - (ЛБКП). В качестве измерителя угловой скорости вращения космического аппарата в последнее время используются датчики определения координат звезд с дополнительными функциями (см. далее).

В основу работы лазерного бесплатформенного командного прибора (иногда говорят лазерного гироскопа) положен следующий физический принцип [48]: время прохождения луча света по замк-

нутому контуру на вращающемся теле отличается от времени его прохождения по тому же контуру на покоящемся теле.

Упрощенная схема лазерного гироскопа представлена на рис. 4.19.

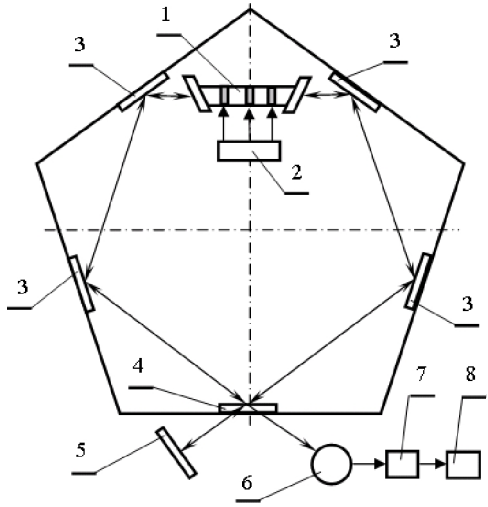


Рис. 4.19. Упрощенная схема лазерного гироскопа [48]

Центральным функциональным узлом (собственно источником информации) лазерного гироскопа является «кольцевой оптический квантовый генератор» (резонатор), содержащий оптически замкнутый контур, образованный тремя или более зеркалами, в котором циркулируют два встречных световых луча, генерируемых газовым лазером. Корпус резонатора представляет собой оболочку в форме полой равносторонней многогранной призмы, на внутренних гранях которой установлены плоские зеркала. Основными устройствами лазерного гироскопа являются: источник когерентного светового излучения (лазер) 1; генератор «накачки» 2; непрозрачные зеркала 3; полупрозрачное зеркало 4; дополнительное непрозрачное зеркало 5, установленное вне корпуса; фотоэлектронный умножитель 6; частотомер 7; регистрирующее устройство 8.

Лазерный луч (от источника) с помощью системы оптических призм разделяется на два луча, которые направляются в противоположные стороны. Эти лучи (показаны стрелками) многократно от-

ражаются от системы зеркал, расположенных по периметру оболочки. Часть светового потока лучей через полупрозрачное зеркало направляется на приемник. Если космический аппарат не вращается, то лучи подходят к приемнику в одной фазе. Если космический аппарат вращается, то лучи проходят разное расстояние и появляется сдвиг фаз между двумя лучами. На приемнике появляется интерференционная картина, которая преобразуется в информацию об угловой скорости космического аппарата.

Существует иная физическая интерпретация работы лазерного датчика угловых скоростей [48]. В кольцевом оптическом квантовом генераторе при наложении бегущих волн, направленных встречно, образуются стоячие волны. При вращении резонатора относительно инерциального пространства стоячие волны остаются неподвижными, что следует из постулата постоянства скорости света и принципа относительности. Смещение интерференционных полос по фотоприемнику можно интерпретировать как поворот резонатора относительно неподвижной картины стоячих волн.

Достоинством лазерных гироскопов является отсутствие вращающихся механических частей и, как следствие, повышение надежности.

Гироскопический измеритель угловой скорости размещается внутри корпуса КА также как можно ближе к центру масс.

Инфракрасный построитель местной вертикали представляет собой прибор, работающий на принципе контраста теплового излучения с поверхности Земли и из космоса. Прибор с помощью вращающегося зеркала сканирует границу между «теплой» поверхностью Земли и «холодным» космосом». При отклонении оси вращающегося зеркала от местной вертикали на приемнике теплового излучения возникает синусоидальный сигнал, на основе которого система ориентации возвращает космический аппарат в необходимое положение. Такой прибор, как правило, размещается на внешней поверхности космического аппарата в зоне, где отсутствует затенение линии горизонта другими элементами конструкции космического аппарата.

Оптические солнечные датчики, входящие в систему управления движением, предназначены для работы системы ориентации космического аппарата. С помощью оптических солнечных датчиков осуществляется приведение космического аппарата в солнечную (одноосную) ориентацию (для обеспечения трехосной ориентации подключаются звездные датчики).

Оптические солнечные датчики также могут использоваться в системе управления движением для совмещения нормали к панелям солнечной батареи с направлением на Солнце. Такая ориентация космического аппарата производится, например, для подзарядки аккумуляторных батарей при отсутствии целевой работы.

Напомним, что на космическом аппарате могут быть установлены оптические солнечные датчики для контроля опасности попадания лучей Солнца в оптическую систему телескопического комплекса. Но такие датчики относятся к целевой аппаратуре.

Блок определения координат звезд (звездные датчики) предназначены для начальной установки и периодической коррекции бескарданной инерциальной системы на основе прецизионного гироскопа в инерционной системе координат. Кроме того, звездные датчики могут быть использованы для непосредственного управления в комплексе с измерителем угловой скорости перемещения космического аппарата.

По оптической схеме и фотоприемным устройствам звездные датчики аналогичны оптико-электронным телескопическим комплексам, предназначенным для съемки земных объектов наблюдения, только отличаются относительно малыми габаритами.

Оптические блоки звездного координатора устанавливаются на внешней поверхности космического аппарата, как правило, в количестве трех штук. Возможные места установки показаны на рис. 4.20. На этом рисунке введены следующие обозначения: 1 - приборно-агрегатный отсек КА; 2 - отсек телескопа; 3 - звездные датчики; 4 - солнечные датчики для контроля опасности попадания лучей Солнца в оптическую систему телескопа.

Во время проведения съемки земных объектов в работу включается один из звездных датчиков, в угловую апертуру которого попадает звездное небо (и не попадает Земля или лучи Солнца).

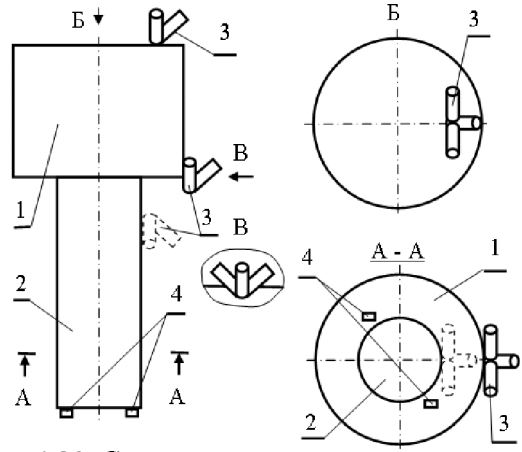


Рис. 4.20. Схема установки звездных датчиков

Силовой гироскопический комплекс (СГК) предназначен для создания управляющих моментов относительно центра масс КА почти без расхода топлива. Силовой гироскопический комплекс включает в свой состав, как правило, четыре гироприбора.

Гироприбор представляет собой двухстепенной силовой гироскоп (гиродин). Кинематическая схема гироприбора представлена на рис. 4.21.

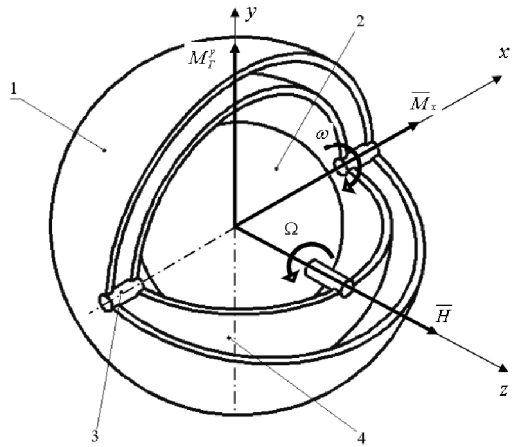


Рис. 4.21. Схема, поясняющая принцип работы силового гироприбора

На этом рисунке введены следующие обозначения: 1 - корпус гироприбора (внешняя неподвижная рамка); 2 - ротор гироприбора; 3 - ось вращения внутренней рамки; 4 - внутренняя подвижная рамка. Ротор гироприбора (2) вращается в осях внутренней рамки с угловой скоростью Ω (имеет кинетический момент $\overline{H}$).

Принцип работы гироприбора (гиродина) заключается в следующем [53].

Пусть нам необходимо создать управляющий момент относительно оси *oy* (для поворота корпуса космического аппарата относительно этой оси). Для этого с помощью датчика момента (электродвигателя), установленного по оси *ox*, будем поворачивать гироузел (рамку с гироскопом) с угловой скоростью ω. Этому вращению противодействует лишь момент инерции всего гироузла вокруг оси *ox*, поэтому для создания угловой скорости ω достаточно прикладывать небольшой по значению момент. В результате вращения гироузла со скоростью ω возникает гироскопический момент вокруг оси *oy*: $\overline{M_{\Gamma}^{y}} = \overline{H} \times \overline{\omega}$, стремящийся совместить вектор кинетического момента $\overline{H}$ с вектором угловой скорости $\overline{\omega}$. Этот гироскопический момент, действующий через узлы подвески рамки и корпус гиродина, будет поворачивать корпус космического аппарата. Следовательно, этот гироскопический момент и является моментом, управляющим космическим аппаратом вокруг оси *oy*.

Достоинством гиродина является так называемое «усиление по моменту», которое заключается в том, что малым по значению моментом, прикладываемым по оси *ox*, можно создать большой управляющий момент вокруг оси *oy* (при большом значении кинетического момента гироскопа $\overline{H}$). При этом усиление по моменту пропорционально угловой скорости поворота рамки гироузла $\overline{\omega}$.

Недостатком гиродина является наличие в нем так называемых «перекрестных моментов», действующих на корпус космического аппарата. Так, при вращении космического аппарата вокруг оси *oy* возникает гироскопический момент в отрицательном направлении оси ox, который необходимо учитывать и, по возможности, парировать гиродинами, установленными по другим осям космического

аппарата. Поэтому ориентация космического аппарата по каждой из трех осей в штатном режиме эксплуатации осуществляется работой четырех гироприборов в комплексе. В нештатных условиях эксплуатации ориентация космического аппарата может осуществляться тремя гироприборами.

Гироскопы по возможности стремятся устанавливать вблизи центра масс космического аппарата, так как они имеют большую относительную массу. Однако это не всегда возможно из-за различного рода ограничений. В частности, силовые гироприборы являются источниками вибрации и не должны влиять на качество работы оптической системы и фотоприемных устройств. Возможные схемы установки гироприборов показаны на рис. 4.22 *а*, *б* и *в*). На этом рисунке введены следующие обозначения: 1 - приборно-агрегатный отсек КА; 2 - отсек телескопа; 3 - гироприборы, утановленные на корпусе КА; 4 - гироприборы, установленные в приборно-агрегатном отсеке; 5 - силовой гироскопический комплекс в виде модуля.

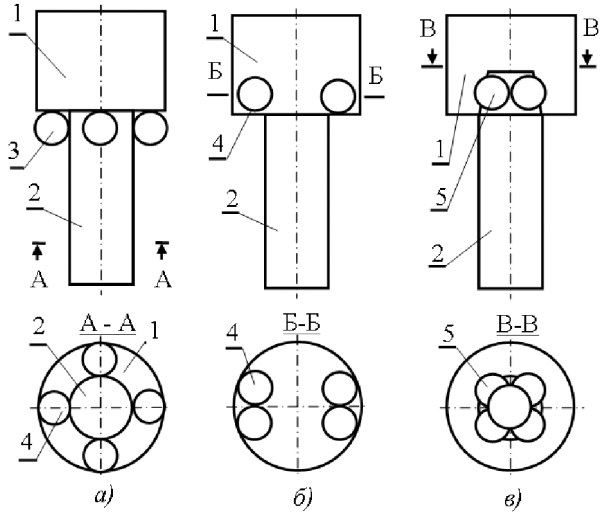


Рис. 4.22. Схема установки гироприборов

В процессе длительной работы силового гироскопического комплекса, из-за наличия сил трения, недостаточно точной динамической балансировки быстровращающихся элементов и других

факторов, в том числе и внешних, накапливается остаточный кинетический момент (даже если космический аппарат после проведения поворотов возвращается в исходное положение по угловой ориентации). Этот остаточный кинетический момент необходимо периодически «сбрасывать».

Для сброса остаточного кинетического момента можно периодически включать двигатели ориентации комплексной двигательной установки. Однако в процессе длительного полета космического аппарата расход топлив может стать значительным и ограничивать ресурс космического аппарата по сроку активного существования. С целью уменьшения расхода топлива на сброс остаточного кинетического момента в состав бортовых систем космического аппарата вводится специальная система сброса кинетического момента.

Система сброса кинетического момента (ССКМ) предназначена для обеспечения разгрузки накопленного (в процессе длительной работы силового гироскопического комплекса) кинетического момента.

Основным элементом такой системы являются электромагнитные исполнительные органы, которые конструктивно представляют собой штанги, в количестве трех штук, установленные перпендикулярно друг другу, обычно по базовым осям КА, например так, как это показано на рис. 4.23.

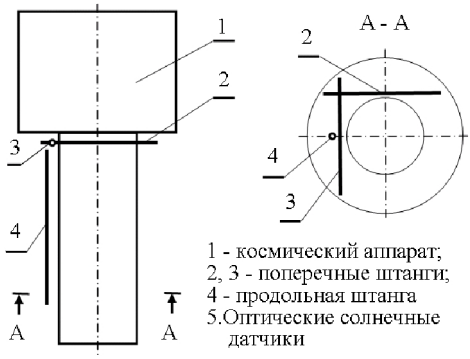


Рис. 4.23. Схема установки электромагнитных исполнительных органов (штанг) системы сброса кинетического момента

Принцип работы системы сброса кинетического момента заключается в следующем. Космический аппарат движется в магнитном поле Земли, и при пропускании по электромагнитным исполнительным органам электрического тока возникает вращающий момент.

Расчеты показывают, что этот момент мал и недостаточен для быстрой переориентации космического аппарата в процессе съемки. Этот момент мал также для сброса кинетического момента за то небольшое время, что отводится на эту операцию. Однако если этот момент прикладывать в течение всего времени полета, то результирующий момент, необходимый для сброса кинетического момента силового гироскопического комплекса, может быть существенно уменьшен. Причем направление вектора момента от электромагнитных исполнительных органов должно быть согласовано с направлением вектора прогнозируемого момента, необходимого для сброса остаточного кинетического момента силового гироскопического комплекса.

Для сброса остаточного кинетического момента периодически также включаются двигатели ориентации комплексной двигательной установки. Однако операции по сбросу кинетического момента проводятся относительно редко, например, один раз за трое суток полета, и требуют относительно небольшого расхода топлива.

Табл.4.1

Масса аппаратуры бортового комплекса управления

Системы или аппаратура	Масса, кг
Бортовая цифровая вычислительная система (БЦВС)	15-20
Бортовое синхронизирующее координатно-временное устройство	10…20
Система трансляции команд и распределения питания (СТКРП)	30
Бортовая аппаратура командно-измерительной системы (КИС)	30
Бортовая аппаратура системы телеметрических измерений (БСТИ)	25…30
Система спутниковой навигации (ССН) на базе БСКВУ	20
Система управления движением (СУД)	150…300
Бортовая кабельная сеть и антенно-фидерные устройства	100…170

Масса аппаратуры бортового комплекса управления

Примерная масса систем или аппаратуры бортового комплекса управления, устанавливаемого на «больших» космических аппаратах детального наблюдения, приведена в таблице 4.1.

4.5. Компоновочные схемы космических аппаратов детального и оперативного наблюдения

Некоторые варианты компоновочных схем космических аппаратов детального и оперативного наблюдения были показаны на рис.4.2. На рис. 4.24 приведены другие схемы возможных компоновок космических аппаратов наблюдения. Составные части космических аппаратов наблюдения ясны из рисунка.

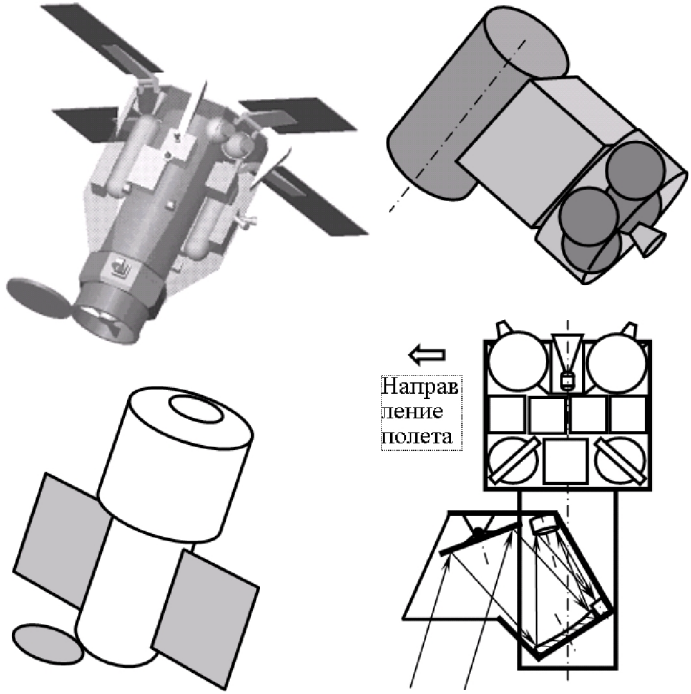


Рис. 4.24. Компоновочные схемы космических аппаратов наблюдения

5. МЕТОДИЧЕСКИЕ ВОПРОСЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ ОПЕРАЦИЙ В КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ НАБЛЮДЕНИЯ

5.1. Качество и эффективность космических систем наблюдения

Качество системы – совокупность ее свойств и характеристик, которые придают системе способность удовлетворять обусловленные или предполагаемые потребности.

На рис. 5.1 приведена схема, иллюстрирующая усложняющиеся (вложенные) качества систем [7].

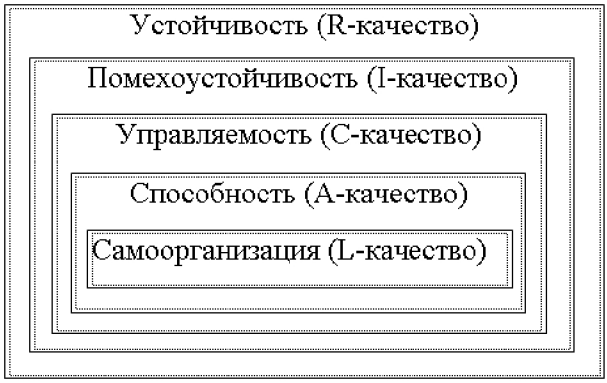


Рис. 5.1. Усложняющиеся качества систем

Рассмотрим эти качества применительно к космическим аппаратам наблюдения.

Устойчивость характеризует свойства системы противостоять внешним факторам (прочность, живучесть, надежность) и возвращать систему в работоспособное состояние после воздействия этих факторов.

Помехоустойчивость характеризует свойства системы без искажений воспринимать и передавать информационные потоки по каналам сообщения.

Управляемость характеризует свойства системы переходить за конечное (заданное) время из одного состояния в другое (требуемое) под влиянием управляющих воздействий.

Способность характеризует свойства системы получать результат, для которого предназначена система. Этот результат также называют выходным или целевым эффектом, который получается в результате проведения определенных операций, направленных на достижение этого эффекта.

Самоорганизация характеризует свойства системы определять состояние системы после отказа в штатных условиях эксплуатации или в результате преднамеренных воздействий противника, выполнять действия, направленные на восстановление способности получать целевой эффект (частично или полностью) и проводить дальнейшую работу. Причем все эти действия могут проводиться без вмешательства человека. Сложным системам присуща способность принимать решения (L-качество).

В данной работе ограничимся рассмотрением только А-качества (способности).

Показатели качества – характеристики свойств системы, обеспечивающих пригодность системы к выполнению своего назначения.

Представленные в разделе 2 характеристики космической системы наблюдения являются, по сути дела, характеристиками (или показателями) качества этой системы.

Перейдем к обсуждению категории ***эффективность***.

В процессе эксплуатации системы показатели ее качества могут быть реализованы не в полной мере. Результаты целевого функционирования сложной технической системы зависят не только от показателей качества этой системы, но еще от внешних (по отношению к системе) ***условий применения*** сложной технической системы и от ***способов использования активных средств управления*** этой системой.

Таким образом, ***эффективность*** сложной технической системы - это свойство получать результат (эффект) ее функционирова-

ния с учетом ***условий применения*** сложной технической системы и с учетом ***способов использования активных средств управления*** этой системой.

Применительно к космической системе наблюдения внешними условиями являются:

- высота Солнца над горизонтом (для аппаратуры зондирования в видимом спектре);
- яркость объекта наблюдения и контрастность изображения;
- облачность (для аппаратуры зондирования в видимом спектре);
- помехи, возникающие при передаче изображения или командных сигналов по радиолинии;
- противодействие конкурентов или противника и др.

К активным средствам операции относятся технические средства (орудия, машины, аппаратура управления, технические комплексы, большие технические системы), а также ресурсы (вещественные, энергетические, информационные, временные, денежные и т. п.).

За полученный результат система расплачивается ресурсами. Очевидно, чем ближе результат обмена к предельно выгодному, тем эффективнее операция. Предельно выгодный обмен характеризует потенциальную эффективность операции.

Способ использования активных средств в операции называют *стратегией.*

Результат Y операции ставят в зависимость от основных результирующих факторов:

- полезного эффекта q,
- затраченных ресурсов C;
- времени T.

В свою очередь, результирующие факторы зависят от выбранной стратегии. Следовательно, результат операции также будет зависеть от стратегии:

$$Y(u) = Y\left(q(u), C(u), T(u)\right).$$

Способы использования активных средств управления обычно относят обычно к *операции,* под которой понимают любую согласованную совокупность действий, объединенных общим замыслом и единой целью.

Исследование операции проводится всегда с точки зрения интересов одного распорядителя (основного субъекта системы), которого называют лицом, принимающим решение (ЛПР).

Набор всевозможных взаимоисключающих (альтернативных) способов использования активных средств составляет множество допустимых стратегий U. Выбор стратегии u из множества допустимых стратегий U является основным этапом принятия решения.

Процесс подготовки и принятия решений ЛПР, организация их выполнения и контроль составляют сущность управления операцией.

Применительно к космической системе наблюдения операции могут быть направлены:

- на достижение целей функционирования - в штатных условиях эксплуатации;
- на парирование внешних неблагоприятных условий;
- на парирование внутренних неблагоприятных условий.

Элементами операций, направленных на достижение целей функционирования в штатных условиях эксплуатации могут быть:

- планирование порядка съемки объектов наблюдения;
- астроориентация;
- проверка готовности КА к проведению съемки;
- разворот корпуса КА для съемки цели;
- фокусировка оптической системы (наведение на резкость);
- включение фотоприемного устройства;
- шифровка сигнала;
- запись сигнала в запоминающее устройство;
- поворот антенн на спутник-ретранслятор;
- передача информации;
- разворот корпуса КА для съемки следующей цели и т. д.

Элементами операций, направленных на достижение цели космической системы по парированию неблагоприятных внешних условий, могут быть:

- изменение порядка съемки целей, расположенных в полосе обзора космического аппарата;
- изменение орбиты для срочного выхода на «важную» цель;

- использование аппаратуры с различными характеристиками по детальности, размеру ширины полосы обзора в зависимости от поставленных частных задач;

- использование средств защиты космического аппарата от преднамеренного воздействия вероятным противником и др.

Элементами операций, направленных на достижение цели космической системы наблюдения по парированию неблагоприятных внутренних условий, могут быть:

- действия, направленные на переключение отказавших элементов бортовых систем на резервные элементы;

- действия, направленные на пополнение запасов электричества, и др.

Показатели эффективности – количественные характеристики свойств эффективности сложной технической системы.

Показатели эффективности сложной технической системы могут измеряться в тех же величинах, что и показатели качества или быть безразмерными.

При использовании одинаковой размерности показателей качества и эффективности отличие будет лишь в значении этих показателей. Значения показателей эффективности будут меньше или равны значениям показателей качества, так как показатели эффективности, как упоминалось, учитывают условия применения и способы использования активных средств сложной технической системы. В этом смысле в задачах исследования операций, где происходит поиск лучшей стратегии, показатели качества можно рассматривать как максимально возможные значения показателей эффективности в реальных условиях эксплуатации, то есть как потенциально достижимые показатели эффективности сложной технической системы в идеальных условиях применения и идеальной стратегии применения активных средств операции.

Безразмерные показатели эффективности, как правило, выражают степень соответствия реального результата операции требуемому или потенциально возможному результату для заданных стратегий и условий.

Степень соответствия реального результата операции требуемому результату называют ***эффективностью операции***.

Примеры безразмерного показателя эффективности космической системы наблюдения [15]:

- вероятность обеспечения в течение времени активного существования космического аппарата суточного относительного выходного эффекта космической системы не ниже заданного;

- коэффициент сохранения эффективности - отношение значения показателя эффективности использования объекта по назначению за определенную продолжительность эксплуатации к номинальному значению этого показателя, вычисленному при условии, что отказы в течение того же периода времени не возникают.

На рис. 5.2 представлена схема, иллюстрирующая влияние условий применения и способов использования активных средств в операции на эффективность космической системы наблюдения.

Существует иной подход к определению качества и эффективности [6]. Согласно этому подходу требования, предъявляемые к космическим системам (или аппаратам) наблюдения условно можно разделить на две группы:

- требования (ограничения), определяющие ***пригодность*** системы к выполнению своего целевого назначения;

- требования, определяющие выполнение системой или аппаратом заданных функций с ***максимальным эффектом*** с ограничениями по затратам массы и других ресурсов (финансовых, трудовых, временных и т.п.) на достижение этого эффекта.

Требования первой группы, как правило, должны задаваться в форме ограничений, а требования второй группы – в форме экстремума (минимума или максимума) показателя, характеризующего эти требования.

Требования первой группы, как правило, относят к категории *качества,* а требования второй группы - к категории *эффективности* космической системы или космического аппарата наблюдения.

То есть разделение показателей КСН, характеризующих ее работу по целевому назначению, на показатели *качества* и *эффективности,* является условным и зависит от решаемой проектной задачи.

В качестве показателей ***эффективности*** мы можем выбрать любой из приведенных в ТТТ показателей качества, если будем стремиться улучшать эти показатели.



Рис. 5.2. Влияние на эффективность космической системы наблюдения условий применения и способов использования активных средств

Например, часто ставится задача спроектировать систему с повышенной производительностью. Тогда вместо показателя качества "производительность" следует рассматривать показатель эффективности с тем же названием – "производительность".

Управление есть процесс формирования рационального (ра-

зумно обоснованного) поведения системы в операции.

Основная цель управления состоит в том, чтобы обеспечить максимальную эффективность использования активных средств в операции при решении поставленной задачи (при достижении цели).

Целью *исследования эффективности* операции может явиться выработка рекомендаций лицу, принимающему решения, для рационального выбора стратегий, обеспечивающих с его точки зрения успешный исход операции.

5.2. Схемы операций

Приведем методический подход к исследованию операций, который представлен в работе [7].

На рис. 5.3 приведена общая схема операции для исследуемой системы *S*.

На этом рисунке введены следующие обозначения:

S_A и S_B - соперничающие подсистемы в рассматриваемой системе S_0;

C_A, C_B - ресурсы систем А и В соответственно;

A_0 - цель операции с точки зрения стороны А;

X - множество входных факторов;

Y — пространство выходной переменной;

Z - состояние системы во множестве всех возможных состояний;

U - множество управляющих воздействий системы S_A;

V - множество управляющих воздействий системы S_B;

T - текущее время;

t и *t-1* - индексы в состояниях и управляющих воздействиях системы, соответствующие текущему и предыдущему времени анализа;

Λ - множество неопределенных или случайных факторов (поведенческих Λ_E, природных Λ_Q);

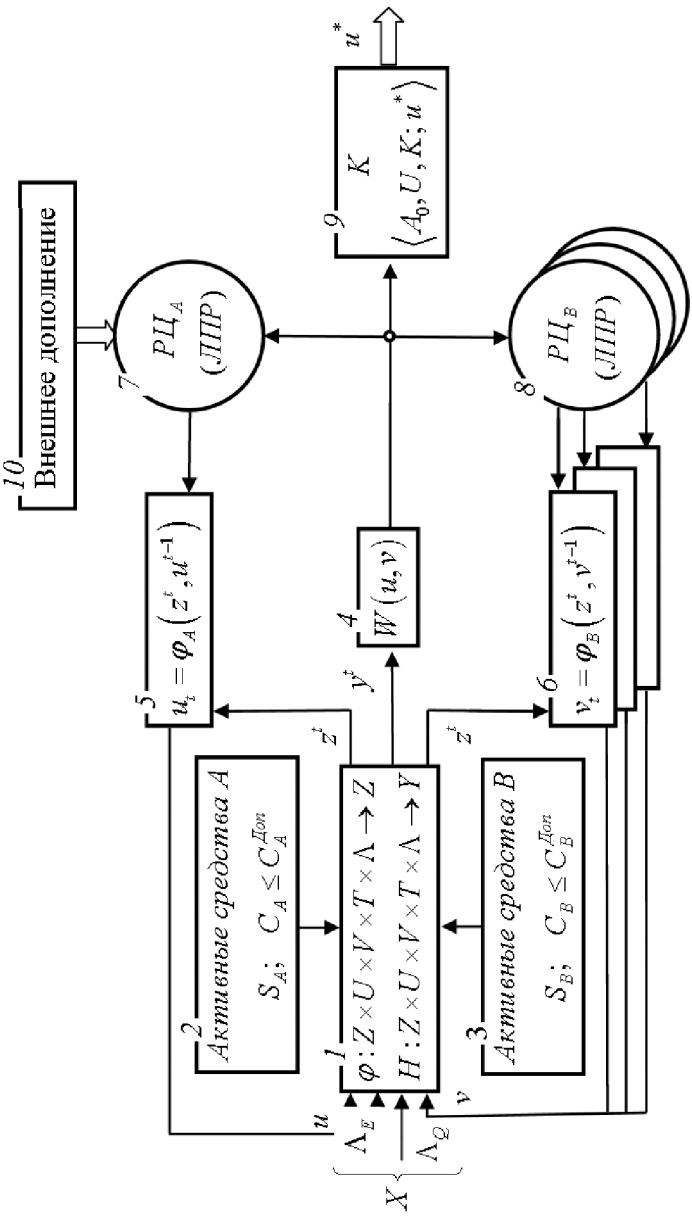


Рис. 5.3. Общая схема операции

РЦ - распорядительные центры ($РЦ_A$ и $РЦ_B$);

φ - оператор перехода;

H - оператор выхода;

$W(u, \mathrm{v})$ - показатели эффективности операции;

K - критерий эффективности операции.

Функционирование системы есть процесс смены состояний. В каждый момент времени система может находиться только в одном состоянии. Состояние S_0-системы и внешней среды в определенный момент времени называют ситуацией или обстановкой операции. Совокупность факторов, существенно влияющих на изменение обстановки (обусловливающих ее), называют условиями обстановки.

Процесс функционирования системы в общем случае может рассматриваться как процесс изменения ее состояний во множестве Z всех возможных состояний.

Блок 1 отображает операторы перехода и выхода.

Операторы перехода и выхода могут быть символически записаны в виде соответствий.

Символическое описание оператора перехода в виде соответствий

$$\varphi: Z \times U \times V \times T \times \Lambda \to Z \qquad (5.1)$$

означает, что система из состояния Z после управляющих воздействий U и V, а также в процессе изменения времени T и при влиянии случайных факторов Λ переходит в новое состояние Z.

Символическое описание оператора выхода в виде соответствий

$$H: Z \times U \times V \times T \times \Lambda \to Y \qquad (5.2)$$

означает, что та же система при той же эволюции получает новое значение выходной переменной Y.

Активные средства лица, принимающего решения, (ЛПР) отражены на схеме блоком 2.

Обычно на каждый вид ресурсов накладываются ограничения в виде неравенств $C_i^u \le C_{i0}^u (i = 1,\ 2, ..., m)$.

Активные средства других субъектов системы отображены совокупностью блоков 3.

В блоке 4 формируется показатель эффективности операции $W(u, \mathrm{v})$.

Стратегии лица, принимающего решения, и других субъектов системы вырабатываются соответственно в блоке 5:

$$u_t = \varphi_B\left(Z^t, u^{t-1}\right);$$

и в группе блоков 6:

$$u_t = \varphi_A\left(Z^t, \mathrm{v}^{t-1}\right).$$

Блок 7 отображает основной распорядительный центр (лицо, принимающее решение - ЛПР). Остальные распорядительные центры отражены серией блоков 8.

Блок 9 отображает критерий эффективности $K = \left\langle A_0, U, K;\ u^* \right\rangle$. В этом блоке формируется задача принятия решения $\left\langle A_0, U, K; u^* \right\rangle$, которая формулируется следующим образом: выбрать рациональную стратегию u^* из множества допустимых стратегий U, используя критерий K при сформулированной цели операции A_0 и предполагаемых действиях других субъектов системы, отражаемых их стратегиями.

Блок 10 формирует внешнее дополнение для задачи принятия решения. Этот блок не входит непосредственно в S_0-систему.

В общем случае можно допустить, что каждый субъект системы пользуется своим показателем эффективности, отражающим его интересы в операции.

Критерий эффективности K, которым пользуется ЛПР, формируется на основе определенных принципов принятия решений с учетом стремлений других субъектов системы к достижению своих целей в операции. Эти принципы принятия решений при использовании векторного показателя эффективности рассматриваются с использованием теории игр:

$$\left(W^{\omega}(u,v), W^{\alpha}(u,v), W^{\alpha\beta}(u,v), \ldots, W^{\alpha\beta\gamma}(u,v)\right)^T.$$

В частных случаях, когда лицо, принимающее решение, не испытывает противодействия, задача исследования операций существенно упрощается. На рис. 5.4 приведена частная схема операции

без противодействия. Обозначения на этой схеме такие же, как обозначения на рис. 5.3.

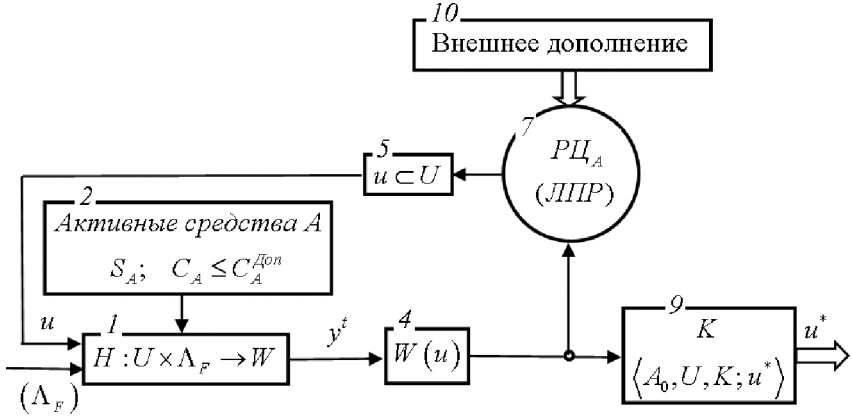


Рис. 5.4. Частная схема одноэтапной операции

5.3. Моделирование операций

Модели для исследования операций, как правило, состоят из многих частных моделей, которые объединяются в единую комплексную модель с помощью специального алгоритма.

В качестве частных моделей могут использоваться следующие модели:

- в виде функций;
- в виде дифференциальных уравнений;
- в виде интегральных зависимостей;
- статистические;
- сетевые;
- логические;
- вероятностные;
- имитационные и др.

Кроме того, сложные модели могут быть комбинированными (на основе комбинаций перечисленных выше моделей), а также могут быть представлены в виде алгоритма (алгоритмические модели).

Самыми экономичными с точки зрения скорости вычислений являются аналитические модели. Однако для оценки показателей эффективности космических аппаратов наблюдения они имеют ограниченное применение, так как не позволяют адекватно оценивать показатели эффективности КС с учетом большого количества проектных параметров КА наблюдения и комплексного воздействия основных факторов эксплуатации, влияющих на эти показатели.

Модели в виде дифференциальных уравнений и в виде интегральных зависимостей, как правило, недостаточно экономичны, однако без них часто невозможно обойтись и они широко используются в качестве отдельных элементов операций.

Статистические модели основаны на сборе и обработке статистических данных и построении функциональных зависимостей между исследуемыми параметрами сложной технической системы. Такого рода модели, как правило, просты, но применимы только в диапазонах значений переменных, для которых использовалась статистика.

Сетевые модели используются, как правило, на начальных этапах разработки белее сложных моделей и позволяют формализовать довольно сложные взаимосвязи в модели операций. В качестве примеров на рис. 5.5 и 5.6 приведены простейшие сетевые модели операций применительно к целевому функционированию космического аппарата наблюдения.

Логические функции можно использовать, например, для ответа на следующие вопросы. Достигнута ли цель операции, состоящей из частных операций (да-нет)? Прошли ли все команды на включение тех или иных устройств сложной технической системы? Сохранится ли работоспособное состояние системы при отказах некоторых элементов этой системы?

Логическая функция для сетевой модели, представленной на рис. 5.6, будет выглядеть следующим образом:

$$Y = x_{12}x_{23}x_{34}x_{45} \vee x_{16}x_{67}x_{72}x_{23}x_{34}x_{45} \vee$$
$$\vee x_{16}x_{68}x_{89}x_{92}x_{23}x_{34}x_{45} \vee x_{16}x_{610}x_{1011}x_{115}, \qquad (5.3)$$

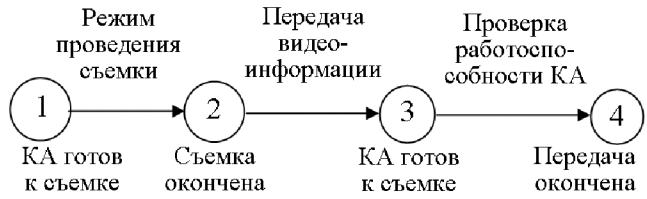


Рис. 5.5. Простейшая сетевая модель операции по получению видеоинформации при работе космического аппарата в штатном режиме



Рис. 5.6. Сетевая модель целевой работы космического аппарата наблюдения с противодействием

где знаком $\vee$ обозначена операция дизъюнкции рассматриваемых событий. Операции конъюнкции между рассматриваемыми событиями, как и знаки умножения в выражениях обычной алгебры, опущены.

Вероятностные функции используются довольно часто в моделях операций и используются для оценки вероятностных характеристик анализируемой системы. Модели в виде вероятностных функций можно разрабатывать независимо от других моделей. Но можно получать такие модели на основе логических функций.

Например, используя методы логико-вероятностных функций, можно перейти от логической функции (5.3) к вероятностной функции:

$$P(Y) = P(x_{12}x_{23}x_{34}x_{45} \vee x_{16}x_{67}x_{72}x_{23}x_{34}x_{45} \vee \vee x_{16}x_{68}x_{89}x_{92}x_{23}x_{34}x_{45} \vee x_{16}x_{6,10}x_{10,11}x_{11,5}). \qquad (5.4)$$

Методы перехода от логических функций к вероятностным изучаются студентами в рамках дисциплины «Надежность космических аппаратов» [20].

Имитационное моделирование

Для оценки показателей целевой эффективности сложных технических систем в настоящее время наибольшее распространение получило так называемое имитационное моделирование [3, 9, 12, 17]. Суть этого метода заключается в том, что через определенные промежутки времени в течение всего срока активного существования отслеживается состояние бортовых систем КА и периодически оцениваются показатели эффективности КС. При этом учитываются:

время полета (витки, сутки, месяцы, годы);

типы орбит (круговые солнечно-синхронные, эллиптические);

параметры орбиты;

условия съемки объектов по углу Солнца над горизонтом;

типовые циклограммы работы КА (периодические повороты корпуса КА в процессе целевой работы и в процессе подготовки к ней);

угол между поверхностью панели СБ и направлением на Солнце;

программы работы обеспечивающей аппаратуры;

запас электроэнергии в буферных батареях и т.п.

Как правило, модели для исследования операций состоят из многих частных моделей, которые объединяются в единую комплексную модель с помощью специального алгоритма. В процессе расчета результатов операции частные модели «подключаются» в определенные моменты времени и используют в общем случае исходные данные, меняющиеся в зависимости от текущего (в процессе расчета) времени и состояний тех или иных элементов системы, а также в зависимости от случайных факторов, воздействующих на исследуемую систему.

Основная трудоемкость при моделировании операций заключается в разработке моделей для оценки состояния системы в текущий момент времени (см. оператор перехода (2.1)) и для оценки результата операции - показателей целевой эффективности (см. оператор выхода (2.2)). Поэтому в настоящей работе в связи со сложностью устройства и функционирования космической системы наблюдения, космического аппарата и бортовых систем с учетом реальных условий полета и влияния состояния бортовых систем на показатели эффективности космической системы выбран метод имитационного моделирования целевой работы космического аппарата. В качестве частных моделей используются различные типы моделей, представленные выше.

5.4. Достоверность результатов, полученных с использованием разработанных моделей

Достоверность результатов, полученных с использованием разработанных моделей, алгоритмов и программного обеспечения, в полной мере может быть обеспечена лишь в процессе длительного их совершенствования и применения указанных продуктов в практике проектирования космических систем и аппаратов.

На начальных стадиях использования разработанных продуктов достоверность результатов расчета подтверждается с помощью:

- сравнения результатов расчета по разработанным программным продуктам с результатами расчета, полученными из натурных экспериментов;

- сравнения результатов расчета по разработанным программным продуктам с результатами расчета, полученными другими методами (например, с аналитическим решением для частных случаев);

- использования проверенных (классических) формул, фундаментальных законов;

- подтверждения адекватности (соответствия действительности) используемых математических моделей, алгоритмов, программного обеспечения и отдельных результатов расчета;

- проведения испытаний (тестирования) программных продуктов для различных исходных данных и сравнения этих результатов с имеющимися данными, в том числе и данными, опубликованными в научной литературе.

В качестве показателей адекватности обычно используют следующие показатели:

- границы области использования параметров модели, алгоритмов и программного продукта;

- точность (ошибки) моделирования как частных задач, так и всех моделей в комплексе;

- чувствительность выходных результатов, полученных с помощью разработанных моделей, к изменению тех или иных параметров (если результаты мало изменяются при изменении параметра на максимально возможную величину, то такие параметры следует исключить из основных проектных параметров).

Кроме того, адекватность может проверяться с помощью качественных показателей, таких как:

- непротиворечивость физическому смыслу изменения результатов при варьировании отдельных параметров (например, при уменьшении моментов инерции КА должны возрастать динамические характеристики);

- предсказуемость поведения в особых точках проектных переменных (например, отсутствие возможности съемки, если плоскость орбиты перпендикулярна направлению на Солнце) с возможностью проверки результатов расчета именно в таких точках;

- устойчивость результатов, полученных с помощью программного продукта при многократных запусках с одинаковыми исходными данными;

- устойчивость работы программного продукта при длительном расчете (отсутствие сбоев, например, в течение многих суток).

Кроме того, визуализация некоторых процессов, которые рассчитываются с помощью разработанных программных продуктов, представляет еще одну уникальную возможность проверки адекватности моделей. Например, прорисовка трасс в динамике, зон захвата объекта съемки аппаратурой зондирования, зон захвата спутника станциями НППИ, визуализация наклонения корпуса КА в процессе проведения съемки, визуализация затенения БС, прорисовка тени, солнечного «пятна» с последующим сопоставлением расчетных данных с видеоданными.

5.5. Основные проектные параметры космических систем и аппаратов наблюдения

На реальный полет космического аппарата оказывает влияние громадное количество факторов и все их учесть в имитационной модели не представляется возможным, так как в этом случае модель будет перегружена деталями, мало влияющими на общий результат расчета. Кроме того, «погоня» за учетом всех факторов приводит к потере скорости расчета и не перестает отвечать требованиям оперативности получения результатов, необходимых для разработки рабочей документации.

Поэтому одной из важных задач моделирования поставленной задачи является выбор так называемых основных проектных параметров, то есть параметров, влияющих на результаты расчета в наибольшей степени.

Выбор основных проектных параметров является непростой задачей. С одной стороны, желательно до предела упростить расчетные модели, а с другой – не упустить существенные детали.

Выбор основных проектных параметров может осуществляться на основе аналитического анализа частных аналитических моделей, если таковые имеются или разработаны (см., например, выбор основных проектных параметров ракет-носителей [18]). Выбор ос-

новных проектных параметров может осуществляться также на основе анализа чувствительности частных моделей, то есть на основе анализа степени влияния изменения проектных параметров космического аппарата на показатели эффективности космической системы по результатам численных экспериментов. Поэтому основные проектные параметры впоследствии могут корректироваться по результатам численных экспериментов, если результаты окажутся недостаточно чувствительными к изменению этих параметров.

5.6. Основные ограничения и допущения

В данной работе для уменьшения размерности решаемой задачи введены некоторые ограничения и допущения, которые также впоследствии могут корректироваться по результатам численных экспериментов, если результаты окажутся недостоверными.

Основные ограничения

1. Высота орбит – не более 2000 км.

2. Предельный угол наклонения оптической оси оптико-электронного телескопического комплекса к направлению на надир не более 60 градусов.

3. Линейный размер зоны захвата одним кадром не более 40 км.

4. Пополнение электричества на борту КА от БС в тени не происходит.

5. На освещенном участке траектории при отсутствии целевой работы КА ориентируется плоскостью БС перпендикулярно направлению на Солнце.

6. Целевая работа КА возможна при угле Солнца над горизонтом снимаемого объекта не менее 10 градусов.

7. Прием видеоинформации с борта КА на наземные пункты приема информации (НППИ) возможен, если обеспечена «видимость» спутника с НППИ.

Основные допущения

1. Форма Земли – сферическая, однако для расчета параметров орбит используются уравнения эллиптического движения с периодической коррекцией расчетных значений долготы восходящего

узла (прецессии орбиты) и аргумента перигея в процессе длительного полета, вызванных несферичностью Земли (учитываются вековые возмущения от второй зональной гармоники в разложении геопотенциала).

2. Для расчета эволюции долготы восходящего узла (прецессии орбиты) и эволюции аргумента перигея в процессе длительного полета учитывается несферичность Земли (учитываются вековые возмущения первого порядка).

3. Влиянием аэродинамических верхних слоев атмосферы на исследуемых орбитах пренебрегаем.

4. Для расчета характеристик «захвата» объектов наблюдения аппаратурой зондирования КА кривизной Земли пренебрегаем, так как высота полета КА относительно радиуса Земли невелика.

5.7. Состав моделей для исследования целевых показателей эффективности космических систем наблюдения

Модели для оценки целевых показателей эффективности космических систем наблюдения включают в себя следующие модели:

-модели движения космического аппарата КА;

- модели для оценки показателей периодичности наблюдения;

- модели для оценки показателей детальности наблюдения;

- модели для оценки показателей оперативности доставки информации;

- модели для оценки показателей производительности.

- модели для оценки условий применения космических аппаратов в процессе проведения съемок;

- модели для оценки влияния активных средств управления на результаты в операции и др.

Все эти модели рассматриваются в соответствующих разделах. Причем модели и алгоритмы их реализации для сокращения объема материала рассматриваются параллельно.

6. МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЕТАЛЬНОГО И ОПЕРАТИВНОГО НАБЛЮДЕНИЯ

6.1. Космическая система с несколькими космическими аппаратами наблюдения

Космическая система наблюдения в общем случае может содержать несколько космических аппаратов наблюдения. Причем разные спутники могут иметь одинаковые или различные целевые характеристики. Орбиты этих спутников могут быть круговыми или эллиптическими. Причем часть спутников может иметь, например, круговые орбиты, а часть - эллиптические. Эти орбиты могут отличаться по нескольким параметрам. Поэтому имеется множество вариантов построения космической системы, имеющей несколько спутников наблюдения.

Рассмотрим наиболее простые схемы построения орбит космической системы, состоящей из двух КА детального наблюдения.

1. Оба спутника движутся по круговым солнечно-синхронным орбитам с одинаковыми параметрами высоты и плоскости наклона орбиты. Возможны варианты:

- спутники движутся в одной плоскости, эти спутники разнесены по дуге орбиты, например на 180 градусов (чтобы имелась возможность наблюдать смежные по долготе районы поверхности Земли), как это схематично показано на рис. 6.1 *а*;

- спутники движутся в разных плоскостях, углы долготы восходящих узлов орбиты отличаются (см. рис. 6.1 *б*).

2. Оба спутника движутся по эллиптическим орбитам, плоскости этих орбит совпадают. Линии апсид (прямые, проходящие через точки перигея и апогея орбиты) также совпадают. Возможны следующие варианты:

- перигеи этих орбит совпадают, спутники разнесены по орбите, чтобы имелась возможность наблюдать смежные по долготе районы поверхности Земли (см. рис. 6.1 *в*);

- перигеи орбит спутников находятся на линии апсид, но диаметрально противоположны по отношению к Земле, как это схематично показано на рис. 6.1 *г*.

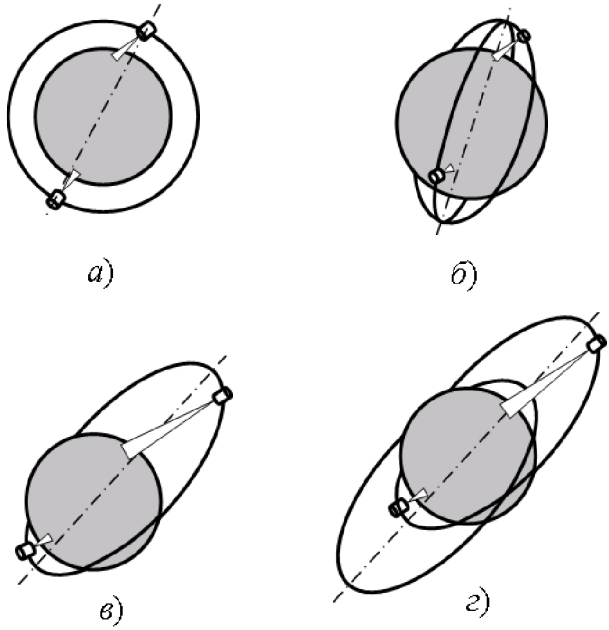


Рис. 6.1. Схемы построения космической системы, состоящей из двух КА наблюдения

Возможны и другие схемы построения орбит отдельных спутников в космической системе наблюдения.

Выбор количества спутников в космической системе наблюдения, имеющих различную целевую аппаратуру, с учетом возможных комбинаций параметров орбит отдельных спутников, осуществляется на основе постановки и решения многокритериальных задач, учитывающих сразу несколько показателей целевой эффективности космической системы.

Моделирование движения космических аппаратов в космической системе наблюдения, состоящей из нескольких спутников, производится на основе моделирования движения одного спутника. Надо только задать начальные условия движения космических ап-

паратов. Поэтому далее рассмотрим моделирование движения одного спутника.

6.2. Параметры орбит космических аппаратов наблюдения

Орбиты космических аппаратов детального наблюдения, как правило, не превышают высоты 2000 км. Орбиты могут быть круговые и эллиптические. Положение КА на орбите иллюстрируется рисунком 6.2 и характеризуется следующими параметрами:

Ω — долгота восходящего узла;

i — наклонение;

ω — аргумент перигея;

ϑ — истинная аномалия точки P;

$П$ — перигей орбиты.

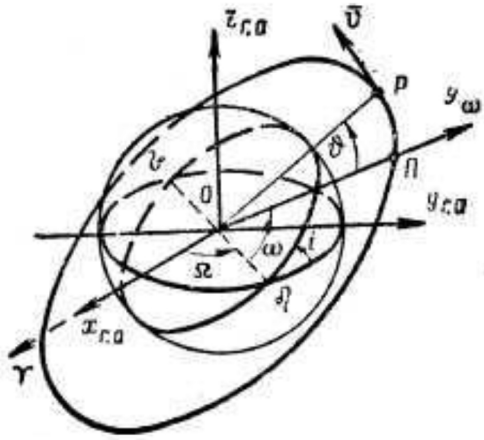


Рис. 6.2. Элементы орбиты в пространстве

Напомним определение некоторых параметров орбит космических аппаратов.

Ω - долгота восходящего узла — угол, расположенный в экваториальной плоскости и отсчитываемый от направления на точку весеннего равноденствия γ (знак Овен, ось Ox) до линии узлов, т. е. линии пересечения плоскости орбиты с плоскостью экватора; вос-

ходящим узлом орбиты называют точку, в которой тело переходит из южного полушария в северное; противоположная точка называется нисходящим узлом.

i — наклонение орбиты — двугранный угол между плоскостью орбиты и плоскостью экватора, отсчитываемый от плоскости экватора против хода часовой стрелки для наблюдателя, находящегося в точке восходящего узла.

ω — аргумент перигея — угловое расстояние перицентра $П$ от восходящего узла, отсчитываемое в плоскости орбиты в направлении движения.

ϑ — истинная аномалия - это угол, отсчитываемый от направления на точку перигея орбиты.

Кроме того, для учета изменения аргумента перигея орбиты во времени используются следующие параметры:

τ — момент прохождения КА через перицентр;

u — аргумент широты — центральный угол, отсчитываемый в плоскости орбиты в направлении движения от восходящего узла до радиуса-вектора движущейся точки P.

Аргумент широты связан с аргументом перигея и истинной аномалией следующим соотношением:

$$u = \omega + \vartheta.$$

Элементы орбиты на плоскости показаны на рис. 6.3.

Положение КА на орбите (точка Р на схеме) можно определить, зная следующие параметры:

r — радиус-вектор, направленный из притягивающего центра в движущуюся точку P;

ϑ — истинная аномалия;

p — фокальный параметр (расстояние от фокуса орбиты до точки пересечения орбиты с перпендикуляром к большой полуоси эллипса);

e — эксцентриситет (отношение расстояния между центром орбиты О' и ее фокусом О к большой полуоси).

Уравнение эллиптической орбиты в полярных координатах выглядит следующим образом:

$$r = \frac{p}{1 + e \cdot \cos\vartheta}.$$

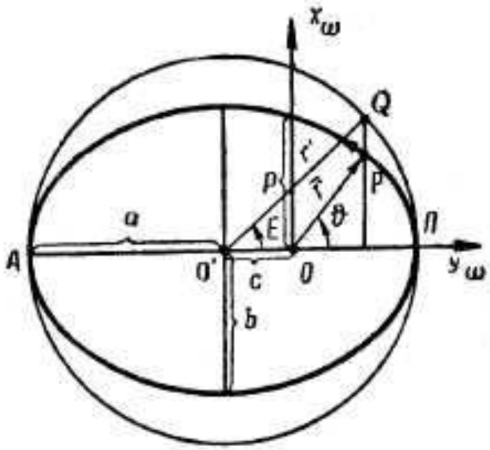


Рис. 6.3. Элементы орбиты на плоскости

Кроме приведенных параметров, для определения местоположения космического аппарата на орбите используют следующие параметры:

a — большая полуось (среднее расстояние движущейся точки от притягивающего центра);

b — малая полуось орбиты;

c — половина расстояния между фокусами орбиты;

r_π - радиус перицентра орбиты - минимальное расстояние от притягивающего центра до точки орбиты с минимальной ее высотой;

r_α - радиус апоцентра орбиты - минимальное расстояние от притягивающего центра до точки орбиты с максимальной ее высотой.

Приведенные параметры эллиптических орбит связаны следующими соотношениями:

$$a = \frac{r_\pi + r_\alpha}{2};$$

$$r_\pi = a(1-e);$$

$$r_\alpha = a(1+e);$$

$$p = a\left(1 - e^2\right).$$

В некоторых случаях при расчете положения космического аппарата на орбите пользуются следующими параметрами, позволяющими в некоторых случаях упростить расчеты:

E — эксцентрическая аномалия — угол, отсчитываемый от положительного направления оси Oy_ω до радиуса r' вспомогательной окружности, проведенного в точку пересечения Q окружности с перпендикуляром к оси Oy_ω, проходящим через движущуюся точку P на эллипсе;

M — средняя аномалия — угол, который составит радиус-вектор $\bar{r}$ с положительным направлением оси Oy_ω в том случае, если бы он двигался равномерно с угловой скоростью $n = \sqrt{\mu/a^3}$, которую называют иногда средним движением.

6.3. Солнечно-синхронные орбиты

Наибольшее распространение для КА высокодетального наблюдения получили солнечно-синхронные орбиты. У таких орбит угловая скорость прецессии (векового ухода восходящего узла орбиты $\Delta\Omega$) равна угловой скорости поворота радиуса-вектора Земли относительно Солнца, как это схематично показано на рис. 6.4.

Угловая скорость прецессии таких орбит составляет приблизительно 0,98565° в сутки. На схеме угол ψ - это угол между линией «Солнце - Земля» и линией, соединяющей точки пересечения орбиты с плоскостью орбиты Земли. Этот угол остается неизменным в процессе полета КА в течение нескольких лет. Наклонение плоскости орбиты i солнечно-синхронных орбит всегда больше $\pi/2$. Только в этом случае может быть обеспечено заданное угловое направление прецессии орбиты.

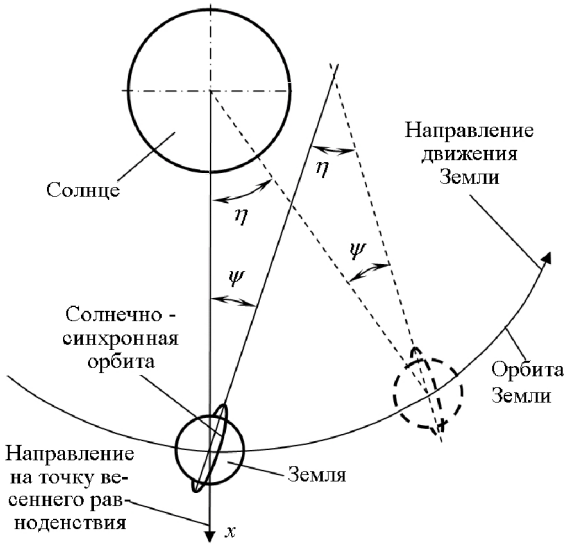


Рис.6.4. Схема солнечно-синхронной орбиты

Для солнечно-синхронных орбит высота орбиты связана с наклонением плоскости орбиты следующим выражением [52]:

$$\cos(i) = \frac{\mu \cdot p^2 (2\pi - T_c \cdot \omega_з)}{2\pi \cdot \varepsilon \cdot N},$$

где i - наклонение орбиты;

$\mu = 398600$, $км^3 / с^2$ – гравитационный параметр Земли;

p - фокальный параметр орбиты;

$T_C = 86400,$ $с$ – длительность средних солнечных суток;

$\omega_з = 0,729211 \cdot 10^{-4}\ с^{-1}$ - угловая скорость вращения Земли;

$\varepsilon = 0,003352$ - постоянная сжатия Земли (отношение разности между большой полуосью и малой полуосью к большой полуоси земного сфероида);

N - количество витков КА вокруг Земли в течение суток.

Фокальный параметр Земли для круговой орбиты равен

$$p = R_З + H\ ,$$

где $R_З = 6371\ км$ - средний радиус Земли;

H - высота полета КА.

Количество витков вокруг Земли в течение суток определяется по следующей формуле:

$$N = \frac{T_C}{T}\ ,$$

где T - период одного витка на орбите.

Период одного витка на орбите определяется по следующей зависимости:

$$T = \frac{2\pi\left(R_Ç + H\right)^{3/2}}{\sqrt{\mu}}\ .$$

Количество витков вокруг Земли в течение суток в общем случае может быть не целым. Параметры солнечно-синхронных орбит нельзя выбирать произвольно. Можно подобрать параметры орбиты, например так, чтобы трассы полета КА через определенное количество суток (k) повторялись (совпадали с предыдущими трассами). Такие орбиты называют кратными. Некоторые параметры кратных солнечно-синхронных орбит представлены в табл. 6.1.

Табл.6.1

Некоторые параметры кратных солнечно-синхронных орбит [11]

N	k=1			k=3			k=5		
	T, ч	H, км	i, град.	T, ч	H, км	i, град.	T, ч	H, км	i, град.
16	1,500	282	96,581	1,565	473	97,267	1,579	513	97,424
15	1,600	574	97,656	1,674	788	98,517	1,690	833	98,708
14	1,714	901	99,004	1,800	1142	100,100	1,818	1197	100,343
13	1,846	1270	100,722	1,946	1543	102,150	1,967	1600	102,460
12	2,000	1689	102,959	2,118	2002	104,850	2,143	2068	105,382
11	2,182	2170	105,946	2,322	2533	108,500	2,353	2611	109,133
10	2,400	2730	110,068	2,571	3159	113,767	2,609	3250	114,650
9	2,687	3392	116,026	2,880	3906	121,600	2,927	4018	123,050
8	3,000	4190	125,279	3,272	4814	134,983	3,333	4958	137,600
7	3,429	5173	142,007	3,789	5970	175,077	-	-	-

Преимущество солнечно-синхронных орбит заключается в том, что космический аппарат пролетает на фиксированной широте наблюдения в одно и то же время суток. При этом освещенность объектов наблюдения не изменяется от витка к витку.

6.4. Трассы полета, зоны обзора и полосы захвата космических аппаратов наблюдения

Трасса полета КА - геометрическое место точек на поверхности Земли, над которыми в каждый фиксированный момент времени находится КА в зените.

Зона обзора аппаратуры зондирования КА в фиксированный момент времени представляет собой круг на поверхности Земли, точнее – сегмент сферической поверхности, ограниченный окружностью с максимальным радиусом, равным радиусу зоны обзора аппаратуры наблюдения с заданной детальностью. Трасса полета и зона обзора аппаратуры зондирования КА показаны на рис. 6.5.

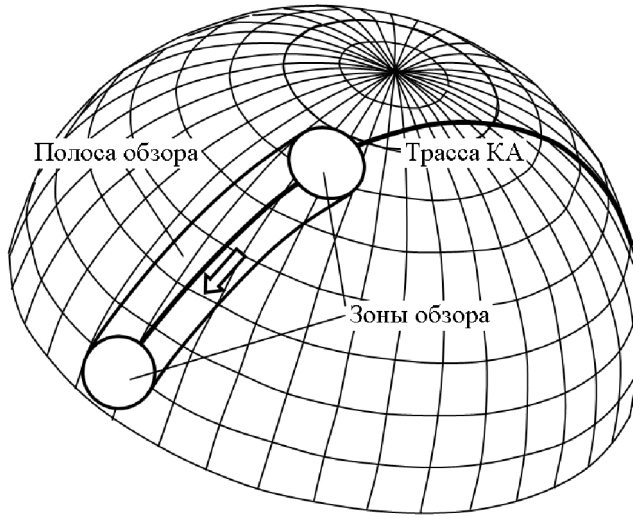


Рис. 6.5. Трассы полета и зоны обзора КА наблюдения

В процессе полета космического аппарата зона обзора «движется» вместе с ним. Если объединить зоны обзора КА в процессе движения, то получим так называемую полосу обзора.

Трассы полета КА обычно показывают на плоской карте Земли в цилиндрической системе координат или на карте часовых поясов.

На рис. 6.6 представлена схема, иллюстрирующая попадание объекта наблюдения в зону обзора космического аппарата с использованием равномерной сетки по широте и долготе.

На этом рисунке цифрами обозначены трассы космического аппарата, соответствующие номерам витков. В процессе полета космического аппарата его трассы полета смещаются от витка к витку.

В качестве примера на рис. 6.7 показана схема сканирования земной поверхности космическим аппаратом «Лэндсат-1» [42]. Границы полос обзора показаны сплошными линиями.

На этом рисунке введены следующие обозначения: B - ширина полосы обзора; S - межвитковое расстояние по поверхности Земли (расстояние между соседними трассами). Межвитковое расстояние S для спутника «Лэндсат-1» равно 2874 км (а для спутника «Лэндсат-4» - 2752 км).

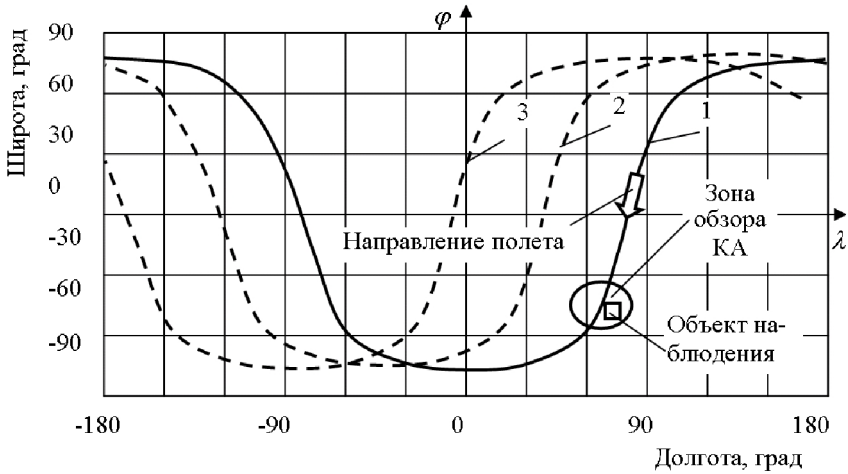


Рис. 6.6. Схема, иллюстрирующая попадание объекта наблюдения в зону обзора космического аппарата

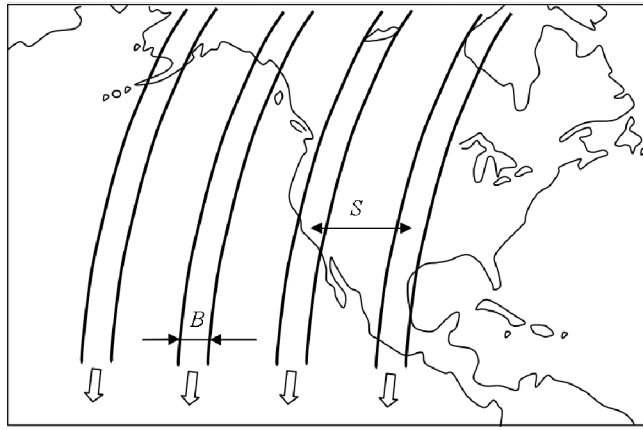


Рис. 6.7. Схема сканирования земной поверхности космическим аппаратом «Лэндсат-1»

6.5. Схемы заполнения межвиткового интервала витками различных суток при обзоре земной поверхности

Варьируя параметры орбиты, можно добиться того, чтобы трассы спутника в первые сутки полета и трассы спутника во вторые сутки полета совпадали. В этом случае принято считать, что кратность орбиты равна единице. Расстояние между трассами двух смежных витков спутника максимально на экваторе. Это расстояние уменьшается по мере удаления от экватора. Очевидно, что если на экваторе ширина полосы обзора меньше межвиткового расстояния, то между маршрутами окажется разрыв и перекрытие будет обеспечиваться, начиная с некоторой широты.

Для обеспечения поперечного перекрытия полос обзора параметры орбит спутника подбирают таким образом, чтобы трассы последующих суток проходили со смещением относительно трасс первых суток полета космического аппарата.

Если совпадают трассы спутника в первые и третьи сутки полета, то есть только через двое суток, то говорят, что кратность орбиты равна двум. В этом случае трассы вторых суток полета пройдут по середине между трассами первых и третьих суток полета, как это схематично показано на рис. 6.8.

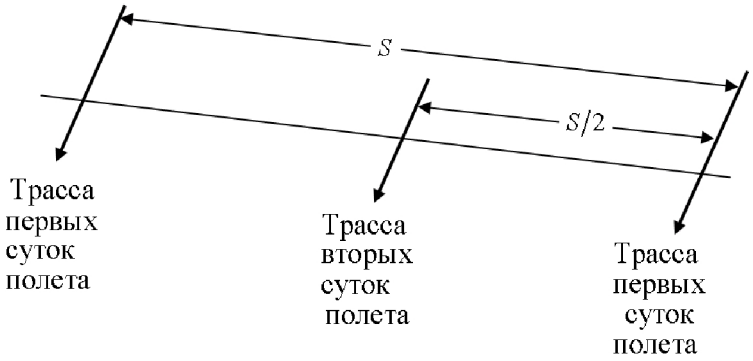


Рис. 6.8. Схемы, иллюстрирующие заполнение межвиткового интервала витками различных суток за период глобального обзора

На этом рисунке введены следующие обозначения: S — интервал между соседними витками трассы; $S/2$ - суточный сдвиг.

Кратность орбиты спутника может быть равной трем, четырем и т.д. Очевидно, что чем меньше ширина захвата, обеспечиваемая данной съемочной системой, тем больше должна быть кратность при заданном значении B ширины захвата съемочной системы, которое, в свою очередь, зависит от высоты съемки или числа оборотов спутника в сутки.

В общем случае кратность орбиты спутника может быть не целым числом. В этом случае целое число соответствует периоду глобального обзора спутника, а ежесуточное смещение трассы определяется дробной частью показателя кратности. Например, на рис. 6.9 представлена схема заполнения межвиткового интервала трассами различных суток для космического аппарата «Лэндсат-2» за период глобального обзора с кратностью орбиты $k = 14\,1/18$, а на рис. 6.10 - для космического аппарата «Лэндсат-4» с кратностью орбиты $k = 14\,7/16$.

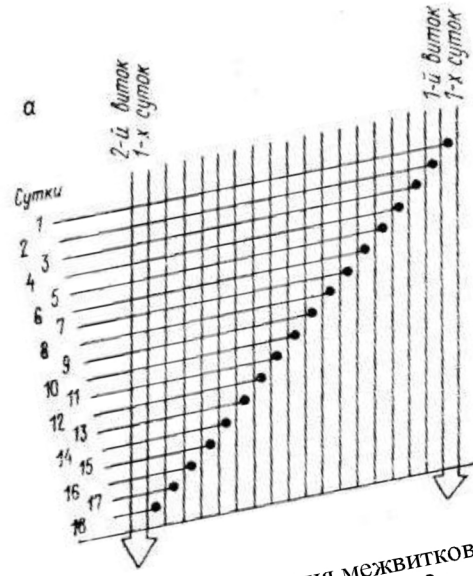


Рис. 6.9. Схема заполнения межвиткового интервала для КА «Лэндсат-2»

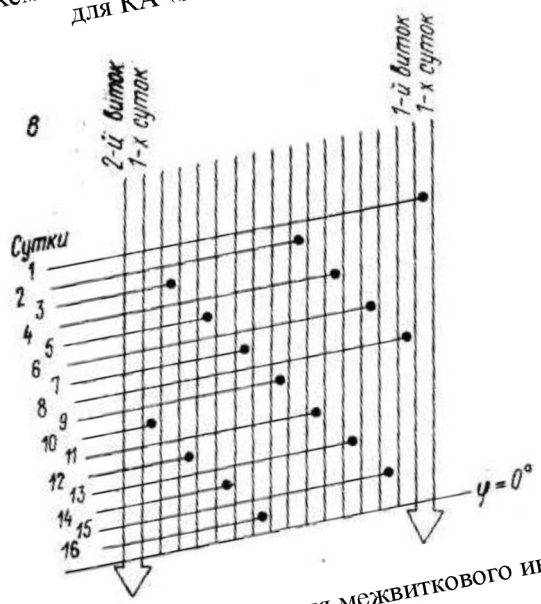


Рис. 6.10. Схема заполнения межвиткового интервала для КА «Лэндсат-4»

Если в космической системе наблюдения имеется несколько спутников наблюдения, то можно использовать орбиты каждого спутника с кратностью, равной единице, но трассы каждого спутника должны быть смещены относительно друг друга. Например, для двух спутников можно использовать однократные солнечно-синхронные орбиты с одинаковыми параметрами, но с трассами, сдвинутыми на половину межвиткового интервала.

6.6. Типы съемок

Для детальной аппаратуры наблюдения используют следующие типы съемок:

- съемка объектов небольших размеров (объектовая съемка);
- съемка протяженного объекта (маршрутная съемка);
- съемка большой площади (площадки) на разных витках полета (площадная съемка);
- съемка большой площадки на одном витке полета;
- мозаичная съемка.

6.6.1. Съемка объектов небольших размеров

Съемка объектов небольших размеров (объектовая съемка) - съемка отдельных объектов, расположенных друг от друга на расстоянии, значительно превышающем размеры ширины полосы захвата (см. рис. 6.11).

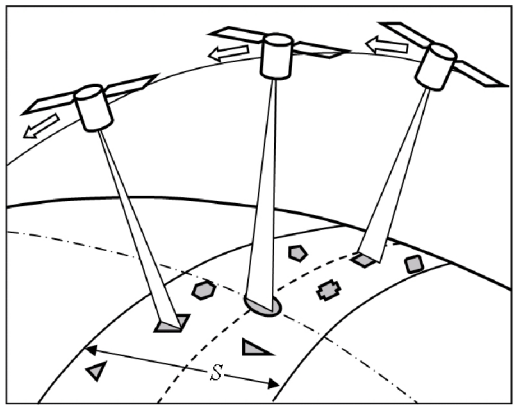


Рис. 6.11. Схема объектовой съемки за один виток

При объектовой съемке аппаратура наблюдения включается относительно редко. Основное время затрачивается на перенацеливание на объекты наблюдения, расположенные с отклонением от трассы полета КА, или на ожидание подлета к очередным объектам съемки. На этом и на последующих рисунках S - ширина полосы обзора, пунктирная линия - трасса космического аппарата.

Если количество объектов наблюдения в полосе обзора космического аппарата довольно большое, а возможностей системы управления движением относительно центра масс недостаточно для проведения съемки всех объектов на одном витке, то осуществляется предварительный выбор объектов наблюдения, которые космический аппарат успеет отснять.

Такой выбор может осуществляться по критерию максимального количества отснятых кадров с учетом приоритетов по отдельным объектам и обеспечением некоторых ограничений по качеству снимка, например, по углу наклона оптической оси к земной поверхности. Перенацеливание космического аппарата при объектовой съемке осуществляется за счет поворота по углам тангажа и крена. В результате выбора составляется программа съемки. На рис. 6.12 представлены возможные схемы съемки космического аппарата наблюдения при большом количестве объектов.

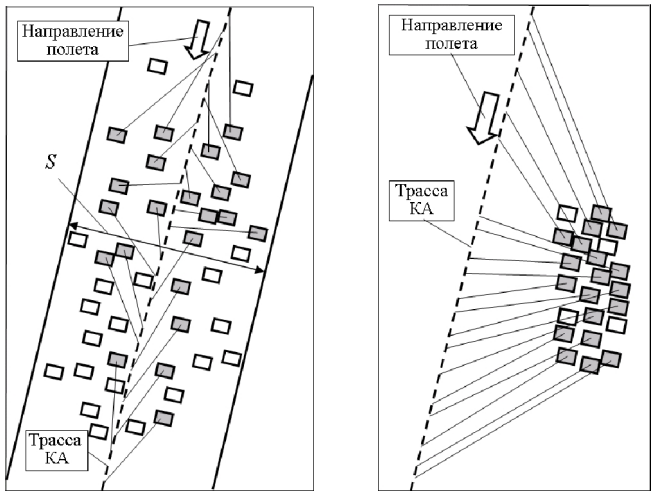


Рис. 6.12. Схемы перенацеливания КА наблюдения

Темными прямоугольниками показаны отснятые (или запланированные для съемки) объекты наблюдения, а светлыми - пропущенные объекты. Тонкими линиями показаны направления проекций оптической оси космического аппарата (или аппаратуры наблюдения) на снимаемый объект в процессе перемещения подспутниковой точки по трассе.

6.6.2. Съемка протяженного объекта

Съемка протяженного объекта (протяженного маршрута) - непрерывная съемка серии близко отстоящих друг от друга объектов или дорог, расположенных по направлению, близкому к направлению полета КА. Ширина наблюдаемого объекта при такой съемке меньше ширины полосы захвата. Схема такой съемки представлена на рис. 6.13. Перенацеливание космического аппарата при съемке протяженного маршрута осуществляется не только за счет поворота по углам тангажа и крена, но и по углу рыскания.

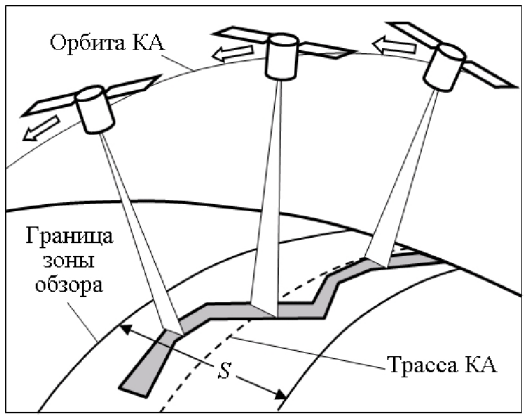


Рис. 6.13. Схема съемки протяженного маршрута

6.6.3. Съемка большой площади на разных витках полета

На рис. 6.14 показана схема съемки площади, которая не умещается в полосу захвата аппаратуры зондирования космического аппарата наблюдения, на различных витках (или сутках) полета космического аппарата. На этом рисунке B - ширина полосы захвата.

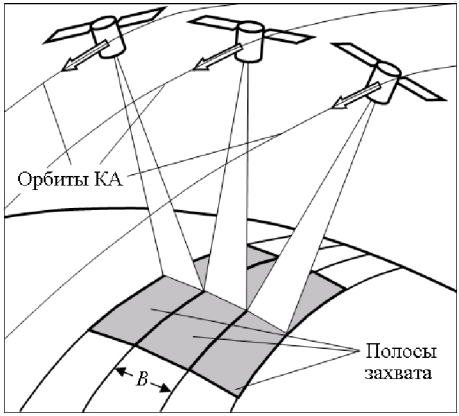


Рис. 6.14. Схема съемки площади
на различных витках полета КА

При съемке площади сначала снимают отдельные смежные маршруты и затем «склеивают» их. Этот тип съемки может быть реализован как при съемке смежных маршрутов на нескольких витках полета КА, так и при съемке смежных маршрутов на одном витке КА.

6.6.4. Съемка площадки на одном витке полета

Съемка за один виток полета космического аппарата площади, которая также не умещается в полосу захвата аппаратуры зондирования КА, может быть проведена с помощью сканирования смежных полос обзора в поперечном или продольном направлении по отношению к трассе.

На рис. 6.15 представлена схема съемки площадки с помощью поперечного сканирования смежных полос захвата.

Процесс сканирования площади осуществляется способом возвратно-вращательного движения (реверса) КА по углу крена и постепенного изменения (уменьшения) угла тангажа.

Следует заметить, что при съемке площадки с помощью поперечного сканирования смежных полос захвата линейка ПЗС фотоприемного устройства должна быть установлена в фокальной плоскости оптической системы вдоль направления полета (для осуществления сканирования поперек трассы полета космического аппара-

та). Поэтому перед съемкой площадки необходимо разворачивать космический аппарат относительно продольной оси (по углу рыскания) на 90 градусов. Алгоритм ориентации космического аппарата при этом значительно усложняется.

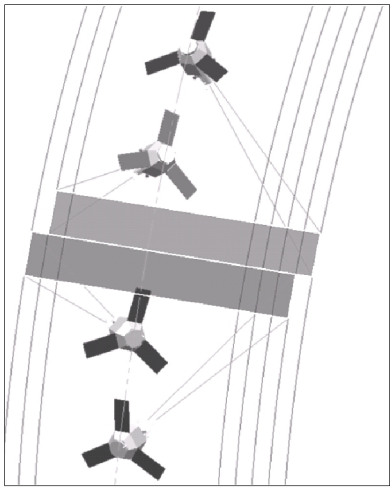


Рис. 6.15. Схема съемки площади на одном витке полета КА

На рис. 6.16 представлена схема съемки площадки с помощью продольного сканирования смежных полос захвата, при которой не требуется разворота космического аппарата на 90 градусов по углу рыскания.

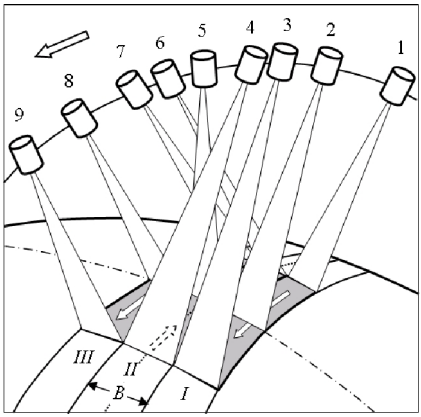


Рис. 6.16. Схема съемки площади на одном витке полета КА

Процесс сканирования площади осуществляется способом возвратно-вращательного движения (реверса) по углу тангажа и быстрого изменения угла крена при переходе сканирования от одной полосы захвата к другой.

Позиции 1, 2 и 3 на схеме соответствуют положению космического аппарата на орбите в моменты съемки полосы захвата I. Угол тангажа при съемке первой полосы захвата возрастает (полоса сканирования движется быстрее, чем КА движется по трассе). В момент окончания сканирования первой полосы захвата (позиция 3) космический аппарат разворачивается по углу крена для начала сканирования полосы обзора II (позиция 4). Сканирование второй полосы захвата производится в обратном направлении по отношению к направлению полета космического аппарата (позиции 4, 5 и 6). Угол тангажа при съемке второй полосы захвата уменьшается (полоса сканирования движется в направлении, противоположном полету КА). В позиции 6 космический аппарат заканчивает сканирование второй полосы захвата и начинает поворот по углу крена для начала сканирования третьей полосы захвата (позиция 7). Сканирование третьей полосы производится в том же направлении, что и полет космического аппарата (позиции 7, 8 и 9). Угол тангажа при съемке третьей полосы захвата, так же как и первой полосы захвата, возрастает (полоса сканирования движется быстрее, чем КА движется по трассе).

На рис. 6.17 показана та же схема съемки, но уже в другом ракурсе (вид сверху). На этом рисунке введены следующие обозначения:

I, II, III - первая, вторая и третья полосы обзора соответственно (стрелками показаны направления сканирования полос захвата);

1, 2, 3 - точки по шкале времени, соответствующие началу сканирования первой, второй и третьей полос обзора;

$1'$, $2'$, $3'$ - точки по шкале времени, соответствующие окончанию сканирования первой, второй и третьей полос обзора (интервалы времени сканирования первой, второй и третьей полос обзора соответственно будут следующими: $\left[t_1, t_1'\right]$, $\left[t_2, t_2'\right]$, $\left[t_3, t_3'\right]$);

4 - трасса космического аппарата;

5, и 7 - положение космического аппарата на трассе в моменты времени t_1, и $t_3^{'}$ соответственно;

6 - положение космического аппарата на трассе в средний момент времени между значениями t_1, и $t_3^{'}$.

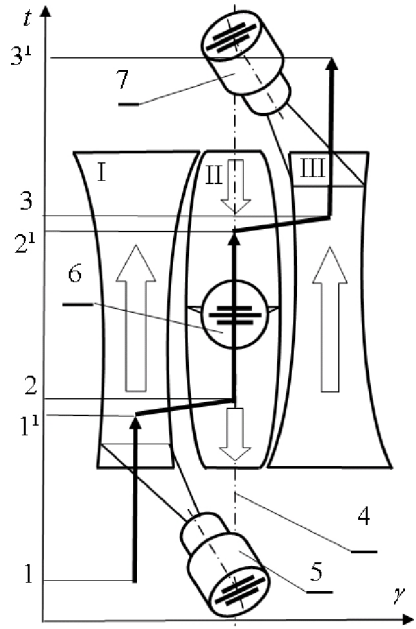


Рис. 6.17. Схема сканирования площади за один виток

На этой схеме показан график изменения угла крена (угол гамма) в процессе сканирования площади с помощью возвратно-вращательного движения по углу тангажа. Стрелки, выделенные толстыми черными линиями, отображают график «перекладки» угла крена γ КА по времени полета t.

Полосы отдельных маршрутов показаны для наглядности без перекрытия. На самом деле, полосы должны перекрываться примерно на 10% по ширине для исключения пропусков элементов снимаемой площади.

6.6.5. Мозаичная съемка

Мозаичная съемка (см. рис. 6.18) реализуется при съемке одной полосы захвата за счет отключения или включения различных групп элементов линеек ПЗС. На рис. 6.18 приведены следующие обозначения: 1 - космический аппарат; 2 - полоса обзора; 3 - снимаемая площадка; 4 - горизонт; 5 - трасса КА; 6 - растр изображения; ϑ - угол тангажа КА; γ - угол крена КА.

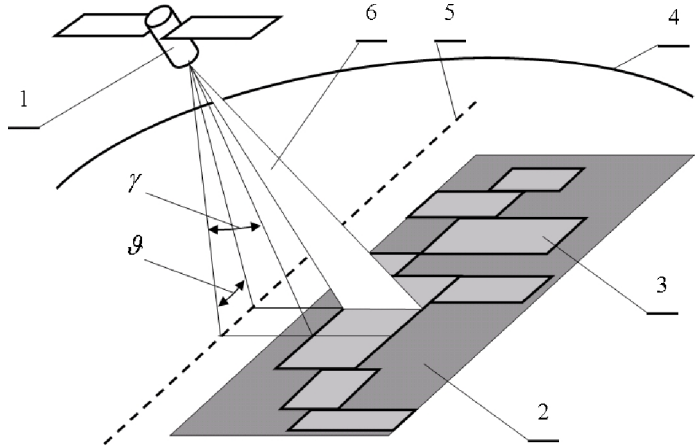


Рис. 6.18. Схема мозаичной съемки

6.7. Модели и алгоритмы для организации имитационного моделирования полета и функционирования космического аппарата

Укрупненный алгоритм расчета параметров орбит, подспутниковых точек трассы и расчетные зависимости представлены ниже. Используемые обозначения соответствуют обозначениям подраздела 6.2.

1. Формируется пользовательский интерфейс для работы исследователя в режиме диалога с помощью монитора, клавиатуры и соответствующих оконных структур (форм) с возможностью подключать другие программные продукты.

2. Задаются следующие константы:

средний радиус Земли $R_З = 6371\ км$;

гравитационный параметр Земли $\mu = 398602\ км^3 / с^2$;

угловая скорость вращения Земли $\omega_З = 0,0000729211\ рад / с$;

шаг расчета по времени Δt.

3. Вводятся следующие исходные данные по параметрам орбиты (в диалоговом режиме или из файла исходных данных):

угол наклона плоскости орбиты i;

долгота восходящего узла орбиты Ω_0;

начальный аргумент перигея орбиты ω_0;

высота перигея орбиты H_π;

высота апогея орбиты H_α;

начальное время t_0.

4. Задается масштабный коэффициент графика для отображения значений долготы и широты подспутниковой точки КА в экранных координатах и осуществляется прорисовка сетки и показателей шкалы этого графика.

5. Рассчитываются радиусы-векторы перигея и апогея орбиты

$$r_\pi = R_З + H_\pi; \qquad r_\alpha = R_З + H_\alpha.$$

6. Рассчитывается эксцентриситет орбиты

$$e = \frac{r_\alpha - r_\pi}{r_\alpha + r_\pi}.$$

7. Рассчитывается большая полуось орбиты

$$a = \frac{r_\pi + r_\alpha}{2}.$$

8. Рассчитывается величина звездного (сидерического) периода обращения [24]

$$T_{ЗВ} = 2\pi \cdot \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}.$$

9. Рассчитывается фокальный параметр орбиты [24]

$$p = a \cdot (1 - e^2).$$

10. Рассчитывается вековое возмущение первого порядка долготы восходящего узла орбиты [11]

$$\delta\Omega = \frac{-35,052'}{60} \cdot \left(\frac{R_З}{p}\right)^2 \cdot \cos i \text{ [град].}$$

11. Рассчитывается текущее значение долготы восходящего узла орбиты с учетом векового возмущения первого порядка

$$\Omega = \Omega_0 + \frac{t}{T_{ЗВ}} \cdot \delta\Omega.$$

12. Рассчитывается вековое возмущение первого порядка аргумента перигея орбиты [11]

$$\delta\omega = \frac{-17,525'}{60} \cdot \left(\frac{R_З}{p}\right)^2 \cdot \left(1 - 5\cos^2 i\right) \text{ [град].}$$

13. Рассчитывается текущее значение аргумента перигея орбиты с учетом векового возмущения первого порядка

$$\omega = \omega_0 + \frac{t}{T_{ЗВ}} \cdot \delta\omega.$$

14. Рассчитывается среднее движение [24]

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}.$$

15. Рассчитывается промежуток среднего времени с момента τ прохождения перигея до момента наблюдения [24] , то есть

$$\Delta t_{ср} = t - \tau.$$

16. Рассчитывается звездное время [24]

$$t_{зв} = 1,00273791 \cdot \Delta t_{ср}.$$

17. Рассчитывается средняя аномалия [24]

$$M = t_{Зв} \cdot n.$$

18. Рассчитывается эксцентрическая аномалия.

Ее можно определить по формуле, полученной с помощью разложения в ряд по степеням эксцентриситета [24]

$$E = M + e \cdot \sin M + \frac{e^2}{2} \sin 2M + \frac{e^3}{3! \cdot 2^2} \left(3^2 \cdot \sin 3M - 3 \sin M\right) +$$

$$+ \frac{e^4}{4! \cdot 2^3} \left(4^3 \cdot \sin 4M - 4 \cdot 2^3 \sin 2M\right) +$$

$$+ \frac{e^5}{5! \cdot 2^4} \left(5^4 \cdot \sin 5M - 5 \cdot 3^4 \sin 3M + 10 \sin M\right) +$$

$$+ \frac{e^6}{6! \cdot 2^5} \left(6^5 \cdot \sin 6M - 6 \cdot 4^5 \sin 4M + 15 \cdot 2^2 \sin 2M\right) + \ldots$$

Ее также можно определить из решения уравнения Кеплера

$$E - e \cdot \sin E = M$$

методом последовательных приближений, используя следующий частный алгоритм.

В качестве первого приближения принимается значение E_0, полученное с помощью какого-либо укороченного ряда. Подставляя это значение в уравнение Кеплера, определяют приближенное значение M', а затем вычисляют поправку

$$\Delta E = \frac{M - M'}{1 - e \cdot \cos E_0}.$$

Уточняют эксцентрическую аномалию

$$E_1 = E_0 + \Delta E$$

и процесс вычисления циклически повторяют до достижения заданной точности.

19. Рассчитывается синус или косинус истинной аномалии

$$\sin \vartheta = \frac{\sin E}{1 - e \cdot \cos E} \cdot \sqrt{1 - e^2}; \qquad \cos \vartheta = \frac{\cos E - e}{1 - e \cdot \cos E}, \quad (6.1)$$

а затем находится сам угол истинной аномалии.

20. Рассчитывается радиус-вектор КА в оскулирующей системе координат по одной из следующих формул

$$r = a \cdot \left(1 - e \cdot \cos E\right); \qquad r = \frac{p}{\left(1 - e \cdot \cos \vartheta\right)}.$$

21. Рассчитываются географические координаты подспутниковой точки КА (элемента трассы).

Если орбита круговая, то расчет можно проводить по следующим зависимостям:

$$\varphi = \arcsin\left(\sin i \cdot \sin \frac{2\pi \cdot t}{T_{ЗВ}}\right);$$

$$\lambda = \Omega + arctg\left(\cos i \cdot tg \frac{2\pi \cdot t}{T_{ЗВ}}\right) - \omega_З t + \delta\Omega \cdot \frac{1}{T_{ЗВ}},$$

где t – текущее время полета.

Если же орбита эллиптическая, то расчет географических координат можно проводить по следующим зависимостям, которые приемлемы и для круговых орбит

$$\sin \varphi_{ГА} = \sin i \cdot \sin u; \qquad \text{где } u = \omega + \vartheta;$$

$$\sin \lambda_{ГА} = \frac{\sin \Omega \cdot \cos u + \cos \Omega \cdot \cos i \cdot \sin u}{\cos \varphi_{ГА}};$$

$$\sin \lambda_{ГА} = \frac{\sin \Omega \cdot \cos u + \cos \Omega \cdot \cos i \cdot \sin u}{\cos \varphi_{ГА}};$$

$$\cos \lambda_{ГА} = \frac{\cos \Omega \cdot \cos u - \sin \Omega \cdot \cos i \cdot \sin u}{\cos \varphi_{ГА}}.$$

Затем производится пересчет в относительную систему координат

$$\varphi_Г = \varphi_{ГА}; \lambda_Г = \lambda_{ГА} - \omega_З \cdot t - \delta\,\Omega \cdot \frac{t}{T_{ЗВ}}.$$

22. Осуществляется перевод географических координат подспутниковой точки в экранные координаты с помощью соответствующих масштабных коэффициентов.

23. Производится прорисовка подспутниковой точки на графике.

24. Подключается подпрограмма определения показателей периодичности наблюдения, и включаются соответствующие счетчики для определения этих показателей. На экран выводится текущая информация.

25. Подключается подпрограмма определения показателей детальности наблюдения, и включаются соответствующие счетчики для определения этих показатели. На экран выводится текущая информация.

26. Подключается подпрограмма определения показателей оперативности доставки информации на наземные пункты приема информации, и включаются счетчики для определения этих показателей. На экран выводится текущая информация.

27. Подключается подпрограмма определения показателей производительности, и включаются внутренние подпрограммы для определения этих показателей (подпрограммы определения косинуса угла между нормалью к поверхности БС и направлением на Солнце входят в состав подпрограммы расчета производительности). На экран выводится текущая информация.

28. Все расчетные характеристики выводятся на соответствующие формы для визуального контроля, а также в соответствующие файлы данных.

29. Осуществляется приращение времени (на шаг расчета) и пункты 4 – 24 циклически повторяются до наступления одного из следующих условий:

- принудительный выхода из цикла;
- достижение определенного количества циклов расчета или времени;
- достижение определенной точности расчета по показателям эффективности.

30. Формируется протокол расчета, который можно вывести на печать по желанию исследователя.

Все частные модели и алгоритмы по показателям периодичности, детальности, оперативности и производительности, а также программная реализация отдельных элементов расчетного комплекса представлены в последующих подразделах.

7. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ И АЛГОРИТМЫ ДЛЯ АНАЛИЗА ПОКАЗАТЕЛЕЙ ДЕТАЛЬНОСТИ

В данном разделе обсуждаются вопросы анализа детальности (разрешения на местности) в зависимости от характеристик орбит и поворота корпуса космического аппарата в процессе сканирования объектов наблюдения.

На детальность наблюдения большое влияние оказывают условия съемки (угол Солнца над местным горизонтом, освещенность, яркость и контраст объекта наблюдения) и частотно-контрастных характеристик элементов сквозного тракта получения и преобразования изображения (облачность, дымка, атмосферные флуктуации, качество аппаратуры наблюдения и аппаратуры передачи изображения по радиоканалам на Землю и т.п.). При планировании целевой работы КА, как правило, съемку целей стремятся проводить при хороших погодных условиях и достаточном освещении. При таких условиях влияние на детальность частотно-контрастных характеристик элементов сквозного тракта получения и преобразования изображения минимально, и на начальных этапах проектирования это влияние учитывается с помощью некоторого интегрального коэффициента.

Поэтому для анализа детальности в первом приближении используются только математические модели, полученные на основе законов геометрической оптики (на основе геометрических соотношений). Вопросы влияния отдельных звеньев тракта формирования изображения (освещенности, яркости объектов наблюдения, состояния атмосферы и погодных условий и т.п.) на качество снимков более подробно анализируются на последующих этапах проектирования космической системы наблюдения. Более подробно эти вопросы рассмотрены, например, в работах [10, 11, 13, 25] и др.

7.1. Зависимость между разрешающей способностью аппаратуры наблюдения и детальностью

Как упоминалось, для характеристики качества космических снимков и качества аппаратуры наблюдения космических систем с учетом условий наблюдения используют следующие показатели:

- разрешающую способность аппаратуры наблюдения;
- разрешение на местности (детальность);
- линейный размер $\Delta l_{\acute{Y}}$ элемента фотоприемного устройства (линейки или матрицы прибора с зарядовой связью);
- добротность системы наблюдения.

Детальность наблюдения зависит не только от разрешающей способности аппаратуры наблюдения, но еще и от фокусного расстояния этой аппаратуры и от дальности до объекта наблюдения. На рис. 8.1 представлена схема, с помощью которой можно определить связь между размером элемента фотоприемного устройства и детальностью наблюдения (линейным разрешением на местности или пространственным разрешением) при съемке в надир.

На этой схеме введены следующие обозначения:

f - фокусное расстояние оптической аппаратуры;

H - высота полета КА;

$\Delta l_{\acute{Y}}$ - размеры элемента фотоприемного устройства;

B - ширина полосы захвата;

b - длина фотоприемной линейки или матрицы.

ΔL_M - детальность наблюдения (предельно различимая ширина темной и светлой полос на мире).

Учитывая, что для отображения черной и белой полос на мире необходимо два элемента фотоприемного устройства, из геометрических соотношений можно получить зависимость между детальностью наблюдения и линейным размером элемента фотоприемной аппаратуры:

$$\Delta L_M = 2\Delta l_{\Э} \cdot \frac{H}{f}. \qquad (7.1)$$

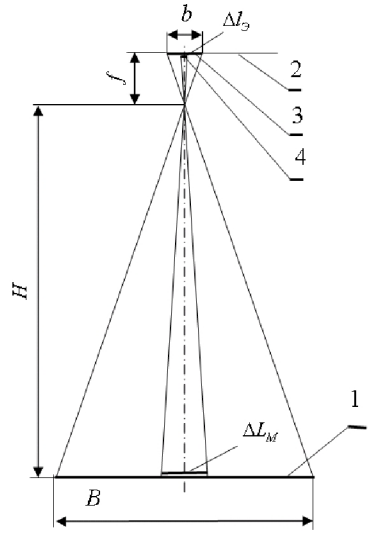


Рис.7.1. Схема для определения зависимости между разрешающей способностью аппаратуры наблюдения и детальностью

Пусть, например, H = 300 км (300000 м); f = 10 м;

$\Delta l_э = 10\mu k$ $(10^{-5}\ м)$, тогда $\Delta L_M = 2 \cdot 10^{-5} \cdot \dfrac{300000}{10} = 0,6\ м$.

В некоторых случаях для гарантированного результата распознавания отдельных частей изображения объекта съемки бывает недостаточно одной пары элементов фотоприемного устройства приборов с зарядовой связью (ПЗС) и разрешающую способность оптической системы определяют как линейный размер двух, трех и т.д. (в общем случае -n) пар элементов ПЗС. В этом случае детальность определяется следующим соотношением:

$$\Delta L_M = 2n \cdot \Delta l_э \cdot \frac{H}{f}. \qquad (7.2)$$

При использовании показателя «разрешающая способность» R, которая измеряется в $лин/мм$, формула для расчета детальности изменится и будет выглядеть следующим образом

$$L = \frac{n \cdot H}{R \cdot f}. \qquad (7.3)$$

Здесь учтено, что разрешающая способность учитывает ширину темной и светлой полос в изображении миры. В этой формуле число n следует понимать как количество линий, необходимых для гарантированного распознавания отдельных частей изображения объекта съемки.

При использовании показателя «добротность» ε, которая измеряется в радианах (угловых минутах и секундах), формула для расчета детальности будет выглядеть следующим образом:

$$\Delta L_M = \varepsilon \cdot H . \qquad (7.4)$$

Следует напомнить, что приведенные зависимости справедливы для определения детальности и разрешающей способности при отображении полос миры в центральной части линейки ПЗС. При отображении полос миры на краях линейки разрешение может падать за счет аберрации.

7.2. Модели для оценки размера ширины зоны захвата сканируемого объекта

Для относительно низких высот полета КА (до 1000 км) можно принять следующие допущения:

- рассматривается плоская задача, то есть кривизной земной поверхности пренебрегаем;
- поворот КА по углу рыскания не происходит (то есть линейка ПЗС фотоприемного устройства располагается в плоскости, перпендикулярной направлению полета КА);
- влиянием высоты расположения объекта (горы, впадины) на показатели детальности пренебрегаем.

Рассмотрим сначала задачу определения ширины зоны захвата сканируемого объекта при отклонении оси ОЭТК в плоскости, перпендикулярной направлению полета КА, то есть при повороте КА по крену (см. схему, представленную на рис. 7.2).

На этом рисунке приведены следующие обозначения:

L - дальность до снимаемого объекта;

B –ширина зоны сканируемого объекта;

B_1 – проекция ширины зоны сканируемого объекта на плоскость, перпендикулярную оптической оси ОЭТК;

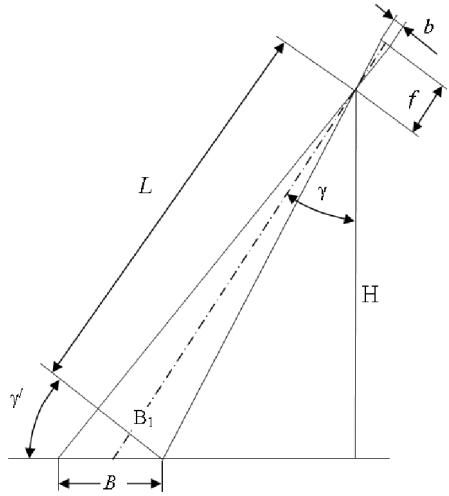


Рис. 7.2. Схема для оценки ширины зоны сканируемого объекта при отклонении оптической оси по углу крена

γ - угол отклонения оптической оси ОЭТК от надира (угол поворота КА по крену);

b – длина линейки ПЗС фотоприемного устройства;

f – фокусное расстояние оптической системы.

Размер ширины зоны сканируемого объекта B можно получить из геометрических соотношений, проводя математические выкладки в следующей последовательности:

$$B = B_1 \frac{1}{\cos\gamma};$$

$$\frac{B_1}{b} = \frac{L}{f} = \frac{H}{f \cdot \cos\gamma};$$

$$B_1 = \frac{b \cdot H}{f \cdot \cos\gamma};$$

$$B = \frac{B_1}{\cos\gamma} = \frac{b \cdot H}{f \cdot \cos^2\gamma}. \qquad (7.5)$$

Перейдем к определению ширины B зоны захвата сканируемого объекта при повороте КА по углу тангажа. Ширина B зоны за-

хвата объекта наблюдения определяется аналогично случаю поворота КА по крену, но с учетом того, что отрезок прямой, соответствующей ширине зоны захвата сканируемого объекта, лежит в плоскости поверхности Земли (см. схему, представленную на рис. 7.3).

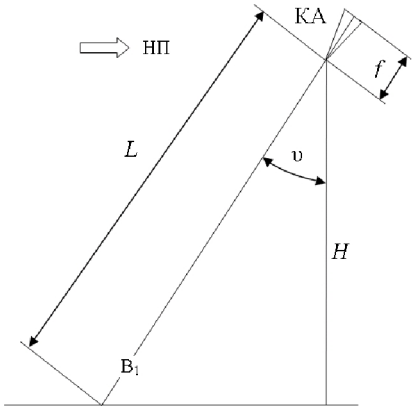


Рис. 7.3. Схема для оценки ширины зоны сканируемого объекта при отклонении оптической оси по углу тангажа

На этом рисунке υ - угол тангажа.

В результате можно получить следующую зависимость:

$$B = \frac{b \cdot H}{f \cdot \cos \vartheta}. \qquad (7.6)$$

При совместном отклонении КА по углам тангажа и крена размер ширины зоны захвата сканируемого объекта можно определить также на основе геометрических соотношений (см. схему на рис. 7.4). На этом рисунке обозначения соответствуют обозначениям, приведенным на рис. 7.2 и 7.3.

Последовательность математических преобразований приведена ниже:

$$B = B_1 \frac{1}{\cos \gamma'};$$

$$\frac{B_1}{b} = \frac{D}{f};$$

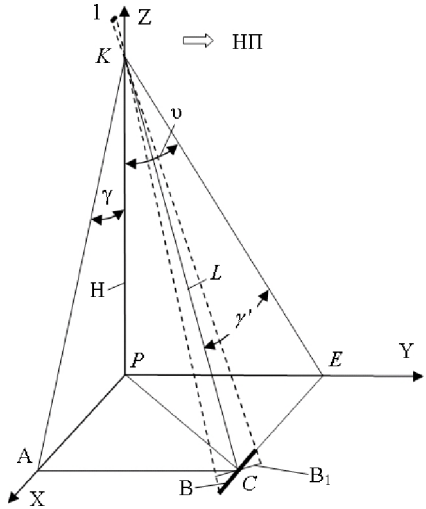


Рис. 7.4. Схема для оценки ширины зоны сканируемого объекта при одновременном повороте КА по углам тангажа и крена

$$B_1 = b \cdot \frac{D}{f};$$

$$B = b \cdot \frac{D}{f} \cdot \frac{1}{\cos\gamma'};$$

$$L = \sqrt{H^2 + (PC)^2} = \sqrt{H^2 + (PA)^2 + (PE)^2} =$$

$$= \sqrt{H^2 + (H \cdot tg\gamma)^2 + (H \cdot tg\vartheta)^2}.$$

Откуда получаем

$$L = H \cdot \sqrt{1 + tg^2\gamma + tg^2\vartheta}. \qquad (7.7)$$

$$\cos\gamma' = \frac{KE}{KC} = \frac{\frac{H}{\cos\vartheta}}{KC} = \frac{\frac{H}{\cos\vartheta}}{H \cdot \sqrt{1 + tg^2\gamma + tg^2\vartheta}} =$$

$$= \frac{1}{\cos\vartheta \cdot \sqrt{1 + tg^2\gamma + tg^2\vartheta}}.$$

$$B = \frac{b \cdot H\sqrt{1 + tg^2\gamma + tg^2\vartheta}}{f\cos\gamma'} = \frac{b \cdot H\sqrt{1 + tg^2\gamma + tg^2\vartheta}}{\dfrac{f}{\cos\vartheta\sqrt{1 + tg^2\gamma + tg^2\vartheta}}}.$$

Окончательно получаем

$$B = \frac{b \cdot H}{f} \cdot \cos\vartheta\left(1 + tg^2\gamma + tg^2\vartheta\right). \qquad (7.8)$$

Адекватность данной модели можно подтвердить, сравнив формулы, полученные для некоторых частных случаев, для которых результат известен или не вызывает сомнений. В частности, когда $\vartheta = 0$, получаем

$$B = \frac{b \cdot H}{f} \cdot \left(1 + tg^2\gamma\right) = \frac{b \cdot H}{f} \cdot \frac{1}{\cos^2\gamma}. \qquad (7.9)$$

Если в выражении (7.7) положить $\gamma = 0$, то можно получить

$$B = \frac{b \cdot H}{f} \cdot \cos\vartheta \cdot \left(1 + tg^2\vartheta\right) = \frac{b \cdot H}{f} \cdot \cos\vartheta \cdot \frac{1}{\cos^2\vartheta} =$$

$$= \frac{b \cdot H}{f} \cdot \frac{1}{\cos\vartheta}. \qquad (7.10)$$

Зависимости (7.9) и (7.10) совпадают соответственно с зависимостями (7.5) и (7.6), выведенными для поворота КА отдельно по углу тангажа и отдельно по углу рыскания. Такое совпадение указывает на адекватность модели (7.8).

Таким образом, с помощью зависимости (7.8) можно оценивать ширину зоны сканирования объекта в зависимости от высоты полета КА и его наклона по углам тангажа и рыскания.

7.3. Модели для оценки показателей детальности с учетом отклонения оптической оси от надира

Формула (7.8), полученная выше, будет справедлива не только применительно к оценке ширины зоны захвата объекта наблюдения, но и для оценки показателя детальности, если вместо размера линейки ПЗС фотоприемного устройства b в эту формулу подставлять размер пары элементов линейки ПЗС $\Delta l_{\text{Ў}}$:

$$\Delta L = \frac{2\Delta l_{\text{э}} \cdot H}{f} \cdot \cos\vartheta\left(1 + tg^2\gamma + tg^2\vartheta\right). \qquad (7.11)$$

Следует напомнить, что для идентификации малоконтрастных объектов с "расплывчатыми" границами перехода от темного фона к светлому объекта необходимо, как правило, несколько (n) пар элементов линейки или матрицы ПЗС.

Таким образом, показатель детальности наблюдения можно рассчитать по следующей формуле

$$\Delta L = \frac{2n \cdot \Delta l_{\text{э}} \cdot H}{f} \cdot \cos\vartheta\left(1 + tg^2\gamma + tg^2\vartheta\right). \qquad (7.12)$$

7.4. Модели для оценки показателей детальности с учетом кривизны поверхности Земли

На рис. 7.5 приведена схема, иллюстрирующая изменение дальности до объекта съемки с учетом кривизны поверхности Земли (при одновременном повороте КА по углам тангажа и крена).

На этой схеме точки C и C' - объект наблюдения соответственно без учета кривизны поверхности Земли и с ее учетом.

Сначала рассчитаем (из геометрических соотношений) угол отклонения оптической оси телескопа от надира μ, проделав математические выкладки в следующей последовательности:

$$\sin\mu = \frac{PC}{L} = \frac{\sqrt{PA^2 + PE^2}}{L} = \frac{\sqrt{\left(H \cdot tg\gamma\right)^2 + \left(H \cdot tg\vartheta\right)^2}}{L} =$$

$$= \frac{H}{L}\sqrt{tg^2\gamma + tg^2\vartheta}.$$

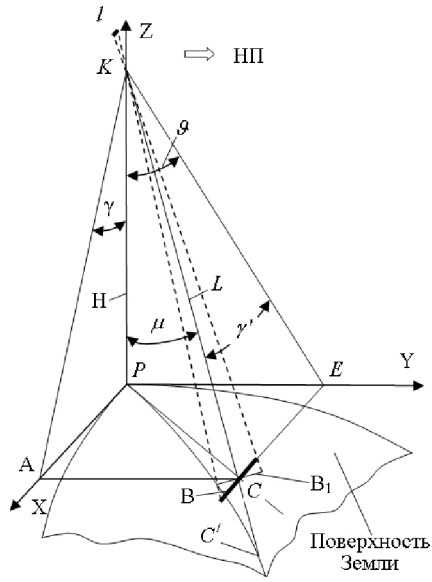


Рис. 7.5. Схема для оценки дальности до объекта съемки с учетом кривизны поверхности Земли

Учитывая (8.7), приходим к следующему выражению:

$$\sin\mu = \frac{\sqrt{tg^2\gamma + tg^2\vartheta}}{\sqrt{1 + tg^2\gamma + tg^2\vartheta}}$$

Откуда получаем

$$\mu = \arcsin\left(\frac{\sqrt{tg^2\gamma + tg^2\vartheta}}{\sqrt{1 + tg^2\gamma + tg^2\vartheta}}\right). \qquad (7.13)$$

В частном случае, если $\gamma = 0$, то

$$\sin\mu = \frac{\sqrt{tg^2\vartheta}}{\sqrt{1 + tg^2\vartheta}} = \sin\vartheta.$$

Откуда следует равенство: $\mu = \vartheta$.

Если $\vartheta = 0$, аналогично можно получить $\mu = \gamma$

Схема для определения дальности до объекта съемки с учетом кривизны поверхности Земли приведена на рис. 7.6. На этой схеме приведены следующие обозначения: 1 - линия горизонта подспутниковой точки; 2 - линия горизонта объекта наблюдения.

Для определения дальности от космического аппарата до объекта наблюдения проделаем выкладки в следующей последовательности.

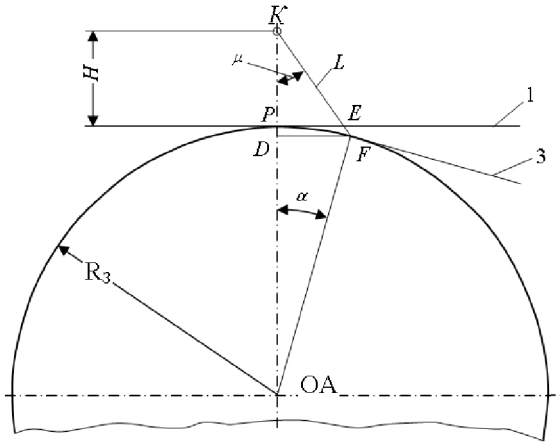


Рис. 7.6. Схема для определения зоны радиовидимости спутника с наземного пункта приема информации по линии горизонта

Выразим отрезок DF через углы α и μ:

$$DF = R_3 \sin\alpha;$$

$$DF = L \sin\mu.$$

Откуда, приравнивая правые части этих выражений, получаем:

$$L = R_3 \frac{\sin\alpha}{\sin\mu}. \qquad (7.14)$$

Учитывая, что

$$\sin\alpha = \sqrt{1-\cos^2\alpha}; \qquad (7.15)$$

$$\cos\alpha = \frac{OD}{R_3} = \frac{KO-KP}{R_3} = \frac{(R_3+H)-L\cdot\cos\mu}{R_3},$$

получаем

$$\sin\alpha = \sqrt{1-\left(\frac{(R_З+H)-L\cdot\cos\mu}{R_З}\right)^2}\,.$$

Подставляя это выражение в (7.15) и далее в (7.14), приходим к следующей зависимости:

$$L = \frac{R_З}{\sin\mu}\sqrt{1-\left(\frac{(R_З+H)-L\cdot\cos\mu}{R_З}\right)^2}\,.$$

Возведем обе части равенства в квадрат, получим квадратное уравнение относительно параметра L:

$$L^2 = \frac{R_З^2}{\sin^2\mu}\left(1-\left(\frac{(R_З+H)-L\cdot\cos\mu}{R_З}\right)^2\right).$$

Приведем это уравнение к стандартной форме. Для этого проделаем выкладки в следующей последовательности:

$$L^2 = \frac{R_З^2}{\sin^2\mu} - \frac{R_З^2}{\sin^2\mu}\left(\frac{(R_З+H)-L\cdot\cos\mu}{R_З}\right)^2 =$$

$$= \frac{R_З^2}{\sin^2\mu} - \frac{\left((R_З+H)-L\cdot\cos\mu\right)^2}{\sin^2\mu};$$

$$L^2 = \frac{R_З^2}{\sin^2\mu} - \frac{(R_З+H)^2}{\sin^2\mu} + \frac{2(R_З+H)L\cdot\cos\mu}{\sin^2\mu} - \frac{L^2\cdot\cos^2\mu}{\sin^2\mu};$$

$$L^2\left(1+\frac{1}{tg^2\mu}\right) - L\frac{2(R_З+H)}{\sin\mu\cdot tg\mu} + \frac{(R_З+H)^2}{\sin^2\mu} - \frac{R_З^2}{\sin^2\mu} = 0.$$

Учитывая, что

$$1+\frac{1}{tg^2\mu} = \frac{1+tg^2\mu}{tg^2\mu} = \frac{1}{\sin^2\mu},$$

получаем

$$L^2 - L\cdot\frac{2(R_З+H)\sin\mu}{tg\mu} + (R_З+H)^2 - R_З^2 = 0.$$

Преобразуем это выражение к виду

$$L^2 - L \cdot 2\left(R_З + H\right)\cos\mu + H\left(2R_З + H\right) = 0 .$$

Решая это уравнение, окончательно получаем

$$L = \left(R_З + H\right)\cos\mu \pm \sqrt{\left(R_З + H\right)^2 \cos^2\mu - H\left(2R_З + H\right)} . \quad (7.16)$$

Рассмотрим частные случаи.

Если угол отклонения оптической оси телескопа от надира принять равным нулю, то есть $\mu = 0$, то

$$L = \left(R_З + H\right) \pm \sqrt{R_З^2 + 2R_З H + H^2 - 2R_З H - H^2} =$$

$$= \left(R_З + H\right) \pm \sqrt{R_З^2} ,$$

следовательно, $L = H$. То есть дальность до объекта съемки будет равна высоте полета космического аппарата.

Если высота полета космического аппарата равна нулю, то есть $H = 0$, то из (7.16) следует

$$L = R_З \cos\mu - \sqrt{R_З^2 \cos^2\mu} = 0 .$$

То есть дальность до объекта съемки также равна нулю.

Приведенные частные случаи указывают на непротиворечивость полученной модели, что свидетельствует в пользу ее адекватности.

Расчетные значения дальности съемки с учетом кривизны поверхности Земли, полученные по формуле (7.16), приведены в табл. 7.1.

Для сопоставления точности моделей, полученных без учета и с учетом кривизны поверхности Земли, проделаем следующую процедуру. Зададимся углами тангажа и рыскания и рассчитаем угол отклонения оптической оси от надира по формуле (7.13) (для различных значений высоты полета космического аппарата). Затем подсчитаем дальность от космического аппарата до объекта съемки по формулам (7.7) и (7.16), полученным без учета и с учетом кривизны поверхности Земли соответственно. Сравнивая полученные значения дальности, можно оценить ошибку.

Таблица 7.1

Расчетные значения дальности съемки
с учетом кривизны поверхности Земли

Угол μ, град	Высота орбиты, км				
	200	400	600	800	1000
0	200.0	400.0	600.0	800.0	1000.0
10	203.2	406.6	610.1	813.9	1017.9
20	213.3	427.4	642.5	858.5	1075.4
30	232.1	466.7	703.9	943.8	1186.4
40	264.0	534.1	810.9	1094.9	1386.7
50	318.2	652.5	1005.6	1381.4	1785.8
60	420.4	893.4	1447.7	2158.5	-

Результаты такого сравнения приведены в табл. 7.2. Значения дальности представлены в ячейках таблицы в виде дроби. В числителе приведены результаты расчета дальности по формулам, учитывающим кривизну поверхности Земли, а в числителе - без ее учета. Анализ результатов расчета показывает, что при сравнительно низких высотах и небольших отклонениях оптической оси телескопа от надира ошибка незначительна.

7.5. Модели для оценки детальности, учитывающие влияние отдельных звеньев сквозного тракта формирования изображения

Приведенные выше соотношения можно использовать при оценке максимальной (потенциально возможной) детальности КА, если реализовать идеальную аппаратуру наблюдения в идеальных условиях съемки. В реальных условиях на качество снимка влияет много факторов, как внешних, так и внутренних. К наиболее значимым внешним факторам относятся:

- освещенность объекта съемки с учетом наклона снимаемой местности и затенения соседними участками;

- яркость и контрастность объекта съемки (лес, вода, поле и т.п.);

Таблица 7.2

Расчетные значения дальности от космического аппарата до объекта наблюдения

ϑ, град.	γ, град.	μ, град.	Высота полета космического аппарата, км				
			200	400	600	800	1000
0	0	0	200 200	400 400	600 600	800 800	1000 1000
0	10	10	203 203	407 406	610 609	814 812	1018 1015
0	20	20	213 213	427 426	642 638	858 851	1075 1064
0	30	30	232 231	467 462	704 693	944 924	1186 1155
10	0	10	203 203	407 406	610 609	814 812	1018 1115
10	10	14.0	206 206	413 412	620 618	828 824	1036 1031
10	20	22.0	216 216	434 431	652 647	872 863	1093 1079
10	30	31.1	235 234	473 467	713 701	957 934	1203 1069
20	0	20.0	213 213	427 426	642 638	858 851	1075 1064
20	10	22.0	216 216	434 431	652 647	872 863	1093 1079
20	20	27.2	226 225	454 450	683 675	915 900	1149 1125
20	30	34.3	244 242	491 484	743 726	999 968	1258 1210
30	0	30.0	232 231	467 462	704 693	944 924	1186 1155
30	10	31.1	235 234	473 467	713 701	957 934	1203 1168
30	20	34.3	244 242	491 484	743 726	999 968	1258 1210
30	30	39.2	261 258	528 516	800 774	1080 1033	1367 1291

- атмосферная рефракция;
- турбулентность атмосферы;
- воздушная дымка;
- степень облачности (в баллах).

К наиболее значимым внутренним факторам, влияющим на качество снимка, относятся:

- качество бортовой съемочной аппаратуры (аберрация оптической системы, фокусировка, характеристики фотоприемных устройств);
- время экспонирования;
- сдвиг изображения в процессе проведения съемки;
- характеристики тракта преобразования и передачи видеоинформации на Землю и др.

Если ввести для каждого из указанных факторов соответствующие коэффициенты, то детальность можно подсчитывать по следующей зависимости:

$$\Delta L = \frac{n\Delta l_{э} H}{f}\cos\vartheta\left(1+tg^2\gamma+tg^2\vartheta\right)k_{осв}k_{ярк}k_{рефр}k_{турб}\times$$

$$\times k_{дым}k_{эксп}k_{сдв}k_{аберр}k_{фок}k_{фту}k_{пер}\,. \quad (7.17)$$

В этом выражении индексы у коэффициентов соответствуют начальным буквам вышеперечисленных факторов.

Получить значения таких коэффициентов можно на основе построения соответствующих математических моделей или с помощью обработки статистических данных по реальным снимкам с учетом условий съемки.

Однако на начальных этапах проектирования значения рассмотренных коэффициентов не всегда известны. Потому считают, что съемка происходит в нормальных условиях применения, а влияние различных факторов учитывают с помощью введения в расчетные формулы детальности общего коэффициента. Этот общий коэффициент учитывает степень влияния каждого отдельного фактора, влияющего на формирование изображения. Его на начальных этапах проектирования (для нормальных условий применения) можно принять равным двум. Обосновать значение общего коэффициента можно с помощью следующих рассуждений. С помощью численных расчетов можно показать, что если учитывать только факторы, представленные в формуле (7.17), и если принять значения этих коэффициентов, например, по 1,07 (ухудшение по

каждому фактору на 7%), то детальность составит 2,10 от потенциально возможной.

Таким образом, на начальных этапах проектирования детальность можно рассчитывать по следующей формуле:

$$\Delta L = \frac{2n\Delta l_{\acute{Y}} H}{f} \cos\vartheta\left(1 + tg^2\gamma + tg^2\vartheta\right).$$

Влияние на детальность некоторых из наиболее значимых приведенных факторов обсуждается в разделе, касающемся условий применения космического аппарата по целевому функционированию.

8. МОДЕЛИ И АЛГОРИТМЫ ДЛЯ ОЦЕНКИ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ПЕРИОДИЧНОСТИ

Данные модели и алгоритмы используются для разработки отдельной подпрограммы, используемой основной программой на каждом цикле имитации движения и функционирования КА.

В качестве показателя периодичности рассматривается время между двумя соседними (по времени полета КА) попаданиями объекта наблюдения с заданными координатами в зону обзора летящего КА.

Комплексная модель для оценки показателей периодичности включает в себя следующие частные модели.

1. Модели для оценки факта попадания объекта наблюдения в зону обзора космического аппарата*.

2. Модели для построения области зоны обзора космического аппарата в плоской системе координат.

3. Имитационная модель для оценки оперативности подлета КА к объектам наблюдения с учетом случайных моментов времени

---

* В разработке моделей для оценки показателей периодичности наблюдения (подразделы 8.1 - 8.3) принимал участие аспирант В. В. Волоцуев.

выдачи программы на съемку цели со случайными географическими координатами объекта наблюдения.

Рассмотрим эти модели и алгоритмы их реализации подробнее.

8.1. Модель для оценки факта попадания объекта наблюдения в зону обзора космического аппарата

Зона обзора аппаратуры зондирования космического аппарата в фиксированный момент времени, как упоминалось, представляет собой круг на поверхности Земли, точнее – сегмент сферической поверхности, ограниченный окружностью с радиусом, равным радиусу зоны обзора аппаратуры наблюдения. Причем форма границы этой зоны (окружность) не зависит от широты подспутниковой точки и от сгущения линий долготы при перемещении по поверхности Земли от экватора к полюсам (см. рис. 2.5).

Однако на карте поясного времени (карты с использованием равномерной сетки по широте и долготе) зоны обзора будут представлять круг (вернее почти круг) только в районе экватора. С увеличением широты (в средних широтах) зона наблюдения представляет собой уже не круг, а фигуру, напоминающую собой искаженный эллипс. Особенно существенно граница зоны обзора искажается в приполярных широтах. Поэтому модели для оценки факта попадания объекта наблюдения в зону обзора космического аппарата должны учитывать сгущение линий долготы при движении от экватора к полюсам.

Для построения таких моделей проведем рассуждения и проделаем математические выкладки, представленные ниже.

Рассмотрим схему, представленную на рис. 8.1.

На этой схеме показано сечение Земли, проходящее через ее центр O, через спутник K и подспутниковую точку P. Точки А и В соответствуют границе зоны обзора космического аппарата. Угол полураствора этого конуса γ представляет собой максимальный угол разворота оптической оси ОЭТК в произвольном направлении от надира. Этот угол, как правило, задается при проектировании КА из условий обеспечения достаточного качества снимка.

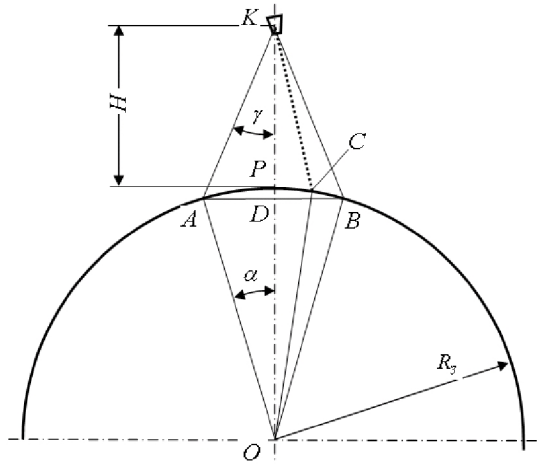


Рис. 8.1. Схема для определения радиуса зоны обзора КАН и условия попадания объекта наблюдения в эту зону

Размер сегмента шара (радиус зоны обзора - отрезок AD) зависит только от высоты H полета КА и не зависит от широты подспутниковой точки.

Условие попадания объекта наблюдения в зону обзора космического аппарата можно получить из следующих рассуждений. Если объект попадает в зону видимости спутника, то он лежит на поверхности ранее указанного сегмента в пределах конуса с углом полураствора α, вершина которого располагается в центре Земли, а основание совпадает с границей сегмента обзора поверхности Земли аппаратурой зондирования КА. Назовем этот угол для сокращения центральным земным углом зоны возможного наблюдения КА.

8.1.1. Связь между углом поворота оптической оси аппаратуры зондирования КА и центральным земным углом зоны возможного наблюдения

Найдем из геометрических соотношений связь между углом поворота оптической оси КА γ и углом α для спутника, летящего на определенной высоте H.

Сначала выразим отрезок AD через радиус Земли и угол α:

$$AD = AO \cdot \sin(\alpha) = R_З \cdot \sin(\alpha). \qquad (8.1)$$

Затем свяжем тот же отрезок AD с углом γ, проделав математические выкладки в следующей последовательности:

$$DP = R_З - R_З \cdot \cos(\alpha);$$

$$KD = PK + DP = H + R_З - R_З \cdot \cos(\alpha);$$

$$AD = KD \cdot tg(\gamma) = \left[H + R_З - R_З \cdot \cos(\alpha)\right] \cdot tg(\gamma). \qquad (8.2)$$

Из выражений (6.1) и (6.2) получаем следующее уравнение:

$$\left[H + R_З - R_З \cdot \cos(\alpha)\right] \cdot tg(\gamma) = R_З \cdot \sin(\alpha).$$

Разрешим это уравнение относительно угла α. Для этого проделаем следующие преобразования.

Разделим обе части уравнения на радиус Земли:

$$\left[\frac{H + R_З}{R_З} - \cos(\alpha)\right] \cdot tg(\gamma) = \sin(\alpha).$$

Представим это выражение в виде

$$\sin(\alpha) + \left[tg(\gamma)\right] \cdot \cos(\alpha) = \frac{(H + R_З)}{R_З} \cdot tg(\gamma)$$

и разделим обе части на выражение $\sqrt{1 + (tg\gamma)^2}$:

$$\frac{1}{\sqrt{1 + (tg\gamma)^2}} \cdot \sin(\alpha) + \frac{tg(\gamma)}{\sqrt{1 + (tg\gamma)^2}} \cdot \cos(\alpha) =$$

$$= \frac{H + R_З}{R_З} \cdot \frac{tg(\gamma)}{\sqrt{1 + (tg\gamma)^2}}. \qquad (8.3)$$

Введем в рассмотрение некоторый угол "ξ", такой, чтобы выполнялись следующие условия:

$$\cos(\xi) = \frac{1}{\sqrt{1 + (tg\,\gamma)^2}}; \qquad \sin(\xi) = \frac{tg(\gamma)}{\sqrt{1 + (tg\,\gamma)^2}}.$$

Тогда уравнение (6.3) будет выглядеть следующим образом:

$$\cos(\xi)\cdot\sin(\alpha)+\sin(\xi)\cdot\cos(\alpha)=\frac{H+R_З}{R_З}\cdot\frac{tg(\gamma)}{\sqrt{1+(tg\gamma)^2}}.$$

Левая часть последнего равенства представляет собой преобразование синуса суммы углов α и ξ, поэтому можно записать

$$\sin(\alpha+\xi)=\frac{H+R_З}{R_З}\cdot\frac{tg(\gamma)}{\sqrt{1+(tg\gamma)^2}}.$$

Из этого уравнения получаем искомый угол

$$\alpha=\arcsin\left[\frac{H+R_З}{R_З}\cdot\frac{tg(\gamma)}{\sqrt{1+(tg\gamma)^2}}\right]-\arccos\left[\frac{1}{\sqrt{1+(tg\gamma)^2}}\right]. \quad (8.4)$$

Угол α также не зависит от координат подспутниковой точки, но зависит от высоты полета КА и угла поворота оптической аппаратуры γ.

8.1.2. Условие попадания объекта наблюдения в зону обзора космического аппарата с учетом координат объекта наблюдения и трассы спутника

Выразим условие попадания объекта наблюдения в зону обзора космического аппарата с помощью математических зависимостей, привлекая элементы сферической геометрии.

Вернемся к рисунку 8.1.

Для того чтобы объект наблюдения попал в зону обзора космического аппарата угол COP (угол между лучами, исходящими из центра Земли в подстпутниковую точку и в объект наблюдения) должен быть меньше угла α. В математической форме это условие будет выглядеть следующим образом:

$$\angle COP<\alpha, \quad (8.5)$$

Выразим угол CON через следующие параметры:

φ_{KA} - широта подспутниковой точки космического аппарата;

λ_{KA} - долгота подспутниковой точки космического аппарата;

φ_{OH} - широта объекта наблюдения;

λ_{OH} - долгота объекта наблюдения.

Для этого рассмотрим схему, представленную на рисунке 8.2.

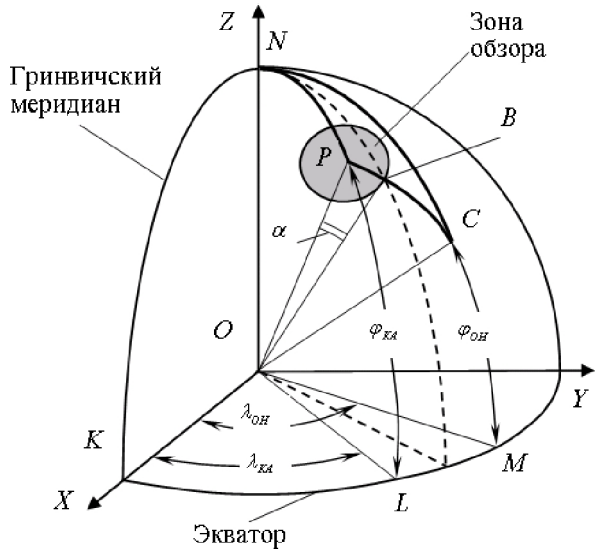


Рис. 8.2. Схема для определения условия попадания объекта наблюдения в зону обзора КА с использованием элементов сферической тригонометрии

На этом рисунке обозначения точек *P*, *B* и *C* соответствуют обозначениям на рис. 8.2. Точка *C* для улучшения наглядности рисунка вынесена из зоны обзора космического аппарата (на схеме рис. 6.1 точка С расположена внутри зоны обзора). Кроме того, введены следующие обозначения:

$\cup KL$ – дуга, соответствующая долготе подспутниковой точки КА (λ_{KA});

$\cup KM$ – дуга, соответствующая долготе объекта наблюдения (λ_{OH});

$\cup PL$ – дуга, соответствующая широте подспутниковой точки КА (φ_{KA});

$\cup$СМ – дуга, соответствующая широте объекта наблюдения (φ_{KA});

$\angle POB$ – угол α.

Условие попадания объекта наблюдения в зону обзора аппаратуры зондирования КА выражается следующим неравенством:

$$\angle POC < \angle POB \quad \text{или} \quad \cup PC < \alpha. \tag{8.6}$$

Рассматривая сферический треугольник PNC, можно получить следующие соотношения:

$$\cup NP = \cup NL - \cup PL = \frac{\pi}{2} - \varphi_{KA}; \tag{8.7}$$

$$\cup NC = \cup NM - \cup CM = \frac{\pi}{2} - \varphi_{OH}; \tag{8.8}$$

$$\angle PNC = \cup LM = \cup KM - \cup KL = \lambda_{OH} - \lambda_{KA}. \tag{8.9}$$

Используя теорему косинусов для сферических треугольников [41]

$$\cos(PC) = \cos(NP)\cdot\cos(NC) + \sin(NP)\cdot\sin(NC)\cdot\cos(\angle PNC),$$

получаем с учетом уравнений (8.7 - 8.9):

$$\cos(PC) = \cos\left(\frac{\pi}{2} - \varphi_{KA}\right)\cdot\cos\left(\frac{\pi}{2} - \varphi_{OH}\right) + \\ + \sin\left(\frac{\pi}{2} - \varphi_{KA}\right)\cdot\sin\left(\frac{\pi}{2} - \varphi_{OH}\right)\cdot\cos(\lambda_{OH} - \lambda_{KA}),$$

или

$$\cos(PC) = \sin(\varphi_{KA})\cdot\sin(\varphi_{OH}) + \\ + \cos(\varphi_{KA})\cdot\cos(\varphi_{OH})\cdot\cos(\lambda_{OH} - \lambda_{KA}).$$

Откуда

$$\cup PC = \arccos[\sin(\varphi_{KA})\cdot\sin(\varphi_{OH}) + \\ + \cos(\varphi_{KA})\cdot\cos(\varphi_{OH})\cdot\cos(\lambda_{OH} - \lambda_{KA})].$$

Принимая во внимание выражение (8.6), окончательно получаем

$$\left|\arccos[\left|\sin(\varphi_{KA})\cdot\sin(\varphi_{OH}) + \right.\right. \\ \left.\left. + \cos(\varphi_{KA})\cdot\cos(\varphi_{OH})\cdot\cos(\lambda_{OH} - \lambda_{KA})\right]\right| < \alpha. \tag{8.10}$$

Полученная зависимость (8.10) выражает условие "захвата" объекта наблюдения аппаратурой зондирования Земли.

8.2. Модели для построения области зоны обзора космического аппарата наблюдения в плоской системе координат

Получим связь между координатами точек границы зоны обзора КА (на поверхности Земли) и параметрами долготы λ и широты φ в сферической системе координат. Это необходимо для корректной прорисовки зоны обзора космического аппарата наблюдения в плоской системе координат $\lambda O\varphi$ (на карте часовых поясов).

Рассмотрим схему, представленную на рисунке 8.3.

На этом рисунке показаны следующие трехмерные системы координат:

- система координат $Oxyz$, где O – центр Земли, OZ – ось, проходящая через северный полюс Земли, OX – ось, выходящая из центра Земли и проходящая через пересечение нулевого меридиана и экватора, OY образует правую тройку с первыми двумя осями;

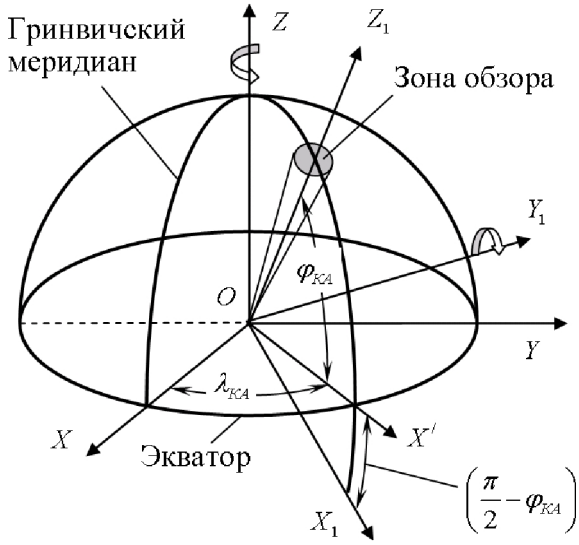


Рис. 8.3. Системы координат для построения зоны обзора космического аппарата

- система координат $Ox_1y_1z_1$, где O – центр Земли, Oz_1 – ось, проходящая через центр масс космического аппарата; ось OX_1 лежит в плоскости меридиана с долготой космического аппарата и перпендикулярна Oz_1; ось Oy_1 лежит в плоскости экватора (xOy) и образует правую тройку с первыми двумя осями.

Поставленную задачу будем решать в два этапа. Сначала получим формулы пересчета координат точек границы области обзора космического аппарата из системы координат $Ox_1y_1z_1$ в систему координат $Oxyz$. Затем будем искать формулы перехода от системы координат $Oxyz$ в систему координат $\lambda O\varphi$.

Формулы пересчета координат точек границы области обзора космического аппарата из системы координат $Ox_1y_1z_1$ в систему координат $Oxyz$ будем получать на основе матриц поворота [5]. При этом необходимо осуществить два последовательных поворота осей систем координат. Первый поворот необходимо осуществить на угол $\lambda_{\hat{E}\hat{A}}$ (угол долготы подспутниковой точки космического аппарата) относительно оси *Z*, как это показано на рис. 8.3. В результате получается промежуточная система координат $Ox'y_1z$. Углы между рассматриваемыми осями представлены в таблице 8.1.

Таблица 8.1

Углы между осями координат при первом повороте

	Ox	Oy	Oz
Ox'	λ_{KA}	$\frac{\pi}{2}-\lambda_{KA}$	$\frac{\pi}{2}$
Oy_1	$\frac{\pi}{2}+\lambda_{KA}$	λ_{KA}	$\frac{\pi}{2}$
Oz	$\frac{\pi}{2}$	$\frac{\pi}{2}$	0

Соответствующая матрица первого поворота будет следующей:

$$A_1 = \begin{Vmatrix} \cos\lambda_{KA} & \cos\left(\frac{\pi}{2}-\lambda_{KA}\right) & \cos\left(\frac{\pi}{2}\right) \\ \cos\left(\frac{\pi}{2}+\lambda_{KA}\right) & \cos\lambda_{KA} & \cos\left(\frac{\pi}{2}\right) \\ \cos\left(\frac{\pi}{2}\right) & \cos\left(\frac{\pi}{2}\right) & \cos(0) \end{Vmatrix} =$$

$$= \begin{Vmatrix} \cos\lambda_{KA} & \sin\lambda_{KA} & 0 \\ -\sin\lambda_{KA} & \cos\lambda_{KA} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{Vmatrix}. \qquad (8.11)$$

Второй поворот необходимо осуществить на угол $(\pi/2-\varphi_{\hat{E}\dot{A}})$ относительно оси Oy_1, как это показано на рис. 8.3. В результате получается искомая система координат $Ox_1y_1z_1$. Углы между осями двух систем координат при втором повороте представлены в таблице 8.2.

Таблица 8.2

Углы между осями систем координат при втором повороте

	Ox'	Oy_1	Oz
Ox_1	$\frac{\pi}{2}-\varphi_{KA}$	$\frac{\pi}{2}$	$\frac{\pi}{2}+\left(\frac{\pi}{2}-\varphi_{KA}\right)$
Oy_1	$\frac{\pi}{2}$	0	$\frac{\pi}{2}$
Oz_1	φ_{KA}	$\frac{\pi}{2}$	$\frac{\pi}{2}-\varphi_{KA}$

Соответствующая матрица второго поворота будет следующей:

$$A_2 = \begin{Vmatrix} \cos\left(\frac{\pi}{2} - \varphi_{KA}\right) & \cos\left(\frac{\pi}{2}\right) & \cos\left(\frac{\pi}{2} + \varphi_{KA}\right) \\ \cos\left(\frac{\pi}{2}\right) & \cos(0) & \cos\left(\frac{\pi}{2}\right) \\ \cos(\varphi_{KA}) & \cos\left(\frac{\pi}{2}\right) & \cos\left(\frac{\pi}{2} - \varphi_{KA}\right) \end{Vmatrix} =$$

$$= \begin{Vmatrix} \sin\varphi_{KA} & 0 & -\cos\varphi_{KA} \\ 0 & 1 & 0 \\ \cos\varphi_{KA} & 0 & \sin\varphi_{KA} \end{Vmatrix}. \quad (8.12)$$

Общая матрица поворота равна произведению двух полученных матриц, но в порядке, обратном повороту осей, то есть

$$A = A_2 A_1 = \begin{Vmatrix} \sin\varphi_{KA} & 0 & -\cos\varphi_{KA} \\ 0 & 1 & 0 \\ \cos\varphi_{KA} & 0 & \sin\varphi_{KA} \end{Vmatrix} \cdot \begin{Vmatrix} \cos\lambda_{KA} & \sin\lambda_{KA} & 0 \\ -\sin\lambda_{KA} & \cos\lambda_{KA} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{Vmatrix} =$$

$$= \begin{Vmatrix} \sin\varphi_{KA}\cos\lambda_{KA} & \sin\varphi_{KA}\sin\lambda_{KA} & -\cos\varphi_{KA} \\ -\sin\lambda_{KA} & \cos\lambda_{KA} & 0 \\ \cos\varphi_{KA}\cos\lambda_{KA} & \cos\varphi_{KA}\sin\lambda_{KA} & \sin\varphi_{KA} \end{Vmatrix}. \quad (8.13)$$

Пересчет координат точек границы области обзора КА из системы координат $Ox_1y_1z_1$ в систему координат $Oxyz$ производится с помощью следующего произведения матриц:

$$\begin{Vmatrix} x \\ y \\ z \end{Vmatrix} = A^T \begin{Vmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{Vmatrix} =$$

$$= \begin{Vmatrix} \sin\varphi_{KA}\cos\lambda_{KA} & -\sin\lambda_{KA} & \cos\varphi_{KA}\cos\lambda_{KA} \\ \sin\varphi_{KA}\sin\lambda_{KA} & \cos\lambda_{KA} & \cos\varphi_{KA}\sin\lambda_{KA} \\ -\cos\varphi_{KA} & 0 & \sin\varphi_{KA} \end{Vmatrix} \cdot \begin{Vmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{Vmatrix}. \quad (8.14)$$

Таким образом, первый этап решения задачи выполнен, а именно, получена формула пересчета координат точек границы области обзора КА из системы координат $Ox_1y_1z_1$ в систему координат $Oxyz$.

Теперь перейдем ко второму этапу решения задачи, а именно, будем искать формулы перехода от системы координат $Oxyz$ в систему координат $\lambda O\varphi$.

Представим точки границы зоны обзора КА в двух проекциях (для облегчения пространственного восприятия рассматриваемых координат и углов) системы координат $Ox_1y_1z_1$, как это схематично показано на рис. 8.4.

Эти проекции представляют собой сечения Земли в различных плоскостях указанной системы координат.

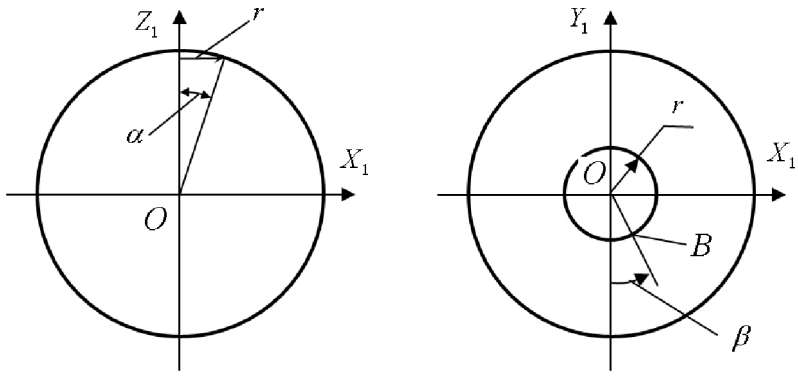


Рис. 8.4. Сечения Земли в различных плоскостях

На этом рисунке введены следующие обозначения: α - центральный земной угол зоны возможного наблюдения КА; r - радиус зоны обзора КА; β - вспомогательный угол для расчета координат точек на границе зоны обзора КА (отсчитывается от оси y_1 против часовой стрелки). Напомним, что в системе координат

$Ox_1y_1z_1$ граница зоны обзора КА является окружностью (см. рис. 8.4).

Выразим в системе координат $Ox_1y_1z_1$ координаты произвольной точки границы зоны "захвата" В через радиус Земли $R_З$ и угол α:

$$\begin{aligned} x_{1B} &= \ \ r\cdot\sin\beta; & x_{1B} &= \ \ R_З\cdot\sin\alpha\cdot\sin\beta; \\ y_{1B} &= -r\cdot\cos\beta; \text{ или} & y_{1B} &= -R_З\cdot\sin\alpha\cdot\cos\beta; \\ z_{1B} &= R_З\cdot\cos\alpha. & z_{1B} &= R_З\cdot\cos\alpha. \end{aligned} \qquad (8.15)$$

С другой стороны, нетрудно видеть (см. рис. 8.3), что координаты точек, принадлежащих границе зоны обзора космического аппарата, в системе координат $Oxyz$ выражаются следующим образом:

$$\left.\begin{aligned} x &= R_З\cdot\cos(\varphi)\cdot\cos(\lambda); \\ y &= R_З\cdot\cos(\varphi)\cdot\sin(\lambda); \\ z &= R_З\cdot\sin(\varphi), \end{aligned}\right\} \qquad (8.16)$$

где φ и λ угловые координаты широты и долготы рассматриваемых точек границы зоны обзора космического аппарата.

Подставим координаты точки *B*, выраженные зависимостью (8.15), в формулу (8.14), точнее, в последнюю матрицу-столбец этой формулы, а координаты той же точки *B*, выраженные зависимостью (8.16), в ту же формулу (8.14), но в первую матрицу-столбец этой формулы и получим следующую зависимость:

$$\begin{Vmatrix} x \\ y \\ z \end{Vmatrix} = A^T \begin{Vmatrix} x_{1B} \\ y_{1B} \\ z_{1B} \end{Vmatrix} \text{ или } \begin{Vmatrix} R_З\cdot\cos\varphi\cdot\cos\lambda \\ R_З\cdot\cos\varphi\cdot\sin\lambda \\ R_З\cdot\sin\varphi \end{Vmatrix} = A^T \begin{Vmatrix} R_З\cdot\sin\alpha\cdot\sin\beta \\ -R_З\cdot\sin\alpha\cdot\cos\beta \\ R_З\cdot\cos\alpha \end{Vmatrix}.$$

В полном виде эта зависимость будет выглядеть следующим образом:

$$\begin{Vmatrix} R_З\cdot\cos\varphi\cdot\cos\lambda \\ R_З\cdot\cos\varphi\cdot\sin\lambda \\ R_З\cdot\sin\varphi \end{Vmatrix} =$$

$$= \begin{Vmatrix} \sin\varphi_{KA}\cos\lambda_{KA} & -\sin\lambda_{KA} & \cos\varphi_{KA}\cos\lambda_{KA} \\ \sin\varphi_{KA}\sin\lambda_{KA} & \cos\lambda_{KA} & \cos\varphi_{KA}\sin\lambda_{KA} \\ -\cos\varphi_{KA} & 0 & \sin\varphi_{KA} \end{Vmatrix} \times$$

$$\times \begin{Vmatrix} R_З \cdot \sin\alpha \cdot \sin\beta \\ -R_З \cdot \sin\alpha \cdot \cos\beta \\ R_З \cdot \cos\alpha \end{Vmatrix}. \quad (8.17)$$

Перемножая матрицы, получим следующую систему уравнений:

$$R_З \sin\varphi = R_З \cos\alpha \sin\varphi_{KA} - R_З \sin\alpha \sin\beta \cos\varphi_{KA};$$

$$R_З \cos\varphi \sin\lambda = R_З \cos\alpha \cos\varphi_{KA} \sin\lambda_{KA} +$$
$$+R_З \sin\alpha \sin\beta \sin\varphi_{KA} \sin\lambda_{KA} - R_З \sin\alpha \cos\beta \cos\lambda_{KA};$$

$$R_З \cos\varphi \cos\lambda = R_З \cos\alpha \cos\varphi_{KA} \cos\lambda_{KA} +$$
$$+R_З \sin\alpha \sin\beta \sin\varphi_{KA} \cos\lambda_{KA} + R_З \sin\alpha \cos\beta \sin\lambda_{KA}.$$

После сокращений и преобразований получаем систему уравнений в следующем виде:

$$\sin(\varphi) = \cos(\alpha) \cdot \sin(\varphi_{KA}) - \sin(\alpha) \cdot \sin(\beta) \cos(\varphi_{KA});$$

$$\sin(\lambda) = \frac{\cos(\alpha) \cdot \cos(\varphi_{KA}) \cdot \sin(\lambda_{KA})}{\cos(\varphi)} +$$
$$+ \frac{\sin(\alpha) \cdot \sin(\beta) \cdot \sin(\varphi_{KA}) \cdot \sin(\lambda_{KA})}{\cos(\varphi)} -$$
$$- \frac{\sin(\alpha) \cdot \cos(\beta) \cdot \cos(\lambda_{KA})}{\cos(\varphi)};$$

$$\cos(\lambda) = \frac{\cos(\alpha) \cdot \cos(\varphi_{KA}) \cdot \cos(\lambda_{KA})}{\cos(\varphi)} +$$
$$+ \frac{\sin(\alpha) \cdot \sin(\beta) \cdot \sin(\varphi_{KA}) \cdot \cos(\lambda_{KA})}{\cos(\varphi)} +$$
$$+ \frac{\sin(\alpha) \cdot \cos(\beta) \cdot \sin(\lambda_{KA})}{\cos(\varphi)}. \quad (8.18)$$

Область изменения угла β лежит в следующих пределах: $\beta \in [0; 2\pi]$.

Уравнений системы (8.18) достаточно, чтобы реализовать построение области зоны видимости в плоской прямоугольной системе координат $\{\lambda; \varphi\}$.

Синус и косинус угла λ нужны для того, чтобы корректно определить, в какой четверти поверхности Земли (если смотреть с северного полюса - СП) находится рассматриваемая точка. При этом следует учесть, что схема отсчета углов по долготе Земли отличается от общепринятой схемы отсчета углов в тригонометрии (см. рис. 8.5).

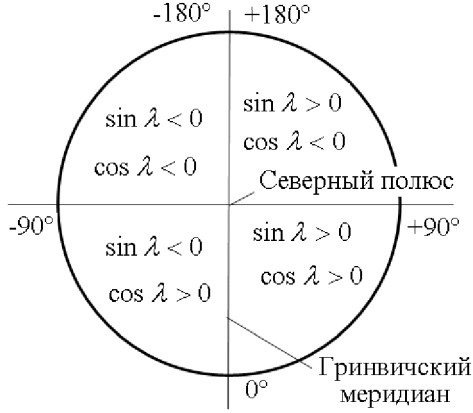


Рис. 8.5. Схема отсчета углов по долготе Земли

С учетом этой схемы следует принять следующие расчетные зависимости:

$$\left.\begin{array}{ll} \textit{Если} & \{\sin\lambda > 0, \cos\lambda > 0\}, \text{ то } \lambda \in [0, 90^\circ] \text{ и } \lambda = \arcsin[\sin\lambda]; \\ \textit{Если} & \{\sin\lambda > 0, \cos\lambda < 0\}, \text{ то } \lambda \in [90^\circ, 180^\circ] \text{ и } \lambda = 180^\circ - \arcsin[\sin\lambda]; \\ \textit{Если} & \{\sin\lambda < 0, \cos\lambda < 0\}, \text{ то } \lambda \in [-90^\circ, -180^\circ] \text{ и } \lambda = 180^\circ - \arcsin[\sin\lambda]; \\ \textit{Если} & \{\sin\lambda < 0, \cos\lambda > 0\}, \text{ то } \lambda \in [0^\circ, -90^\circ] \text{ и } \lambda = \arcsin[\sin\lambda]. \end{array}\right\} \quad (8.19)$$

Алгоритм для построения границы зоны обзора космического аппарата по данной модели представлен ниже.

1. Рассчитывается угол α по зависимости (8.4).

2. Осуществляется ввод координат подспутниковой точки φ_{KA} и λ_{KA}.

3. Задается начальное значение угла $\beta = 0$.

4. Рассчитываются координаты широты и долготы граничной точки зоны обзора космического аппарата по следующим зависимостям:

$$\varphi = \varphi(\beta = 0) = \varphi_{KA} - \alpha;$$

$$\lambda = \lambda(\beta = 0) = \lambda_{KA}.$$

5. Осуществляется приращение угла β:

$$\beta = \beta + \Delta\beta.$$

6. Рассчитываются значения широты и долготы граничной точки зоны обзора космического аппарата при новом значении угла β.

Для этого сначала определяется синус угла φ по первой зависимости группы уравнений (8.18) и синус и косинус угла λ по второй и третьей зависимостям группы уравнений (8.18). Затем определяются углы φ и λ через обратные тригонометрические зависимости в соответствии с зависимостями (8.19).

7. Пункты 4-5 повторяются до выполнения следующего условия:

$$\beta = 360^{o}.$$

8.3. Проверка адекватности моделей для оценки факта попадания объекта наблюдения в зону обзора космического аппарата

Для проверки адекватности моделей оценки факта попадания объекта наблюдения в зону обзора космического аппарата разработана специальная программа, окно которой представлено на рис. 8.6. В этом окне можно задавать координаты объекта наблюдения, координаты подспутниковой точки космического аппарата и угол отклонения от надира оптической оси оптико-электронного телескопического комплекса. Проверка факта попадания объекта на-

блюдения в зону обзора космического аппарата осуществляется в графическом режиме при различных исходных данных. При осуществлении условия попадания объекта наблюдения в зону обзора космического аппарата в окне программы выдается сообщение "Есть захват!".

Результаты экспериментов показали, что разработанные модели адекватны.

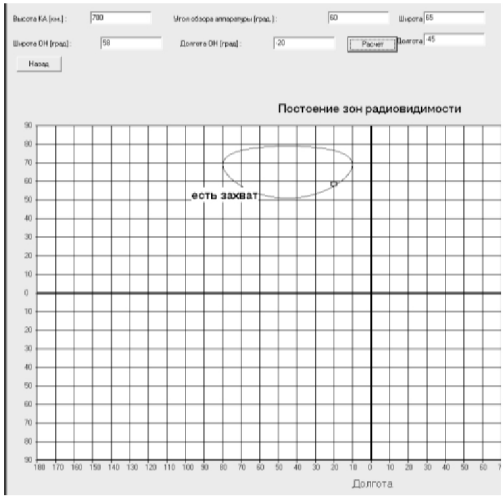


Рис. 8.6. Окно программы для проверки адекватности моделей оценки факта попадания объекта наблюдения в зону обзора КА

8.4. Алгоритмы моделирования целевого функционирования космического аппарата для оценки периодичности наблюдения заданного объекта

8.4.1. Алгоритм имитационной модели для оценки функции распределения периодичности наблюдения неподвижного объекта с заданными координатами

Показатель периодичность наблюдения может быть случайной величиной, если рассматривать многократные прохождения космического аппарата вблизи объекта наблюдения с заданными координатами и «захват» его аппаратурой наблюдения. Параметры случайного распределения показателя периодичности наблюдения за-

висят от координат заданного объекта наблюдения и параметров орбит космического аппарата.

Приведем алгоритм расчета функции распределения и числовых характеристик показателей периодичности заданного объекта наблюдения.

1. Задаются координаты объекта наблюдения по широте и долготе.

2. Задается максимальное значение угла поворота оптической оси оптико-электронного телескопического комплекса относительно направления в надир.

3. Задаются начальное время расчета и шаг расчета по времени (в основной программе).

4. Запускается основная программа, рассчитывающая координаты (широта и долгота) КА по трассе полета через определенные промежутки времени, равные шагу расчета.

5. В каждый расчетный момент времени определяются условия съемки по углу Солнца над горизонтом.

6. Если угол Солнца над горизонтом больше некоторого заданного (необходимые условия для съемки выполняются), то подключается процедура «Попадание объекта наблюдения в зону обзора космического аппарата», построенная на основе рассмотренных выше моделей. В результате работы этой процедуры выдается признак «Попадание», если объект наблюдения оказался в зона обзора летящего космического аппарата, или признак «Нет пападания» - в противном случае.

7. Если выдан признак «Попадание», то:

- включаются счетчики времени $t_{Пер}$ (оценивается время между последними попаданиями объекта наблюдения в зону обзора КА);

- включается счетчик количества попаданий N_Z (количество статистических испытаний);

- оценивается текущее математическое ожидание (среднее время) периодичности по формуле

$$m_{Пер} = \sum_{i=1}^{N_Z} t_{Пер\,i} \Big/ N_Z \ ,$$

где $t_{Пер\,i}$ - значение показателя оперативности (времени) выхода КА на цель за i-й цикл расчета;

- оценивается текущая дисперсия показателя периодичности по формуле

$$D^2_{Пер} = \frac{\sum_{i=1}^{N_Z}\left(t_{Пер\,i} - m_{Пер}\right)^2}{N_Z - 1};$$

- рассчитывается среднеквадратическое отклонение показателя оперативности выхода КА на цель:

$$D_{Пер} = \sqrt{D^2_{Пер}};$$

- рассчитывается среднеквадратическое отклонение математического ожидания (среднего значения) показателя оперативности выхода КА на цель:

$$D_{m\,Пер} = \frac{D_{Пер}}{\sqrt{N}};$$

- результаты, полученные в пункте 7 настоящего алгоритма, записываются в соответствующие массивы данных.

8. Программа продолжает работать до осуществления следующего «попадания» объекта наблюдения в зону обзора КА на последующих витках полета космического аппарата. Пункты 5 и 6 циклически повторяются до наступления одного из следующих событий:

- исследователь приостанавливает счет;
- закончилось выделенное для расчета время;
- закончилось выделенное для расчета количество «попаданий»;
- достигнута заданная точность (изменения показателей периодичности от приращения количества «попаданий»).

9. Рассчитываются функции распределения и функции плотности распределения случайных величин (показателей периодичности).

Расчет производится по зависимостям, приведенным ниже.

9.1. Функция распределения показателя периодичности:

$$F_{Пер i}(T) = P\left(t_{Пер i} < T\right) = \frac{i}{N},$$

где $P(\cdot)$ - символ вероятности;

T – заданное значение случайной величины (показателя периодичности выхода КА на цель);

i – порядковый номер наблюдения из выровненной (по возрастанию) выборки экспериментальных значений (полученных методом статистических испытаний) показателя периодичности.

Напомним, что функция распределения показывает вероятность того, что случайная величина (в данном случае значение случайного показателя оперативности $t_{Пер i}$) будет меньше наперед заданного значения показателя периодичности (T).

9.2. Функция плотности распределения показателя периодичности:

$$f_{Пер i} = \frac{\Delta F_{Пер i}}{\Delta t_{Пер i} \cdot N},$$

где $\Delta F_{Пер i} = F_{Пер i+1} - F_{Пер i}$ есть приращение функции распределения на интервале с номером i;

$\Delta t_{Пер_i} = t_{Пер i+1} - t_{Пер i}$ есть приращение значения случайной величины на интервале с номером i.

Количество интервалов, на которое разбивается выборка, подсчитывается по следующей зависимости, рекомендуемой в литературе по статистике:

$n \approx 5 \cdot \lg N$.

10. Рассчитываются показатели периодичности с заданной доверительной вероятностью.

11. Строятся графики функций распределения и функций плотности распределения случайных величин периодичности в соответствующих окнах просмотра результатов. Для этого привлекаются объекты среды Delphi типа Chart.

8.4.2. Алгоритм имитационного моделирования для оценки периодичности наблюдения подвижного объекта

Приведем лишь укрупненный алгоритм.

1. Задаются начальные значения координат подвижного объекта.

2. Задается средняя скорость его перемещения.

3. Задается направление перемещения, если оно известно.

Если направление неизвестно, то оно реализуется с помощью генератора случайных чисел с учетом наиболее вероятных направлений.

4. Определяются показатели периодичности с использованием вышеприведенных алгоритмов.

8.4.3. Алгоритм имитационной модели для оценки периодичности наблюдения объекта в зависимости от широты расположения объекта

1. Задаются координаты точки объекта наблюдения с широтой $\varphi = 0^{\circ}$.

2.Определяются показатели периодичности наблюдения по алгоритму, представленному в пунктах 8.4.1 или 8.4.2 в зависимости от поставленной задачи.

3. Осуществляется приращение угла широты с заданным шагом.

4. Пункты 2 и 3 циклически повторяются до достижения максимальной широты. Результаты запоминаются.

5. Обрабатывается накопленная статистика и строятся регрессионные зависимости периодичности от широты объектов наблюдения.

8.5. Алгоритм имитационного моделирования для оценки времени подлета космического аппарата к объекту наблюдения с учетом случайных факторов

В процессе эксплуатации космической системы наблюдения часто возникает ситуация, когда заказчик в любой (случайный) момент времени ставит задачу срочно сфотографировать некий объект наблюдения с заданными координатами. С точки зрения исполнителя эти заданные координаты являются случайными, так как зара-

нее они не известны исполнителю. Требуется оценить ближайшее время выхода космического аппарата на заданную цель.

Ниже приведен укрупненный алгоритм имитационной модели для оценки выхода космического аппарата на цель (оперативности подлета КА к объектам наблюдения) с учетом случайных моментов времени выдачи программы на съемку цели и со случайными географическими координатами объекта наблюдения. В этом алгоритме опущены некоторые детали. В частности, не обсуждаются подробно вопросы, рассмотренные в предыдущих алгоритмах, например, задание некоторых исходных данных, расчетные формулы и т.п.

1. Задаются условия окончания расчета.

В качестве условий окончания расчета могут задаваться:

- максимальное время расчета;
- максимальное количество «попаданий» объекта съемки в зону обзора космического аппарата;
- необходимая точность расчета.
- необходимое число статистических испытаний.

2. Задается случайное время полета космического аппарата по формуле

$$t = \xi \cdot T,$$

где ξ - случайное число с равномерным законом распределения на отрезке [0,1];

T - время, равное одному году (в той размерности, которая используется в программе, например, в секундах).

3. Вычисляются случайные координаты объекта наблюдения следующим образом:

3.1. Вызываются случайные числа ξ_1, ξ_2, и ξ_3 с равномерным законом распределения на отрезке [0,1].

3.2. Рассчитываются случайные координаты единичных векторов, указывающих направление от центра Земли на объект наблюдения, расположенный на поверхности Земли, по следующим формулам:

$$x = 2 \cdot \xi_1 - 1;$$

$$y = 2 \cdot \xi_2 - 1;$$

$$z = 2 \cdot \xi_3 - 1 .$$

3.3. Производится пересчет координат единичного вектора со случайным направлением в координаты широты и долготы объектов наблюдения на поверхности Земли по формулам

$$\varphi_{OH} = \frac{180}{\pi} \cdot \arcsin\left(\frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}} \right);$$

$$\lambda_{OH} = \frac{180}{\pi} \cdot \arcsin\left(\frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2}} \right) \text{ или } \lambda_{OH} = \frac{180}{\pi} \cdot \arcsin\left(\frac{y}{\sqrt{x^2 + y^2}} \right).$$

4. Запускается основная программа имитации движения и функционирования космического аппарата с новыми исходными данными.

5. Подключается подпрограмма для оценки факта попадания объекта наблюдения в зону обзора космического аппарата.

6. Если факт первого попадания объекта наблюдения в зону обзора космического аппарата подтвержден, то записывается в массив время подлета КА к цели.

7. Пункты 2-6 (с учетом пунктов 3.1 - 3.3) и 4 циклически повторяются до наступления одного из следующих событий:

- исследователь приостанавливает счет;
- прошло выделенное для расчета время;
- прошло выделенное для расчета количество «попаданий».

8. Обрабатываются статистические данные, накопленные в массивах данных, а именно, рассчитываются характеристики математического ожидания, дисперсии и среднеквадратического отклонения показателя оперативности подлета космического аппарата к цели.

9. Рассчитываются функции распределения и функции плотности распределения случайной величины (показателя оперативности выхода КА на цель).

10. Рассчитываются показатели оперативности выхода КА на цель с заданной доверительной вероятностью.

11. Строятся графики функций распределения и функций плотности распределения случайных величин оперативности выхода КА на цель в соответствующих окнах просмотра результатов.

Следует отметить, что расчет в пунктах 8-9 производится по формулам алгоритма, представленным в пунктах 8.4.1 настоящего учебного пособия с учетом того, что индексы в формулах соответствуют показателям оперативности подлета космического аппарата к объекту наблюдения, а не показателям периодичности.

9. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ И АЛГОРИТМЫ ДЛЯ ОЦЕНКИ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТИ

Как упоминалось, возможны следующие типы съемок:

- съемка отдельно расположенных объектов с относительно небольшими размерами, отстоящих друг от друга на расстоянии значительно большем, чем характерные размеры отдельного объекта;

- съемка отдельно расположенных объектов, отстоящих друг от друга на расстоянии меньшем, чем ширина захвата аппаратуры зондирования космического аппарата (мозаичная съемка);

- съемка протяженного объекта (дорога, река, граница и т.п.);

- съемка объекта с размерами по ширине и по длине большими, чем ширина захвата аппаратуры зондирования космического аппарата (съемка площадки).

Кроме того, возможны типы съемки с приоритетами для некоторых объектов наблюдения, то есть с наличием в полосе обзора космического аппарата объектов, которые необходимо отснять безусловно, даже за счет исключения из программы съемки некоторых других объектов.

В данном разделе рассматривается моделирование первого типа съемок (отдельно расположенных объектов), так как именно этот тип съемок требует наибольшего энергопотребления (критичен к энергобалансу на борту космического аппарата). В качестве показателя производительности космического аппарата наблюдения будем рассматривать количество объектов наблюдения, отснятых за определенный промежуток времени, или виток полета.

На рис. 9.1 представлена схема, иллюстрирующая производительность космического КА при съемке отдельно отстоящих объектов наблюдения в системе координат «Широта-долгота».

Возможны различные подходы к построению моделей для оценки показателей производительности космической системы наблюдения:

- на основе статистических данных;
- на основе теории массового обслуживания;
- на основе имитационного моделирования;
- на основе планирования порядка съемки целей по критерию максимального количества снятых объектов.

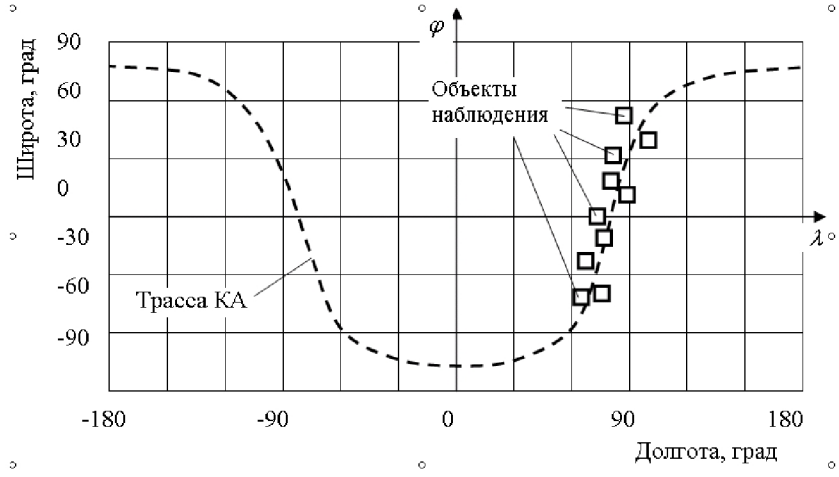


Рис. 9.1. Схема, иллюстрирующая производительность КА при съемке объектов наблюдения в системе координат «Широта-долгота»

Подход к построению моделей для оценки показателей производительности космической системы наблюдения на основе планирования порядка съемки целей по критерию максимального количества отснятых объектов в данном разделе рассматриваться не будет, так как он скорее относится к использованию активных средств в операции и должен рассматриваться в соответствующем разделе.

9.1. Математические модели и алгоритмы для оценки производительности космического аппарата наблюдения на основе теории массового обслуживания

Данная группа моделей для оценки производительности космического аппарата наблюдения включает следующие частные модели:

- модели для оценки статистических характеристик входящего потока объектов наблюдения в полосу обзора спутника;
- модели для оценки динамических характеристик космического аппарата наблюдения (максимального значения углового ускорения и угловой скорости при перенацеливании и среднего времени перенацеливания);
- модели для оценки динамических характеристик космического аппарата наблюдения;
- модели для имитации количества отснятых объектов наблюдения с учетом динамических характеристик космического аппарата.

Ниже приведены основные этапы построения некоторых частных моделей, необходимых для оценки производительности космической системы наблюдения.

9.1.1. Исходные данные по потенциальным объектам наблюдения

В качестве исходных данных могут быть использованы следующие данные:

- перечень потенциальных объектов наблюдения (подлежащих обсервации за какой-то определенный промежуток времени) с соответствующими координатами;
- сформированный массив потенциальных объектов наблюдения (с помощью генератора случайных чисел) с заданным законом распределения по земной поверхности;
- сформированный массив потенциальных объектов наблюдения (с помощью генератора случайных чисел) с учетом неравномерности распределения по отдельным районам (материкам), поверхности моря или суши;

- принятый априори закон распределения объектов наблюдения (например, по координате широты).

В данном пункте в качестве исходных данных для оценки статистических характеристик входящего потока объектов съемки используется нормальный закон распределения потенциальных объектов съемки по географической широте. По сути дела, это допущение, которое основано на том обстоятельстве, что наибольшее количество потенциальных объектов съемки находится в районе экватора. Кроме того, известно, что практически все объекты наблюдения находятся в пределах географической широты от –80 до + 80 градусов.

Плотность нормального закона распределения потенциальных объектов съемки выражается следующим образом:

$$f(\varphi) = \frac{1}{D_\varphi \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{1}{2}\left(\frac{\varphi - m_\varphi}{D_\varphi}\right)^2},$$

где φ - угол географической широты потенциального объекта съемки;

D_φ - среднеквадратическое отклонение широты потенциальных объектов съемки;

m_φ - математическое ожидание широты потенциальных объектов съемки.

Учитывая, что $m_\varphi = 0$, получаем

$$f(\varphi) = \frac{1}{D_\varphi \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{1}{2}\left(\frac{\varphi}{D_\varphi}\right)^2}. \qquad (9.1)$$

Вероятность нахождения потенциальных объектов съемки в заданном диапазоне широт можно рассчитать по известным формулам из теории вероятностей. В частности, вероятность нахождения потенциальных объектов съемки в диапазоне широт от $-\varphi_{ЮШ}$ до $+\varphi_{СШ}$, где индексы ЮШ и СШ обозначают южную и северную широты соответственно, можно рассчитать по следующей зависимости:

$$P\left(\varphi_{ЮШ} \le \varphi \le \varphi_{СШ}\right) = \int_{\varphi_{ЮШ}}^{\varphi_{СШ}} f(\varphi) \cdot d\varphi = 2 \cdot \Phi\left(\frac{\varphi}{D_\varphi}\right) - 1, \quad (9.2)$$

где Ф(·) – условное обозначение функции нормального закона распределения.

Учитывая допущение, что практически все объекты наблюдения находятся в пределах географических широт от –80 до +80 градусов, можно принять, что среднеквадратическое отклонение широты потенциальных объектов съемки равно

$$D_\varphi \approx \frac{80^\circ}{3} = 26,6^\circ . \qquad (9.3)$$

Пусть, например, на одном витке находится 100 потенциальных объектов съемки. Тогда по данным зависимостям можно рассчитать, что в диапазоне широт от $-D_\varphi$ до $+D_\varphi$ будет находиться примерно 68 целей (вероятность того, что объект съемки находится в указанном диапазоне широт, равна 0,6826), от $-2D_\varphi$ до $+2D_\varphi$ — 95 целей (вероятность 0,954), от $-3D_\varphi$ до $+3D_\varphi$ — 98 целей (вероятность 0,978).

9.1.2. Модель для оценки статистических характеристик входящего потока объектов съемки

На рис. 9.2 *а* схематично показан увеличенный фрагмент полосы обзора. На этом рисунке *с* и *В* соответственно длина и ширина зоны возможного сканирования. Объекты съемки схематично показаны различными фигурами.

Если требуется высокое разрешение на местности, то бортовая аппаратура неспособна в одном кадре поместить всю возможную зону фотографирования. Поэтому процесс сканирования в укрупненном виде включает в себя следующие этапы: изменение направления оптической оси оптико-электронного телескопического комплекса (изменение по углам тангажа, крена, иногда и по углу рыскания), стабилизацию этой оси, наведение на резкость изображения, передвижение изображения по фокальной плоскости с определенной скоростью для компенсации движения сканируемой поверхности Земли (с целью отсутствия так называемого "смаза" изображения). Естественно, что при высокой скорости полета (более 7 км/с) невозможно осуществить съемку всех объектов, попавших в полосу обзора.

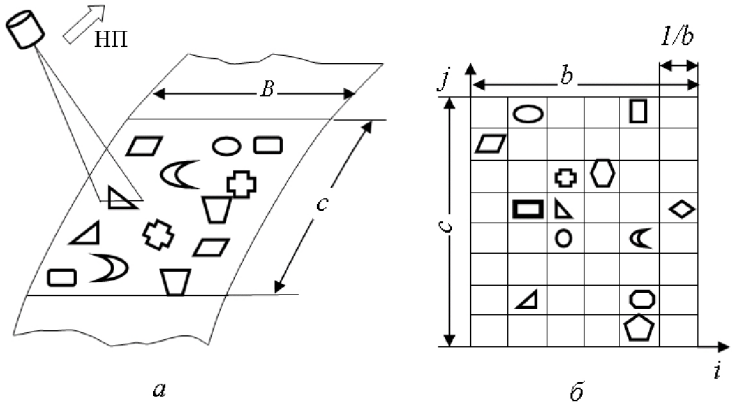


Рис. 9.2. Схема, иллюстрирующая входящий поток объектов наблюдения

Разделим участок полосы обзора космического аппарата наблюдения на более мелкие зоны прямоугольной сеткой, как это схематично показано на рис. 9.2 *б*. Поставим в соответствие этой сетке матрицу таким образом, чтобы количество строк и столбцов данной матрицы соответствовало количеству ячеек сетки, а потенциальный объект фотографирования отображался в этой матрице единицей. Такую матрицу назовем информационной. Если объект наблюдения в какой-либо ячейке отсутствует, то в соответствующем месте матрицы ставится ноль. Такая информационная матрица схематично показана на рис. 9.3 *а*.

В процессе полета космического аппарата количество объектов наблюдения под ним меняется. В каждый момент времени оно равно сумме объектов наблюдения в полосе, перпендикулярной направлению полета.

Каждый j-й элемент вектора–столбца связан с элементами информационной матрицы следующим соотношением:

$$x_j = \sum_{j=1}^{m} I_{ij}\,, \qquad (9.4)$$

где m – количество столбцов информационной матрицы (j – номер столбца информационной матрицы);

I_{ij} – элемент информационной матрицы (i – номер строки информационной матрицы).

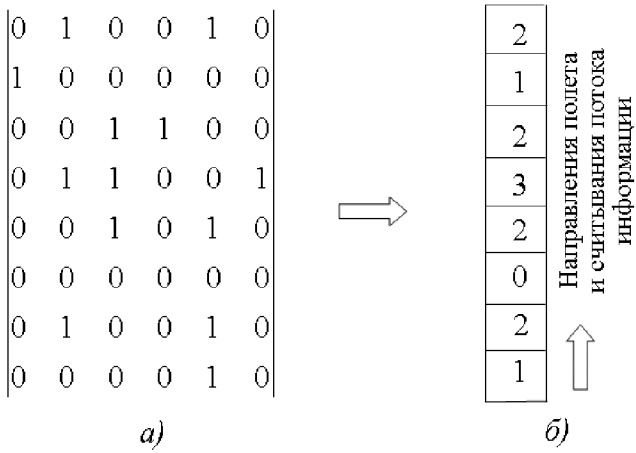


Рис. 9.3. Схема получения информационной матрицы и потока входных данных по объектам наблюдения

То есть количество потенциальных объектов съемки вдоль трассы полета можно представить в виде вектора-столбца, как это показано на рис. 9.3 *б*.

Количество возможных объектов съемки (см. данные вектора-столбца) в различные моменты времени является дискретной случайной величиной и представляет собой информационный поток. Учитывая, что в процессе длительного полета космического аппарата наблюдения заранее неизвестны объекты наблюдения и их количество, в первом приближении можно допустить, что этот поток подчиняется закону Пуассона [47]

$$P(x) = \frac{m_x^x}{x!} e^{-m_x}, \qquad (9.5)$$

где x – случайное число (количество появления) объектов наблюдения (в строке информационной матрицы);

$P(x)$ – вероятность появления случайного числа x;

m_x – математическое ожидание случайного числа x.

График закона Пуассона схематично представлен на рис. 9.4.

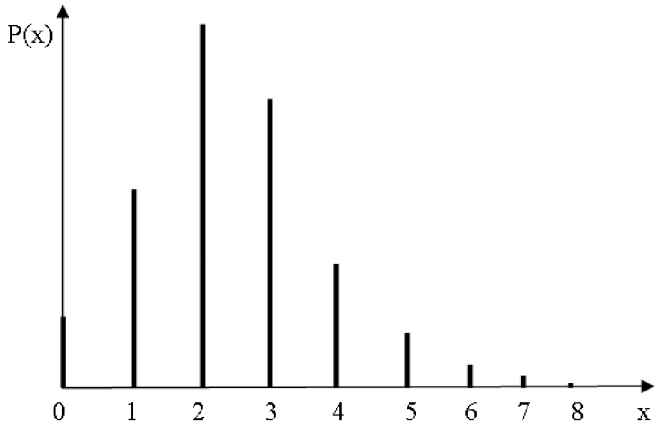


Рис. 9.4. График закона Пуассона

Распределение вероятностей соответствует случаю $m_x > 1$ (максимальные значения вероятностей соответствуют значениям x вблизи математического ожидания). При $m_x < 0,5$ максимальные значения вероятностей соответствуют значениям x, равным нулю.

Как видно из выражения (9.5), для моделирования закона Пуассона необходим один параметр – математическое ожидание. Поэтому необходимо разработать модели для оценки этого параметра.

9.1.3. Модель для оценки математического ожидания в формуле Пуассона

Математическое ожидание в формуле Пуассона представляет собой среднее количество потенциальных объектов съемки, появляющихся в единицу времени в полосе обзора, соответствующей одной строке информационной матрицы. Это математическое ожидание можно в первом приближении определить как отношение среднего количества объектов съемки N_{CP} на каком–либо относительно небольшом участке длины полосы обзора L к среднему времени T пролета космическим аппаратом этой части полосы обзора по ее длине:

$$m_X = \frac{N_{CP}}{T}. \qquad (9.6)$$

Наибольшее количество потенциальных объектов съемки по геодезической широте Земли, как упоминалось, находится вблизи экватора. Для солнечно-синхронных орбит, у которых угол наклона плоскости орбиты близок к 90 градусам, в первом приближении можно принять длину расчетной трассы, соответствующей геодезическим широтам Земли от φ_1 до φ_2. Тогда среднее количество объектов съемки, попавших в указанный интервал, составит

$$N_{CP} = N_1 \cdot P(\varphi_1 < \varphi < \varphi_2), \qquad (9.7)$$

где N_1 - количество потенциальных объектов съемки на одном витке;

$P(\varphi_1 < \varphi < \varphi_2)$ - вероятность попадания объектов съемки в указанный интервал.

Вероятность попадания объектов съемки в указанный интервал $P(\varphi_1 < \varphi < \varphi_2)$ определяется по следующей зависимости:

$$P(\varphi_1 < \varphi < \varphi_2) = \int_{\varphi_1}^{\varphi_2} f(\varphi) \cdot d\varphi = \Phi\left(\frac{\varphi_2}{D_\varphi}\right) - \Phi\left(\frac{\varphi_1}{D_\varphi}\right),$$

где Ф(·) – условное обозначение функции нормированного нормального закона распределения.

Учитывая, что равномерное распределение объектов съемки можно считать только на относительно небольшом участке длины полосы обзора, то вероятность попадания объектов съемки в указанный интервал проще рассчитывать через плотность распределения:

$$P(\varphi_1 < \varphi < \varphi_2) \approx f(\varphi_{cp}) \cdot (\varphi_2 - \varphi_1) = \frac{(\varphi_2 - \varphi_1)}{D_\varphi \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{1}{2}\left(\frac{\varphi_{cp}}{D_\varphi}\right)^2}, \qquad (9.8)$$

где $(\varphi_2 - \varphi_1)$ - диапазон широт участка полосы обзора (по поверхности Земли);

φ_{cp} - среднее значение широт, которое подсчитывается по следующей зависимости:

$$\varphi_{ср} = \frac{\varphi_1 + \varphi_1}{2}. \qquad (9.9)$$

Таким образом, вместо выражения (9.8) можно записать

$$N_{СР} = N_1 \cdot \frac{(\varphi_2 - \varphi_1)}{D_\varphi \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{1}{2}\left(\frac{\varphi_1+\varphi_2}{2D_\varphi}\right)^2} \qquad (9.10)$$

Время пролета космическим аппаратом этого участка определим как отношение длины орбитального участка $L_{ОРБ}$ полета космического аппарата над рассматриваемым участком полосы обзора к скорости его полета по орбите $V_{КА}$:

$$T = \frac{L_{ОРБ}}{V_{КА}}. \qquad (9.11)$$

Для круговых орбит длина орбитального участка вычисляется с учетом высоты орбиты H и радиуса Земли $R_З$ по зависимости

$$L_{ОРБ} = (\varphi_2 - \varphi_1)(R_З + H), \qquad (9.12)$$

а скорость полета космического аппарата по круговой орбите - с помощью следующего выражения, известного из динамики полета,

$$V_{КА} = V_I \cdot \sqrt{\frac{R_З}{R_З + H}}. \qquad (9.13)$$

В последнем выражении V_I - первая космическая скорость (7910 м/с).

То есть время пролета рассматриваемого участка трассы можно подсчитать по выражению

$$T = \frac{(\varphi_2 - \varphi_1)(R_З + H)}{V_I \cdot \sqrt{\frac{R_З}{R_З + H}}} = \frac{(\varphi_2 - \varphi_1)(R_З + H)\sqrt{R_З + H}}{V_I \cdot \sqrt{R_З}}. \qquad (9.14)$$

Подставляя (9.10) и (9.14) в (9.6), получаем выражение для расчета математического ожидания количества объектов, появляющихся в одной строке информационной матрицы:

$$m_X = \frac{N_1 \cdot V_I \sqrt{R_3} \cdot e^{-\frac{1}{2}\left(\frac{\varphi_1+\varphi_2}{2D_\varphi}\right)^2}}{D_\varphi \sqrt{2\pi}\left(R_3+H\right)^{3/2}}. \qquad (9.15)$$

Отметим, что среднее квадратическое отклонение D_φ, стоящее в знаменателе, должно быть выражено в радианах.

Можно получить аналогичные зависимости и для эллиптических орбит, однако в этом большой необходимости нет, так как для относительно небольших участков полосы обзора космического аппарата по ее длине ошибки, вносимые эллиптичностью орбиты в оценку математического ожидания количества объектов наблюдения в единицу времени, небольшие. Поэтому можно пользоваться зависимостями для круговых орбит, учитывая только изменение высоты орбиты на различных участках полосы обзора.

На рис. 9.5 приведен график зависимости математического ожидания объектов наблюдения в единицу времени от широты их расположения при общем количестве объектов наблюдения в полосе обзора на одном витке, равном 100.

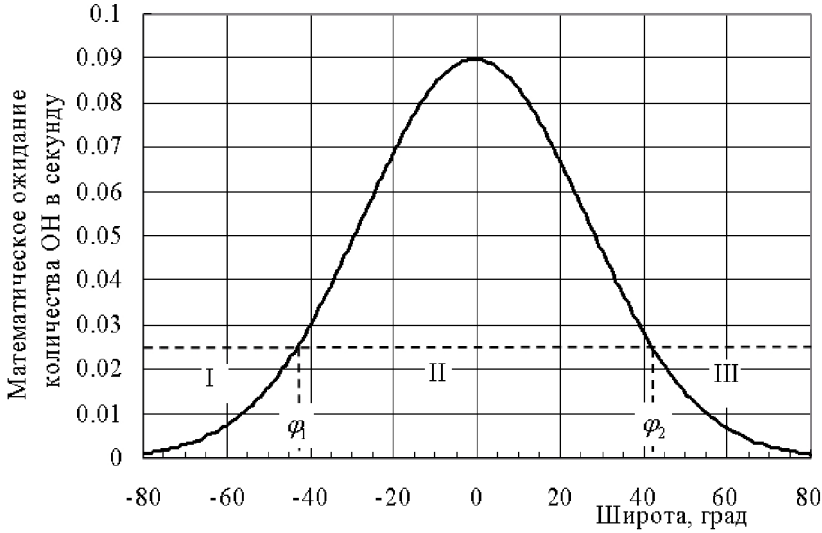


Рис. 9.5. Зависимость математического ожидания объектов наблюдения в единицу времени от широты их расположения

Вероятность появления X объектов в единицу времени, подсчитанная по закону Пуассона (9.5), и функция распределения $F(X)$ для математического ожидания $m_X = 0,0794$ объектов в секунду показаны в таблице 9.1.

Таблица 9.1

Вероятность и функция распределения появления X объектов наблюдения

x	Вероятность	Функция распределения
0	0.923670382	0.92367
1	0.073339428	0.99701
2	0.002911575	0.999921
3	7.70597E-05	0.999998
4	1.52963E-06	1
5	2.42906E-08	1
6	3.21446E-10	1

На рис. 9.6 показаны графики вероятности и функции распределения появления случайного количества объектов наблюдения за секунду полета космического аппарата для тех же исходных данных.

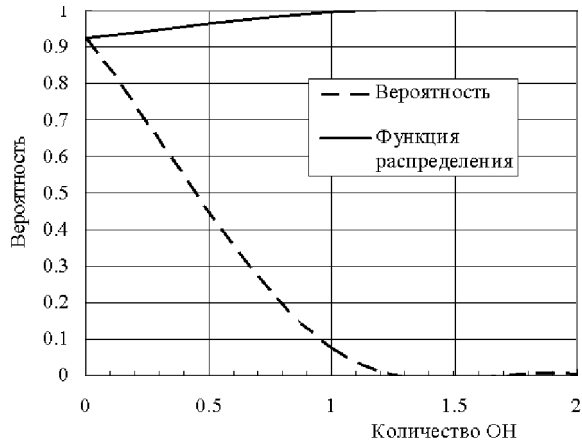


Рис. 9.6. Графики вероятности и функции распределения появления случайного количества объектов наблюдения

9.1.4. Оценка производительности космического аппарата по среднему времени перенацеливания

Сначала определим максимальное угловое ускорение космического аппарата наблюдения при перенацеливании.

Исходными данными для такого расчета являются:

$M_{СГК}$ - максимальный управляющий момент силового гироскопического комплекса;

$J_{КА}$ - момент инерции космического аппарата относительно оси поворота, проходящей через центр масс аппарата.

Максимальное угловое ускорение космического аппарата наблюдения при перенацеливании отыскивается с помощью уравнения динамики вращательного движения:

$$\varepsilon_{\max} = \frac{M_{СГК}}{J_{КА}}., \qquad (9.16)$$

Теперь определим среднее время перенацеливания космического аппарата наблюдения. Это время зависит от управления угловым ускорением и скоростью в процессе поворота космического аппарата.

Оценка среднего времени перенацеливания космического аппарата по критерию минимума затраченного времени

В точке A объекту сообщается максимальное ускорение в направлении полета в точку B. Это ускорение поддерживается постоянным (максимальным) до достижения объектом точки B.

Известно, что при равноускоренном угловом движении угол поворота определяется по следующей зависимости:

$$\gamma = \frac{\varepsilon_{\max} t_\gamma^2}{2}, \qquad (9.17)$$

где t_γ - время поворота космического аппарата на угол γ.

Отсюда можно найти время перенацеливания

$$t_\gamma = \sqrt{\frac{2\gamma}{\varepsilon_{\max}}}. \qquad (9.18)$$

Однако для реализации такого режима углового движения КА необходимо иметь большую мощность силового гироскопического комплекса, следовательно требуются значительные затраты ресурсов (массы на реализацию силового гироскопического комплекса и электроэнергии). Кроме того, недостатком приведенного управления перенацеливанием является большая угловая скорость вращения космического аппарата в момент пересечения оптической оси с объектом наблюдения, что снижает качество снимка.

Оценка среднего времени перенацеливания космического аппарата по критерию минимума затраченного времени с учетом ограничений по конечной угловой скорости

Прежде всего рассмотрим ограничения по угловой скорости вращения космического аппарата в момент пересечения оптической оси с объектом наблюдения. Пусть эта угловая скорость равна нулю.

Как и прежде, будем считать, что начальная угловая скорость космического аппарата равна нулю. Минимальное время перенацеливания в условиях принятых ограничений будет достигнуто при реализации следующего алгоритма управления угловой скоростью. Первую половину требуемого угла разворота КА движется с равномерным положительным угловым ускорением (максимально возможным), а вторую – с равномерным отрицательным угловым ускорением (также максимально возможным). Схема, иллюстрирующая изменение скорости поворота космического аппарата в зависимости от времени, приведена на рис. 9.7.

На основе приведенных рассуждений можно написать

$$\frac{\gamma}{2} = \frac{\varepsilon_{\max}\left(\frac{t_\gamma}{2}\right)^2}{2},$$

откуда можно получить следующую зависимость для расчета среднего времени перенацеливания космического аппарата:

$$t_\gamma = 2\sqrt{\frac{\gamma}{\varepsilon_{\max}}}. \qquad (9.19)$$

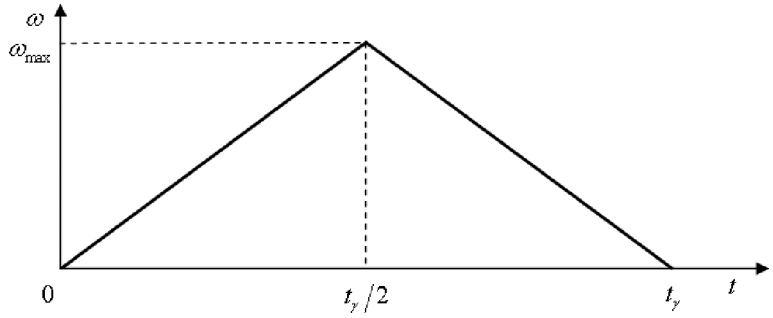


Рис. 9.7. Схема, иллюстрирующая изменение угла поворота космического аппарата в зависимости от времени

Сравнивая это выражение с выражением (9.18), можно заметить, что время перенацеливания увеличилось примерно на 40 %, но при этом угловая скорость поворота космического аппарата в конце участка перенацеливания равна нулю.

Недостатком приведенного алгоритма перенацеливания является то, что силовой гироскопический комплекс в процессе проведения операции перенацеливания постоянно работает на максимальном режиме по энергопотреблению. Кроме того, при таком режиме угловая скорость не ограничивается, что не всегда оправдано для работы других бортовых систем.

Оценка среднего времени перенацеливания космического аппарата по критерию минимума затраченного времени с учетом ограничений по угловой скорости вращения

Пусть ограничение по угловой скорости вращения космического аппарата равно $\omega_{\max}$. Ограничения по угловой скорости вращения космического аппарата в момент пересечения оптической оси с объектом наблюдения примем те же, что и в предыдущем пункте. То есть эта угловая скорость равна нулю.

Схема, иллюстрирующая изменение скорости поворота космического аппарата в зависимости от времени, приведена на рис. 9.8.

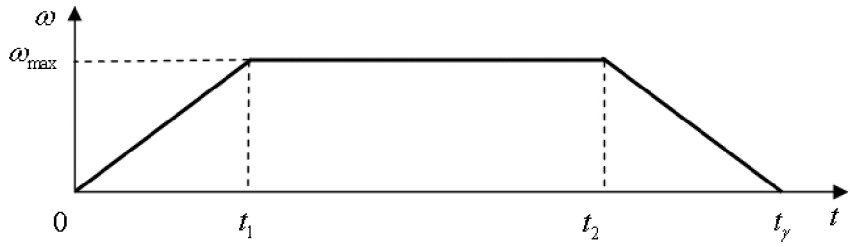


Рис. 9.8. Схема, иллюстрирующая изменение угла поворота космического аппарата в зависимости от времени

Начальная угловая скорость космического аппарата считается равной нулю. В начальный момент времени включается силовой гироскопический комплекс в режим максимального углового ускорения $\varepsilon_{\max}$ космического аппарата. Этот режим включается на время t_1 (см. на схеме), которое соответствует достижению угловой скорости, равной предельно допустимой $\omega_{\max}$. Затем силовой гироскопический комплекс переходит в режим минимального токопотребления, когда управляющий момент на космический аппарат равен нулю (угловое ускорение равно нулю). Космический аппарат продолжает вращение по инерции с угловой скоростью $\omega_{\max}$. В момент времени t_2 силовые гироприборы опять включаются на максимальный режим для гашения угловой скорости. При этом время начала торможения t_2 определяется из условия того, что время торможения $(t_\gamma - t_2)$ равно времени разгона t_1

Получим формулу для расчета времени перенацеливания.

На первом участке космический аппарат повернется на угол

$$\gamma_1 = \frac{\varepsilon_{\max} t_1^2}{2}.$$

На втором участке космический аппарат поворачивается по инерции с угловой скоростью, которая была достигнута на первом участке поворота, то есть

$$\omega_{\max} = \varepsilon_{\max} t_1 .$$

Угол поворота космического аппарата на втором участке составит

$$\gamma_2 = \omega_{\max} \left(t_2 - t_1 \right) = \varepsilon_{\max} t_1 \left(t_2 - t_1 \right) .$$

На третьем участке поворота космический аппарат повернется на такой же угол, как и на первом участке:

$$\gamma_3 = \frac{\varepsilon_{\max} t_1^2}{2} .$$

Складывая углы поворота космического аппарата на трех участках, получаем

$$\gamma = \frac{\varepsilon_{\max} t_1^2}{2} + \varepsilon_{\max} t_1 \left(t_2 - t_1 \right) + \frac{\varepsilon_{\max} t_1^2}{2} =$$

$$= \varepsilon_{\max} t_1^2 + \varepsilon_{\max} t_1 t_2 - \varepsilon_{\max} t_1^2 = \varepsilon_{\max} t_1 t_2 . \quad (9.20)$$

Учитывая, что

$$t_2 = t_\gamma - t_1 ,$$

и подставляя это выражение в (9.20), получаем уравнение с одним неизвестным:

$$\gamma = \varepsilon_{\max} t_1 t_\gamma - \varepsilon_{\max} t_1^2 .$$

Отсюда находим время перенацеливания

$$t_\gamma = \frac{\gamma + \varepsilon_{\max} t_1^2}{\varepsilon_{\max} t_1} . \quad (9.21)$$

Например, пусть $t_1 = t_\gamma / 4$. Подставляя это выражение в уравнение (9.21) и решая его относительно t_γ, можно получить

$$t_\gamma = \frac{4}{\sqrt{3}} \sqrt{\frac{\gamma}{\varepsilon_{\max}}} . \quad (9.22)$$

Сравнивая выражение (9.22) с выражением (9.19), видим, что среднее время перенацеливания при данном режиме увеличилось примерно на 15 процентов по сравнению со временем перенацеливания при режиме, рассмотренном выше. При этом силовые гиро-

скопические приборы работали на полную мощность только половину времени от времени разворота космического аппарата.

Варьируя параметром t_1 (временем углового ускорения космического аппарата при перенацеливании, см. рис. 9.8) и зная резерв времени на перенацеливание, можно оптимизировать электропотребление силового гироскопического комплекса. Но эта задача уже относится к использованию активных средств в операции и здесь не рассматривается.

При малом времени работы силового гироскопического комплекса по отношению ко времени поворота космического аппарата, можно с небольшой долей погрешности принять, что космический аппарат поворачивается с постоянной угловой скоростью $\omega_{\max}$, тогда время перенацеливания можно рассчитать по следующей зависимости:

$$t_\gamma \approx \frac{\gamma}{\omega_{\max}}. \qquad (9.23)$$

Оценка производительности космического аппарата

Основное допущение, которое положено в основу получения данной модели, следующее. Средний угол разворота космического аппарата при перенацеливании с одного объекта наблюдения на другой объект равен половине угла поворота при перемещении линии визирования от крайней левой точки полосы обзора до крайней правой точки этой полосы, то есть

$$\gamma_{ср} \approx \frac{2 \cdot \gamma_{\max}}{2} = \gamma_{\max}.$$

Расчетная схема, на основе которой получена данная формула, представлена на рис. 9.9.

На этой схеме AB – линия на поверхности Земли; CD – отрезок, равный ширине полосы обзора космического аппарата наблюдения; KO – направление в надир; EF –отрезок, равный среднему расстоянию, которое "пробегает" точка пересечения оптической оси оптико-электронного телескопического комплекса (точка визирования или "прицеливания") по поверхности Земли в процессе перенацеливания космического аппарата.

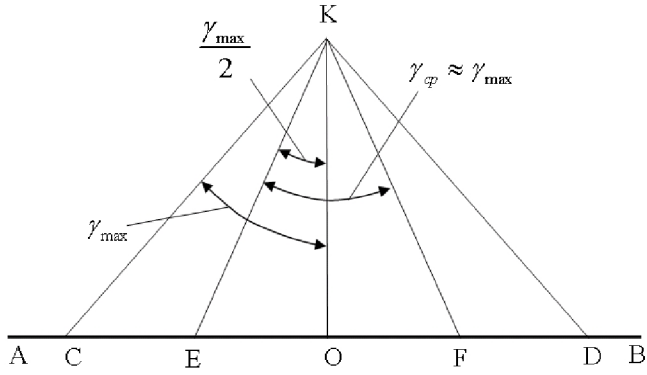


Рис. 9.9. Расчетная схема для оценки средней угловой скорости поворота космического аппарата в процессе целевой работы

Следовательно, формулы (9.19) и (9.22) формально можно применить для оценки среднего времени перенацеливания. Например, для режима управления, при котором время перенацеливания с одного объекта наблюдения на другой рассчитывается по формуле (9.22), выражение для оценки среднего времени перенацеливания по полосе обзора примет следующий вид:

$$t_{\tilde{n}\partial} = \frac{4}{\sqrt{3}} \sqrt{\frac{\gamma_{\tilde{n}\partial}}{\varepsilon_{\max}}} . \qquad (9.24)$$

Максимальное значение угла повотора космического аппарата от направления на надир составляет $\gamma_{ср} \approx \pm 45...60^{o}$.

За время работы космического аппарата на одном витке по целевому назначению в среднем аппарат перенацеливается через время $t_{\gamma ср}$. Следовательно, среднее число объектов наблюдения, которое космический аппарат может отснять в единицу времени, равно

$$m_{КА} = \frac{1}{t_{ср}} . \qquad (9.25)$$

С другой стороны, вероятность появления объектов наблюдения в полосе обзора в единицу времени подчиняется закону Пуассона (см. пункт 9.1.3). Напомним, что математическое ожидание в

этом законе представляет собой среднее количество объектов наблюдения, попадающих в полосу обзора под спутником в единицу времени (и зависит от количества потенциальных объектов наблюдения, которые расположены в полосе обзора и от закона распределения этих объектов по широте).

Таким образом, формально подставляя математическое ожидание согласно выражению (9.25) в закон Пуассона, мы как бы получаем вероятности появления объектов наблюдения, которые космический аппарат успевает отснять в среднем.

Напомним, что имеется формальная связь между математическим ожиданием количества объектов, появляющихся в одной строке информационной матрицы - m_X, и количеством объектов наблюдения, расположенных в полосе обзора на витке - N_1 (см. выражение (9.15)). Принимая в уравнении (9.15) $m_{\tilde{O}} = m_{\hat{E}\grave{A}}$ (согласно вышеприведенным рассуждениям) и решая относительно N_1, получаем следующую формулу для расчета производительности космического аппарата наблюдения:

$$N_1 = \frac{m_{KA} D_\varphi \sqrt{2\pi} \left(R_3 + H\right)^{3/2}}{V_I \sqrt{R_3} \cdot e^{-\frac{1}{2}\left(\frac{\varphi_1 + \varphi_2}{2D_\varphi}\right)^2}}. \qquad (9.26)$$

Данное выражение справедливо не только для случая, когда среднее число объектов наблюдения, которое космический аппарат может отснять в единицу времени, равно математическому ожиданию количества объектов, появляющихся в одной строке информационной матрицы, то есть $m_X = m_{KA}$, но и для случая, когда $m_{KA} \geq m_X$, так как космический аппарат успевает провести съемку практически всех объектов.

Если среднее число объектов наблюдения, которое космический аппарат может отснять в единицу времени, будет меньше, чем математическое ожидание количества объектов, появляющихся в одной строке информационной матрицы, то есть $m_{KA} < m_X$, то рас-

чет производительности следует вести по методике, которая рассматривается ниже на конкретном примере.

Пусть, например, космический аппарат перенацеливается в среднем через 40 секунд, то есть $t_{\text{ñð}} = 40$ с. Тогда среднее число объектов наблюдения, которое космический аппарат может отснять в единицу времени, в соответствии с формулой (9.25) составит $m_{KA} = 0,025$ (объектов в секунду).

Строим график зависимости математического ожидания количества объектов наблюдения в единицу времени в зависимости от широты наблюдения, как, например, показано на рис. 9.5. На этом графике проводим горизонтальную линию, соответствующую математическому ожиданию $m_{KA} = 0,025$ 1/с. Пересечение этой горизонтальной прямой с кривой графика определяет три различных участка по широте: I, II и III. Результаты такого построения показаны на рис. 9.5. На участках I и III математическое ожидание количества объектов наблюдения в единицу времени меньше $m_{KA} = 0,025$, а на участке II - больше $m_{KA} = 0,025$. Поэтому на участках I и III космический аппарат успеет отснять в среднем все объекты наблюдения, а на участке II - только часть объектов, число которых можно определить из выражения

$$N_{II} = m_{KA}\left(t_{\varphi 2} - t_{\varphi 1}\right),$$

где $t_{\varphi 1}$ и $t_{\varphi 2}$ - моменты времени, соответствующее прохождению космическим аппаратом широт φ_1 и φ_2 (см. рис. 9.5).

Этой формулой можно пользоваться, если известно время полета космического аппарата на участке II. Но можно получить значение N_{II}, исходя из того, что значение функции плотности распределения $f(\varphi)$ на интервале широт от φ_1 до φ_2 не должно превышать значения $f(\varphi_1)$ (см. рис. 9.5), которое соответствует математическому ожиданию количества объектов наблюдения в единицу времени (которое космический аппарат успевает отснять), то есть

$$N_{II} = N_1 \cdot P\left(\left(\varphi_1 \le \varphi \le \varphi_2\right)\middle|\left(f(\varphi_1 \le \varphi \le \varphi_2) = f(\varphi_1)\right)\right) =$$

$$= N_1 \cdot \left(\varphi_2 - \varphi_1\right) \cdot f(\varphi_1) = N_1 \cdot \frac{\left(\varphi_2 - \varphi_1\right)}{D_\varphi \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{1}{2}\left(\frac{\varphi_1}{D_\varphi}\right)^2}, \qquad (9.27)$$

где N_1 - количество потенциальных объектов съемки на одном витке.

Для оценки количества объектов наблюдения N_I и N_{III}, расположенных на участках I и III, можно воспользоваться следующей формулой (см. формулу (9.7):

$$N_I + N_{III} = N_1 \cdot P\left(\varphi < \varphi_1; \varphi > \varphi_2\right),$$

где $P\left(\varphi < \varphi_1; \varphi > \varphi_2\right)$ - вероятность попадания объекта наблюдения в заданные интервалы $\left(\varphi < \varphi_1\right)$ или $\left(\varphi > \varphi_2\right)$.

Эту вероятность можно рассчитать по следующей зависимости:

$$P\left(\varphi < \varphi_1; \varphi > \varphi_2\right) = 1 - \int_{\varphi_1}^{\varphi_2} f\left(\varphi\right) \cdot d\varphi = 1 - \left(\Phi\left(\frac{\varphi_2}{D_\varphi}\right) - \Phi\left(\frac{\varphi_1}{D_\varphi}\right)\right),$$

где $\Phi\left(\cdot\right)$ - условное обозначение нормированного нормального закона распределения.

Учитывая, что $\varphi_1 = -\varphi_2$, можно получить следующее выражение:

$$\Phi\left(\frac{\varphi_1}{D_\varphi}\right) = \Phi\left(-\frac{\varphi_2}{D_\varphi}\right) = 1 - \Phi\left(\frac{\varphi_2}{D_\varphi}\right),$$

следовательно

$$P\left(\varphi < \varphi_1; \varphi > \varphi_2\right) = 2\left(1 - \Phi\left(\frac{\varphi_2}{D_\varphi}\right)\right).$$

Окончательно получаем формулу для оценки количества объектов наблюдения N_I и N_{III}, расположенных на участках I и III:

$$N_I + N_{III} = N_1 \cdot 2\left(1 - \Phi\left(\frac{\varphi_2}{D_\varphi}\right)\right). \qquad (9.28)$$

Общее количество отснятых объектов наблюдения рассчитывается как сумма объектов наблюдения, отснятых на отдельных участках, то есть

$$N_{\hat{E}\grave{A}} = N_I + N_{II} + N_{III}. \qquad (9.29)$$

Для рассматриваемого примера, учитывая, что $\varphi_1 = -41^\circ$, $\varphi_2 = +41^\circ$ и $D_\varphi = 26,6^\circ$, можно рассчитать по формулам (10.27) и (10.28):

$$N_{II} = 100 \cdot \left(41 - \left(-41\right)\right) \frac{1}{26,6\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{1}{2}\left(\frac{41}{26,6}\right)^2} = 60,74 \approx 61;$$

$$N_I + N_{III} = N_1 \cdot 2\left(1 - \Phi\left(\frac{\varphi_2}{D_\varphi}\right)\right) = 100 \cdot 2\left(1 - \Phi\left(\frac{41}{26,6}\right)\right) = 12,34 \approx 12$$

.

Общее количество объектов наблюдения, попадающих в участки I и II, составит: $N_{KA} = \left(N_I + N_{III}\right) + N_{II} = 61 + 12 = 73$.

9.2. Математические модели и алгоритмы для оценки производительности космического аппарата наблюдения на основе имитационного моделирования

Приведенные в подразделе 9.2 модели для оценки производительности космического аппарата наблюдения целесообразно использовать на начальных этапах разработки комплекса математических моделей для оценки показателей целевой эффективности космической системы наблюдения. На более поздних этапах разработки такого комплекса моделей предлагается использовать имитационные модели, которые обсуждаются далее.

Имитационное моделирование производительности космического аппарата наблюдения предполагает моделирование входяще-

го потока объектов съемки и моделирование съемки космического аппарата с учетом возможностей космического аппарата.

9.2.1. Имитационное моделирование входящего потока объектов съемки

Моделирование числа объектов наблюдения в единицу времени

Исходными данными для моделирования является математическое ожидание количества объектов (появляющихся в одной строке информационной матрицы)в единицу времени $m_{\tilde{O}}$.

Алгоритм моделирования основан на следующем свойстве дискретных законов распределения: сумма вероятности всех событий появления случайного числа X равна единице (так как элементарные события являются непересекающимися).

Алгоритм моделирования следующий.

1. По закону Пуассона

$$P(x) = \frac{m_x^x}{x!} e^{-m_x}$$

и заданному математическому ожиданию m_X рассчитываются вероятности появления случайных чисел x_i, $\left(\overline{1,n}\right)$, то есть вероятности $P(0)$, $P(1)$, $P(2)$, ..., $P(n)$. Последнее число *n* определяется заданной точностью по вероятности, например, $P(n) \le 0,0001$.

2. Рассчитываются суммы вероятностей

$$P(\ge x) = \sum_{i=1}^{x} P(x_i); \quad i = \overline{1,n}.$$

3. Вызывается случайное число ξ с равномерным законом распределения на отрезке [0, 1].

4. Принимается реализация случайного числа *x* в зависимости от попадания случайного число ξ в следующие диапазоны:

если $0 \le \xi < P(0)$, то $x = 0$;

если $P(0) \le \xi < \left(P(0)+P(1)\right)$, то $x=1$;

если $\left(P(0)+P(1)\right) \le \xi < \left(P(0)+P(1)+P(2)\right)$, то $x=2$;

если $\sum_{x=0}^{x=2} P(x) \le \xi < \sum_{x=0}^{x=3} P(x)$, то $x=3$ и т.д.

В общем случае можно записать:

если $\sum_{x=0}^{x=k-1} P(x) \le \xi < \sum_{x=0}^{x=k} P(x)$, то $x=k$.

При этом k изменяется от -1 до n $\left(k=\overline{-1,n}\right)$ и условно считается, что при $k=-1$ сумма вероятностей равна нулю, то есть $\sum_{x=0}^{x=-1} P(x)=0$, при $k=0$ сумма вероятностей равна вероятности, рассчитанной по закону Пуассона при значении аргумента $x=0$, то есть $\sum_{x=0}^{x=0} P(x)=P(0)$. Затем, при $k=1$ сумма вероятностей: $\sum_{x=0}^{x=1} P(x)=P(0)+P(1)$; при $k=2$: $\sum_{x=0}^{x=2} P(x)=P(0)+P(1)+P(2)$ и т.д.

Моделирование расположения объектов наблюдения по углу крена

На рис. 9.10 представлена схема для оценки расположения объектов наблюдения по углу крена при случайных координатах объекта наблюдения по ширине полосы обзора. На этой схеме введены следующие обозначения: *K* - точка, соответствующая расположению космического аппарата в плоскости, перпендикулярной трассе в подспутниковой точке; *P* - подспутниковая точка; *C* - объект наблюдения на поверхности Земли; *E, F* - точки на противоположных границах полосы обзора; *L* - ширина полосы обзора; *H* -

высота полета; γ_{max} - максимальный угол отклонения оптической оси от надира (по крену); γ_1 - угол грена, соответствующий случайной координате η объекта наблюдения (от трассы).

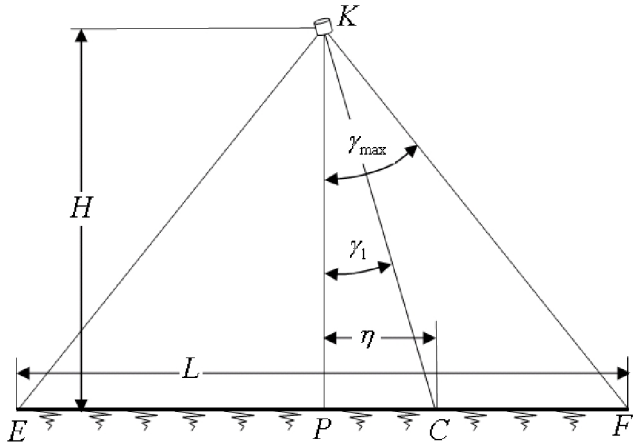


Рис. 9.10. Схема для оценки расположения объектов наблюдения по углу крена

Из геометрических соотношений можно получить зависимость между углом крена γ_1 космического аппарата в момент съемки объекта наблюдения и случайной координатой η по ширине полосы обзора:

$$\gamma_1 = \text{arc}\,tg\left(\frac{\eta}{H}\right). \qquad (9.30)$$

Моделирование случайного угла крена космического аппарата наблюдения осуществляется в следующей последовательности.

1. Вызывается случайное число ξ с равномерным законом распределения на интервале [0, 1].

2. Производится расчет случайной координаты расположения объекта наблюдения по ширине полосы обзора по формуле

$$\eta = L\left(0,5-\xi\right).$$

3. Рассчитывается угол крена, соответствующий координате η по формуле (9.30).

9.2.2. Алгоритм моделирования производительности космического аппарата наблюдения

Сущность моделирования заключается в следующем. Для двух смежных реализаций случайных координат объекта наблюдения фиксируется время, прошедшее между этими реализациями, и определяется сначала приращение угла крена космического аппарата при перенацеливании, затем время, необходимое для осуществления перенацеливания. Если время, необходимое для перенацеливания, меньше, чем время, прошедшее между случайными реализациями координат объекта наблюдения, то считается, что объект наблюдения отснят. В противном случае второй объект наблюдения исключается из анализа и рассматривается следующий объект.

Схема, иллюстрирующая методику оценки производительности космического аппарата наблюдения, представлена на рис. 9.11.

На этом рисунке показан вид сверху на участок полосы обзора космического аппарата. Стрелки, отображенные пунктирными линиями, показывают маршрут съемки космического аппарата при мгновенной перекладке оптической оси по углу крена. Стрелки, отображенные сплошными линиями, показывают маршрут съемки космического аппарата при перекладке оптической оси по углу крена с учетом ограничений по угловому ускорению и скорости вращения космического аппарата.

Длина участка полосы обзора разделена отдельными полосами, шаг между которыми равен расстоянию продвижения подспутниковой точки по трассе космического аппарата в единицу времени (за шаг расчета Δt). Ширина полосы обзора также разделена вертикальными линиями, шаг между которыми равен расстоянию продвижения точки пересечения линии визирования с поверхностью Земли в единицу времени (также за шаг расчета Δt). Следует отметить, что расстояние между вертикальными линиями неодинаково, линии сгущаются при перемещении от края полосы обзора к трассе космического аппарата.

Алгоритм имитации случайных реализаций координат объекта наблюдения по ширине полосы обзора и математические модели, используемые в этом алгоритме в соответствии с рисунками 9.9 и 9.10, приведены ниже.

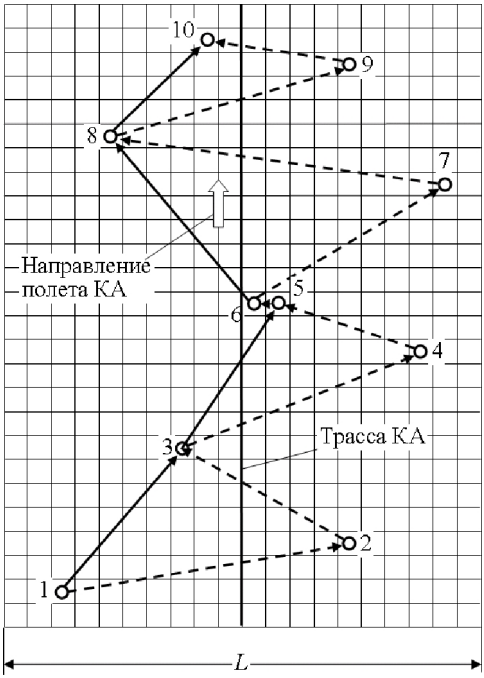


Рис. 9.11. Схема для оценки производительности космического аппарата наблюдения

1. Подключается подпрограмма для имитации числа объектов наблюдения в единицу времени.

2. Задаются исходные данные по начальному углу крена космического аппарата γ_1 и фиксируется текущее время t_1. Счетчик циклов обнуляется ($m = 0$).

3. Осуществляется приращение времени на шаг расчета Δt:

$t = t + \Delta t$.

4. Подключается подпрограмма имитации появления объектов наблюдения в полосе обзора космического аппарата.

5. Если x=0, то осуществляется переход к пункту 2 (осуществляется приращение времени на шаг Δt).

6. Если x=1, то осуществляется моделирование расположения объектов наблюдения на полосе обзора и по углу крена по алгоритму, представленному в пункте 9.2.1 (см. формулу (9.30)):

$$\gamma_2(t) = \operatorname{arc} tg\left(\frac{\eta}{H}\right).$$

7. Рассчитывается приращение угла крена космического аппарата при перенацеливании:

$$\Delta\gamma = \left|\gamma_2 - \gamma_1\right|.$$

8. Рассчитывается время, необходимое для перенацеливания космического аппарата по формуле, полученной для принятого алгоритма управления космическим аппаратом по углу крена, например, по формуле (9.24):

$$t_\gamma = \frac{4}{\sqrt{3}}\sqrt{\frac{\gamma}{\varepsilon_{\max}}}.$$

9. Если время, необходимое для перенацеливания космического аппарата, меньше чем время, прошедшее между случайными реализациями координат объекта наблюдения, то есть если

$$t_\gamma < t_2 - t_1,$$

то считается, что объект наблюдения «отснят» и включается счетчик циклов:

$$m = m + 1.$$

В противном случае считается, что объект наблюдения не «отснят».

10. Осуществляется переприсваивание значений переменных, необходимое для повторных расчетов:

$$\gamma_1 = \gamma_2 \text{ и } t_1 = t_2.$$

11. Если x=2, 3, 4 и т. д., то по очереди производится имитация случайных координат первого, второго, третьего и т. д. объектов наблюдения и также производится расчет по пункту 6.

То есть этот случай с формальной точки зрения ничем не отличается от случаев, когда в полосу обзора в какой-то момент времени попадает один объект наблюдения. Однако можно ввести дополнительные условия. Например, если по результатам имитации два смежных объекта наблюдения оказались расположенными относительно близко и для перенацеливания космического аппарата требуется небольшое время, значительно меньшее, чем время, необходимое для перенацеливания с крайней левой полосы обзора на крайнюю правую полосу обзора, то можно считать, что космический аппарат успевает отснять оба объекта наблюдения.

12. Расчеты по пунктам 3-12 повторяются до окончания процесса имитации, которое определяется внешними условиями, например, когда угол Солнца над горизонтом меньше допустимого для съемок, или другими условиями.

Формула для оценки общего количества объектов наблюдения будет следующая:

$$N = \sum_{i=1}^{s} \sum_{j=1}^{n} I_{ij} , \qquad (9.31)$$

где I_{ij} - символ, обозначающий наличие или отсутствие сфотографированного объекта наблюдения в матрице, представленной на рис. 9.10 ($I_{ij} = 1$, если в ячейке матрицы имеется объект наблюдения, и $I_{ij} = 0$, если такого объекта нет);

j – количество столбцов матрицы;

s - количество строк матрицы.

Процесс накопления информации на борту космического аппарата наблюдения, соответствующий потоку входящих объектов, которые успевает отснять космический аппарат, представлен на рис. 9.12.

Далее, зная объем хранимой информации для сфотографированного объекта наблюдения, количество отснятых объектов наблюдения на каждом витке полета и количество витков до передачи информации на Землю, можно рассчитать объем всей информации, которую необходимо хранить на борту космического аппарата.

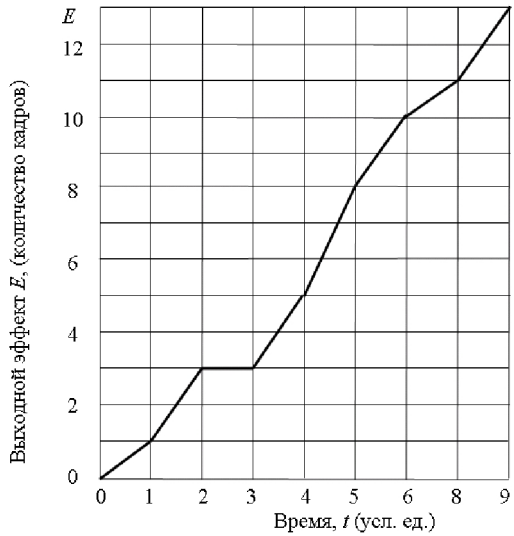


Рис. 9.12. График, иллюстрирующий процесс накопления информации на борту космического аппарата наблюдения

Этот объем информации используется при корректировке показателей оперативности передачи видеоинформации на Землю с учетом скорости ее передачи.

9.3. Математические модели и алгоритмы для оценки производительности космического аппарата на основе базы данных по координатам объектов наблюдения

9.3.1. Задание координат объектов наблюдения

Координаты объектов наблюдения могут быть заданы заранее и храниться в базе данных. При этом можно задать случайные координаты объектов наблюдения или конкретные, например, координаты Москвы, Нью-Йорка и т.п.

При задании случайных координат используется алгоритм, представленный в подразделе 7.5 при рассмотрении алгоритма имитационной модели для оценки времени подлета космического

аппарата к объекту наблюдения с учетом случайных факторов (см. пункты алгоритма 3.1-3.3).

9.3.2. Выделение объектов наблюдения, попадающих в полосу обзора космического аппарата

Выделение объектов наблюдения, попадающих в полосу обзора космического аппарата, проводится на основе следующего алгоритма.

1. Включается основная программа имитации полета и целевого функционирования космического аппарата наблюдения и задаются необходимые исходные данные.

2. Подключается подпрограмма для оценки факта попадания объектов наблюдения в полосу обзора космического аппарата.

3. Координаты каждого объекта наблюдения (из базы данных), попавшего в полосу обзора, заносятся в отдельную таблицу той же базы данных или отдельную базу данных.

4. Отключается подпрограмма для оценки факта попадания объектов наблюдения в полосу обзора космического аппарата по истечении анализируемого промежутка времени (виток, сутки и т.п.).

5. Подключается подпрограмма для оценки производительности космического аппарата наблюдения. Эта программа может быть построена на основе алгоритмов, рассмотренных выше (например, на основе алгоритма, представленного в пункте 3.3).

6. В процессе имитации полета и целевого функционирования космического аппарата подсчитывается количество «отснятых» объектов наблюдения. Это количество и принимается за производительность космического аппарата.

9.4. Пути совершенствования моделей и алгоритмов для оценки производительности космического аппарата наблюдения

Модели и алгоритмы для оценки производительности космического аппарата наблюдения можно совершенствовать в части учета кривизны поверхности Земли.

Можно построить модели, учитывающие возможность поворота космического аппарата наблюдения по каналу тангажа. Тогда производительность космического аппарата может возрасти.

Кроме того, следует отметить еще один подход к построению моделей и алгоритмов для оценки производительности космического аппарата наблюдения.

Показатель производительности космического аппарата наблюдения (выходной эффект по производительности) есть суммарное количество полученных кадров:

$$E = \sum_{i=1}^{m} I_i ,$$

где I_i - i-й кадр в порядке очередности съемки.

Этот показатель существенно зависит от маршрута съемки. В этой связи встает задача выбора оптимального порядка съемки этих объектов из условия максимального получения выходного эффекта за один пролет космического аппарата наблюдения, в данном случае количества полученных кадров:

$$E = \sum_{i=1}^{m} I_i \to \max . \qquad (9.32)$$

Выбор количества объектов съемки и порядка съемки по этому критерию требует разработки моделей с использованием теории графов и методов динамического программирования. Но этот вопрос, как упоминалось, относится к оптимизации использования активных средств в операции и здесь не рассматривается.

10. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ И АЛГОРИТМЫ ДЛЯ ОЦЕНКИ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ОПЕРАТИВНОСТИ

Номенклатура используемых показателей оперативности приведена в разделе 2 (см. пункт 2.2.8).

Схема, иллюстрирующая попадание спутника в зону радиовидимости наземных пунктов приема информации (НППИ), показана на рис. 10.1. Зона радиовидимости представляет собой круг на поверхности Земли. Граница зоны радиовидимости может быть построена как геометрическое место точек на поверхности Земли, находясь над которыми спутник может иметь радиосвязь с наземным пунктом приема информации.

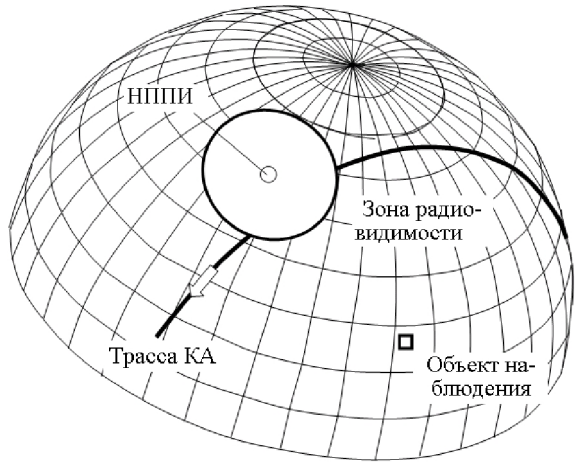


Рис. 10.1. Схема, иллюстрирующая попадание спутника в зону радиовидимости наземных пунктов приема информации

Комплексная модель для оценки показателей периодичности включает в себя следующие частные модели:

- модели для оценки факта «попадания» спутника в зону радиовидимости наземных пунктов приема информации;

- модели для прорисовки в плоской системе координат зон радиовидимости космического аппарата с наземных пунктов приема информации;

- модели для организации метода статистических испытаний при оценке вероятностных характеристик показателей оперативности со случайными начальными географическими координатами объекта съемки.

Рассмотрим эти модели и алгоритмы их реализации подробнее.

10.1. Модели для оценки факта попадания космического аппарата в зону радиовидимости наземного пункта приема информации для круговых орбит

10.1.1. Модели для оценки факта попадания космического аппарата в зону радиовидимости наземного пункта приема информации по линии горизонта

В идеальном случае граница зоны радиовидимости соответствует случаю, когда спутник находится на горизонте. Рассмотрим схему, представленную на рис. 10.2, где изображено сечение Земли в плоскости орбиты, трасса которой проходит через наземный пункт приема информации (точка Р).

На этом рисунке H - высота орбиты; $R_З$ - радиус Земли; точка E орбиты космического аппарата лежит на линии горизонта для точки Р, в которой находится наземный пункт приема информации; $L_{РВ}$ и $R_{РВ}$ - линейный радиус зоны радиовидимости НППИ и радиус зоны радиовидимости НППИ по поверхности Земли.

Условие попадания спутника в зону радиовидимости соответствует условию нахождению спутника внутри конуса, вершина которого находится в центре Земли, а образующие этого конуса проходят через границу зоны радиовидимости.

Угол полураствора этого конуса $\alpha_{РВ}$ - центральный угол Земли, соответствующий границе зоны радиовидимости спутника с наземного пункта приема информации - назовем для краткости центральным углом радиовидимости.

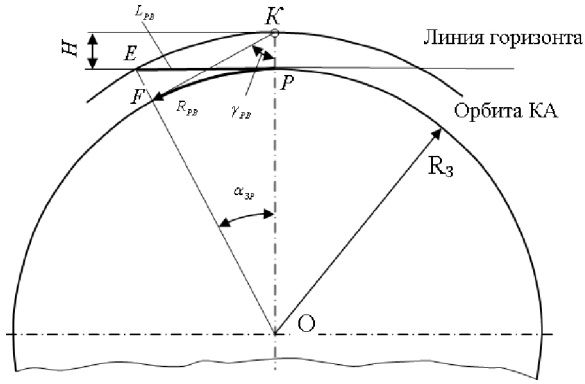


Рис. 10.2. Схема для определения зоны радиовидимости спутника с наземного пункта приема информации по линии горизонта

Если космический аппарат на схеме мысленно или на какое-то мгновение поместить из точки E орбиты в точку K, которая находится над точкой P в зените, и считать, что граница зоны обзора космического аппарата соответствует границе зоны радиовидимости (точка F) космического аппарата с наземного пункта приема информации, то можно заметить, что схема, представленная на рис. 10.2, полностью соответствует схеме, представленной на рис. 8.1, для оценки условия попадания объекта наблюдения в зону обзора космического аппарата. При этом угол γ_{PB} (см. рис. 10.2) - угол полураствора конуса, образующие которого проходят через точки границы зоны радиовидимости на поверхности Земли, формально можно считать углом полураствора конуса обзора космического аппарата (см. рис. 8.1, угол γ). Углу γ_{PB} соответствует центральный угол Земли α_{PB} (см. рис. 10.2), который формально можно считать центральным углом обзора космического аппарата(см. также рис. 8.1, угол α).

Поэтому для оценки факта попадания спутника в зону радиовидимости наземного пункта приема информации формально воспользуемся зависимостью (8.10). Разница будет лишь в том, что вместо географических координат подспутниковой точки КА надо подставить координаты наземного пункта приема информации (НППИ), а вместо географических координат объекта наблюдения

надо подставить координаты подспутниковой точки космического аппарата, центральный же угол зоны обзора α необходимо заменить на центральный угол зоны радиовидимости $\alpha_{РВ}$:

$$\left|\arccos[\sin(\varphi_{НППИ})\cdot\sin(\varphi_{КА})+\right.$$
$$\left.+\cos(\varphi_{НППИ})\cdot\cos(\varphi_{КА})\cdot\cos(\lambda_{КА}-\lambda_{НППИ})]\right|<\alpha_{РВ}. \quad (10.1)$$

Центральный угол Земли зоны радиовидимости $\alpha_{ЗР}$ зависит от высоты полета космического аппарата. Его можно найти из геометрических соотношений (см. рис. 10.2).

Для возможности радиосвязи по линии горизонта центральный угол Земли, соответствующий границе зоны радиовидимости космического аппарата с наземного пункта приема информации, составляет

$$\alpha_{РВ}=arc\cos\left(\frac{R_З}{R_З+H}\right). \quad (10.2)$$

Результаты расчета центрального угла радиовидимости $\alpha_{РВ}$ представлены в табл. 9.1. Угол $\alpha_{РВ}$ приведен в градусах.

Таблица 10.1

Центральный угол радиовидимости $\alpha_{РВ}$ в зависимости от высоты орбиты

Высота орбиты, км	200	400	600	800	1000
Угол $\alpha_{РВ}$, град	14.18	19.80	23.96	27.34	30.21

10.1.2. Модели для оценки факта вхождения космического аппарата в зону радиовидимости наземного пункта приема информации выше линии горизонта

Как упоминалось, в идеальном случае граница зоны радиовидимости соответствует случаю, когда спутник находится на горизонте. Однако известно, что в направлении горизонта радиосвязь неустойчива. Кроме того, могут иметь место различного рода пре-

пятствия: горы, деревья, здания и т.п. Поэтому для устойчивой радиосвязи необходимо, чтобы спутник находился выше горизонта на некоторый угол θ - угол превышения над горизонтом.

Рассмотрим схему, представленную на рис. 10.3, где изображено сечение Земли в плоскости орбиты, трасса которой проходит через наземный пункт приема информации (точка *P*). Схема иллюстрирует уменьшение зоны радиовидимости при увеличении угла θ.

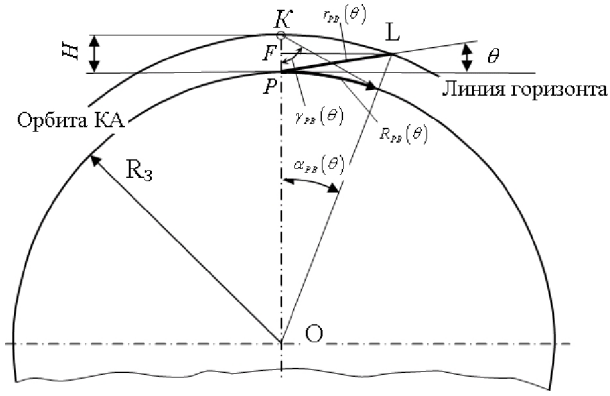


Рис. 10.3. Схема для определения зоны радиовидимости спутника с наземного пункта приема информации выше линии горизонта

Схема соответствует случаю, когда радиосвязь возможна при нахождении спутника в точке *L* орбиты, которая выше горизонта (для наблюдателя, расположенного в точке *P*) на угол θ. Угол $\gamma_{PB}(\theta)$ соответствует углу «захвата» объекта наблюдения аппаратурой зондирования КА, находящегося на границе зоны радиовидимости. $L_{PB}(\theta)$ и $R_{PB}(\theta)$ - линейный радиус зоны радиовидимости НППИ и радиус зоны радиовидимости НППИ по поверхности Земли.

Как было показано выше (см. выражение (10.1)), для определения факта вхождения спутника в зону радиовидимости наземного пункта приема информации (НППИ) достаточно, чтобы спутник находился внутри конуса с углом полураствора α_{PB}. При учете ко-

нусности зоны радиовидимости факт попадания спутника в зону НППИ определяется нахождением его внутри конуса с углом полураствора $\alpha_{PB}(\theta)$ (см. рис. 10.3).

Найдем зависимость угла $\alpha_{PB}(\theta)$ от угла θ из геометрических соотношений (см. рис. 10.3). При этом для сокращения записей индекс «РВ» у угла альфа опустим.

В качестве исходных зависимостей возьмем следующие очевидные соотношения:

$$\frac{FL}{R_3 + H} = \sin\alpha; \tag{10.3}$$

$$\frac{FP}{FL} = tg\theta; \tag{10.4}$$

$$\frac{FP + R_3}{R_3 + H} = \cos\alpha. \tag{10.5}$$

Из выражения (10.5) получаем

$$FP = (R_3 + H)\cos\alpha - R_3. \tag{10.6}$$

Из выражения (10.4) находим FL и, подставляя в (10.6), получаем

$$FL = \frac{FP}{tg\theta} = \frac{(R_3 + H)\cos\alpha - R_3}{tg\theta}. \tag{10.7}$$

Подставляя (10.7) в (10.3), получаем

$$\frac{(R_3 + H)\cos\alpha - R_3}{(R_3 + H)tg\theta} = \sin\alpha. \tag{10.8}$$

Разрешаем это уравнение относительно $\cos\alpha$, проделав следующие преобразования:

$$(R_3 + H)\cos\alpha - R_3 = \sin\alpha(R_3 + H)tg\theta;$$

$$\cos\alpha = \frac{R_3}{(R_3 + H)} + \sin\alpha \cdot tg\theta .$$

Заменяем $\cos\alpha$ на выражение $\sqrt{1-\sin^2\alpha}$, возводим обе части равенства в квадрат и приводим к квадратному уравнению относительно $\sin\alpha$:

$$1-\sin^2\alpha = \left(\frac{R_3}{(R_3 + H)} + \sin\alpha \cdot tg\theta\right)^2 =$$

$$= \left(\frac{R_3}{(R_3 + H)}\right)^2 + 2\left(\frac{R_3}{(R_3 + H)}\right)\sin\alpha \cdot tg\theta + \sin^2\alpha \cdot tg^2\theta .$$

Приведем это уравнение к стандартному виду:

$$\left(1+tg^2\theta\right)\sin^2\alpha + 2\cdot tg\theta\left(\frac{R_3}{(R_3 + H)}\right)\sin\alpha + \left(\frac{R_3}{(R_3 + H)}\right)^2 - 1 = 0$$

или

$$\sin^2\alpha + \frac{2\cdot tg\theta\cdot R_3}{\left(1+tg^2\theta\right)(R_3 + H)}\sin\alpha - \frac{1}{\left(1+tg^2\theta\right)}\left(1-\frac{R_3^2}{(R_3 + H)^2}\right) = 0$$

.

Решая это уравнение, получаем

$$\sin\alpha = -\frac{tg\theta\cdot R_3}{\left(1+tg^2\theta\right)(R_3 + H)} \pm$$

$$\pm\sqrt{\left(-\frac{tg\theta\cdot R_3}{\left(1+tg^2\theta\right)(R_3 + H)}\right)^2 + \frac{1}{\left(1+tg^2\theta\right)}\left(1-\frac{R_3^2}{(R_3 + H)^2}\right)} .$$

Отметим, что перед корнем следует брать знак плюс, так как знак минус приводит к отрицательным углам α.

Окончательно получаем следующую зависимость (в которой индекс «РВ» у угла альфа восстановлен):

$$\alpha_{PB} = \arcsin\left\{-\frac{tg\theta\cdot R_3}{\left(1+tg^2\theta\right)(R_3 + H)} + \right.$$

$$+\sqrt{\left(\frac{tg\theta\cdot R_3}{\left(1+tg^2\theta\right)\left(R_3+H\right)}\right)^2+\frac{1}{\left(1+tg^2\theta\right)}\left(1-\frac{R_3^2}{\left(R_3+H\right)^2}\right)}\Bigg\}. \quad (10.9)$$

Это и есть искомая связь между углом θ и углом α_{PB}.

В частном случае при $\theta = 0$ (см. рис. 10.2) получаем тождество:

$$\alpha_{PB} = \arcsin\left(\sqrt{1-\frac{R_3^2}{\left(R_3+H\right)^2}}\right) = \arcsin\left(\sqrt{1-\cos^2\alpha_{PB}}\right) =$$

$$= \arcsin\left(\sin\alpha_{PB}\right) = \alpha_{PB},$$

что означает независимость угла α_{PB} от угла θ.

В таблице 10.2 представлены результаты вычисления центральных углов α_{PB} зон радиовидимости в зависимости от угла θ и высоты круговой орбиты. Значения углов α_{PB} и θ приведены в градусах.

Сравнивая результаты расчета центральных углов α_{PB} зоны радиовидимости в таблицах 10.1 и 10.2 при угле превышения над горизонтом $\theta = 0$, видим, что результаты одинаковы, что свидетельствует в пользу адекватности полученной модели.

Таблица 10.2

Результаты расчета центрального угла α_{PB} зоны радиовидимости космического аппарата

Угол θ, град	Высота орбиты, км				
	200	400	600	800	1000
0	14.18	19.80	23.96	27.34	30.21
10	7.12	11.83	15.51	18.58	21.23
20	3.88	7.06	9.78	12.15	14.26
30	2.20	4.17	5.95	7.57	9.05

10.2. Построение зоны радиовидимости космического аппарата с наземного пункта приема информации в плоской системе координат

Для построения области проекции на поверхность Земли зоны радиовидимости космического аппарата с наземного пункта приема информации (НППИ) в плоской системе координат «долгота-широта» также воспользуемся наработками, полученными при рассмотрении вопроса о периодичности наблюдения (см. подраздел 8.2).

10.2.1. Алгоритм вычисления координат границы зоны радиовидимости космического аппарата с наземного пункта приема информации

Как упоминалось, задача оценки факта попадания спутника в зону радиовидимости наземного пункта приема информации и задача попадания объекта наблюдения в зону обзора космического аппарата с формальной точки зрения одинаковы. Поэтому при оценке факта «попадания» спутника в зону радиовидимости наземного пункта приема информации и прорисовки зоны радиовидимости можно не разрабатывать новые модели, алгоритмы и специальное программное обеспечение. Можно просто воспользоваться моделями (8.18) и (8.19) и соответствующей процедурой, которая была разработана для оценки факта попадания объекта в зону обзора космического аппарата. При этом необходимо подставлять в эту процедуру новые переменные, а именно:

- вместо географических координат подспутниковой точки космического аппарата (КА) надо подставить координаты наземного пункта приема информации (НППИ);
- вместо координат объекта наблюдения (ОН) подставить координаты подспутниковой точки КА;
- вместо значения максимального угла γ отклонения оптической оси от надира подставить вспомогательный угол $\gamma_{ÐÀ}$ между направлением на надир и направлением на границу зоны радиовидимости (спроектированную на земную поверхность).

В результате работы процедуры возвращаются логическая переменная принадлежности космического аппарата зоне радиовидимости наземного пункта приема информации и координаты для

прорисовки зоны радиовидимости в плоской системе координат «долгота-широта».

Таким образом, для расчета координат зоны радиовидимости в плоской системе координат необходимо решить следующую систему уравнений:

$$\sin\varphi = \cos\alpha_{РВ}\cdot\sin\varphi_{НППИ} - \sin\alpha_{РВ}\cdot\sin\beta\cos\varphi_{НППИ};$$

$$\sin(\lambda) = \frac{\cos\alpha_{РВ}\cos\varphi_{НППИ}\sin\lambda_{НППИ}}{\cos\varphi} + \frac{\sin\alpha_{РВ}\sin\beta\sin\varphi_{НППИ}\sin\lambda_{НППИ}}{\cos\varphi} - \frac{\sin\alpha_{РВ}\cos\beta\cos\lambda_{НППИ}}{\cos\varphi};$$

$$\cos(\lambda) = \frac{\cos\alpha_{РВ}\cos\varphi_{НППИ}\cos\lambda_{НППИ}}{\cos\varphi} + \frac{\sin\alpha_{РВ}\sin\beta\sin\varphi_{НППИ}\cos\lambda_{НППИ}}{\cos\varphi} + \frac{\sin\alpha_{РВ}\cos\beta\sin\lambda_{НППИ}}{\cos\varphi}. \quad (10.10)$$

Напомним, что в этом выражении для вычисления координат φ и λ достаточно двух уравнений. Однако для корректного определения зоны поверхности Земли, в которой находится рассматриваемая точка (см. рис. 8.5), следует определять значения и синуса и косинуса угла λ:

$$\left.\begin{array}{l} \textit{Если}\ \{\sin\lambda > 0, \cos\lambda > 0\}, \quad \text{то}\ \lambda\in[0,90^\circ\,] \quad \text{и}\ \lambda = \arcsin[\sin\lambda]; \\ \textit{Если}\ \{\sin\lambda>0, \cos\lambda<0\}, \text{то}\ \lambda\in[90^\circ,180^\circ] \text{ и } \lambda = 180^\circ - \arcsin[\sin\lambda]; \\ \textit{Если}\ \{\sin\lambda<0, \cos\lambda<0\}, \text{то}\ \lambda\in[-90^\circ,-180^\circ] \text{ и } \lambda = 180^\circ - \arcsin[\sin\lambda]; \\ \textit{Если}\ \{\sin\lambda<0, \cos\lambda>0\}, \text{то}\ \lambda\in[0^\circ,-90^\circ] \text{ и } \lambda = \arcsin[\sin\lambda]. \end{array}\right\}. \quad (10.11)$$

Напомним также, что в этой системе угол β является вспомогательным для расчета точек на границе зоны радиовидимости и

характеризует полярный угол отсчета этих точек по направлению от экватора к полюсам (см. рис. 8.4).

Однако, если координаты подспутниковой точки космического аппарата известны (в процессе расчета), то вспомогательный угол $\gamma_{ÐÀî}$ между направлением на надир и направлением на границу зоны радиовидимости пока неизвестен и его необходимо рассчитать. Получим расчетные зависимости этого угла.

10.2.2. Определение вспомогательного угла между направлениями «космический аппарат-надир» и «космический аппарат - граница зоны радиовидимости»

Формулу для расчета вспомогательного угла между направлениями «космический аппарат-надир» и «космический аппарат - граница зоны радиовидимости» (в дальнейшем угол γ_{PB}) можно получить из рассуждений, приведенных ниже.

Выразим угол γ_{PB} через угол α_{PB} полураствора конуса с вершиной в центре Земли и основанием, совпадающим с границей зоны радиовидимости.

Для этого рассмотрим схему, представленную на рис. 10.4.

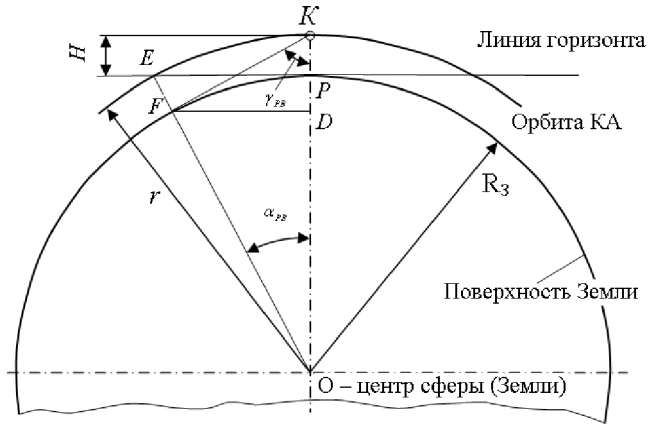


Рис. 10.4. Схема для определения вспомогательного угла γ_2

Проделаем выкладки в следующей последовательности:

$$tg\gamma_{PB} = \frac{FD}{KD};$$

$$FD = R_3 \sin\alpha_{PB};$$

$$KD = KO - DO = \left(R_3 + H\right) - R_3 \cos\alpha_{PB};$$

$$tg\gamma_{PB} = \frac{FD}{KD} = \frac{R_3 \sin\alpha_{PB}}{\left(R_3 + H\right) - R_3 \cos\alpha_{PB}} = \frac{\sin\alpha_{PB}}{\frac{H}{R_3} + \left(1 - \cos\alpha_{PB}\right)}.$$

Окончательно получаем связь между углами α_{PB} и γ_{PB}:

$$\gamma_{PB} = arctg\left(\frac{\sin\alpha_{PB}}{\frac{H}{R_3} + \left(1 - \cos\alpha_{PB}\right)}\right). \qquad (10.12)$$

Причем эта зависимость будет справедлива и в случае учета угла θ - угла превышения линии радиовидимости над горизонтом. Просто в этом случае следует иметь в виду, что угол γ_{PB} следует рассчитывать с учетом угла θ, как это делалось выше.

Расчетные значения вспомогательного угла γ_{PB} (в град) в зависимости от центрального угла α_{PB} и высоты орбиты представлены в табл. 10.3.

Следует отметить, что зависимостью (10.12) можно пользоваться в том случае, если угол OFK (см. рис. 10.5) больше 90 градусов. В противном случае линия границы зоны радиовидимости (по поверхности Земли) не видна со спутника. Этот случай отражен в таблице 10.3 при увеличении угла α_{PB} от 16 градусов до 20 градусов для высоты орбиты 200 км. Вместо возрастания угла γ_{PB} получаем уменьшение. То есть в данной конкретной ячейке таблицы (20 градусов и 200 км) модель неадекватна. В остальных ячейках таблицы модель не противоречива с рассмотренной точки зрения.

Таблица 10.3

Значения вспомогательного угла γ_{PB} (в град)

в зависимости от центрального угла α_{PB} и высоты орбиты

α_{PB} град	Высота орбиты, км				
	200	400	600	800	1000
0	0	0	0	0	0
4	64.15	46.94	35.83	28.59	23.64
8	73.57	62.50	53.27	45.82	39.87
12	75.67	67.88	60.86	54.68	49.32
16	75.76	69.81	64.28	59.22	54.65
20	75.03	70.24	65.72	61.50	57.60

В частном случае, когда радиосвязь может осуществляться по линии горизонта, можно получить зависимость для расчета вспомогательного угла $\gamma_{ÐÂ}$ без непосредственного расчета угла $\alpha_{ÐÂ}$. Сделаем это на основе геометрических соотношений (см. рис. 10.4), выполнив математические преобразования в следующей последовательности:

$$EP = \sqrt{EO^2 - OP^2} = \sqrt{r^2 - R_З^2},$$

где r -модуль радиуса-вектора орбиты космического аппарата;

$R_З$ - радиус земной сферы;

$$\frac{EP}{FD} = \frac{EO}{FO} = \frac{r}{R_З};$$

$$FD = \frac{R_З}{r} \cdot EP = \frac{R_З}{r} \cdot \sqrt{r^2 - R_З^2} = \sqrt{R_З^2 - \frac{R_З^4}{r^2}};$$

$$OD = \sqrt{OF^2 - FD^2} = \sqrt{R_З^2 - R_З^2 + \frac{R_З^4}{r^2}} = \sqrt{\frac{R_З^4}{r^2}} = \frac{R_З^2}{r};$$

$$PD = OP - OD = R_З - \frac{R_З^2}{r};$$

$$KD = KP + PD = (r - R_з) + PD = r - R_з + R_з - \frac{R_з^2}{r} = r - \frac{R_з^2}{r};$$

$$tg\,\gamma_{PB} = \frac{FD}{KD} = \frac{\frac{R_з}{r}\sqrt{r^2 - R_з^2}}{r - \frac{R_з^2}{r}} = \frac{R_з\sqrt{r^2 - R_з^2}}{r^2 - R_з^2} = \frac{R_з}{\sqrt{r^2 - R_з^2}};$$

$$\gamma_{PB} = arctg\left(\frac{R_з}{\sqrt{r^2 - R_з^2}}\right). \qquad (10.13)$$

Последнее выражение и определяет искомый угол γ_{PB}.

Угол α_{PB} в этом выражении присутствует неявно (он выражается через модуль радиуса-вектора орбиты КА и радиус земной сферы).

Расчет угла γ_{PB} по формуле (9.13) для некоторых высот круговых орбит представлен в табл. 10.4.

Таблица 10.4

Расчетные значения угла $\gamma_{ÐÀ}$ для некоторых высот круговых орбит

Высота орбиты, км	200	400	600	800	1000	2000
Угол γ_{PB}	75.87	70.24	66.09	62.71	59.84	49.58

Для проверки адекватности полученных моделей (10.9), (10.12) и (10.13) сравним результаты, полученные по этим зависимостям при некоторых одинаковых исходных данных.

Ранее были рассчитаны углы α_{PB} по формуле (10.9) в зависимости от высот круговых орбит при осуществлении радиосвязи по линии горизонта. Эти результаты приведены в табл. 10.2 (см. результаты при угле θ, равным нулю). Затем по формуле (10.12) были рассчитаны углы γ_{PB} в зависимости от тех же значений углов α_{PB} для соответствующих высот орбит. Результаты расчета приведены в табл. 10.5.

Таблица 10.5

Расчетные значения угла γ_{PB} в зависимости от угла α_{PB} и высот круговых орбит

α_{PB}, град	Высота орбиты, км				
	200	400	600	800	1000
14.18	75.87				
19.80		70.24			
23.96			66.09		
27.34				62.71	
30.21					59.84
40.46					

Сравнивая расчетные значения угла γ_{PB}, полученные по формуле (10.12) (см. табл. 10.5) и по формуле (10.13) (см. табл. 10.4), видим, что результаты совпадают. Такое совпадение свидетельствует в пользу адекватности полученных моделей.

10.3. Алгоритмы для оценки показателей оперативности

10.3.1. Алгоритм для оценки показателей оперативности при заданных координатах объекта наблюдения

1. Включается подпрограмма определения факта попадания объекта наблюдения в зону обзора космического аппарата и момента времени, соответствующего этому событию.

2. В момент попадания объекта наблюдения в зону обзора космического аппарата (окончания процесса съемки) включается флаг F2 (логической переменной присваивается логическая константа «истина»).

3. Включается счетчик времени.

4. Осуществляется приращение аргумента времени.

5. Оценивается факт попадания космического аппарата в зону радиовидимости наземного пункта приема. Для этого подключается соответствующая подпрограмма.

6. Если космический аппарат попал в зону радиовидимости наземного пункта приема информации в первый раз после съемки цели, то включается флаг F3 и флаг F3_1 (логическим переменным присваивается логическая константа «истина»). Флаг F3 включен при нахождении космического аппарата в зоне радиовидимости наземного пункта приема информации. Флаг F3_1 необходим для исключения повторного счета показателя оперативности при приращении времени в цикле.

7. Запоминается время, соответствующее первому вхождению космического аппарата в зону радиовидимости наземного пункта приема информации (соответствует времени включения флага F3_1). Это время и есть показатель оперативности, значение которого записывается в массив показателей оперативности.

8. Если время, отведенное на передачу видеоинформации, закончилось, то флаг F2 и флаг F3_1 сбрасывается (логическим переменным присваивается логическая константа «ложь»).

9. Осуществляется переход к пункту 1, и расчет по пунктам 1-8 повторяется циклически.

10. При выходе космического аппарата из зоны радиовидимости наземного пункта приема информации осуществляется сброс флага F3 (логической переменной присваивается логическая константа «ложь»).

11. Циклы расчета останавливаются по команде оператора или при достижении определенного количества статистических испытаний.

12. Рассчитываются характеристики оперативности: среднее время от окончания съемки цели до момента передачи информации на наземный пункт приема информации и дисперсия этого времени.

13. Рассчитываются необходимые данные для построения функции распределения и функции плотности распределения случайной величины (значений показателя оперативности).

14. Осуществляется построение графиков функции распределения и плотности распределения значений показателя оперативности для показателей периодичности наблюдения.

10.3.2. Алгоритмы для оценки показателей оперативности при случайных координатах объекта наблюдения и случайном начальном времени выдачи команды на съемку цели

1. Задается необходимое число статистических испытаний.

2. Задается случайное время полета космического аппарата по формуле

$$t = \xi \cdot T ,$$

где ξ - случайное число с равномерным законом распределения на отрезке [0,1];

T - время, равное одному году (в той размерности, которая используется в программе, например, в секундах).

3. Задаются случайные координаты объекта наблюдения (так же, как и в пункте 3 подраздела 8.5).

4. Запускается основная программа имитации движения и функционирования космического аппарата с новыми исходными данными.

5. Подключается подпрограмма для оценки факта попадания объекта наблюдения в зону захвата аппаратурой зондирования космического аппарата.

6. Подключается подпрограмма для оценки показателя оперативности.

7. Оценивается показатель оперативности, результаты запоминаются.

8. Пункты 3-6 повторяются до достижения заданного числа статистических испытаний или приостановки программы.

9. Строятся графики функции распределения и плотности распределения по пунктам 11-13 алгоритма, представленного в п. 10.3.1 (более подробно этот алгоритм изложен в п. 8.4.1 применительно к показателю периодичности).

10.4. Модели для оценки факта вхождения космического аппарата в зону радиовидимости наземного пункта приема информации для эллиптических орбит

Рассмотрим схему, представленную на рис. 10.5, где изображено сечение Земли в плоскости эллиптической орбиты, трасса которой проходит через наземный пункт приема информации (точка Р).

Из схемы видно, что при полете космического аппарата по эллиптической траектории и изменении высоты полета меняются углы α_{PB} и γ_{PB} (на схеме эти углы показаны со штрихами). Причем, как следует из формул (10.2), (10.9), (10.12) и (10.13), угол α_{PB} и угол γ_{PB} зависят только от высоты, на которой находится космический аппарат в рассматриваемый момент времени (и от угла θ, если радиосвязь проводится выше линии горизонта).

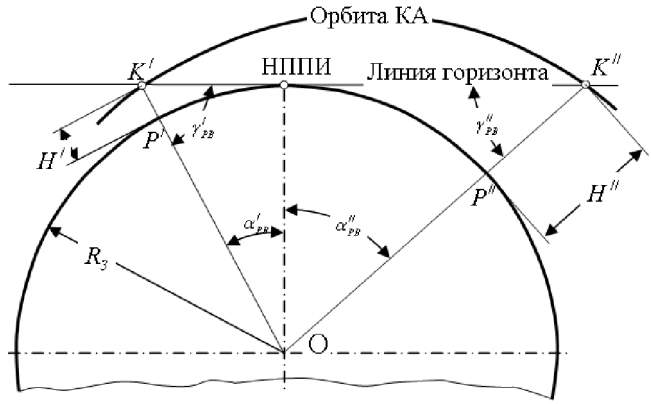


Рис. 10.5. Схема для определения зоны радиовидимости спутника с наземного пункта приема информации по линии горизонта

Поэтому формально зависимости для расчета радиуса зоны радиовидимости, выведенные для полета КА по круговым орбитам, можно использовать и для эллиптических орбит. Необходимо толь-

ко отслеживать в каждый расчетный момент времени высоту полета космического аппарата.

Зона радиовидимости в каждый рассматриваемый момент времени будет кругом на поверхности Земли. Однако при изменении высоты полета будет изменяться и радиус этой зоны. Зона радиовидимости в плоской системе координат «Широта-долгота» при полете космического аппарата по эллиптической траектории также будет изменять свои размеры.

10.5. Учет продолжительности передачи видеоинформации при оценке показателей оперативности

Если объем передаваемой информации с борта космического аппарата на наземные пункты приема велик, то необходимо проводить корректировку времени оперативности, добавляя к нему время передачи информации. Это время можно рассчитать по следующей зависимости:

$$t_{\text{ï}\,\text{È}} = \frac{W}{V},$$

где W - объем передаваемой информации;

V - скорость передачи информации.

Например, если объем передаваемой информации W = 30 Гб, а скорость ее передачи V = 300 Мбит/с, то время передачи информации составит примерно 100 секунд. За это время космический аппарат может выйти из зоны радиовидимости. Поэтому видеоинформация с борта космического аппарата, как правило, передается отдельными блоками. Если космический аппарат не успевает передать всю накопившуюся информацию, то осуществляется прерывание и оставшаяся информация передается при следующем выходе космического аппарата в зону радиовидимости наземного пункта приема информации.

10.6. Проверка адекватности моделей для оценки факта вхождения космического аппарата в зону радиовидимости наземного пункта приема информации

Проверку адекватности моделей для оценки факта входа космического аппарата в зону радиовидимости наземного пункта приема информации можно провести в графическом режиме работы программы. Результаты расчета, а именно границы зоны радиовидимости и трассы полета космического аппарата, выводятся на график (см. рис. 10.6) в системе координат «долгота-широта». Кроме того, в программе должны регистрироваться факты попадания космического аппарата в зону радиовидимости.

Задаваясь различными координатами наземного пункта приема информации и различными высотами полета космического аппарата, можно визуально проверять моменты попадания космического аппарата в зону радиовидимости.

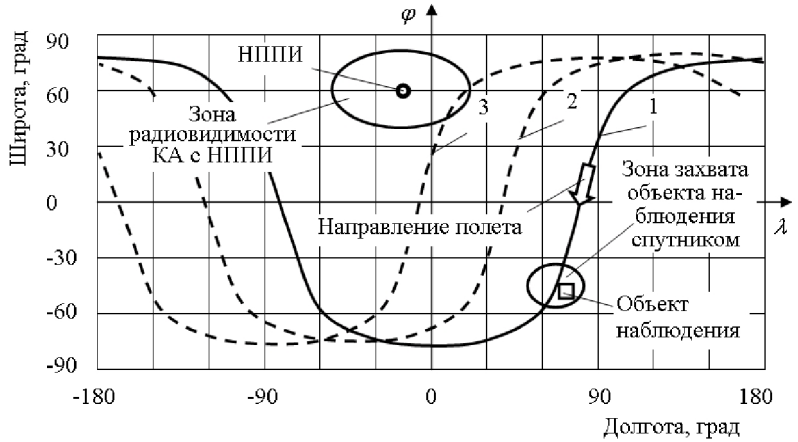


Рис. 10.6. График для вывода результатов расчета показателей оперативности и проверки адекватности моделей

На таком графике можно также проверять значения показателей оперативности доставки информации на Землю, отсчитывая время (в программной реализации) с момента «съемки» объекта наблюдения до момента ближайшего вхождения космического аппарата в зону радиовидимости наземного пункта приема информации.

11. МОДЕЛИ И АЛГОРИТМЫ ДЛЯ ОЦЕНКИ УСЛОВИЙ СЪЕМКИ

11.1. Аналитические модели и алгоритм для оценки угла Солнца над местным горизонтом

Рассмотрим схему, представленную на рис. 11.1, где изображено сечение Земли, проходящее через центр Земли O, объект наблюдения C и Солнце (позиция 4). На рисунке также введены следующие обозначения: 1 - линия горизонта; 2 - вектор, направленный по нормали к поверхности Земли; 3 - вектор направления на Солнце; α - угол между единичным вектором нормали к поверхности Земли в точке с координатами объекта наблюдения и единичным вектором направления на Солнце из той же точки; $h_{\oplus}$ - угол Солнца над горизонтом.

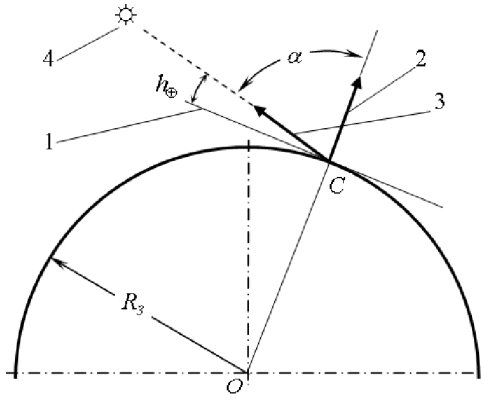


Рис. 11.1. Схема для определения угла Солнца над горизонтом

Суть метода определения угла Солнца над горизонтом $h_{\oplus}$ состоит в том, что сначала рассчитывается угол α с учетом вращения Земли и склонения Солнца относительно плоскости эклиптики, а

затем рассчитывается угол Солнца над горизонтом $h_{\oplus}$, как дополнение до прямого угла, то есть $\eta_{\otimes} = \pi/2 - \alpha$.

Примем следующие допущения.

1. Земля имеет форму шара.

2. Линейные размеры объекта наблюдения много меньше ширины полосы обзора аппаратурой зондирования КА. Это допущение равносильно тому, что мы пренебрегаем различием координат долготы и широты в различных точках объекта наблюдения, имеющего определенные линейные размеры.

3.Начало координат указанных единичных векторов берется не в точке поверхности Земли с координатами объекта наблюдения, а в центре Земли, как это схематично показано на рис.11.2.

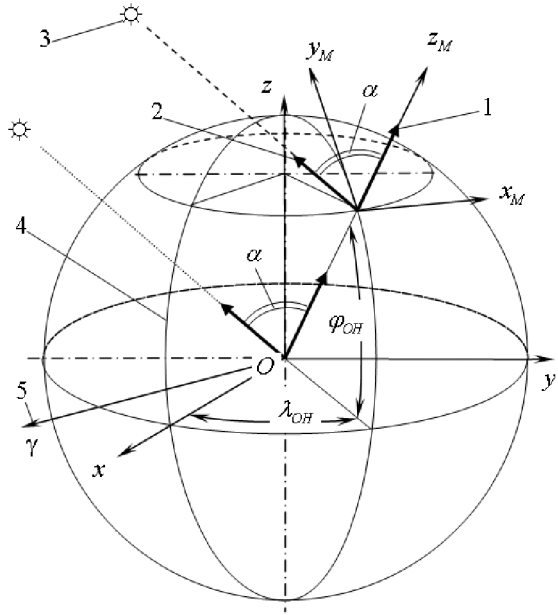


Рис. 11.2. Системы координат для определения угла Солнца над горизонтом

В данной задаче это можно сделать потому, что из-за малости отношения радиуса Земли к расстоянию до Солнца практически осуществляется параллельный перенос указанных векторов, что не

влияет на угол между ними. При этом расчеты существенно упрощаются, так как отпадает необходимость осуществлять дополнительный пересчет координат из одной системы в другую.

Алгоритм расчета угла Солнца над горизонтом и математические модели для расчета этого угла представлены ниже.

1. Задаются координаты объекта наблюдения λ_{OH} и φ_{OH} в сферической системе координат $O\lambda\varphi$, центр которой находится в геометрическом центре Земли.

2. В точке O системы координат $O\lambda\varphi$ строится единичный вектор n^{OH}, который направлен на объект наблюдения, расположенный на поверхности Земли (с координатами λ_{OH} и φ_{OH}). Этот вектор будет совпадать по направлению с вектором нормали к поверхности Земли в той же точке.

3. Осуществляется пересчет координат вектора n^{OH} из сферической системы координат $O\lambda\varphi$ в геоцентрическую гринвичскую систему координат $Ox_{ГР}y_{ГР}z_{ГР}$ (см. рис. 8.3 и формулы (8.16)):

$$\left.\begin{aligned} n^{OH}_{XГр} &= \cos\varphi_{OH}\cos\lambda_{OH};\\ n^{OH}_{YГр} &= \cos\varphi_{OH}\sin\lambda_{OH};\\ n^{OH}_{ZГр} &= \sin\varphi_{OH}. \end{aligned}\right\} \qquad (11.1)$$

4. Осуществляется пересчет координат вектора n^{OH} из геоцентрической гринвичской системы координат $Ox_{ГР}y_{ГР}z_{ГР}$ в неподвижную геоцентрическую систему координат $OXYZ$:

$$\left.\begin{aligned} n^{OH}_{X} &= \cos\varphi_{OH}\cos\left(\lambda_{OH}+\omega_З\cdot t\right);\\ n^{OH}_{Y} &= \cos\varphi_{OH}\sin\left(\lambda_{OH}+\omega_З\cdot t\right);\\ n^{OH}_{Z} &= \sin\varphi_{OH}, \end{aligned}\right\} \qquad (11.2)$$

где $\omega_З$ - угловая скорость вращения Земли;

t - аргумент времени с момента прохождения Землей точки весеннего равноденствия.

Следует обратить внимание на то, что время в расчетах берется от точки весеннего равноденствия. Если программа начинает работу с другими исходными данными по времени (не от точки весеннего равноденствия), то необходимо вносить соответствующие поправки.

5. Осуществляется расчет значений координат единичного вектора $\overline{S} = \left| S_X \quad S_Y \quad S_Z \right|$ направления на Солнце в неподвижной геоцентрической системе координат $OXYZ$ с учетом угла между направлением на точку весеннего равноденствия и линией Земля – Солнце по методике, представленной в работе [13]. Расчетная схема представлена на рис. 11.3.

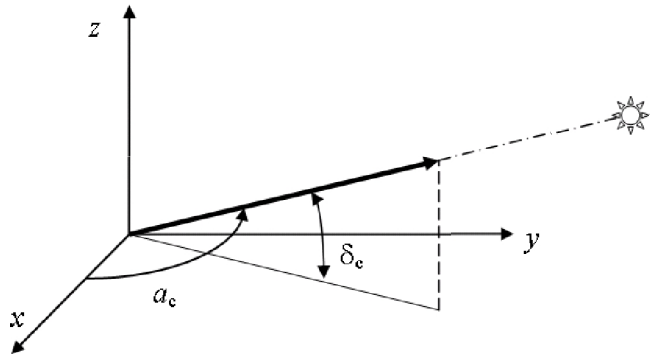


Рис. 11.3. Положение вектора направления на Солнце, относительно системы координат, связанной с Землей

На этом рисунке введены следующие обозначения: a_c - угол между направлением на точку весеннего равноденствия и линией Земля – Солнце; δ_c - угол между плоскостью эклиптики и плоскостью экватора.

Расчет осуществляется по следующим зависимостям:

$$\left.\begin{aligned} S_x &= \cos a_c; \\ S_y &= \sin a_c \cdot \cos \delta_c; \\ S_z &= \sin a_c \cdot \sin \delta_c. \end{aligned}\right\} \qquad (11.3)$$

Угол a_c рассчитывается по следующей зависимости:

$$a_c = \frac{2\pi \cdot t}{T_\Gamma}, \qquad (11.4)$$

где t - текущее время от момента прохождения Землей точки весеннего равноденствия;

$T_\Gamma = 365,2422\ сут.$ - продолжительность тропического года.

6. Вычисляется значение косинуса угла между направлением на Солнце и единичным вектором нормали к поверхности Земли в точке объекта наблюдения по следующей зависимости:

$$\cos\alpha = \left(\overline{S}, \overline{n}\right) = S_X \cdot n_X^{OH} + S_Y \cdot n_Y^{OH} + S_Z \cdot n_Z^{OH}. \qquad (11.5)$$

7. Определяется нахождение объекта наблюдения на Солнце или в тени.

Если $\cos\alpha < 0$, то объект наблюдения находится в тени.

Если $\cos\alpha = 0$, то объект наблюдения находится на границе освещенной и неосвещенной Солнцем поверхности Земли.

Если $\cos\alpha > 0$, то объект наблюдения находится на Солнце.

8. Если объект наблюдения находится на Солнце, то есть если $\cos\alpha > 0$, то рассчитывается угол Солнца над горизонтом по формуле

$$\eta_\odot = \frac{\pi}{2} - \arccos\alpha. \qquad (11.6)$$

Можно получить аналитическую зависимость для расчета угла Солнца над горизонтом, если осуществить подстановку частных моделей в формулу (11.6):

$$\eta_\odot = \frac{\pi}{2} - \arccos[\cos a_c \cos\varphi_{OH} \cos\left(\lambda_{OH} + \omega_3 t\right) + \\ + \sin a_c \cos\delta_c \cos\varphi_{OH} \sin\left(\lambda_{OH} + \omega_3 t\right) + \\ + \sin a_c \sin\delta_c \sin\varphi_{OH}], \qquad (11.7)$$

где a_c рассчитывается по формуле (10.11).

11.2. Алгоритмы для оценки угла Солнца над местным горизонтом на основе моделей и алгоритмов для оценки ориентации панелей солнечных батарей

Кроме представленных выше моделей и алгоритмов для определения возможности проведения съемки по углу Солнца над горизонтом предлагается использовать следующий оригинальный прием.

Авторами настоящего пособия разработаны модели для определения значения косинуса угла между нормалью к поверхности солнечных батарей космического аппарата и направлением на Солнце [49]. В таких моделях рассматривается космический аппарат в системе координат, связанной с космическим аппаратом и плоскостью орбиты, причем направление оси x_2 (см. соответствующий раздел) всегда противоположно направлению на центр Земли. Поэтому, если зафиксировать плоскость солнечных батарей КА перпендикулярно оси x_2, то эта плоскость будет параллельна плоскости горизонта подспутниковой точки. Следовательно, угол Солнца над горизонтом в каждый расчетный момент времени равен углу между плоскостью панелей солнечных батарей (фиктивно ориентированных указанным образом) и направлением на Солнце.

Такой подход к определению условий съемки по углу Солнца гораздо проще, поскольку используются модели, разработанные для других целей.

Алгоритм реализации такой модели несложен. По сути дела, в каждый расчетный момент времени панели солнечных батарей как бы на мгновение «перекладываются» в положение, когда плоскость панели перпендикулярна направлению на надир, и определяется искомый косинус угла по процедуре поиска косинуса угла между нормалью к поверхности панели солнечной батареи и направлением на Солнце.

Однако следует отметить, что данный алгоритм не учитывает изменение местного угла Солнца над горизонтом при съемке объекта, не находящегося в подспутниковой точке. Максимальную абсолютную ошибку угла Солнца над горизонтом можно вычислить из геометрических соотношений на основании схемы, представленной на рис. 11.4.

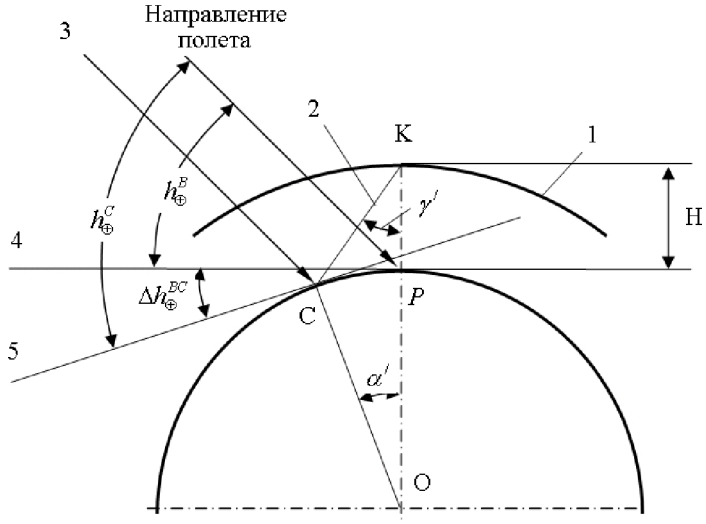


Рис. 11.4. Схема для вычисления максимальной абсолютной ошибки угла Солнца над горизонтом

На этой схеме введены следующие обозначения:

1 - орбита КА; 2 - линия визирования;

3 - Солнечные лучи;

4 - линия горизонта точки Р;

5 - линия горизонта точки С;

K - точка, в которой находится космический аппарат; *P* - подспутниковая точка земной поверхности;

C - точка земной поверхности, где располагается объект наблюдения;

$R_з$ - радиус Земли;

H - высота полета;

γ' - угол отклонения оптической оси телескопа КА от надира;

α' - угол между лучами, исходящими из центра Земли в точки *P* и *C*;

$\Delta h_{\oplus}^{BC}$ - максимальная абсолютная ошибка угла Солнца над горизонтом;

Из схемы видно, что максимальная абсолютная ошибка угла Солнца над горизонтом $\Delta h_{\oplus}^{BC}$ равна углу α, то есть

$$\Delta h_{\oplus}^{BC} = \alpha .$$

Для расчета этой ошибки можно воспользоваться зависимостью между углом γ и углом α, которая получена при моделировании захвата объектов наблюдения аппаратурой зондирования КА (см. формулу (6.4).

В табл. 11.1 приведены результаты расчета ошибок угла Солнца над горизонтом для разных высот полета КА и углов отклонения оптической оси телескопа от направления на надир.

Таблица 11.1

Абсолютная ошибка угла Солнца над горизонтом, град

	Высота орбиты, км		
γ, град	300	600	900
0	0	0	0
10	0.4761	0.9529	1.4305
20	0.9851	1.9767	2.9752
30	1.5701	3.1671	4.7937
40	2.3028	4.693	7.1861
50	3.3311	6.9455	10.95
60	5.0627	11.351	21.179

Анализ результатов показывает, что при небольшом угле отклонения γ ошибка небольшая. При увеличении угла γ ошибка возрастает существенно. Поэтому, чтобы избежать такого рода ошибок, в алгоритме расчета кроме «перекладки» панелей солнечной батареи следует предусмотреть и смену координат подспутниковой точки на координаты наблюдаемой цели.

11.3. Модели и алгоритмы для расчета координат границы тени

11.3.1. Модели и алгоритм расчета координат границы тени на основе использования процедуры оценки факта захвата объекта наблюдения аппаратурой зондирования

Сущность методического подхода к оценке координат границы тени на поверхности Земли заключается в следующем. Осуществляется расчет координат границы тени по алгоритму, изложенному в подразделе 7.2 для оценки границы зоны обзора аппаратурой зондирования космического аппарата, полагая, что центральный угол Земли $\alpha = \pi/2$. Формально схема, поясняющая возможность использования данной процедуры, представлена на рис. 11.5.

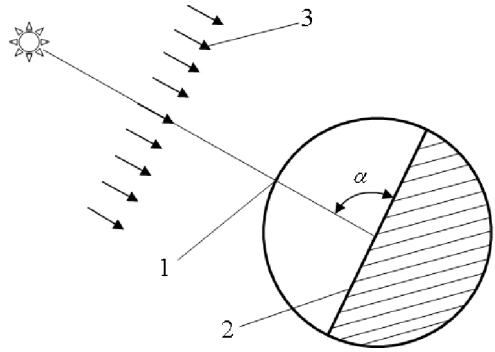


Рис. 11.5. Схема для определения координат границы тени на основе моделей «захвата» объектов наблюдения

На этой схеме приняты следующие обозначения: 1 - точка на поверхности Земли, в которой Солнце находится в зените; 2 - граница тени; 3 - солнечные лучи.

Приведем алгоритм расчета координат границы тени на основе использования процедуры оценки факта захвата объекта наблюдения аппаратурой зондирования.

1. Осуществляется расчет значений координат единичного вектора $\overline{S} = |S_X \quad S_Y \quad S_Z|$ направления на Солнце в неподвижной

геоцентрической системе координат $OXYZ$ с учетом угла между направлением на точку весеннего равноденствия и линией Земля – Солнце по методике, представленной в работе [13] (см. алгоритм в подразделе 11.1).

2. На поверхности Земли отыскиваются координаты φ^Z и λ^Z точки, в которой Солнце находится в зените. В этом точке направление нормали к поверхности Земли и направление на Солнце совпадают. Тогда на основании формул (11.2) имеем

$$\left.\begin{aligned} n_X^{OH} &= S_X = \cos\varphi^Z \cos\left(\lambda^Z + \omega_3 \cdot t\right); \\ n_Y^{OH} &= S_Y = \cos\varphi^Z \sin\left(\lambda^Z + \omega_3 \cdot t\right); \\ n_Z^{OH} &= S_Z = \sin\varphi^Z. \end{aligned}\right\} \qquad (11.8)$$

3. Из третьего уравнения системы (11.8) отыскивается угол широты φ^Z, на которой Солнце находится в зените:

$$\varphi^Z = \arcsin S_Z.$$

4. Решают первое и второе уравнения системы (11.8), считая, что угол φ^Z определен.

Синус и косинус угла $\left(\lambda^Z + \omega_3 \cdot t\right)$ нужны для того, чтобы корректно определить, в какой части поверхности Земли находится рассматриваемая точка и по какой зависимости следует определять искомые углы:

Если $\{\sin\left(\lambda^Z + \omega_3 t\right) > 0,\ \cos\left(\lambda^Z + \omega_3 t\right) > 0\}$,

то $\lambda^Z = \arcsin\left(S_Y / \cos\varphi^Z\right) - \omega_3 t$;

Если $\{\sin\left(\lambda^Z + \omega_3 t\right) > 0,\ \cos\left(\lambda^Z + \omega_3 t\right) < 0\}$,

то $\lambda^Z = \pi\text{-}\arcsin\left(S_Y / \cos\varphi^Z\right) + \omega_3 t$;

Если $\{\sin\left(\lambda^Z + \omega_3 t\right) < 0,\ \cos\left(\lambda^Z + \omega_3 t\right) < 0\}$,

то $\lambda^Z = \pi\text{-}\arcsin\left(S_Y / \cos\varphi^Z\right) + \omega_3 t$;

Если $\{\sin\left(\lambda^Z + \omega_3 t\right) < 0,\ \cos\left(\lambda^Z + \omega_3 t\right) > 0\}$,

то $\lambda^Z = \arcsin\left(S_Y / \cos\varphi^Z\right) - \omega_3 t.$ (11.9)

5. Осуществляют расчет координат границы тени по алгоритму, изложенному в подразделе 8.2 для оценки границы зоны обзора аппаратурой зондирования космического аппарата, принимая центральный угол Земли равным $\alpha = \pi/2$.

11.3.2. Модели и алгоритм для оценки координат границы тени на основе использования процедур расчета трасс космического аппарата

Сущность методического подхода к оценке координат границы тени на поверхности Земли заключается в следующем. Устанавливаются параметры орбиты космического аппарата такими, чтобы плоскость орбиты была перпендикулярна направлению на Солнце. Рассчитываются координаты трассы КА по процедуре, созданной в соответствии с алгоритмом, изложенным в подразделе 6.7. При этом расчет производится для рассматриваемого момента времени, но без учета вращения Земли (Земля как бы останавливается для расчета и прорисовки границы тени). Схема, поясняющая возможность использования данной процедуры, представлена на рис. 11.6.

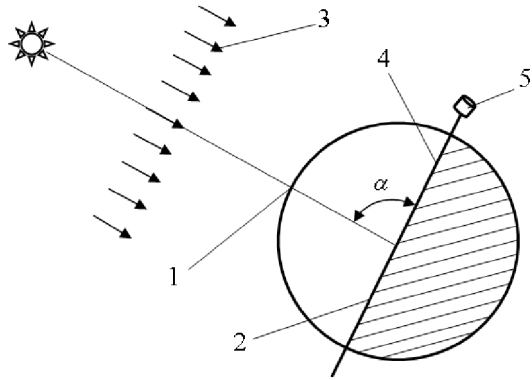


Рис. 11.6. Схема, иллюстрирующая определение координат границы тени на основе моделей для расчета трассы

На этой схеме приняты следующие обозначения: 1 - точка на поверхности Земли, в которой Солнце находится в зените; 2 - граница тени и трасса космического аппарата; 3 - солнечные лучи; 4 - орбита космического аппарата (трасса которой совпадает с границей линии тени); 5- космический аппарат на орбите.

Приведем алгоритм расчета координат границы тени на основе использования процедуры оценки факта захвата объекта наблюдения аппаратурой зондирования.

1. Рассчитывается значение долготы восходящего узла орбиты, линия узлов которой перпендикулярна к направлению на Солнце:

$$\Omega = \frac{\pi}{2} + a_c,$$

где a_c - угол между направлением на точку весеннего равноденствия и линией Земля – Солнце (см. рис. 11.3).

Угол a_c рассчитывается по зависимости (11.4).

2. Угол наклона плоскости орбиты зависит от времени, прошедшего с момента весеннего равноденствия, и рассчитывается по следующей зависимости:

$$i = \delta_c \cdot \sin\left(2\pi \frac{t}{T_\Gamma}\right),$$

где δ_c - угол между плоскостью эклиптики и плоскостью экватора.

3. Запускаются процедуры расчета и прорисовки трасс полета космического аппарата, в которых время не изменяется и соответствует расчетному времени, для которого отыскивается граница тени.

11.4. Алгоритм для имитации характеристик облачности над районами наблюдения

Облачность принято оценивать в баллах от 0 до 10. Качественная съемка возможна только при отсутствии облачности. Съемка при небольшой облачности возможна, однако качество снимков при этом ухудшается.

При эксплуатации космической системы наблюдения, как правило, перед съемкой имеется информация о состоянии облачности

над предполагаемым районом наблюдения. Поэтому решение о съемке объекта наблюдения по признакам облачности принимается заблаговременно.

При проектировании космической системы наблюдения в тех случаях, когда необходимо оценить интегральную производительность космической системы наблюдения, как правило, пользуются статистической моделью наличия облачности.

Самая простейшая статистическая модель облачности представляет собой таблицу (или базу данных), в которой для каждого района поверхности Земли приведены статистические данные по характеристикам облачности с учетом времени (сезона или месяца наблюдения). На основе этой таблицы и статистических данных для каждого сезона (или месяца) строится вероятностный закон распределения баллов облачности $P(x)$, где x - количество баллов (например от 0 до 10). На основе такого закона производится имитация условий съемки по признакам облачности. Алгоритм для имитации характеристик облачности над районами наблюдения следующий.

1. Проводится имитация полета космического аппарата.

2. Перед съемкой объекта наблюдения с заданными координатами производится обращение к базе данных по статистическим характеристикам облачности и, в зависимости от времени (сезона или месяца), устанавливается средний балл облачности над районом наблюдения.

3. Имитируется балл облачности с помощью генератора случайных чисел.

4. Рассчитываются суммы вероятностей

$$P(\geq x) = \sum_{i=1}^{x} P(x_i); \quad i = \overline{1,n}.$$

5. Вызывается случайное число ξ с равномерным законом распределения на отрезке [0, 1].

6. Принимается реализация случайного числа x в зависимости от попадания случайного число ξ в следующие диапазоны:

если $\sum_{x=0}^{x=k-1} P(x) \leq \xi < \sum_{x=0}^{x=k} P(x)$, то $x = k$.

Приведенная зависимость, а также обозначения те же, что и при имитации закона Пуассона (см. раздел 9, пункт 9.2.1).

12. РЕАЛИЗАЦИЯ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ АНАЛИЗА ЦЕЛЕВЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ НАБЛЮДЕНИЯ

На основе предложенных математических моделей и алгоритмов разработано программное обеспечение, с помощью которого можно оперативно анализировать влияние изменений проектных характеристик космических аппаратов наблюдения на показатели эффективности космической системы.

12.1. Описание программы

12.1.1 Общие сведения

Программное обеспечение предназначено для оперативной оценки целевых показателей эффективности космической системы наблюдения. Программа написана на алгоритмическом языке Object Pascal в программной среде Delphi 7 и может быть использована только в операционной среде *Windows*.

12.1.2 Физическая постановка задачи

Физическая постановка задачи рассматривалась в разделах 6-11 настоящего учебного пособия при разработке соответствующих математических моделей.

12.1.3 Функциональное назначение

Программа выполняет следующие функции:

- в процессе имитационного моделирования полета и целевого функционирования КА оцениваются показатели периодичности наблюдения, детальности съемки, оперативности доставки информации на Землю и производительности космической системы;

- осуществляется визуальный контроль трасс полета космического аппарата, попадания объекта наблюдения в зону обзора аппаратуры зондирования КА, попадания спутника в зону радиовидимости наземного пункта приема информации.

Показатели производительности оцениваются с учетом условий съемки (угла Солнца над горизонтом).

12.1.4 Описание логической структуры программы

Алгоритмы программы представлены в разделах 6-11 настоящего учебного пособия. При создании программы были использованы методы объектно-ориентированного программирования, а также методы статистических испытаний и последовательных приближений.

Программа состоит из нескольких модулей и файлов, содержащих помощь. Описание файлов находится в таблице 12.1.

Рассмотрим подробнее основной модуль ***Unit2***.*pas* - модуль формы для вывода трасс полета космического аппарата и вывода текущих значений показателей эффективности космической системы наблюдения. Модуль ***Unit2***.*pas* содержит следующие основные процедуры и функции, позволяющие «облегчить» структуру основной программы:

procedure ***TForm2.Button2Click****(Sender: TObject)* - процедура (кнопка) включения основной программы;

Procedure ***RisSetka****;* - процедура рисования сетки графика;

Procedure ***VVodID****;* - процедура ввода исходных данных по параметрам орбиты;

Procedure ***RashetPorb****;* - процедура расчета начальных параметров орбиты;

Procedure ***KoordKAxyzGa*** - процедура определения координат космического аппарата в абсолютной геоцентрической системе координат;

Procedure ***VS*** - процедура вычисления проекций вектора направления на Солнце;

Procedure ***TenYesNo*** - процедура проверки условия нахождения космического аппарата в тени Земли;

Таблица 12.1

Описание файлов

Наименование	Описание
Sdiapp.pas	Основная программа (подключает все основные модули)
Unit1.pas	Заставка программы для анализа показателей эффективности космической системы наблюдения
Unit2.pas	Модуль формы для вывода трасс полета КА и вывода текущих значений показателей эффективности космической системы
Unit4.pas	Модуль формы для ввода исходных данных и иллюстрация результатов расчета
Unit20Period.pas	Модуль формы для проверки адекватности графического представления зон обзора КА
Sdiapp6.exe	Результат компиляции предыдущих модулей
Help2.hlp...help8.hlp	Дополнительные файлы помощи по каждому разделу

Procedure ***ExcentrAnomal*** - процедура определения эксцентрической аномалии;

procedure ***IstAnomal*** - процедура расчета угла истинной аномалии;

Procedure ***GeogrKoord*** - процедура расчета географических координат трассы полета космического аппарата;

Procedure ***IcxDannMatrD*** - процедура расчета матрицы *D*;

Procedure ***IcxDannMatrL*** - процедура расчета матрицы *L*;

Procedure ***UmnMatrLD*** - процедура умножения матрицы *L* на матрицу *D*;

Procedure ***IcxDannMatrNxi*** - процедура расчета матрицы *nxi*;

Procedure ***MatrizaNx*** - процедура перемножения матриц *LD* на *nxi*;

Procedure ***EkranIsxDannOrb*** - процедура ввода исходных данных по параметрам орбит;

Procedure ***Resultat*** - процедура вывода результатов расчета;

Procedure ***RisObjNab***l - процедура прорисовки ОН;

Procedure ***ShowZachwatKadr*** - процедура показа на графике зоны захвата космического аппарата;

Procedure ***ShowZahwatNPPI*** - процедура показа зоны радиовидимости наземного пункта приема информации;

Procedure ***RisTenFisKart*** - процедура прорисовки тени;

Procedure ***Operativnost*** - процедуррасчета показателей оперативности доставки информации на Землю;

Procedure ***RisTen*** - процедура прорисовки тени;

Procedure ***PeriodStatIsp*** - процедура расчета показателя периодичности наблюдения методом статистических испытаний и др. процедуры.

function ***alfa*** *(h, gamma:real): real* - процедура вычисления центрального угла Земли зоны обзора;

procedure ***model*** *(shirota,dolgota,gamma,h:real)* - процедура построения зоны обзора космического аппарата в плоской системе координат;

function ***Zaxvat*** *(shirota, dolgota, shirotaON, dolgotaON: real): Boolean* - функция для оценки попадания объекта наблюдения в зону обзора космического аппарата наблюдения;

12.1.5 Использование технических средств

Минимальные системные требования:

операционная система *Windows* 2000XP/ 2000, процессор *Pentium* IV 1500 *MHz*, 256 *MB RAM*. 15 *MB HDD*.

Для распечатки результатов необходимо иметь принтер или плоттер.

Программа написана в среде программирования *Delphi* 7.0. и может быть использована только в операционной среде *Windows*.

12.1.6 Вызов и загрузка

Для запуска программы необходимо вставить CD-диск, найти на нем приложение SDIApp6.exe и запустить его. На экране монитора появляется заставка программы.

Можно также программу переписать с CD-диска в каталог на жесткий диск, затем, используя проводник *Windows* или другой файловый менеджер, запустить программу, и программа готова к работе.

12.1.7 Входные и выходные данные

Входные данные описаны в соответствующих разделах учебного пособия. Входные данные вводятся в соответствующих окнах программы, загружаются из внешних файлов или из файлов базы данных.

Выходные параметры - результат действия программы - выводится на экран монитора в соответствующих окнах в виде данных, графиков, а также в виде динамически изменяющихся диаграмм.

12.2 Руководство оператора

Ниже описан пользовательский интерфейс основных окон программы.

При запуске программы появляется заставка "Программа анализа целевых показателей эффективности космической системы в зависимости от основных проектных характеристик КА" (см. рис. 12.1), на которой имеется «Меню», а также кнопки "Назад", "Далее", " Выход из программы".

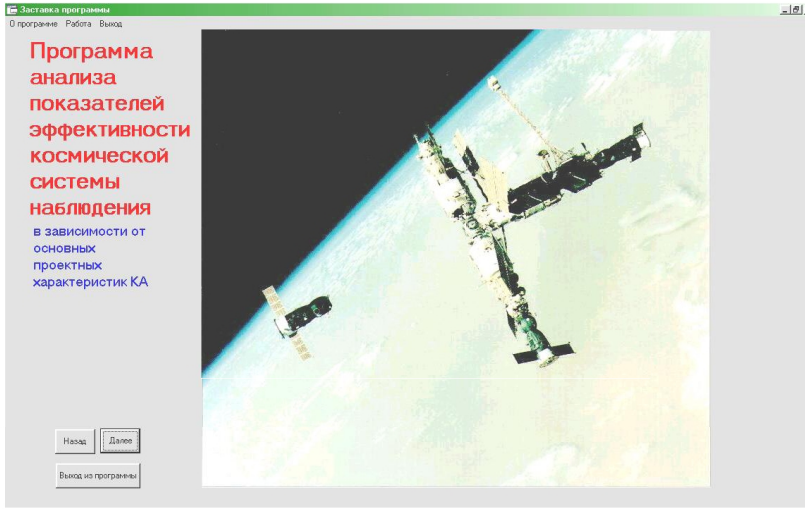


Рис. 12.1. Заставка программного обеспечения

Если выбрать пункт меню "О программе", то можно узнать информацию об авторах и получить контекстную помощь.

При нажатии на кнопку "Далее" появляется форма "Ввод исходных данных и вывод результатов расчета" (см. рис. 12.2).

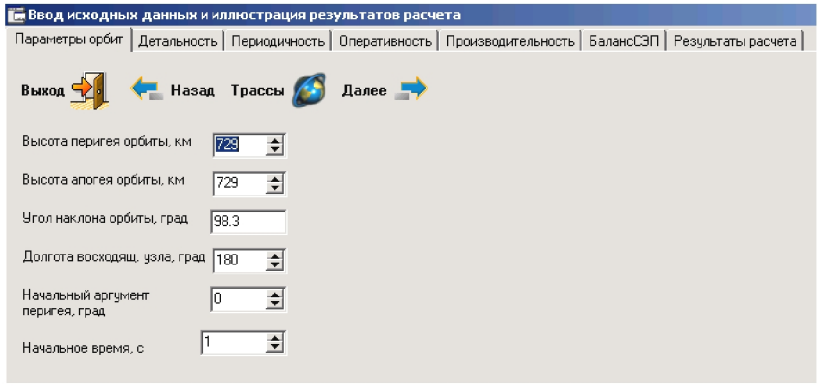


Рис. 12.2. Окно программы, открытое на закладке «Параметры орбиты»

На этой форме имеются кнопки: "Назад", "Далее", "Конец работы" и "Ok" и имеется несколько закладок:

«Параметры орбит»;

«Детальность»;

«Периодичность»;

«Оперативность»;

«Производительность»;

«Результаты расчета» и др.

При нажатии на эти кнопки открывается соответствующая страница (закладка) для ввода исходных данных и вывода результатов расчета (см. рис. 12.3…12.6).

При нажатии на кнопку «Трассы» формы "Ввод исходных данных и вывод результатов расчета" осуществляется переход к окну программы «Трассы полета КА и основные показатели эффективности КС» (см. рис. 12.7). В этом окне программы имеются кнопки «Пуск», «Пауза», «Конец», «Просмотр исходных данных и частных результатов».

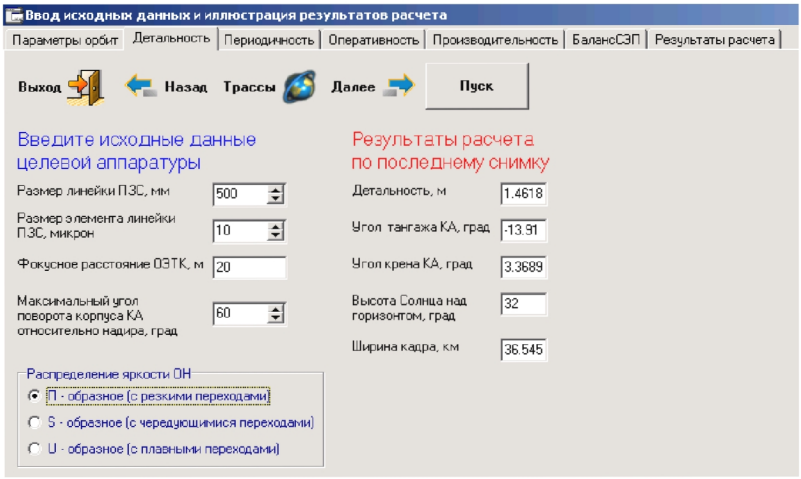


Рис. 12.3. Окно программы, открытое на закладке «Детальность»

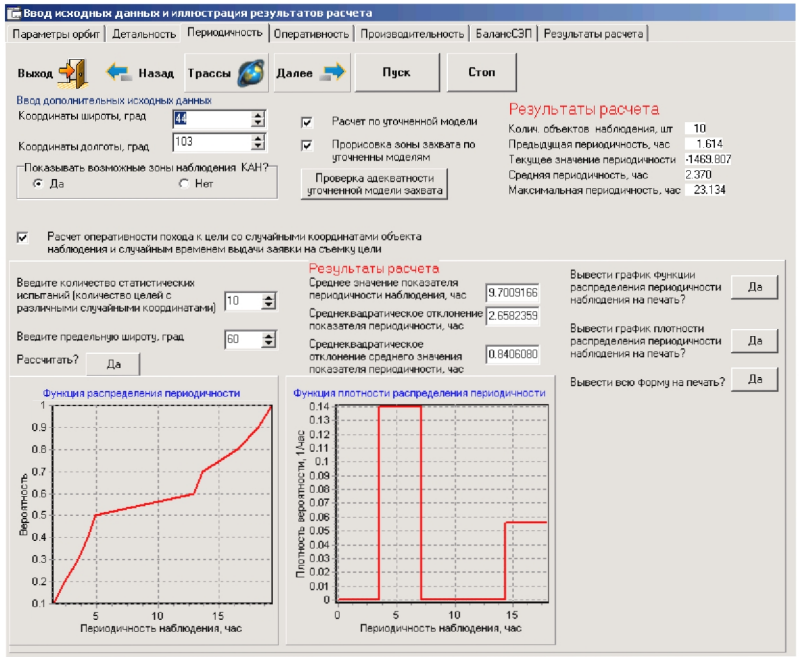


Рис. 12.4. Окно программы, открытое на закладке «Периодичность»

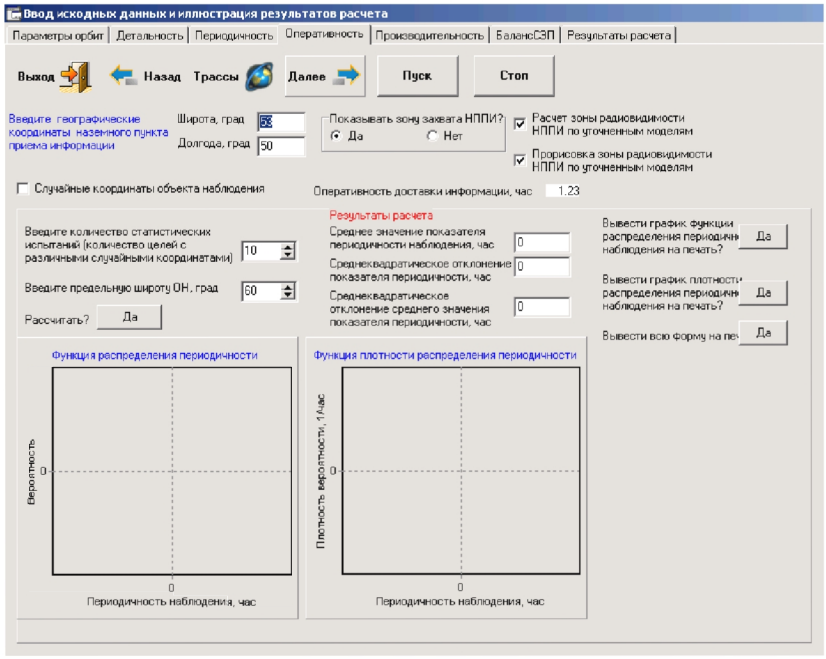


Рис. 12.5. Окно программы, открытое на закладке «Оперативность»

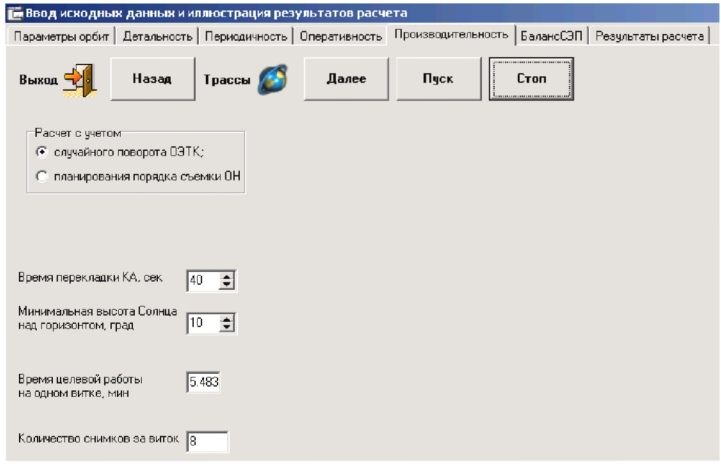


Рис. 12.6. Окно программы, открытое на закладке «Производительность»

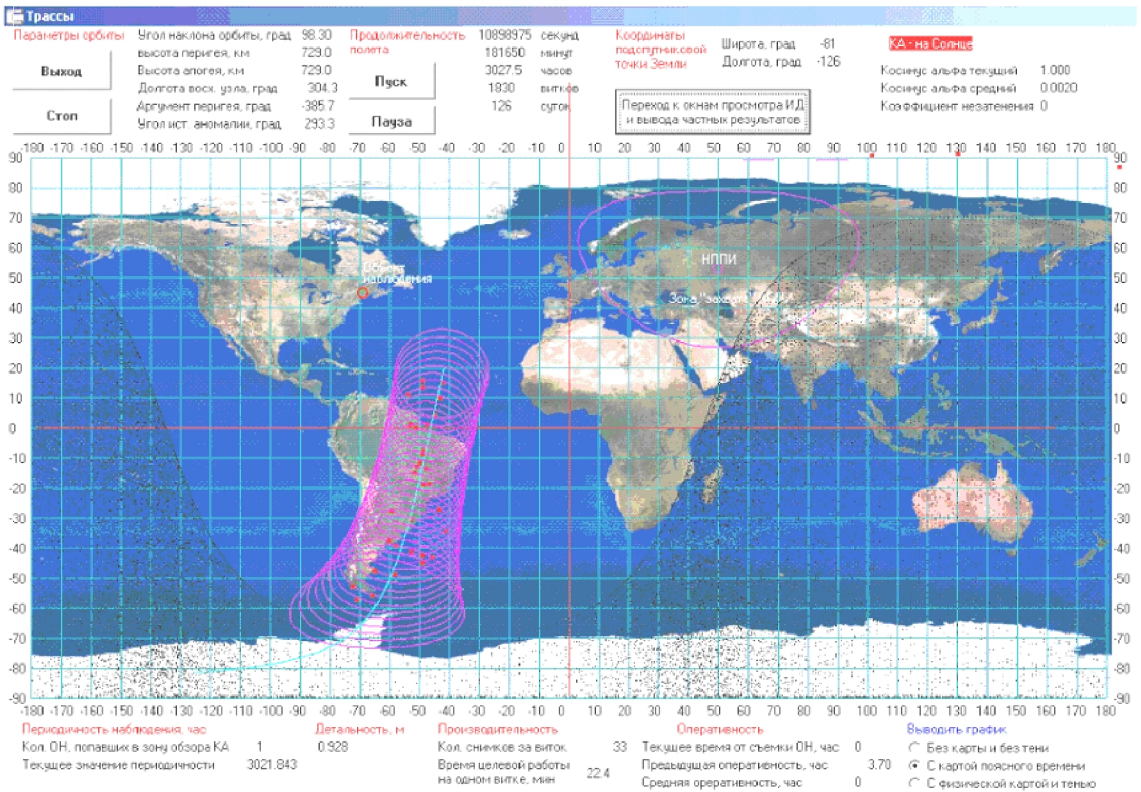


Рис. 12.7. Окно для визуального контроля результатов расчета целевых показателей эффективности космической системы наблюдения

При нажатии на кнопку «Пуск» программа начинает работать в имитационном режиме. На картинке карты часовых поясов этой формы прорисовываются трассы полета КА, зоны обзора КА и зоны радиовидимости наземного пункта приема информациии. С помощью этого окна также осуществляется визуальный контроль результатов расчета целевых показателей эффективности космической системы наблюдения.

На рис. 12.8 показано окно программы для вывода результатов расчета (протокола) по целевым показателям эффективности космической системы наблюдения.

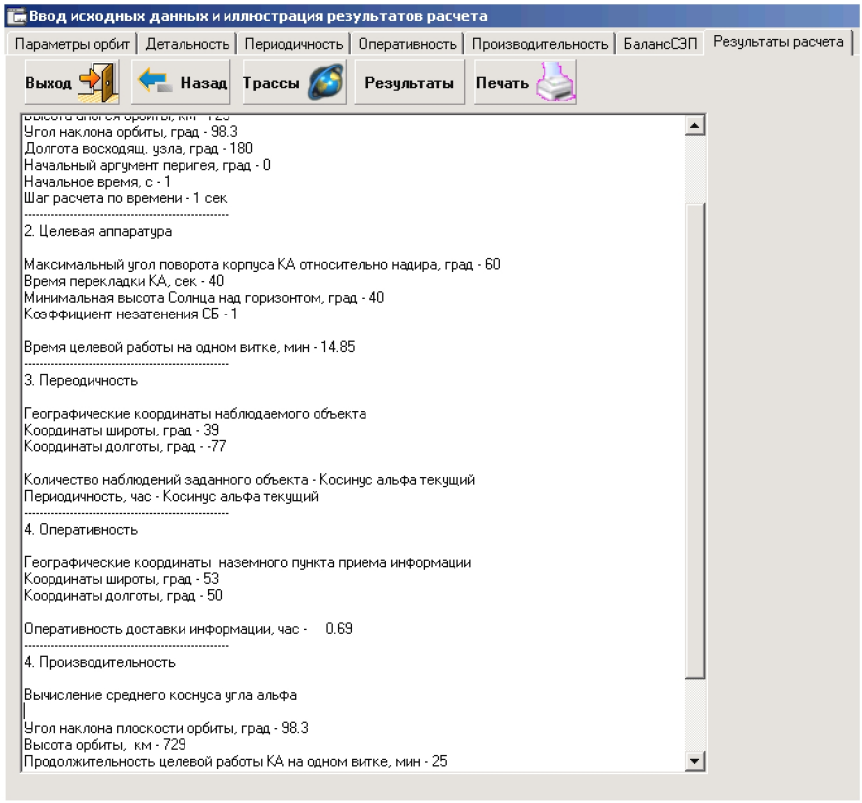


Рис. 12.8. Окно программы для вывода результатов расчета по целевым показателям эффективности космической системы наблюдения

Данное программное обеспечение открыто для совершенствования по всем направлениям более детального моделирования целевого функционирования космической системы наблюдения.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В настоящем учебном пособии рассмотрены методы исследования эффективности ракетно-космической техники и её систем. Особое внимание уделено методам исследования эффективности высокопроизводительных космических аппаратов детального и оперативного наблюдения.

Описано функционирование КА по целевому назначению в составе космической системы наблюдения. Рассмотрены вопросы моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения.

Многие вопросы в этом учебном пособии не затрагивались из-за ограниченности объема пособия. Желающих более подробно изучить некоторые частные вопросы проектирования ракетносителей отсылаем к списку использованных источников.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Сферическая тригонометрия. Малая Советская Энциклопедия. 3-е изд. / Гл. ред. Б.А. Введенский. - М.: Государственное научное изд-во «Большая советская энциклопедия», 1960. Т8. - с. 1270.

2. Мира. Малая советская энциклопедия. 3-е изд. / Гл. ред. Б.А. Введенский. - М.: Государственное научное издательство «Большая советская энциклопедия», 1959. Т6. - с. 22.

3. Основы синтеза систем летательных аппаратов. 2-е изд., доп. и перераб. / А. А. Лебедев, Г. Г. Аджимамудов, В. Н. Баранов, В. Т. Бобронников, М. Н. Красильщиков, В. В. Малышев, О. П. Нестеренко; Под ред. А. А. Лебедева. – М.: Изд-во МАИ, 1996. – 444 с.

4. Ильичев А. В., Волков В. Д., Грущанский В. А. Эффективность проектируемых элементов сложных систем: Учеб. пособие. – М.: Высш. шк., 1982. – 280 с.

5. Остославский И. В., Стражева И. В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1969. -500 с.

6. Основы синтеза систем летательных аппаратов: Учеб. пособие для студентов втузов / А. А. Лебедев, В. Н. Баранов, В. Т. Бобронников и др.; Под ред. А. А. Лебедева. – М.: Машиностроение, 1987. – 224 с.

7. Надежность и эффективность в технике: справочник. В 10 т. / Ред. совет: В. С. Авдуевский (предс.) и др. – М.: Машиностроение, 1988. Т. 3. Эффективность технических систем / Под общ. ред. В. Ф. Уткина, Ю. В. Крючкова. – 328 с.

8. Советкин Ю. А. Методика расчета технико-экономических показателей разработки и создания изделий авиации и ракетно-космической техники: Учеб. пособие. - Самара: СГАУ, 1998.

9. Ханцеверов Ф. Р., Остроухов В. В. Моделирование космических систем изучения природных ресурсов Земли. – М.: Машиностроение, 1989. – 264 с.

10. Авдуевский В.С., Успенский Г.Р. Космическая индустрия. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1989. – 568 с.

11. Гонин Г. Б. Космические съемки Земли. – Л.: Недра, 1989. – 252 с.

12. Лебедев А. А., Нестеренко О. П. Космические системы наблюдения. – М.: Машиностроение, 1991. – 224 с.

13. Космические аппараты систем зондирования поверхности Земли: Математические модели повышения эффективности КА / А. В. Соллогуб, Г. П. Аншаков, В. В. Данилов; Под ред. Д. И. Козлова. – М.: Машиностроение, 1993. – 368 с.

14. Конструирование автоматических космических аппаратов / Д. И. Козлов, Г. П. Аншаков, В. Ф. Агарков и др.; Под ред. Д. И. Козлова. – М.: Машиностроение, 1996. – 448 с.

15. Методические и организационно-технические вопросы надежности космических аппаратов: конспект лекций / В. И.Куренков, В. И. Кузнецов, В. М. Сайгак, В. А. Капитонов. - Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 1997. - 42 с.

16. Управление космическими аппаратами зондирования Земли: Компьютерные технологии / Д. И. Козлов, Г. П. Аншаков, Я. А. Мостовой, А. В. Соллогуб. – М.: Машиностроение, 1998. – 368 с.

17. Спутниковые системы мониторинга. Анализ, синтез и управление / М. Н. Красильщиков, В. Т. Бобронников и др.; Под ред. В. В. Малышева. – М.: Изд-во МАИ, 2000. – 568 с.

18. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы): Учебник для технических вузов / В. П. Мишин, В. К. Безвербый, Б. М. Панкратов и др.; Под ред. В. П. Мишина. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.

19. Гаврилов В. Н. Автоматизированная компоновка приборных отсеков летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1988. - 137 с.

20. Куренков В. И. Методы расчета надежности космических аппаратов: Конспект лекций. - Самара: СГАУ, 1998. – 80 с.

21. Куренков В. И. Основы безопасности космических полетов: Конспект лекций. - Самара: СГАУ, 1999. - 68 с.

22. Белов Ю. В., Титов Б. А. Системы управления космическими аппаратами: Учеб. пособие. - Самара: Самар. авиац. ин-т, 1992. - 115 с.

23. Зубов В. С. Справочник программиста. Базовые методы решения графовых задач и сортировки - М.: Информационно-издательский дом «Филинъ», 1999. – 256 с.

24. Инженерный справочник по космической технике / Ред. коллегия: И. И. Караваев, А. А. Кудряшов, А. П. Лимаренко и др.; Под общ. ред. А. В. Солодова. - М.: Министерство обороны, 1969. –693 с.

25. Матиясевич Л. М. Введение в космическую фотографию. – М.: Недра, 1989. – 149 с.

26. Эльясберг П. Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. - М.: Наука, 1965. – 540 с.

27. Бронштейн И. Н., Семендяев К. А. Справочник по математике. - М.: Государственное изд-во физ.-мат. литературы, 1959. - 610 с.

28. Захаров Ю. А. Проектирование межорбитальных КА - М.: Машиностроение, 1984. – 432 с.

29. Рвачев В. Л. Геометрические приложения алгебры логики. - Киев: Техника, 1967. -212 с.

30. Гущин В. Н. Основы устройства космических аппаратов: Учебник для вузов. - М.: Машиностроение, 2003. – 272 с.

31. Друшляков Ю. И., Ежкова И. В. Теоретические основы программирования: Учеб. пособие. – М.: МАИ, 1986. - 61 с.

32. Путилов К.А. Курс физики. Т. I. - М.: Государственное изд-во физ.-мат. литературы, 1963. - 560 с.

33. Справочник по расчету самолета на прочность / М. Ф. Астахов, А. В. Караваев, С. Я. Макаров, Я. Я. Суздальцев. - М.: Оборонгиз, 1954. - 708 с.

34. Толяренко Н. В. Основы проектирования орбитальных станций: Учеб. пособие – М.: Изд-во МАИ, 1994. – 64 с.

35. Проектирование и испытания баллистических ракет. / Под ред. В. И. Варфоломеева и М. И. Копытова. - М.: Воениздат, 1970. – 302 с.

36. Болотин В. В. Прогнозирование ресурса машин и конструкций. - М.: Машиностроение, 1981.

37. Кристофидес Н. Теория графов. Алгоритмический подход. – М.: Мир, 1978. – 476 с.

38. Оре О. Теория графов. - М.: Наука, 1980. -336 с.

39. Гущин В. Н. Информационно-компьютерная технология (ИК-технология) разработок летательных аппаратов. – Жуковский: Авиационный печатный двор, 2001. – 248 с.

40. Советкин Ю.А. Основы технико-экономического анализа создания летательных аппаратов: Курс лекций. - Самара: СГАУ, 1997.

41. Вентцель Е. С. Теория вероятностей. - М.:Наука. 1969. - 576 с.

42. Межеловский Н. В., Рамм Н. С., Шеварев В. В. Аэрокосмический мониторинг геологической среды. - М.: Знание, 1988. - 64 с.

43. Ортенберг Ф. С. Методы инфракрасного зондирования Земли из космоса. - М.: Знание, 1987. - 64 с.

44. Абрамов Б. А., Куренков В. И., Салмин В. В. Модели и алгоритмы для проектного анализа показателей эффективности космической системы детального и оперативного наблюдения: Сб. науч. тр. ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». Вып. 3. - Самара: ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», 2004. - С. 39-45.

45. Маламед Е. Р. Конструирование оптических приборов космического базирования: Учеб. пособие. - СПб.: СПбГИТМО(ТУ), 202. -291 с.

46. The Pleiades System High Resolution optical satellite and its performances / L. Perret, E. Boussarie, I. M. Lachiver (CNESS), P. Damilano (ASTRIUM). 53rd International Fstronautical Congress (13-19 Oktober, 2002, Houston). - Houston: 2002.

47. Феодосьев В. В. Основы техники ракетного полета. - М.: Наука, 1979. – 496 с.

48. Бороздин В. Н. Гироскопические приборы и устройства систем управления: Учеб. пособие для вузов. - М.: Машиностроение, 1990. -272 с.

49. Абрамов Б. А., Салмин В. В., Куренков В. И. Имитационное моделирование энергобаланса космических аппаратов высокодетального и оперативного наблюдения: Сб. тезисов, докладов 8-й междунар. конф. «Системный анализ и управление» (Евпатория, 29.06 – 0.6.07.2003 г.) - М.: МАИ. - С. 95-96.

50. Космическая оптоэлектронная съемка поверхности Земли с высоким разрешением. Справочно-аналитическое издание / Под ред. Ю. А. Подъездкова. - М.: Радиотехника, 2004. - 76 с.

51. Космическая съемка Земли. Справочно-аналитическое издание / Под ред. Ю. А. Подъездкова. - М.: Радиотехника, 2006. - 357 с.

52. Белоконов В. М. Основы теории полета космических аппаратов: Конспект лекций. - Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. -77 с.

53. Петрищев В. Ф. Элементы теории гироскопа и его применение для управления космическими аппаратами: Учеб. пособие. - Самара: СГАУ, 2004. - 68 с.

54. Перспективы использования космических средств дистанционного зондирования Земли на период до 2010 года в интересах социально-экономического развития субъектов РФ / Г. М. Полищук, Н. Н. Дубовец, А. Ф. Дудкин и др.: Сб.//IV Междунар. конф.-выставка. Малые спутники. Новые технологии. Миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке. (Май 31- июнь 4 2004 г.). Кн. 1, г. Королев Московской обл. - С. 256-263.