

*В. И. КУРЕНКОВ,
В. В. САЛМИН,
А. Г. ПРОХОРОВ*

**МЕТОДИКА ВЫБОРА
ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ
ХАРАКТЕРИСТИК
И КОНСТРУКТИВНОГО ОБЛИКА
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
НАБЛЮДЕНИЯ**

2007



САМАРА

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ
ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА»

В. И. КУРЕНКОВ, В. В. САЛМИН, А. Г. ПРОХОРОВ

МЕТОДИКА ВЫБОРА ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК И КОНСТРУКТИВНОГО ОБЛИКА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАБЛЮДЕНИЯ

*Утверждено Редакционно-издательским советом университета
в качестве учебного пособия*

САМАРА
Издательство СГАУ
2007

УДК 629.78 (075)
ББК 39.62
К 93



**Инновационная образовательная программа
"Развитие центра компетенции и подготовка
специалистов мирового уровня в области аэро-
космических и геоинформационных технологий"**

Рецензенты: зам. ген. конструктора ГНП РКЦ «ЦСКБ - Прогресс»,
д-р техн. наук, проф. С. И. Ткаченко;
канд. техн. наук, доц. А. С. Куреров

К 93 **Куренков В. И.**
МЕТОДИКА ВЫБОРА ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК И КОНСТРУКТИВНОГО ОБЛИКА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАБЛЮДЕНИЯ: учеб. пособие / *В.И. Куренков, В.В. Салмин, А. Г. Прохоров.* – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 160 с. : ил.

ISBN 978-5-7883-0661-2

Рассматриваются общие вопросы проектирования космических аппаратов наблюдения и методы синтеза их проектного облика с учетом заданных показателей целевой эффективности, приведены математические формулировки задач выбора основных проектных характеристик и конструктивного облика. Разработаны математические модели и программное обеспечение для оценки массогабаритных характеристик целевой аппаратуры, бортовых обеспечивающих систем и конструкции космических аппаратов наблюдения. Рассмотрены теоретические вопросы создания проблемно-ориентированных систем проектирования. Проведен анализ компоновочных схем космических аппаратов детального оперативного наблюдения, предложен алгоритм построения конструктивно-компоновочных схем с использованием систем твердотельного моделирования.

Учебное пособие предназначено студентам специальности 160802 «Космические летательные аппараты и разгонные блоки» и специальности 230301 «Моделирование и исследование операций в организационно-технических системах». Оно также может быть полезно специалистам ракетно-космической отрасли.

Подготовлено на кафедре летательных аппаратов.

УДК 629.78 (075)
ББК 39.62

ISBN 978-5-7883-0661-2

© Куренков В. И., Салмин В. В.,
Прохоров А. Г., 2007

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2007

ОГЛАВЛЕНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ	6
ВВЕДЕНИЕ	7
1. ОБЩИЕ ВОПРОСЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАБЛЮДЕНИЯ	8
1.1. Основные требования к космической системе и аппаратам наблюдения	8
1.2. Характеристики космических аппаратов наблюдения	9
1.3. Основные проектные параметры	12
1.4. Тактико-технические требования	12
1.5. Аспекты проектирования космических аппаратов наблюдения	16
1.6. Концепции выбора проектных решений	17
1.7. Структурный и параметрический синтез	18
1.8. Формулировки задач проектирования	20
2. МЕТОДЫ СИНТЕЗА ПРОЕКТНОГО ОБЛИКА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАБЛЮДЕНИЯ С УЧЕТОМ ЗАДАННЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЦЕЛЕВОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ	22
2.1. Анализ влияния требований к показателям целевой эффективности космической системы наблюдения на проектные характеристики космического аппарата	22
2.2. Моделирование функциональных связей между основными проектными параметрами космического аппарата наблюдения и показателями эффективности космической системы	24
2.3. Анализ принципиальной выполнимости тактико-технических характеристик проектируемых космических аппаратов	24
2.4. Методы выбора основных проектных характеристик и синтеза конструктивного облика космического аппарата наблюдения по заданным показателям эффективности космической системы	28
2.5. Метод синтеза основных проектных характеристик и конструктивного облика космического аппарата наблюдения на базе эвристических алгоритмов	29
2.6. Метод выбора основных проектных характеристик и синтеза конструктивного облика космического аппарата наблюдения на основе последовательного "наращивания" составных частей "вокруг" аппаратуры наблюдения	30
2.7. Метод выбора основных проектных характеристик космического аппарата наблюдения на основе создания проблемно-ориентированных автоматизированных систем проектирования	32
2.8. Учет этапов проектирования в моделях для автоматизированного синтеза проектного облика космических аппаратов наблюдения	34
3. ФОРМАЛИЗАЦИЯ ЗАДАЧ ПРОЕКТИРОВАНИЯ	36
3.1. Критерии выбора проектных решений	36
3.1.1. Многокритериальные задачи	36
3.1.2. Сведение многокритериальных задач к однокритериальным	38
3.2. Формулировка задач совершенствования проекта в теоретико-множественной форме	41
3.3. Иерархическая структура критериев синтеза космической системы наблюдения	43
3.4. Формулировки задач проектирования космического аппарата наблюдения как элемента космической системы	47
3.4.1. Исходные данные и их формализованное описание	47
3.4.2. Математические формулировки задач проектирования	48
3.5. Формулировки задач проектирования космического аппарата наблюдения с учетом требований эффективности	51

3.6. Частные критерии эффективности космических аппаратов наблюдения	53
3.7. Формулировки задач проектирования космического аппарата наблюдения по частным критериям эффективности	56
4. МОДЕЛИ ДЛЯ ОЦЕНКИ МАССОГАБАРИТНЫХ, ИНЕРЦИОННЫХ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАБЛЮДЕНИЯ	58
4.1. Модели для оценки характеристик целевой аппаратуры	58
4.1.1. Модели для оценки характеристик оптико-электронного телескопического комплекса	58
4.1.2. Расчет характеристик системы приема и преобразования информации	62
4.1.3. Расчет характеристик высокоскоростной радиолинии	63
4.1.4. Расчет характеристик прочих элементов целевой аппаратуры	63
4.1.5. Расчет характеристик целевой аппаратуры в целом	64
4.2. Модели для оценки характеристик бортового комплекса управления	64
4.2.1. Модели для оценки характеристик силового гироскопического комплекса	65
4.2.2. Расчет характеристик системы сброса кинетического момента	71
4.2.3. Расчет характеристик других составных частей бортового комплекса управления	71
4.3. Математические модели для оценки характеристик системы обеспечения теплового режима	72
4.3.1. Расчет массогабаритных характеристик пассивной части системы обеспечения теплового режима	73
4.3.2. Расчет массогабаритных характеристик системы терморегулирования	74
4.3.3. Расчет массогабаритных и энергетических характеристик системы терморегулирования с учетом составных частей	75
4.4. Математические модели для оценки массогабаритных характеристик системы электропитания	82
4.5. Математические модели для оценки массогабаритных характеристик комплексной двигательной установки	87
4.5.1. Определение характеристической скорости космического аппарата при выполнении динамических маневров	88
4.5.2. Определение массогабаритных характеристик комплексной двигательной установки	93
4.5.3. Определение приведенных моментов инерции комплексной двигательной установки	95
4.6. Модели для оценки массогабаритных характеристик конструкции космического аппарата	96
4.7. Модели для оценки массогабаритных характеристик антенно-фидерных устройств, кабельной сети и бортового радиокомплекса	97
5. ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДЛЯ ВЫБОРА ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАБЛЮДЕНИЯ	98
5.1. Основные сведения о программном обеспечении	98
5.2. Пользовательский интерфейс программного обеспечения	100
6. МЕТОДИЧЕСКИЕ ВОПРОСЫ СОЗДАНИЯ ПРОБЛЕМНО-ОРИЕНТИРОВАННЫХ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ ПРОЕКТИРОВАНИЯ	104
6.1. Постановка задач моделирования при разработке проблемно-ориентированных автоматизированных систем проектирования	104
6.1.1. Основные определения	104

6.1.2. Понятие корректности и разрешимости задачи на вычислительной модели	105
6.1.3. Понятие проблемно-ориентированной системы проектирования.....	106
6.2. Планирование вычислений на явных моделях.....	106
6.2.1. Постановка задачи	106
6.2.2. Понятия схемы отношений и операторной схемы модели	107
6.2.3. Алгоритм "поиска в глубину"	109
6.2.4. Алгоритм "поиска в ширину"	110
6.2.5. Нахождение схемы решения задачи	112
7. РЕАЛИЗАЦИЯ ПРОБЛЕМНО-ОРИЕНТИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ВЫБОРА ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК БОРТОВЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ.....	115
7.1. Описание программной части проблемно-ориентированной системы выбора основных проектных характеристик.....	115
7.2. Тестовый пример	121
8. КОМПОНОВКА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАБЛЮДЕНИЯ	129
8.1. Базовая система координат космического аппарата и типовые схемы установки аппаратуры наблюдения	129
8.2. Компоновочные схемы космических аппаратов детального оперативного наблюдения	132
8.2.1. Оптические схемы зеркальных телескопов.....	132
8.2.2. Общий вид космических аппаратов детального оперативного наблюдения	134
8.2.3. Конструктивные схемы и основные проектные характеристики телескопических комплексов	140
8.2.4. Схемы размещения элементов высокоскоростной радиолинии.....	141
8.2.5. Компоновочные схемы комплексных двигательных установок	142
8.2.6. Схемы установки и размещения элементов системы электропитания	144
8.2.7. Схемы размещения элементов системы терморегулирования	146
8.2.8. Схемы размещения элементов системы управления движением.....	147
8.2.9. Схемы размещения элементов бортового комплекса управления	149
8.3. Перспективы совершенствования космических аппаратов наблюдения.....	149
8.4. Синтез конструктивно-компоновочных схем космических аппаратов наблюдения с использованием систем твердотельного моделирования	152
8.4.1. Алгоритм синтеза конструктивно-компоновочных схем космических аппаратов наблюдения	152
8.4.2. Иллюстрация процесса синтеза конструктивно-компоновочной схемы космического аппарата наблюдения	154
8.4.3. Пример разработки компоновочных схем реального космического аппарата наблюдения в системе твердотельного моделирования.....	158
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	160
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	161

ПРЕДИСЛОВИЕ

Настоящее учебное пособие является первой частью комплекса учебных пособий под общим названием «Основы проектирования малых космических аппаратов научного и образовательного назначения».

Учебное пособие предназначено студентам специальности 160802 «Космические летательные аппараты и разгонные блоки» и специальности 230301 «Моделирование и исследование операций в организационно-технических системах». Может быть использовано при изучении теоретического материала, при выполнении курсовых и дипломных проектов по дисциплинам данных специальностей.

При рассмотрении материала настоящего учебного пособия предполагается, что читатель знаком с основами устройств и целевого функционирования космических аппаратов наблюдения. Тем, кто желает повторить этот материал или изучить его вновь, рекомендуется обратиться к учебному пособию «Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения» авторов В. И. Куренкова, В. В. Салмина и Б. А. Абрамова [1].

Материал данного пособия может быть полезен студентам специальности 160801 «Ракетостроение» при изучении курсов «Проектирование летательных аппаратов и комплексов» и «Автоматизация проектирования и конструирования летательных аппаратов».

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

Учебное пособие может быть полезно специалистам ракетно-космической отрасли.

Авторы выражают благодарность рецензентам: заместителю Генерального конструктора ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» профессору С. И. Ткаченко и доценту кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов А. С. Кучерову за ценные замечания и рекомендации, которые были учтены при подготовке рукописи к изданию.

ВВЕДЕНИЕ

Создание космических аппаратов наблюдения – сложный, длительный и трудоемкий процесс, начинающийся с момента появления замысла о необходимости создания нового аппарата, включающий разработку тактико-технических требований, эскизное проектирование, разработку рабочей документации, изготовление опытных образцов, различные виды испытаний, организацию серийного изготовления, проведение работ в эксплуатирующей организации и авторское сопровождение. Все эти вопросы в той или иной степени отражены в учебных планах специальности 160802 «Космические летательные аппараты и разгонные блоки».

Вопросы создания космических аппаратов наблюдения тесно связаны с вопросами моделирования целевого функционирования космической системы наблюдения, так как космические аппараты представляют собой элементы сложных технических систем и их создание рассматривается с позиций системного подхода. Эти вопросы в той или иной степени отражены в учебных планах специальности 230301 «Моделирование и исследование операций в организационно-технических системах».

В учебном пособии рассмотрены методологические вопросы проектирования космических систем и аппаратов наблюдения, приведены технические и математические формулировки задач выбора основных проектных характеристик и конструктивного облика космических аппаратов наблюдения с учетом заданных показателей эффективности космической системы наблюдения.

Разработаны математические модели для оценки массогабаритных характеристик целевой аппаратуры, бортовых обеспечивающих систем и конструкции космического аппарата наблюдения. Приведен алгоритм синтеза массогабаритных и энергетических характеристик космического аппарата наблюдения.

Разработано программное обеспечение для синтеза массогабаритных и энергетических характеристик космических аппаратов наблюдения, которое может быть использовано на начальных стадиях проектирования. Программное обеспечение может быть использовано при выполнении курсовых проектов и дипломном проектировании.

Рассмотрены теоретические вопросы создания проблемно-ориентированных систем проектирования. Разработано программное обеспечение, позволяющее использовать различные наборы входных и выходных параметров, определять корректность постановок задач выбора основных проектных характеристик бортовых систем космических аппаратов наблюдения и решать эти задачи.

Проведен анализ компоновочных схем космических аппаратов детального оперативного наблюдения. Предложен алгоритм построения конструктивно-компоновочных схем космических аппаратов с использованием систем твердотельного моделирования.

1. ОБЩИЕ ВОПРОСЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАБЛЮДЕНИЯ

1.1. Основные требования к космической системе и аппаратам наблюдения

Космические аппараты (КА) наблюдения разрабатываются в соответствии с тактико-техническими заданиями (ТТЗ), в которых определены тактико-технические характеристики (ТТХ) КА. Эти характеристики определяются по результатам проектирования космической системы (КС) наблюдения, в которой космический аппарат рассматривается как один из элементов системы.

В настоящем учебном пособии в основном рассматриваются вопросы выбора основных проектных характеристик и конструктивного облика космических аппаратов наблюдения. Вопросы, связанные с проектированием космической системы, затрагиваются лишь в той степени, которая необходима для понимания логики проектирования.

Кроме того, если в космической системе наблюдения используется один космический аппарат наблюдения, то тактико-технические требования к космическим аппаратам наблюдения во многом совпадают с тактико-техническими требованиями к космической системе.

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

- требования, связанные с экономическими вопросами и сроками разработки;

- 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 спектральным диапазонам наблюдения;
- требования к режимам съемки (объектовая, маршрутная, площадная, стереосъемка и др.);

- требования к детальности (разрешению на местности или пространственной разрешающей способности);
- требования к периодичности наблюдения;
- требования к оперативности доставки информации;
- требования к производительности системы (или космического аппарата наблюдения);
- требования по размерам кадра (ширины полосы захвата);
- требования по размерам ширины полосы обзора;
- требования по точности привязки снимка к геодезическим координатам поверхности Земли;
- требования к продолжительности хранения снимка в бортовом запоминающем устройстве КА (характеристики старения информации);
- требования к точности ориентации оптической оси аппаратуры наблюдения на снимаемый объект;
- требования к сроку активного существования космического аппарата наблюдения и др..

Требования к летно-техническим характеристикам включают:

- требования к количеству космических аппаратов в системе;
- требования к параметрам орбит космических аппаратов с учетом взаимного расположения орбит в пространстве и сдвига по времени пролета аргумента перигея орбиты каждым аппаратом и т.п.

1.2. Характеристики космических аппаратов наблюдения

Характеристики космических аппаратов наблюдения, по сути дела, конкретизируют требования к космической системе наблюдения и развивают их применительно к конкретному аппарату.

Характеристики космических аппаратов наблюдения можно разделить условно на следующие группы:

- целевые;
- летно-технические;
- массогабаритные и энергетические;
- критериальные.

Целевые характеристики

Приведем лишь те целевые характеристики, которые в наибольшей степени влияют на проектный облик космического аппарата:

- показатели детальности;
- показатели периодичности наблюдения объектов;
- показатели оперативности получения видеoinформации;
- показатели производительности КА наблюдения;
- размеры ширины полосы захвата;
- размеры ширины полосы обзора;
- срок активного существования.

Более подробно об этих и других целевых характеристиках космических аппаратов наблюдения можно прочитать в учебном пособии [1].

Летно-технические характеристики

К *основным летно-техническим* характеристикам космических аппаратов наблюдения относят:

- параметры орбиты;
- координаты нахождения КА (на орбите) в любой заданный момент времени;
- характеристики стабильности орбиты (изменения ее параметров во времени).

В этой связи предъявляются особые требования к точности выведения КА ракетой-носителем в заданную точку пространства по высотам, вектору скорости и времени.

К *частным летно-техническим* характеристикам КА наблюдения относят:

- предельные углы отклонения оси оптической аппаратуры наблюдения от направления в надиr при проведении съемок;
- углы тангажа, крена и рыскания в процессе отработки маршрута съемки;
- скорость углового перемещения корпуса КА или целевой аппаратуры при перенацеливании с отснятого объекта наблюдения на следующий объект и др..

Характеристики, связанные с динамикой полета космического аппарата и ракеты-носителя, иногда называют *проектно-баллистическими параметрами*.

Массогабаритные и энергетические характеристики

К *основным массогабаритным и энергетическим* характеристикам космического аппарата относят:

- массу космических аппаратов;
- габариты космических аппаратов;
- мощность системы электропитания;
- массогабаритные и энергетические характеристики других составных частей космического аппарата наблюдения.
- тягу корректирующего двигателя комплексной двигательной установки и др.

К *частным массогабаритным и энергетическим* характеристикам космических аппаратов относят:

- энергетические возможности топлива комплексной двигательной установки (удельный импульс);
- массу окислителя и горючего в баках;
- массу конструкции каждой составной части КА.

При более детальном проектировании могут рассматриваться массогабаритные характеристики составных частей КА (отсека целевой аппаратуры, приборного отсека, агрегатного отсека и пр.).

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 грузоподъ-

емностью ракеты, и его габаритам, определяемым размерами головного обтекателя.

Критериальные характеристики

К *обобщенным критериальным характеристикам* (или показателям) КА наблюдения относят характеристики, с помощью которых производится выбор лучшего варианта из представленных альтернативных вариантов КА, предлагаемых к разработке или модернизации. К таким характеристикам относят:

- экономическую эффективность создания КА наблюдения;
- стоимость создания КА;
- доход от эксплуатации космического аппарата наблюдения.

К *основным критериальным характеристикам* относят:

- степень влияния используемого топлива на экологию;
- стоимость проектных работ по созданию КА;
- стоимость создания опытных образцов;
- стоимость проведения наземных автономных, комплексных испытаний;
- стоимость проведения летных испытаний;
- стоимость постановки КА на эксплуатацию;
- стоимость серийного производства КА и т.п.

Частные показатели эффективности

В настоящее время стоимостные показатели и методики расчета этих показателей являются коммерческой тайной каждой из ракетно-космических фирм и потому серьезные материалы по этой теме в открытой литературе не приводятся. Однако вместо стоимостных показателей можно использовать некоторые частные показатели эффективности КА. Такое возможно, если, например, установлено, что с уменьшением основного критериального показателя также монотонно уменьшается или возрастает значение частного показателя эффективности.

К частным критериальным характеристикам КА наблюдения можно отнести:

- массу КА при заданных целевых показателях эффективности (чем меньше масса, тем, как правило, меньше стоимость разработки КА, испытаний, производства и расходы на эксплуатацию);
- среднюю плотность компоновки КА (чем больше значение плотности компоновки КА, тем меньше его габариты и, как правило, меньше масса конструкции космического аппарата и КА в целом);
- запас характеристической скорости КА, которую может обеспечить маршевый двигатель комплексной двигательной установкой (КДУ) при фиксированной массе и полностью заправленных топливных баках (чем больше характеристическая скорость, тем КА может совершить большее количество маневров или более продолжительное время функционировать на орбите по целевому назначению);
- энергопотребление бортовых систем (чем меньше мощность электрических систем, тем меньше масса системы электропитания) и др.

Для составных частей КА в качестве частных критериев эффективности можно использовать массу и габариты отсека целевой аппаратуры, приборного отсека, агрегатного отсека, комплексной двигательной установки и энергопотребление отдельных бортовых систем.

1.3. Основные проектные параметры

Из большого числа массогабаритных, энергетических и других проектных характеристик космического аппарата всегда можно выделить ограниченное число характеристик, обеспечение которых гарантирует выполнение летно-технических характеристик независимо от влияния других, менее значимых характеристик. Такие характеристики, если они варьируются в процессе поиска оптимальных характеристик, принято называть основными проектными параметрами.

Использование основных проектных параметров сводит к минимуму количество варьируемых переменных на начальных этапах проектирования и позволяет вырваться из так называемого замкнутого круга неопределенности, когда многие проектные характеристики еще не определены.

Для выбора основных проектных параметров КА необходимо установить связь между летно-техническими параметрами КА, задаваемыми тактико-техническими требованиями, и проектно-баллистическими параметрами. Затем провести исследования по чувствительности отдельных проектных параметров, измеряемой отношением изменения выходного параметра к изменению входного. Если чувствительность каких-либо параметров мала, то их можно исключить из основных проектных параметров. В результате остаются основные проектные параметры, которые в наибольшей степени определяют проектный облик КА и гарантируют выполнение целевых характеристик.

1.4. Тактико-технические требования

Тактико-технические требования (ТТТ) приводятся в тактико-техническом задании (ТТЗ) на разработку космического аппарата. Структура тактико-технических требований на разработку конкретного КА должна соответствовать документу «Общие технические требования» (ОТТ). Этот документ представлен в специальной нормативной документации ракетно-космической отрасли.

Ниже приведен перечень основных требований, которые в соответствии с ОТТ должны быть отражены при составлении ТТТ на конкретный космический аппарат. Это требования:

- по назначению;
- по радиоэлектронной защите;
- по живучести и стойкости к внешним воздействиям;
- к надежности;
- к эргономике и технической эстетике;
- к эксплуатации, удобству технического обслуживания, ремонту и хранению;

- к транспортабельности;
- к безопасности;
- к стандартизации и унификации;
- к технологичности;
- конструктивные требования;
- технико-экономические требования;
- по видам обеспечения;
- к составным частям КА;
- к сырью, материалам и комплектующим;
- к консервации и упаковке КА.

Кроме того, в ТТГ приводятся ссылки на конкретные документы (с номерами и датами), подтверждающие те или иные требования или решения.

Достаточно большой опыт, накопленный в области проектирования, производства и эксплуатации КА, обсуждается в нормативных документах ракетно-космической отрасли, справочной, монографической литературе, учебниках и учебных пособиях. В них излагается положительный опыт создания космических аппаратов и имеют своей целью помочь разработчикам космической техники избежать ошибок, которые были совершены более ранним поколением создателей КА.

Для учебных курсовых и дипломных проектов допускается составлять ТТГ в упрощенной форме в виде одной таблицы. Форма такой таблицы с некоторыми пунктами ТТГ приведена ниже. Во второй графе таблицы должны быть приведены ссылки на нормативные документы отрасли или принятые решения комиссий различных уровней по каждому конкретному пункту ТТГ. При выполнении учебного курсового проекта допускается упрощенное обоснование, как это показано в табл. 1.1.

Таблица 1.1. Тактико-технические требования

Наименование пунктов	Обоснование
1. Требования по назначению	
1.1. Тип КА – космический аппарат детального оперативного наблюдения	ТТЗ на разработку КСН
1.2. Назначение - контроль чрезвычайных ситуаций	ТТЗ на разработку КСН
1.3. Целевые характеристики: детальность - 2 м; периодичность - не менее 24 часов; оперативность - не более 2 часов; производительность - не менее 20 объект./вит. ширина полосы захвата - 10 км; ширина полосы обзора - 1000 км; срок активного существования - 5 лет	ТТЗ на разработку КСН
1.4. Параметры орбиты: - высота в перигентре - 530 км; - высота в апоцентре - 530 км; - угол наклона орбиты - 98,2 град.	ТТЗ на разработку КСН
1.5. Масса космического аппарата 900 кг	ТТЗ на разработку КСН
1.6. Запуск на РН - «Союз» попутно с др. КА	ТТЗ на разработку КСН

2. Требования к надежности	
2.1. Вероятность безотказной работы - не ниже 0,99 с доверительной вероятностью 0,9	Результаты расчетов по нормированию надежности
3. Требования к эксплуатации, удобству технического обслуживания, ремонту и хранению	
3.1. Пуск КА производить с космодрома Байконур ракетой-носителем «Союз»	Решение Генерального конструктора

Продолжение табл. 1.1

Наименование пунктов	Обоснование
3.2. Диапазон температур при пуске: от -40 до +40 С°	Требования ОТГ в части эксплуатации
3.3. Относительная влажность при пуске: от 30 до 90 %.	Требования ОТГ в части эксплуатации
3.4. Наибольшая скорость ветра при пуске - не более 15 м/с	Требования ОТГ в части эксплуатации
3.5. Сборку КА с космическим разгонным блоком проводить на технической позиции	Опыт эксплуатации
3.6. Обеспечить подход к блокам оборудования без расстыковки с разгонным блоком	Требования ОТГ в части удобства обслуживания
3.7. Допустима расстыковка КА с разгонным блоком для замены приборов и агрегатов	Требования ОТГ в части удобства обслуживания
3.8. Цикл проверки КА и подготовки к вывозу из МИК - не более 10 суток	Требования ОТГ в части хранения
3.9. Хранение КА в состыкованном состоянии - не более 30 суток	Требования ОТГ в части хранения
3.10. Заправку КА проводить на отдельной станции совместно с разгонным блоком	Криогенные компоненты топлива
3.11. Время на приведение КА в готовность к запуску на стартовом комплексе - не более 1 сут.	Опыт эксплуатации
3.12. Относительная влажность при хранении: от 30 до 90 %	Требования ОТГ в части хранения
3.13. Хранение КА - в специальном контейнере	Требования ОТГ в части хранения
3.14. Длительное хранение КА осуществлять в специальном хранилище	Требования ОТГ в части хранения
3.15. Допустимо хранение КА в течение 5 лет	Требования ОТГ в части хранения
3.16. Диапазон температур при хранении: от +5 до +30 С°	Требования ОТГ в части хранения
3.17. Время хранения КА с разгонным блоком в заправленном состоянии - не более 3 суток	Криогенные компоненты топлива
4. Требования к транспортабельности	
4.1. Транспортировка КА ж/д транспортом в специальном контейнере и специальном вагоне	Низкая стоимость и надежность транспортировки .
4.2. Диапазон температур при транспортировке: от -40 до +40 С°	Требования ОТГ в части транспортабельности
4.3. Относительная влажность при транспортировке: от 30 до 90 %	Требования ОТГ в части транспортабельности
5. Требования к безопасности	

5.1. Обеспечить безопасность при изготовлении деталей, узлов КА в целом	Требования БЖД
5.2. Обеспечить безопасность при транспортировке	Требования ОТТ в части БЖД при транспортировке
5.3. Обеспечить безопасность при сборке КА	Требования БЖД
5.4. Обеспечить безопасность при заправке КА топливом	Требования ОТТ в части БЖД

Окончание табл. 1.1

Наименование пунктов	Обоснование
5.5. Обеспечить безопасность при различного рода проверках КА	Требования ОТТ в части БЖД
6. Требования к стандартизации и унификации	
Обеспечить взаимозаменяемость деталей, узлов и отсеков	Обеспечение ремонтпригодности
7. Требования к технологичности	
7.1. Использовать проверенные технологии	Требования ОТТ в части технологичности
7.2. Освоить новые технологии изготовления тепловых труб для системы СТР	Требования ОТТ в части технологичности
8. Конструктивные требования	
8.1. Оптическая ось аппаратуры наблюдения совпадает с осью базовой платформы	Решение Генерального конструктора.
8.2. Длина КА - не более 3 м	Результаты расчета
8.3. Максимальный диаметр КА - 1,5 м	Результаты расчета
8.4. Обеспечить прочность КА при коэффициенте безопасности: - для баков 1,5; - для баллонов 2,0; - для сухих отсеков 1,2; - для ответственных элементов и узлов 1,8	Требования ОТТ в части конструктивных требований по прочности
8.5. Двигатели на жидком топливе	Обеспечение точности отработки импульсов по скорости
8.6. Топливо: горючее - НДМГ; окислитель - азотный тетраоксид	Опыт эксплуатации. Низкая стоимость
8.7. Баки КДУ должны быть герметичными. При проверке герметичности допустимо: натекание не более $2 \cdot 10^{-7}$ Вт [46]	Требования нормативно-технической документации на герметичность баков
8.8. Для герметичных отсеков применять высокопрочные свариваемые алюминиевые сплавы	Высокая прочность
8.9. Для негерметичных отсеков допускается применение композиционных материалов	Низкая удельная масса
8.10. Негерметичные отсеки КА и стыки должны быть пыле- влагонепроницаемы	Требования ОТТ
9. Техничко-экономические требования	
9.1. Предусмотреть изготовление в серийном производстве. Объем производства 2 шт. в год	Результаты маркетинговых исследований рынка
9.2. Предусмотреть изготовление КА на универсальном оборудовании	Низкая стоимость
9.3. Допустимо использование в производстве	Решение главного технолога

уникального оборудования	
10. Требования к составным частям КА	
10.1. Бортовой комплекс управления на базе использования БЦВМ	Малая масса. Расширенные возможности
11. Требования к сырью, материалам и комплектующим	
11.1. Применять только материалы отечественного производства	Независимость от иностранных производителей

1.5. Аспекты проектирования космических аппаратов наблюдения

Проектирование космического аппарата включает различные аспекты. Например, космический аппарат можно рассматривать:

- как информационную систему (включая информацию о состоянии бортовых систем);

- как динамический объект управления (в процессе проведения целевой работы и в процессе всего срока активного существования);

- как объект получения целевого эффекта;

- как систему механических конструкций, в которой (или на которой) необходимо разместить целевую аппаратуру, обеспечивающие бортовые системы и их элементы;

- как комплекс бортовых систем, влияющих на работу друг друга;

- как объект защиты от противодействия и др.

Облик космического аппарата будет зависеть от того, какой аспект проектирования выбран на верхнем иерархическом уровне. Некоторые из вопросов проектирования космических аппаратов наблюдения, касающихся этих аспектов, рассмотрены в работах [2, 5, 13 - 21, 27, 28] и др.

В данной работе в качестве основного выбран подход к проектированию КА наблюдения как объекта получения целевого эффекта. Все остальные подходы используются на более низких уровнях иерархии создания КА наблюдения.

В некоторых из приведенных источников термины, связанные с эффективностью, не всегда совпадают. Поэтому приведем термины и определения, относящиеся к эффективности космических аппаратов наблюдения, используемые в данной работе.

Комплексный показатель эффективности – это показатель, характеризующий в какой-то степени все или несколько из основных показателей эффективности. Он получается на основе объективной или субъективной свертки основных показателей в один комплексный показатель.

Частные показатели эффективности используются для оценки функционирования отдельных бортовых систем или выполнения частных задач в операции.

Определяющие параметры – параметры, характеризующие работу системы, которые существенно влияют на показатели качества и эффективности космической системы. Иногда такие параметры называют *основными проектными*.

Критерий (выбора или предпочтения) – однозначно определенное правило, с помощью которого выбирается предпочтительный вариант системы.

При исследовании эффективности сложных технических систем обычно выделяют проблему оценки эффективности и проблему выбора рационального способа действия (выбора стратегий).

1.6. Концепции выбора проектных решений

Согласно данным работы [13] существуют три концепции рационального поведения систем: пригодности, оптимизации и адаптивизации.

Согласно концепции *пригодности* рациональным считается решение, при котором выбранный показатель эффективности принимает значение не ниже некоторого приемлемого.

Согласно концепции *оптимизации* рациональным считается решение, при котором выбранный показатель эффективности принимает максимальное (или минимальное) значение. Использовать концепцию оптимизации можно, если показатель эффективности есть скаляр. Если же показатели эффективности представлены в векторном виде, то можно говорить о *рациональных* проектных решениях, параметры которых принадлежат так называемому множеству Парето.

Напомним, что принадлежность проектных параметров множеству Парето означает, что улучшение хотя бы одного из показателей эффективности проектируемой системы возможно только за счет ухудшения других показателей эффективности той же системы (или ухудшения хотя бы одного показателя).

Существует несколько типов критериев оптимальности:

- *наибольшего (наименьшего) результата;*
- *наибольшего (наименьшего) среднего результата;*
- *наибольшего (наименьшего) гарантированного результата* и т.п.

Согласно концепции *адаптивизации* при поиске рациональных решений следует учитывать свойства сложной технической системы (или ее отдельных подсистем) подстраиваться (приспосабливаться) к процессу проведения операции, к условиям эксплуатации, к изменившейся функциональной структуре сложной технической системы после отказа и восстановления работоспособного состояния и т.п. Приведем здесь лишь некоторые направления совершенствования космических систем и аппаратов наблюдения с применением концепции адаптивизации:

- автоматическая фокусировка оптических приборов;
- автоматическая ориентация солнечных батарей на Солнце в период отсутствия целевой работы космического аппарата;
- выбор схемы динамического поведения космического аппарата при съемке цели для уменьшения так называемого «смаза» изображения;
- выбор порядка съемки целей на борту космического аппарата средствами КА из условия максимальной производительности космической системы;
- автоматическое распознавание отказов блоков аппаратуры и элементов бортовых систем средствами космического аппарата и перевод на резервные и др.

1.7. Структурный и параметрический синтез

При проектировании сложных объектов принято различать задачи структурного и параметрического синтеза.

Структурный синтез предполагает, как это следует из названия термина, выбор структуры системы, например, разработку конструктивно-компоновочной схемы, состава бортовых систем, принципов работы отдельных приборов, типа резервирования и т.п.

Параметрический синтез предполагает выбор значений проектных параметров системы, когда известна структура системы или изделия и необходимо подобрать наилучшие в некотором смысле значения проектных параметров проектируемой системы, например, массы отдельных бортовых систем, размеров солнечных батарей и т.п.

На рис. 1.1 представлена структурная схема типового космического аппарата наблюдения.

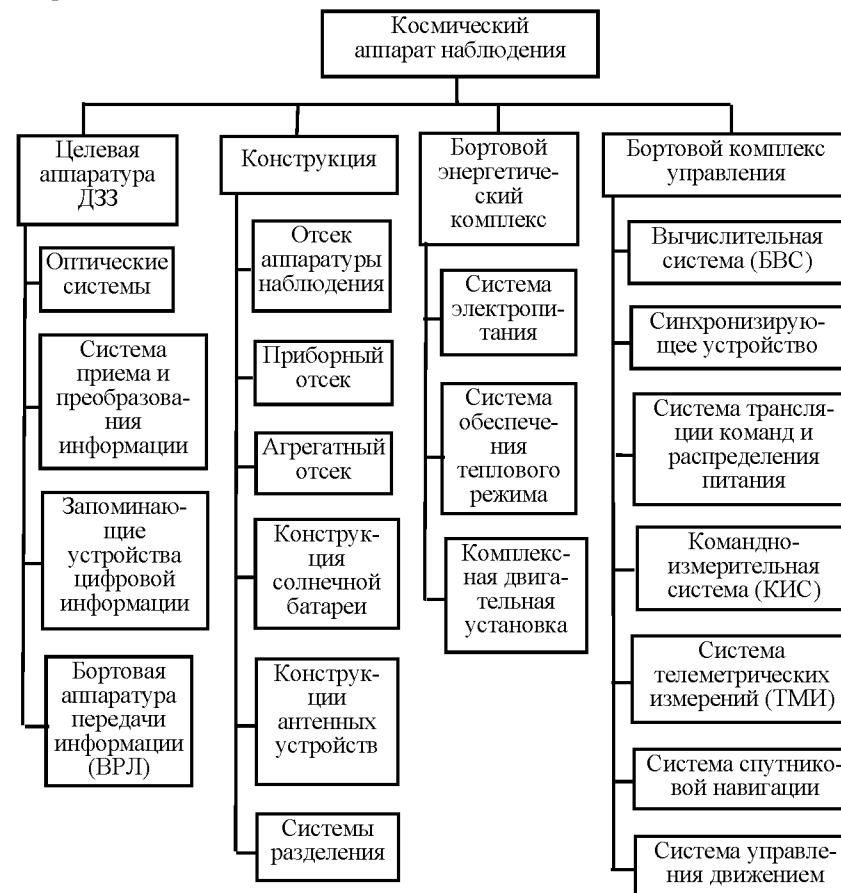


Рис. 1.1. Структура космического аппарата наблюдения

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 видеoinформации) 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 аппарата.

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 агрегатный отсеки, панели солнечной батареи, антенные устройства, конструктивные элементы системы разделения.

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).

Представленные на рисунке составные части космического аппарата имеют свою структуру. В качестве примера на рис. 1.2 показана структурная схема системы управления движением (СУД).

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

В состав системы управления движением типового космического аппарата наблюдения входят:

- датчик ориентации;

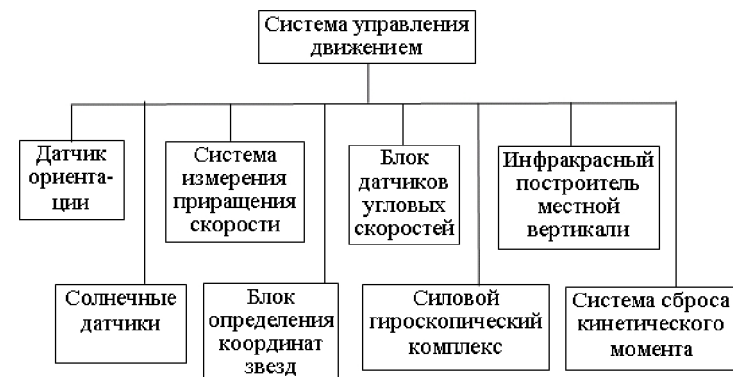


Рис. 1.2. Структура системы управления движением

- 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.

Более полные сведения о составе бортовых систем и конструкции типовых КА детального и оперативного наблюдения представлены в учебном пособии [1].

1.8. Формулировки задач проектирования

В теории и практике проектирования сложных технических систем существуют технические и математические постановки задач проектирования.

Технические постановки задач проектирования выражаются в словесной форме и являются, по сути дела, отражением интуитивных направлений работ проектанта при улучшении проекта. Причем интуиция базируется на большом опыте проведения подобных работ.

Примером технической постановки задачи может быть следующая постановка: найти вектор проектных параметров космической системы, обеспечивающих ее показатели эффективности не ниже требуемых, при заданных условиях внешней среды, стратегии применения и удовлетворении имеющихся ограничений.

Математические постановки задач могут приводиться:

- в обобщенной форме, например с позиций теории множеств;
- в форме основных положений с учетом построения частных моделей на дальнейших этапах проектирования;

- в форме конкретных задач с известными функциональными связями, например в форме задач математического программирования.

Математические постановки задач, представленные в обобщенной форме, используются, как правило, при обсуждении концепций проектирования и выявления особенностей подходов в методологическом плане. Пример постановки задачи проектирования в такой форме приведен в подразделе 3.2 «Формулировка задач совершенствования проекта в теоретико-множественной форме».

Математические постановки задач, представленные в форме основных положений, рассматриваются при анализе принципиальной возможности получения решения, при условии наличия конкретных взаимосвязей между исследуемыми параметрами. В этом случае, как правило, указываются пути получения частных моделей или их взаимосвязей: на основе статистических данных, на основе разработки физических моделей функционирования и пр. Например, для связи проектных характеристик космического аппарата наблюдения с целевыми показателями эффективности космической системы необходимо провести моделирование целевого функционирования космической системы и осуществить разработку программного обеспечения. Кроме того, такие постановки задач позволяют более четко выявить структуру общих и частных задач проектирования и наметить кратчайшие пути достижения цели проектирования, а иногда и выявить методические ошибки проектирования.

Математические постановки задач, представленные в форме конкретных задач с известными функциональными связями, можно непосредственно использовать для автоматизации проектных работ. Причем функциональные связи в этих задачах могут быть выражены простыми функциями, сложными математическими зависимостями, определяться по сложному алгоритму с применением программного обеспечения. Примером таких функциональных связей могут служить математические модели или программное обеспечение для оценки влияния проектных параметров космического аппарата наблюдения на целевые показатели космической системы наблюдения [1].

Однако не все типы задач проектирования удается формализовать и представить в виде математической постановки задачи. Труднее всего формализовать задачи структурного синтеза. Например, разработка конструктивно-компоновочной схемы космического аппарата на уровне отсеков или определение состава бортовых систем космического аппарата не поддается формализации, тогда как компоновка приборного отсека КА может быть формализована [9]. Поэтому для неформализуемых задач структурного синтеза используются технические постановки задач, а решаются они на основе творческих подходов. Задачи параметрического синтеза, как правило, удается формализовать, и в этом случае используются математические постановки задач выбора проектных решений.

2. МЕТОДЫ СИНТЕЗА ПРОЕКТНОГО ОБЛИКА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАБЛЮДЕНИЯ С УЧЕТОМ ЗАДАНЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЦЕЛЕВОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ

2.1. Анализ влияния требований к показателям целевой эффективности космической системы наблюдения на проектные характеристики космического аппарата

Анализируя влияние требований к показателям эффективности космической системы наблюдения (периодичности наблюдения заданных районов, оперативности доставки видеoinформации на Землю, детальности наблюдения, производительности КА при съемке целей и срока активного существования КА) на проектные характеристики и конструктивно-компоновочную схему КА, можно сделать следующие выводы.

Показатели *периодичности* наблюдения в основном определяются параметрами орбит и углом наклона линии визирования оптико-электронного телескопического комплекса относительно надира.

Заданные показатели периодичности влияют на проектный облик КА в части назначения максимальных углов тангажа и крена при реализации программных разворотов.

Заданные показатели периодичности наблюдения также оказывают относительно небольшое влияние на проектный облик системы электропитания. Это влияние объясняется тем, что с увеличением высоты орбиты снижается время между съемками одного и того же объекта наблюдения и возрастает средневитковая мощность системы электропитания.

Показатели *оперативности* доставки целевой информации на Землю в основном определяются также параметрами орбит и расположением пунктов приема видеoinформации на поверхности Земли. Эти показатели эффективности могут влиять на некоторые проектные характеристики КА наблюдения при следующих условиях.

Если время передачи накопленной видеoinформации значительно меньше времени нахождения спутника в зоне радиовидимости наземного пункта приема информации, то этим влиянием можно пренебречь.

Если время передачи накопленной видеoinформации сопоставимо с временем нахождения спутника в зоне радиовидимости наземного пункта приема информации или больше этого времени, то требуется либо увеличивать количество наземных пунктов приема или осуществлять передачу видеоданных через спутник ретранслятор, либо требуется увеличить массогабаритные и энергетические характеристики аппаратуры передачи информации при заданной удельной скорости передачи информации (скорость передачи, деленная на единицу массы оборудования) и, следовательно, увеличивать мощность системы электропитания. Таким образом, в этом случае показатели оперативности доставки информации влияют на проектные характеристики КА наблюдения. Они также влияют и на его конструктивно-компоновочную схему. Это влияние проявляется в том, что от расположения антенн высокоскоростной радиолинии на корпусе КА и степени их затенения элементами конструкции КА, а также от количества этих антенн существенно зависит оперативность доставки информации на Землю.

Показатели *детальности* в наибольшей степени влияют на облик КА наблюдения и его проектные характеристики. Это влияние объясняется следующим обстоятельством. Чем большее разрешение оптико-электронного телескопического комплекса (ОЭТК) требуется, тем большие габариты, масса и мощность электропотребления ОЭТК необходимы для конструктивной реализации телескопического комплекса. Следовательно, также требуется большая масса обеспечивающих систем КА наблюдения. Поэтому масса, габариты и энергопотребление КА с увеличением разрешения значительно растут.

Показатели *производительности* космической системы, как упоминалось выше, также существенно влияют на проектные характеристики и облик КА наблюдения. Это влияние происходит по следующей причине.

Во-первых, для увеличения производительности КА необходимо повысить его динамические характеристики, а именно, повысить угловую скорость перекачки оптической оси ОЭТК с одного объекта наблюдения на другой. Для этого необходимо устанавливать более мощный силовой гироскопический комплекс и, следовательно, увеличивать массу системы электропитания, массу конструкции и т.д.

Во-вторых, увеличение производительности КА приводит к необходимости увеличения скорости обработки информации на борту КА и увеличения скорости передачи информации на Землю, что, в свою очередь, приводит к необходимости увеличения массы, габаритов и энергопотребления блоков системы запоминания, кодировки, шифровки и передачи видеoinформации. Все это «тянет» за собой необходимость увеличения массы, габаритов и энергопотребления обеспечивающих систем и массы конструкции космического аппарата.

Показатель *срока активного существования* космического аппарата наблюдения определяется, с одной стороны, степенью надежности бортовых систем и конструкции КА, а с другой стороны, степенью обеспеченности расходуемыми ресурсами.

Степень надежности бортовой аппаратуры КА обеспечивается не только степенью надежности отдельных элементов, но и резервированием блоков аппаратуры, что влечет за собой увеличение массы бортовых систем с резервируемыми приборными блоками, что также влечет увеличение массы обеспечивающих систем. Кроме того, масса обеспечивающих систем также может зависеть от срока активного существования КА. Например, в процессе длительного полета КА происходит постоянная деградация элементов солнечной батареи и мощность системы электропитания постепенно снижается. В этой связи необходимо обеспечить некоторый запас по мощности системы электропитания и, следовательно, увеличить массу этой системы.

Существенное влияние на срок активного существования КА оказывает предусмотренная масса расходуемых ресурсов бортовых систем. Например, количество топлива в баках комплексной двигательной установки определяет количество циклов сброса кинетического момента силового гироскопического комплекса, а также количество циклов форсированного поворота КА при проведении съемки целей.

Основные методические трудности при оценке степени влияния показателей эффективности космической системы наблюдения на проектные

характеристики и конструктивно-компоновочную схему проектируемого космического аппарата заключаются в построении моделей, связывающих показатели эффективности и проектные параметры КА.

Рассмотрим этот вопрос подробнее.

2.2. Моделирование функциональных связей между основными проектными параметрами космического аппарата наблюдения и показателями эффективности космической системы

Моделирование функциональных связей между основными проектными параметрами КА наблюдения и показателями эффективности космической системы наблюдения: периодичности, оперативности, детальности, производительности и срока активного существования КА - является одним из самых важных и ответственных этапов, если проектирование космического аппарата ведется исходя из заданных показателей целевой эффективности космической системы. Дело в том, что моделирование с помощью построения аналитических моделей для сложных объектов практически невозможно, так как простые модели не учитывают многих факторов, влияющих на изучаемый процесс, а построение сложных моделей сопряжено с громадными трудностями, усложняющими процесс моделирования.

Поэтому в данной работе за основу принят метод имитационного моделирования полета и функционирования КА и взаимодействия его бортовых систем с другими составными частями космической системы. Суть имитационного моделирования заключается в том, что через определенные промежутки времени:

- оцениваются баллистические параметры КА, его положение в пространстве;
- определяются геодезические координаты подспутниковой точки;
- моделируется работа целевой аппаратуры;
- отслеживаются характеристики состояния бортовых обеспечивающих систем КА;
- определяются моменты времени прохождения над объектами наблюдения;
- определяются моменты времени прохождения над наземными пунктами приема целевой информации;
- периодически оцениваются показатели эффективности космической системы.

Для реализации такого моделирования ранее было разработано методическое и программное обеспечение, которое представлено в работе [1].

2.3. Анализ принципиальной выполнимости тактико-технических характеристик проектируемых космических аппаратов

Первым этапом проектирования является анализ принципиальной выполнимости тактико-технических характеристик проектируемых космических аппаратов, зависящих в основном от параметров орбит КА. К таким характеристикам относятся периодичность наблюдения и оперативность доставки информации. В какой-то степени к этим характеристикам можно

отнести детальность наблюдения и производительность съемки. Однако при проведении анализа следует помнить, что для детального наблюдения требуются оптико-электронные телескопические комплексы большой массы и габаритов, а для увеличения производительности необходим силовой гироскопический комплекс также с увеличенными массой и габаритами.

С целью оперативного анализа принципиальной выполнимости тактико-технических характеристик проектируемых КА наблюдения можно воспользоваться разработанным на кафедре летательных аппаратов СГАУ программным обеспечением, пользовательский интерфейс которого представлен на последующих рисунках. Более подробные сведения о данном программном комплексе представлены в работе [1].

На рис. 2.1 показана заставка (главное окно) программы для анализа показателей эффективности космической системы наблюдения.

На рис. 2.2 показано окно программы для ввода исходных данных и вывода результатов расчета. В окне видны закладки «Параметры орбит», «Детальность», «Периодичность», «Производительность», «Результаты расчета». На этом рисунке показана открытая страница на закладке «Параметры орбит».

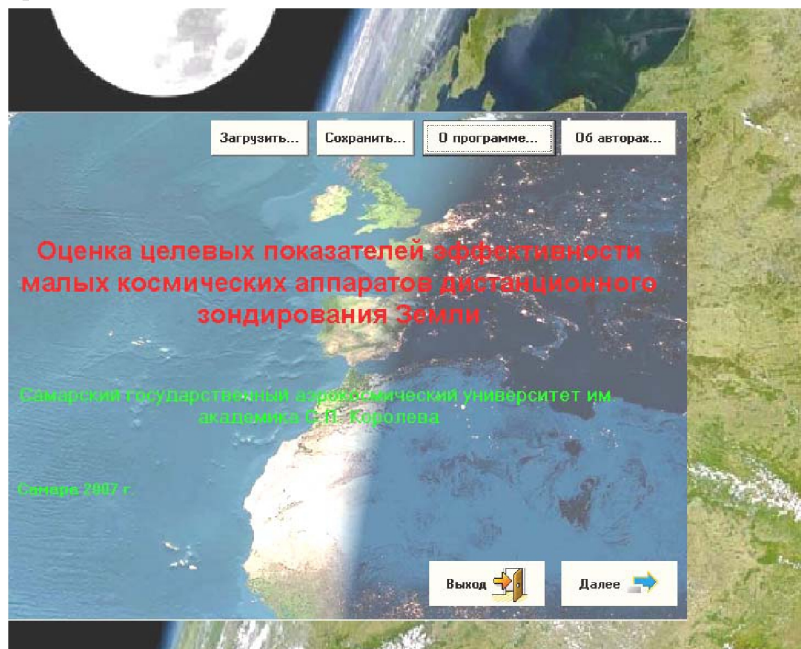


Рис. 2.1. Главное окно программы для анализа показателей эффективности космической системы наблюдения

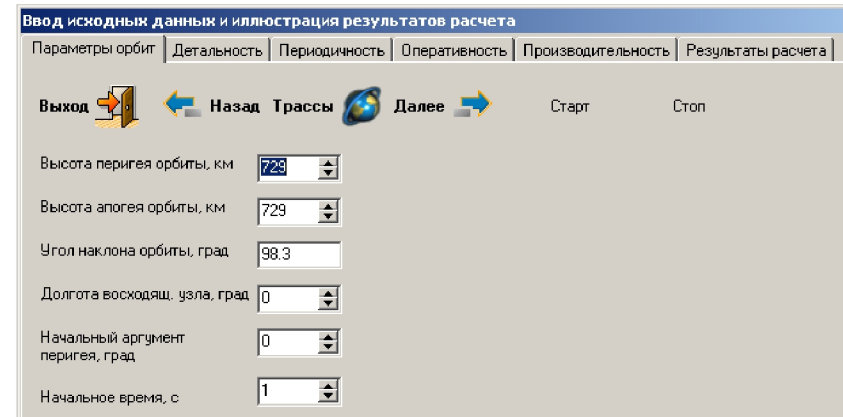


Рис. 2.2. Окно программы для ввода исходных данных и вывода результатов расчета

На рис. 2.3 показана открытая страница на закладке «Детальность».

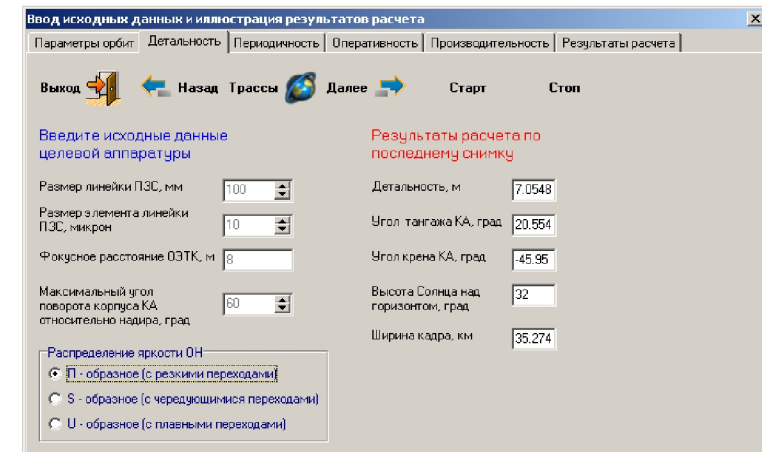


Рис. 2.3 Окно программы с открытой страницей на закладке «Детальность»

После ввода необходимых исходных данных необходимо нажать с помощью мышки на кнопку «Трассы». В результате появляется окно программы «Трассы», которое представлено на рис. 2.4.

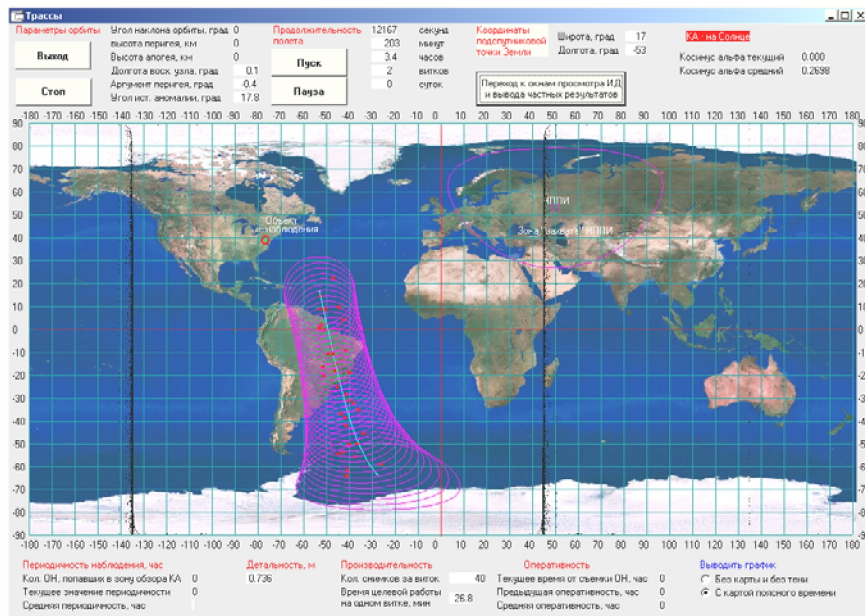


Рис. 2.4. Окно программы «Трассы»

После нажатия на кнопку «Пуск», расположенную на поле этого окна, программа начинает работать в имитационном режиме. Имитируются орбитальный полет и целевое функционирование КА. На поле окна можно наблюдать трассы КА, изменяющиеся параметры орбит и другие параметры. Показатели периодичности, детальности, оперативности и производительности представлены в нижней части окна. Эти показатели изменяются в процессе проведения имитационного моделирования.

После останова режима имитационного моделирования кнопкой «Стоп» можно посмотреть сводную ведомость результатов моделирования, перейдя на страницу программы с закладкой «Результаты расчета» (рис. 2.5).

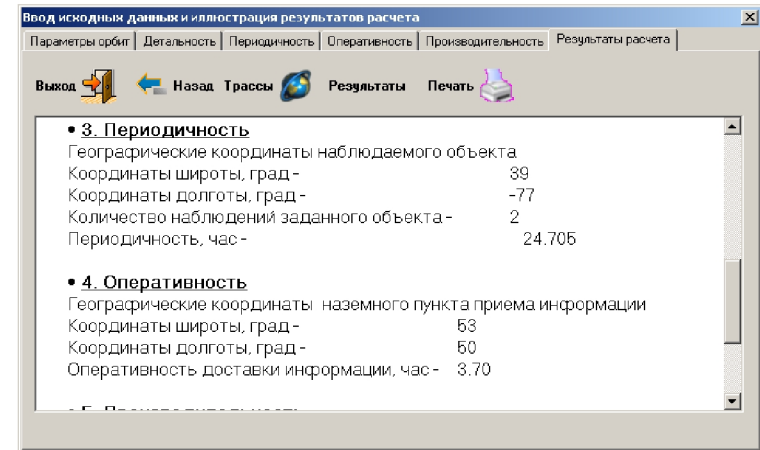


Рис. 2.5. Окно программы с открытой страницей на закладке «Результаты расчета»

Программное обеспечение позволяет анализировать целевые показатели эффективности проектируемого космического аппарата наблюдения в широком спектре изменения параметров орбит и характеристик аппаратуры наблюдения.

2.4. Методы выбора основных проектных характеристик и синтеза конструктивного облика космического аппарата наблюдения по заданным показателям эффективности космической системы

В настоящее время существуют методы синтеза основных проектных характеристик КА наблюдения, построенные:

- на базе эвристических алгоритмов;
- на основе последовательного наращивания бортовых систем и конструкции КА "вокруг" оптико-электронного телескопического комплекса с последующей итерацией по массе КА;
- на основе построения проблемно-ориентированных автоматизированных систем.

Все эти методы в том виде, в каком они существуют, нельзя использовать для решения поставленной в данной работе задачи, а именно, для синтеза основных проектных характеристик и конструктивно-компоновочной схемы КА наблюдения с учетом требований к показателям эффективности космических систем. Вернее, учет степени влияния требований к показателям эффективности КС на проектные характеристики и облик КА является в этих методах как бы самостоятельной задачей, и ее решение относят к компетенции других соисполнителей проекта.

Однако в каждом из упомянутых методов синтеза можно организовать учет влияния показателей эффективности космической системы наблюде-

ния на основные проектные параметры и конструктивно-компоновочную схему КА с помощью упомянутого в предыдущем подразделе разработанного программного обеспечения.

2.5. Метод синтеза основных проектных характеристик и конструктивного облика космического аппарата наблюдения на базе эвристических алгоритмов

Этот метод базируется на опыте и интуиции разработчиков космических аппаратов и, по сути дела, отражает практику работы конструкторского бюро.

Основной задачей начального этапа проектирования является выбор массогабаритных и энергетических характеристик КА наблюдения и его облика (конструктивно-компоновочной схемы). Проектант, обладающий большим опытом работы, знает и помнит довольно подробно много вариантов КА с учетом состава бортовых систем, принципов их работы, взаимовлияния отдельных проектных параметров друг на друга. На начальном этапе проектирования, если поставлена задача проектировать новый КА с характеристиками, отличными от существующих КА, проектант выбирает какой-либо прототип с наиболее близкими характеристиками и пытается его усовершенствовать с целью удовлетворения новым тактико-техническим требованиям. При этом проектант интуитивно "чувствует", какие факторы существенно, а какие несущественно влияют на основные проектные характеристики КА наблюдения и показатели эффективности космической системы. Свою стратегию проектирования проектант выбирает, ранжируя по интуиции эти факторы, и проводит изменения в проекте, сначала по наиболее значимым факторам, которые в наибольшей степени влияют на облик и характеристики КА и космической системы, а затем – по менее значимым.

На последующих этапах проектирования составляются технические задания исполнителям проекта (различным подразделениям проектной организации или отдельным организациям), специализирующимся по отдельным направлениям работ, для более подробной проработки проекта и уточнения состава бортовых систем, принципов их работы, массогабаритных, энергетических, баллистических и других характеристик КА, а также уточнения показателей эффективности космической системы.

Как правило, после выполнения работ исполнителями проекта по данным техническим заданиям возникают различного рода "неувязки" проекта. Головной проектный отдел рассматривает эти "неувязки" и принимает решение об изменении тех или иных характеристик КА и показателей эффективности космической системы. Далее исполнителями проекта производится пересчет характеристик бортовых систем и конструкции КА с измененными исходными данными по "своим" программам. Эти расчеты проводятся в автоматизированном режиме на высоком техническом уровне, однако увязки данных программ в отдельный программный комплекс нет. Поэтому так называемая "утряска" проекта получается в результате нескольких итерационных циклов проектирования исполнителей, разделен-

ных организационно, территориально и работающих в отдельных "информационных пространствах".

Следует заметить, что упомянутые итерационные циклы не относятся к циклам оптимизации проектных характеристик, а относятся только к процессу "увязки" проектных характеристик в какой-то одной точке многомерного пространства проектных характеристик, подлежащих в дальнейшем оптимизации. Тем не менее оптимизация, хотя и не глобальная, все же происходит в неявном виде в рамках совершенствования характеристик отдельных составных частей КА (локальная оптимизация).

Таким образом, недостатками рассмотренного метода синтеза являются:

- ограниченное количество проработанных вариантов КА наблюдения;
- относительно большое время начального этапа проектирования;
- трудность выбора критериев предпочтения;
- трудности в формализации процесса проектирования для перекладки выполнения трудоемких задач на ЭВМ;
- отсутствие увязки отдельных программных продуктов, которые используются в различных проектных отделах (и по которым производятся автоматизированные расчеты на высоком уровне) в отдельный программный комплекс.

Для устранения указанных недостатков необходимо использовать автоматизацию процесса проектирования на начальных этапах, увязав расчеты по основным проектным характеристикам в один программный комплекс. Это возможно при использовании методов синтеза, рассматриваемых далее.

2.6. Метод выбора основных проектных характеристик и синтеза конструктивного облика космического аппарата наблюдения на основе последовательного "наращивания" составных частей "вокруг" аппаратуры наблюдения

Использовать приведенные выше эвристические методы для автоматизации процесса проектирования в том виде, в каком они описаны, невозможно по следующей причине.

Изменение исходных данных при проектировании специалистом невысокой квалификации в предметной области (хотя и высококвалифицированным специалистом, например, в области использования ЭВМ) может привести к тому, что результаты не будут корректными. То есть результаты не будут "сходиться" при последующих циклах итерации или будут противоречивыми (например, значения каких-то характеристик будут уменьшаться там, где ожидается их увеличение по физике процессов). Поэтому, кроме упомянутых выше недостатков метода автоматизированного проектирования, основанных на эвристических алгоритмах, недостатком является возможность получения некорректного решения проектной задачи.

Свободным от этих недостатков является метод синтеза основных проектных характеристик КА наблюдения, который основан на последовательном "наращивании" бортовых систем и конструкции КА "вокруг" оптоэлектронного телескопического комплекса по критериям минимума массы и минимума моментов инерции КА.

Этот метод использовался ранее и используется сейчас в процессе "ручных" итерационных циклов проектирования. В результате применения этого метода "утряска" проекта достигалась "кратчайшим путем" с "гарантированным результатом" и минимальным количеством итерационных циклов проектирования.

В данной работе этот метод совершенствуется с точки зрения формализации проектной задачи и автоматизации процесса проектирования. Для проведения итерационных циклов расчета в процессе синтеза массогабаритных характеристик бортовых систем вокруг корпуса ОЭИК и контроля за "увязкой" проекта введена так называемая "фиктивная масса КА". Фиктивная масса КА – это текущее (переменное) значение массы КА в процессе последовательного синтеза массогабаритных параметров бортовых систем КА и "наращивания" конструктивно-компоновочной схемы. Фиктивная масса КА постоянно изменяется также в процессе итерационных циклов проектирования ("увязки" проекта). Стабилизированное значение фиктивной массы КА (после окончания итерационных циклов расчета) принимается за проектную массу КА.

Подробный алгоритм реализации данного метода приведен в подразделе 8.4 настоящего учебного пособия. Здесь же рассмотрим укрупненные этапы реализации метода синтеза основных проектных характеристик и конструктивно-компоновочной схемы КА наблюдения на основе последовательного "наращивания" бортовых систем и конструкции "вокруг" оптико-электронного телескопического комплекса.

В качестве основной составной части КА наблюдения выбирается оптико-электронный телескопический комплекс (ОЭТК), который для КА детального и оперативного наблюдения занимает наибольший объем КА и имеет наибольшую массу по сравнению с другими бортовыми системами.

Далее КА "наращивается" путем расположения "вокруг" ОЭТК элементов бортовых систем сначала с наибольшими, затем с меньшими массами. Компоновка осуществляется по критерию минимума моментов инерции КА (исходя из необходимости высокой динамичности КА при выполнении программных разворотов). Причем расчет масс, габаритов и энергопотребления каждой "добавляемой" бортовой системы (или какого-либо блока БС) осуществляется исходя из фиктивной массы КА. В первом цикле итерации фиктивная масса КА принимается равной массе ОЭТК, затем к ней добавляются массы других блоков целевой аппаратуры, которые рассчитываются исходя из текущей фиктивной массы КА. Далее к полученной фиктивной массе КА добавляются массы бортовых систем или элементов БС, присоединяющиеся к КА в процессе "наращивания". И так до окончания процесса "добавления" массы всех бортовых систем КА. Во втором и последующих итерационных циклах проектирования в качестве фиктивной массы КА используют массу, полученную в конце предыдущего итерационного цикла.

Расчет фиктивных объемов и энергопотребления КА производится в процессе расчета масс в той же последовательности.

При таком подходе к "увязке" проекта, во-первых, масса обеспечивающих бортовых систем КА всегда будет минимальна, так как она рассчитывается из "потребностей" в обеспечении теми или иными свойствами

фиктивной массы КА. То есть как бы неявным образом обеспечивается проектирование по критерию минимума массы КА. Во-вторых, результаты расчета стабилизируются (перестают изменяться) уже после нескольких циклов итерации.

Данный метод позволяет автоматизировать процесс проектирования, так как:

- имеются четкие критерии выбора (минимум массы и минимум моментов инерции КА);

- процесс проектирования можно формализовать;

- "схождение" результатов по массам, объемам и энергопотреблению КА обеспечивается сущностью данного метода проектирования и слабо зависит от квалификации исполнителя, производящего итерационные циклы расчета.

2.7. Метод выбора основных проектных характеристик космического аппарата наблюдения на основе создания проблемно-ориентированных автоматизированных систем проектирования

Рассмотренный выше метод синтеза основных проектных характеристик КА наблюдения на основе последовательного "наращивания" бортовых систем и конструкции "вокруг" оптико-электронного телескопического комплекса затруднительно использовать в автоматизированном режиме по следующим обстоятельствам.

Во-первых, он пригоден для автоматизации проектирования абсолютно новых КА, в которых отсутствуют заимствованные элементы. Однако в процессе проектирования КА, как правило, используются некоторые готовые составные части КА и бортовых систем. Эти составные части могут быть различными как по номенклатуре, так и по массогабаритным характеристикам. Указанные элементы, как правило, не «вписываются» в оптимальную структуру проектируемого космического аппарата, тем не менее их используют по соображениям минимума финансовых затрат и экономии времени.

Во-вторых, при проектировании или модернизации космических аппаратов наблюдения с высокими показателями целевой эффективности (детальности, периодичности, оперативности, производительности, срока активного существования, точности и т.п.) в условиях ограничений по массе конструкции, мощности электропотребления, ограничений по времени отработки тех или иных частных операций и т. п. возникает проблема «увязки» массогабаритных, энергетических, ресурсных, временных и др. характеристик целевой аппаратуры, бортовых обеспечивающих систем и космического аппарата в целом. Дело в том, что проектные характеристики различных составных частей КА, как правило, связаны между собой множеством уравнений различного типа (в виде линейных и нелинейных функций, дифференциальных и интегральных уравнений, логических функций и т.п.) в явной и неявной форме, в виде алгоритмов и др. В общем виде их называют операторами связи (различной формы). Причем количество увязываемых характеристик и, следовательно, соответствующих операторов связи может быть очень большим, и при «ручной» увязке подобных характери-

стик можно просто запутаться. Не всегда ясно, достаточно ли имеющихся операторов связи или имеется их избыток, корректно ли поставлена задача проектирования или нет.

В - третьих, рассмотренный выше метод можно использовать только для ограниченного круга задач из множества задач проектирования (минимизация стоимости космической системы наблюдения, минимизация массы КА, повышение целевых показателей эффективности, оптимизация расписания работы целевой и обеспечивающей аппаратуры, бортовой аппаратуры и т.д.). В этой связи встает задача необходимости варьирования в процессе проектирования номенклатурой исходных данных и номенклатурой выходных данных, в том числе и показателей эффективности (какие показатели известны, а какие подлежат определению или улучшению?) с последующей "утраской" характеристик новых и заимствованных элементов.

Все эти обстоятельства затрудняют формализацию постановок задач проектирования в математической форме. Поэтому увязка указанных характеристик в настоящее время, как правило, производится на основе многократных циклов итерации. При этом головной проектант (проектный отдел, отделение, конструкторское бюро) на начальных этапах проектирования постоянно уточняет исходные данные или технические задания соисполнителям (другим проектным отделам, конструкторским бюро) на проектирование составных частей космических аппаратов. Да и сам проектный облик КА в результате уточнений постоянно меняется.

Свободными от приведенных обстоятельств являются методы автоматизированного проектирования, базирующиеся на так называемых проблемно-ориентированных автоматизированных системах [29]. Если разработать проблемно-ориентированную систему проектирования КА наблюдения, то она облегчила бы головному проектанту задачу проектирования нового КА или модернизацию существующего.

Суть работы таких автоматизированных систем заключается в следующем:

- выбирается задача проектирования (из множества возможных и заранее сформулированных);
- выбирается номенклатура бортовых систем;
- вводятся соответствующие функциональные связи (операторы связи) характеристик составных частей (элементов, узлов, агрегатов, бортовых систем) между отдельными проектными параметрами проектируемого КА;
- определяется (самой проблемно-ориентированной системой проектирования) корректность поставленной задачи с учетом введенных операторов связи и возможность ее решения (при заданных функциональных связях и ограничениях);
- в случае некорректности поставленной задачи система оповещает исполнителя о том, что именно некорректно (например, количество уравнений меньше, чем количество переменных);
- в случае корректности поставленной задачи проблемно-ориентированная система проектирования в автоматическом режиме составляет систему уравнений связей между входными и выходными данными (на основе введенных функциональных связей);

- предлагает последовательность (алгоритм) решения поставленной задачи;

- решает задачу проектирования;

- выдает результаты решения в удобной для пользователя форме.

Итерационные циклы при выборе одного проектного варианта здесь отсутствуют (хотя они могут быть использованы для решения систем уравнений).

2.8. Учет этапов проектирования в моделях для автоматизированного синтеза проектного облика космических аппаратов наблюдения

Разрабатываемые модели для автоматизированного выбора основных проектных характеристик и конструктивного облика космических аппаратов наблюдения, во-первых, должны учитывать итерационный процесс проектирования (от простых моделей - к сложным) и, во-вторых, предусматривать различные алгоритмы решения оптимизационных задач. Рассмотрим эти вопросы подробнее с учетом последовательности решаемых задач.

Первое приближение

1. Анализ тактико-технических характеристик, представленных в тактико-техническом задании, и выбор космического аппарата-аналога (прототипа).

2. Расчет массы проектируемого космического аппарата на основе статистических данных по изделиям-аналогам с учетом тенденции по времени создания КА.

3. Выбор проектного облика космического аппарата.

4. Определение показателей эффективности космической системы наблюдения по статистическим характеристикам.

Второе приближение

1. Анализ основных проектных характеристик бортовых систем КА-аналогов.

2. Расчет относительных характеристик массы, объемов, энергопотребления и т.п. *бортовых систем* проектируемого космического аппарата на основе статистических данных по массам бортовых систем изделий-аналогов (с учетом тенденции по времени создания КА).

3. Построение предварительной компоновочной схемы КА.

4. Расчет массогабаритных и инерционных характеристик космического аппарата на основе метода «размазывания» массы бортовых систем КА по его объему.

5. Расчет показателей обзорности, периодичности, детальности космической системы наблюдения по упрощенным моделям с рассмотрением движения КА по орбите как материальной точки.

6. Разработка упрощенных моделей для оценки производительности космической системы наблюдения с учетом динамики движения космического аппарата относительно центра масс.

7. Расчет показателей производительности космической системы наблюдения с учетом влияния компоновочной схемы космического аппарата.

8. Расчет срока активного существования КА по статистическим данным.

Третье приближение

1. Расчет относительных характеристик массы, объемов, энергопотребления и т.п. *элементов* бортовых систем проектируемого КА на основе статистических данных по массам аналогичных элементов бортовых систем изделий-аналогов.

2. Анализ массогабаритных и функциональных характеристик *элементов* бортовых систем космического аппарата и составление перечня критичных по массе элементов бортовых систем КА.

3. Анализ возможностей совершенствования критичных элементов и оформление технических заданий на разработку такого рода элементов с требуемыми характеристиками.

4. Составление перечня заимствованных элементов бортовых систем космического аппарата.

5. Разработка конструктивно-компоновочной схемы проектируемого космического аппарата.

6. Расчет массогабаритных и инерционных характеристик космического аппарата на основе прогнозируемых характеристик совершенствуемых элементов бортовых систем и известных характеристик заимствованных элементов.

7. Расчет показателей обзорности, периодичности, детальности, оперативности космической системы наблюдения с рассмотрением движения космического аппарата по орбите как материальной точки и с учетом отклонения оптической оси телескопа.

8. Уточнение моделей для оценки производительности космической системы наблюдения на основе данных по элементам бортовых систем КА.

9. Расчет показателей производительности космической системы в зависимости от проектных характеристик и конструктивно-компоновочной схемы космического аппарата с учетом характеристик элементов бортовых систем и конструкции КА.

10. Разработка моделей для оценки срока активного существования космического аппарата в зависимости от ресурсных параметров элементов бортовых систем и конструкции КА.

11. Расчет срока активного существования КА на основе разработанных моделей.

Четвертое приближение

1. Проводится более детальное определение проектных характеристик космического аппарата, уточнение моделей для оценки показателей эффективности и расчет по уточненным моделям.

2. Уточняется конструктивно-компоновочная схема проектируемого космического аппарата.

3. Решается оптимизационная задача повышения значений одного или нескольких показателей эффективности космического аппарата (например, производительности).

Приведенные этапы разработки и уточнения моделей должны быть отражены в частных моделях и пользовательских интерфейсах разрабатываемых

программных обеспечениях автоматизированного проектирования космических аппаратов наблюдения.

3. ФОРМАЛИЗАЦИЯ ЗАДАЧ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

3.1. Критерии выбора проектных решений

В общем случае задача проектирования сложных технических систем относится к классу многокритериальных задач и решение, как правило, ищется на множестве Парето.

3.1.1. Многокритериальные задачи

Задачи такого рода рассмотрим в упрощенной постановке на следующем примере: пусть необходимо спроектировать космический аппарат наблюдения с максимальной разрешающей способностью на местности, максимальной производительностью съемки и максимальным сроком активного существования в условиях ограничения по массе. Это так называемая техническая постановка задачи.

Напомним, что *разрешающая способность на местности* - это максимально различимая частота штрихов поля миры, которая связана с периодом поля миры ΔL_M следующим соотношением: $Rm = 1/\Delta L_M$. Размерность этого показателя 1/м [1].

Показатели производительности съемки Pr могут быть выражены в количестве объектов наблюдения, отснятых космическим аппаратом за виток, сутки полета, или в количестве отснятой площади (квадратных километрах) за те же периоды времени.

Срок активного существования космического аппарата T_{AC} обычно выражается в годах.

Математическая постановка задачи запишется следующим образом:

$$Rm \rightarrow \max; \quad Pr \rightarrow \max; \quad T_{AC} \rightarrow \max \quad \left| \quad m_{КА} \leq m_{КА}^{дон} \right. \\ X \in H$$

где $m_{КА}$ и $m_{КА}^{дон}$ - масса и допустимая масса КА соответственно.

Запись $X \in H$ означает принадлежность множества проектных параметров X некоторой допустимой области H (вертикальная черта условно означает «при условии»).

Графически проиллюстрировать многокритериальную задачу можно только для двух критериев. На рис. 3.1 показана такая иллюстрация для разрешающей способности на местности и производительности.

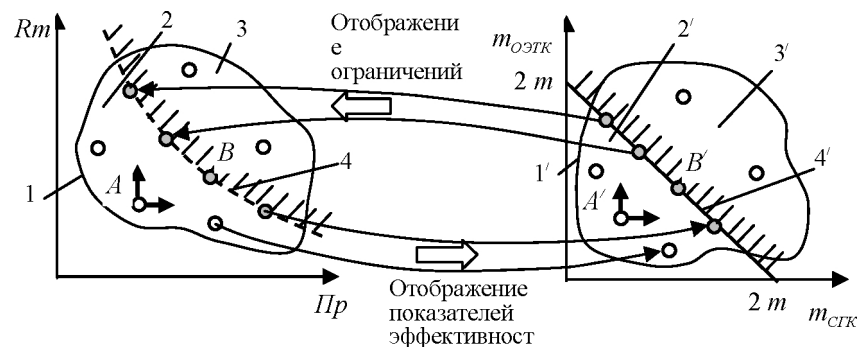


Рис. 3.1. Иллюстрация постановки и решения двухкритериальной задачи математического программирования

На этом рисунке введены следующие обозначения: 1 - граница множества проектных характеристик по целевой эффективности; 2 - множество реализуемых проектов (ниже линии ограничений); 3 - множество нереализуемых проектов (выше линии ограничений); 4 - множество (на линии) оптимальных проектных характеристик (множество Парето); 1' - граница множества характеристик массы; 2' - множество реализуемых характеристик массы (ниже линии ограничений по массе); 3' - множество нереализуемых характеристик массы (выше линии ограничений); 4' - линия ограничений по массе.

Для реализации показателей эффективности (качества) необходимы затраты массы. На рисунке каждое проектное решение по показателям качества (см. точки на левом графике) отображается на область затрат массы (см. точки на левом графике). Процесс отображения показан дугами со стрелками. Для отображения необходимо построить соответствующие модели. Иногда довольно сложные, например, алгоритмические или имитационные. Ограничимся простыми примерами.

Пусть в нашем примере ограничения по массе составят 6 тонн ($m_{КА} \leq 6$). Из этой массы пусть 4 тонны необходимы для реализации бортовых обеспечивающих систем, а оставшиеся 2 тонны необходимо выделить на реализацию целевой аппаратуры наблюдения (оптико-электронного телескопического комплекса), от которой зависит детальность наблюдения, и реализацию системы перенацеливания и ориентации (силовой гироскопический комплекс), от которой зависит производительность КА.

То есть сумма массы оптико-электронного телескопического комплекса $m_{ОЭТК}$ и массы системы управления движением $m_{СГК}$ должна быть меньше (или равна) двух тонн: $m_{ОЭТК} + m_{СГК} \leq 2$.

Эту функцию ограничений по массе можно отобразить на область определения по показателям качества (см. на рисунке обратное отображение ограничений по массе на показатели целевой эффективности).

Если проектное решение лежит ниже границы области ограничений, то его можно улучшить по всем показателям качества (см. точку A со стрелкой на левом графике и точку A' - на правом графике).

Если проектное решение лежит на границе области ограничений, то все варианты решения в поставленной задаче равнозначны (см. точки, выделенные темными кружочками на графиках). То есть получилось множество равнозначных вариантов. Напомним, что такое множество еще называют множеством Парето, а решение Парето-оптимальным. Это решение, при котором улучшение каких-либо частных показателей эффективности (или качества) сложной технической системы возможно только за счет ухудшения других частных показателей (одного или нескольких). Следует отметить, что Парето-оптимальное решение позволяет лишь сузить варианты выбора, а не выбрать конкретный вариант. Выбор конкретного варианта осуществляет так называемое *лицо, принимающее решение*.

3.1.2. Сведение многокритериальных задач к однокритериальным

В частных случаях многокритериальные задачи выбора проектных решений удастся свести к однокритериальным задачам, если выделять так называемый «главный критерий», а остальные критерии эффективности перевести в разряд показателей качества (ограничений).

Выделение «главного критерия»

Отметим, что в вышерассмотренной задаче выбор может быть субъективным. Например, лицо, принимающее решение, может отдать предпочтение детальности в ущерб производительности. Практически это означает, что как бы был выбран так называемый «главный критерий» и задача свелась к однокритериальной задаче. Все остальные критерии перешли в разряд ограничений, то есть

$$Rm \rightarrow \max; \begin{cases} Pr \geq Pr^{дон}; \\ T_{AC} \geq T_{AC}^{дон}; \\ m_{КА} \leq m_{КА}^{дон}; \end{cases} x \in H$$

где верхним индексом *дон* обозначены допустимые показатели эффективности (качества).

Следует отметить, что вместо многокритериальной задачи проектирования можно поставить столько однокритериальных задач, сколько критериев имеется в многокритериальной задаче, по очереди выбирая в качестве главного очередной критерий, а остальные показатели эффективности проектируемой системы переводятся в разряд качества, то есть ограничений.

Выбор комплексного критерия

Многокритериальную задачу выбора проектных решений иногда удастся свести к однокритериальной задаче, вводя некий комплексный показатель эффективности, зависящий от частных показателей. В этом случае иногда говорят, что осуществляется так называемая свертка критериев. Свертка критериев может быть как объективной, основанной на физической (или

экономической) связи между отдельными критериями, так и субъективной, основанной на введении так называемых удельных весов каждого отдельного критерия. Комплексный показатель эффективности при субъективной свертке по возможности учитывает все рассматриваемые частные показатели эффективности, причем с учетом вклада (важности) каждого из частных показателей. Зависимость для расчета комплексного показателя эффективности, по сути дела, представляет собой средневзвешенную сумму n основных показателей эффективности:

$$W = \sum_{i=1}^n (k_i \cdot W_i). \quad (3.1)$$

В этом выражении W_i - частные показатели эффективности;

k_i - удельный вес i -го частного показателя эффективности.

Комплексный критерий эффективности обычно записывается в виде

$$W \rightarrow \max.$$

Удельный вес частных показателей эффективности назначается экспертным методом. При этом должно соблюдаться одно из следующих соотношений:

$$\sum_{i=1}^n k_i = 1,$$

если удельный вес частных критериев выражается в долях единицы;

$$\sum_{i=1}^n k_i = 100(\%), \text{ если удельный вес частных критериев выражается в}$$

процентах.

Однако при использовании комплексного показателя эффективности необходимо, чтобы размерность сворачиваемых показателей была одинакова, или предварительно необходимо привести значения всех показателей эффективности к безразмерному виду. Это можно сделать, например, методом экспертного назначения так называемых приведенных показателей эффективности (оценки в баллах). При этом максимальные значения W_i должны быть одинаковыми для всех частных показателей, минимальные - тоже. Например, минимальное значение 0 - для худшего варианта, максимальное значение 1 - для лучшего варианта (или 0 - для худшего варианта, максимальное значение 100 - для лучшего варианта).

Субъективность при свертке критериев проявляется в назначении удельных весов отдельных показателей эффективности и в приведении значений этих показателей к безразмерному виду.

Методику использования комплексного критерия покажем на упрощенном примере выбора топлива для ракетного блока.

Пусть необходимо выбрать компоненты ракетного топлива по комплексному критерию. Исходные данные по компонентам топлива, а также нормированные значения безразмерных частных показателей эффективности приведены в табл. 3.1.

Таблица 3.1. Исходные данные по компонентам топлива и нормированные значения безразмерных частных показателей эффективности

Топливо		u , м/с	ρ_{cp} , кг/м ³	Токсичность, мг/м ³	W_u	W_ρ	W_T
Горючее	Окислитель						
Керосин	Жидкий кислород	3000	1000	300	0,7	0,5	0,9
Жидкий водород	Жидкий кислород	4500	200	∞	1	0,1	1
НДМГ	Азотный тетраоксид	2300	1500	0,001	0,5	0,7	0
$k_i =$					0,3	0,3	0,4

В этой таблице введены следующие обозначения: НДМГ - несимметричный диметилгидразин; u - удельный импульс; ρ_{cp} - средняя плотность топлива; W_u , W_ρ и $W_{токс}$ соответствующие частные показатели эффективности.

При выборе топлива обычно руководствуются следующими известными фактами:

- чем больше удельный импульс ракетного топлива и двигателя, тем большую скорость V может развить ракета при прочих равных условиях;
- чем больше плотность компонентов топлива, тем меньше объем ракетного блока и, следовательно, меньше масса конструкции;
- чем меньше токсичность компонентов топлива, тем лучше с точки зрения экологии. Следует, однако, обратить внимание на то, что показатель токсичности (предельная концентрация паров топлива) увеличивается при уменьшении токсичности.

Многокритериальная задача формулируется в следующем виде:

$$u \rightarrow \max, \rho_{cp} \rightarrow \max, T \rightarrow \max. \quad (3.2)$$

Поскольку частные показатели эффективности топлива выражены в различных физических величинах, то их необходимо привести к безразмерным показателям: W_u , W_ρ и $W_{токс}$. Сделаем это на основе экспертных оценок.

Будем принимать (нормировать) значение показателя эффективности топлива исходя из следующего правила: минимальное значение этого показателя может быть равным нулю, если топливо абсолютно неэффективно, а максимальное значение - равным единице, если топливо самое лучшее по этому показателю.

Примем аналогичные правила для экспертных оценок и остальных показателей.

Принятые значения удельных весов k_i каждого из частных показателей приведены в таблице 3.1. Результаты расчета числовых значений критериальной функции для разных компонентов топлива следующие:

$$W_1 = 0,3 \cdot 0,7 + 0,3 \cdot 0,5 + 0,4 \cdot 0,9 = 0,72;$$

$$W_2 = 0,3 \cdot 1 + 0,3 \cdot 0,1 + 0,4 \cdot 1 = 0,73;$$

$$W_3 = 0,3 \cdot 0,5 + 0,3 \cdot 0,7 + 0,4 \cdot 0 = 0,36.$$

Анализируя полученные результаты, приходим к выводу, что лучшим по данному комплексному критерию является топливо: «жидкий водород + жидкий кислород».

Отметим, что реально используют и другие частные показатели: стабильности топлива, температуры испарения, температуры замерзания, наличие производственной базы, наличие специальной производственной базы, стоимость топлива и др.

3.2. Формулировка задач совершенствования проекта в теоретико-множественной форме

Имеется начальный проект космического аппарата (в нулевом приближении) с вектором проектных параметров

$$K_{KA}^{(0)} = \left\{ K_{KA}^{(0)} : K_{KA}^{(0)} \in K_{KA}^P \subset E^N \right\}, \quad (3.3)$$

где K_{KA}^P - множество реализуемых проектов космического аппарата (определяется уровнем развития элементной базы космических аппаратов и технологий);

E^N - множество мощностью N , обладающее свойствами так называемой σ -алгебры событий (множество, которое является системой подмножеств универсального множества V элементарных событий, определяющих элементы проекта).

Воздействие конкурирующей стороны на космический аппарат описывается множеством

$$Y = \{Y : Y \in Y_C\}, \quad (3.4)$$

где Y_C - множество стратегий конкурирующей стороны.

Управляющие воздействия на КА описываются множеством

$$X = \{X : X \in X_C\}, \quad (3.5)$$

где X_C - множество стратегий управления космическим аппаратом, вследствие использования которых может повышаться выходной эффект функционирования космического аппарата и снижаться уровень влияния конкурирующей стороны на этот эффект.

Ресурсы космического аппарата (по массам бортовых систем и элементам, по расходным компонентам и материалам, по мощности системы электропитания, по времени работы отдельных составных частей и т.п.) описываются множеством

$$R = \{R : R \in R^{don}\},$$

где R^{don} - множество допустимых ресурсов.

Для обеспечения целевого функционирования космического аппарата в условиях воздействия конкурирующей стороны проект должен удовлетворять требованиям:

$$W(K_{KA}^{(0)}, X, Y, R) \in W^{don},$$

где $W(K_{KA}^{(0)}, X, Y, R)$ - эффективность функционирования космического аппарата по целевому назначению;

W^{don} - множество допустимых показателей целевой эффективности космического аппарата.

Кроме того, должны быть удовлетворены требования по надежности, живучести, некоторым конструктивным ограничениям и т.п.

Если начальный проект удовлетворяет условию (3.3), то проект может быть принят к реализации (пересмотра проекта не требуется). В противном случае проект должен быть пересмотрен.

Пересмотр проекта сводится к отысканию множества проектных параметров, удовлетворяющих условию (3.3):

$$K_{KA}^{(1)} = \left\{ K_{KA}^{(1)} : K_{KA}^{(1)} \in K_{KA}^{don} \left| W(K_{KA}^{(0)}, X, Y, R) \in W^{don} \right. \right\} \neq \emptyset, \quad (3.6)$$

где цифра 1 в скобках указывает на первый пересмотр проекта;

\emptyset - пустое множество.

В случае если $K_{KA}^{(1)} = \emptyset$ (если решение не удовлетворяет условию (3.3)), то подмножества $K_{KA}^{(1)} \in K_{KA}^P \subset E^N$ необходимо расширить (увеличить мощность множества N) путем включения дополнительных варьируемых параметров:

$$K_{KA}^{(1)} \subset K_{KA}^{(2)} \subset K_{KA}^P.$$

Затем вновь проверяется условие (3.3), и т. д. до k -го шага, при котором множество $K_{KA}^{(k)}$ не будет пустым.

Следует отметить, что при предъявлении к космическому аппарату очень высоких требований по эффективности целевого функционирования может возникнуть предельная ситуация, когда любые изменения проектных параметров космического аппарата и использование управляющих стратегий не дают нужного результата, то есть

$$K_{KA}^{(k)} \subset K_{KA}^P \subset E^N = \emptyset.$$

В этом случае необходимо принимать решения о введении дополнительных ресурсов, снижении требований по целевому функционированию, введении дополнительных стратегий применения космического аппарата или даже о снятии проекта с дальнейшей проработки.

Если влияние конкурентов на целевое функционирование космического аппарата отсутствует, то множество стратегий конкурирующей стороны можно исключить, и задача пересмотра проекта формулируется следующим образом:

$$K_{KA}^{(i)} = \left\{ K_{KA}^{(i)} : K_{KA}^{(i)} \in K_{KA}^{don} \mid W(K_{KA}^{(i-1)}, X, R) \in W^{don} \right\} \neq \emptyset. \quad (3.7)$$

Отметим, что реализация приведенных формулировок задач проектирования космического аппарата требует анализа большого количества вариантов проекта. При использовании методологии и алгоритмов целенаправленного поиска рационального проекта в условиях воздействия конкурентов, например теории игр, количество рассматриваемых вариантов может быть существенно уменьшено.

Формулировка задач проектирования в теоретико-множественной форме, как упоминалось, проводится на начальных этапах формализации задач проектирования с целью определения стратегии проектирования и выявления методологических ошибок. На последующих этапах проектирования формулировки задач проектирования конкретизируются на основе критериев предпочтения (эффективности).

3.3. Иерархическая структура критериев синтеза космической системы наблюдения

Для космических систем и аппаратов наблюдения существуют свои критерии для каждого уровня иерархии рассматриваемой системы.

На рис. 3.2 приведено дерево показателей эффективности типовой космической системы детального наблюдения с оперативной доставкой информации на Землю.

Если разрабатывается космическая система наблюдения в целом, то в качестве обобщенного критерия эффективности космической системы наблюдения, как правило, принимается максимум экономической эффективности, то есть

$$\mathcal{E} \rightarrow \max, \quad (3.8)$$

при ограничениях на затраты финансовых средств, ресурсов и времени при создании космической системы наблюдения, а также при наличии других ограничений.

Показатель экономической эффективности космической системы наблюдения (КСН) подсчитывается как разница между *доходом* от эксплуатации КСН и *затратами*, включающими затраты на разработку КСН, изготовление и установку составных частей КСН, выведение КА на рабочие орбиты и эксплуатацию составных частей КСН:

$$\mathcal{E} = D_{КСН} - C_{\Sigma}, \quad (3.9)$$

где $D_{КСН}$ - доход от эксплуатации космической системы наблюдения;

C_{Σ} - стоимость создания и эксплуатации космической системы.

Рассмотрим сначала критерии эффективности космической системы наблюдения, связанные со стоимостью создания и эксплуатации космической системы наблюдения.

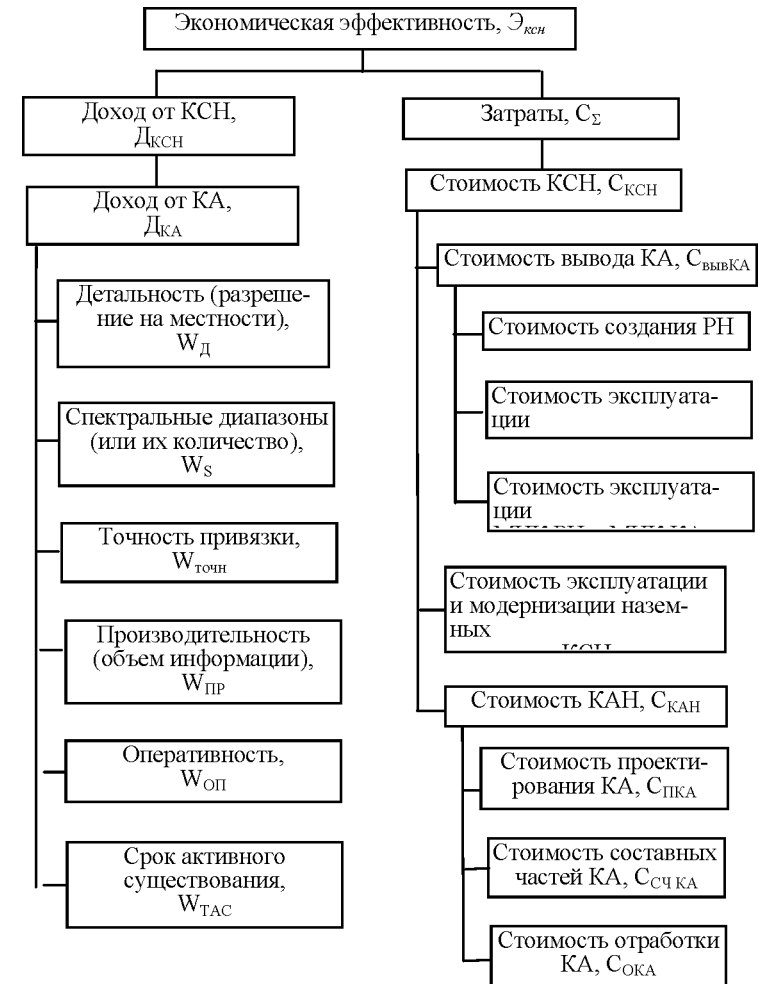


Рис. 3.2. Дерево показателей эффективности космической системы наблюдения

В качестве одного из основных критериев эффективности космической системы наблюдения может служить минимальная стоимость создания и эксплуатации космической системы наблюдения, то есть

$$C_{\Sigma} \rightarrow \min, \quad (3.10)$$

при ограничениях на материальные, трудовые и др. ресурсы, а также при ограничениях по времени создания космической системы наблюдения.

В качестве основных критериев эффективности могут быть приняты также минимальная стоимость (разработки и производства КА), минимальная стоимость его вывода на орбиту и т.п.:

$$C_{КА} \rightarrow \min, C_{вывеКА} \rightarrow \min, \quad (3.11)$$

при наличии ограничений по показателям качества (детальность, производительность, оперативность, стоимость и т.п.).

Перейдем к рассмотрению критериев эффективности космической системы наблюдения, связанных с доходом от ее эксплуатации. Критерий эффективности будет выглядеть следующим образом:

$$D_{КСН} \rightarrow \max. \quad (3.12)$$

Доход от эксплуатации космической системы наблюдения получается вследствие реализации снимков основному заказчику или на мировом рынке (для разработки геодезических карт, создания земельных кадастров и др.). Этот доход будет тем больше, чем лучше качество снимков, которое включает в себя следующие основные показатели качества:

- детальность (разрешение на местности) $W_{дет}$;
- спектральные диапазоны W_S (или их количество);
- точность привязки снимка к геодезическим координатам $W_{точн}$;
- производительность (объем получаемой информации в единицу времени) $W_{пр}$;
- оперативность доставки информации потребителю $W_{оп}$;
- срок активного существования КА наблюдения $W_{ТАС}$.

Поэтому в качестве основных критериев эффективности космической системы наблюдения можно использовать следующие:

$$W_{дет} \rightarrow \max, W_S \rightarrow \max, W_{точн} \rightarrow \max, W_{пр} \rightarrow \max, W_{оп} \rightarrow \max,$$

$$W_{ТАС} \rightarrow \max, \quad (3.13)$$

при ограничениях по стоимости разработки, по срокам создания космической системы наблюдения, по материальным и трудовым ресурсам и т.п.

Данная задача относится к классу многокритериальных.

Как упоминалось, в частных случаях многокритериальные задачи выбора проектных решений можно свести к однокритериальным задачам, если выделять «главный критерий». Приведем конкретный пример такого рода задач: определить основные проектные характеристики космической системы (КС) наблюдения, обеспечивающие максимальные значения производительности КС (например, количество квадратных километров отснятой поверхности Земли за определенный период) при удовлетворении имеющихся ограничений (включая ограничения по показателям качества, которые ранее принимались за другие, «не главные», показатели эффективности).

В математической форме эта задача может быть записана так:

$$W_{пр} \rightarrow \max \left| \begin{array}{l} X \in X^{дон} \\ W_{дет} \geq W_{дет}^{мп}; W_S \geq W_S^{мп}; W_{точн} \geq W_{точн}^{мп}; \\ W_{оп} \geq W_{оп}^{мп}; W_{ТАС} \geq W_{ТАС}^{мп}; \\ W_R \in W_R^{мп}. \end{array} \right. \quad (3.14)$$

В этом выражении X означает вектор проектных параметров, выражение $X \in X^{дон}$ означает принадлежность проектных параметров допустимому множеству, верхний индекс $тр$ означает требуемое значение какого-либо показателя качества, а нижний индекс R означает ограничения по другим, не рассмотренным подробно ограничениям.

В качестве иллюстрации комплексного критерия, который может быть получен с помощью объективной свертки критериев, может служить критерий, представленный зависимостью (3.8). Однако построение целевой функции такого комплексного критерия - довольно сложная и трудоемкая задача, требующая разработки моделей связи стоимостных характеристик с основными (физическими) показателями космической системы наблюдения.

Решение задачи проектирования КСН заключается в перераспределении значений показателей эффективности космической системы наблюдения и соответствующих ресурсов в соответствии с иерархической структурой дерева целей синтеза. На рис. 3.3 представлено дерево целей синтеза космической системы наблюдения, построенное в соответствии со схемой декомпозиции показателей качества и эффективности космической системы наблюдения (см. рис. 3.2.).

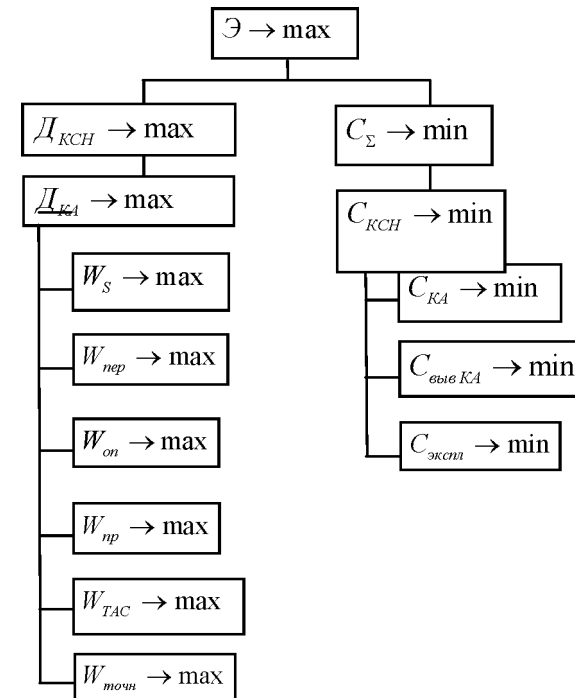


Рис. 3.3. Дерево целей синтеза космической системы наблюдения

3.4. Формулировки задач проектирования космического аппарата наблюдения как элемента космической системы

В общем случае проектные параметры отдельного космического аппарата следует определять, решая проектные задачи для космической системы в целом. Тогда решение будет соответствовать так называемому глобальному минимуму или максимуму (в рамках концепции оптимизации).

Следует отметить, что проектирование отдельного космического аппарата можно рассматривать как проектирование космической системы, состоящей из одного спутника.

3.4.1. Исходные данные и их формализованное описание

Даны:

1. Вектор обобщенных показателей эффективности космической системы

$$W_{KC} = [W_R, W_{обз}, W_{пер}, W_{пр}, W_{он}, W_{ТАС}, W_{эк}]^T, \quad (3.15)$$

где W_R - разрешение на местности (детальность);

$W_{обз}$ - обзорность (максимальная геодезическая широта наблюдения);

$W_{пер}$ - периодичность наблюдения;

$W_{пр}$ - производительность (объем информации);

$W_{он}$ - оперативность;

$W_{ТАС}$ - срок активного существования;

$W_{эк}$ - вектор экономических показателей.

2. Вектор проектных параметров космической системы

$$K_{KC} = [K_{ог}, K_{ка}]^T, \quad (3.16)$$

где $K_{ог} = [n, K_{ка}^{orb}, K_{ка}^{omni}]^T$ - вектор проектных параметров орбитальной группировки (n – количество спутников в системе; $K_{ка}^{orb}$ - вектор параметров орбит спутников; $K_{ка}^{omni}$ - вектор проектных параметров, характеризующий относительное положение спутников в орбитальной группировке);

$K_{ка} = [K_{ка1}, K_{ка2}, \dots, K_{каn}]^T$ - вектор проектных параметров отдельных КА;

$K_{каi} = [K_{каi}^{(1)}, K_{каi}^{(2)}, \dots, K_{каi}^{(p)}]^T$ - вектор проектных параметров бортовых систем и конструкции i -го КА ($i = \overline{1, n}$, p – количество проектных параметров).

Следует отметить, что в общем случае в космической системе наблюдения космические аппараты могут быть неодинаковыми (разнотипными).

3. Вектор показателей внешних условий применения КА по назначению

$$B_{KC} = [B_{осв}, B_{обл}, B_{контр}, B_{МТО}, B_{прот}]^T, \quad (3.17)$$

где $B_{осв}$ - вектор параметров освещенности объекта съемки;

$B_{обл}$ - вектор параметров облачности над объектом съемки (в частном случае не вектор, а показатель облачности в баллах);

$B_{контр}$ - вектор параметров контрастности объекта съемки;

$B_{МТО}$ - вектор параметров, характеризующий метеоро-техногенную опасность полета КА;

$B_{прот}$ - вектор параметров, характеризующих противодействие.

В частных случаях некоторые составляющие могут отсутствовать.

4. Вектор параметров расписания работы бортовой аппаратуры (стратегия применения)

$$G_{KC} = [G_1, G_2, \dots, G_e]^T, \quad (3.18)$$

где G_1, G_2, \dots, G_e - векторы параметров расписания работы элементов бортовых систем (e – количество бортовых систем).

5. Вектор ограничений

$$Z_{KC} = [W_{KC}^{don}, K_{KC}^{don}, B_{KC}^{don}, G_{KC}^{don}]^T, \quad (3.19)$$

где $W_{KC}^{don}, K_{KC}^{don}, B_{KC}^{don}, G_{KC}^{don}$ - векторы ограничений по соответствующим показателям. Ресурсные ограничения входят в вектор K_{KC}^{don} .

6. Вектор зависимостей между показателями эффективности космической системы и проектными параметрами (выраженными в общем случае с помощью комплексной модели, включающей частные модели аналитического, логического, алгоритмического, имитационного, статистического и т.п. типов) с учетом внешнего воздействия и расписания работы бортовой аппаратуры:

$$W_{KC} = W_{KC}(K_{KC}, B_{KC}, G_{KC}), \quad (3.20)$$

где $W_{KC}(K_{KC}, B_{KC}, G_{KC}) = [W_R(K_{KC}, B_{KC}, G_{KC}), W_{обз}(K_{KC}, B_{KC}, G_{KC}),$

$$W_{пер}(K_{KC}, B_{KC}, G_{KC}), W_{пр}(K_{KC}, B_{KC}, G_{KC}), W_{он}(K_{KC}, B_{KC}, G_{KC}),$$

$$W_{ТАС}(K_{KC}, B_{KC}, G_{KC}), W_{эк}(K_{KC}, B_{KC}, G_{KC})]^T.$$

Здесь использованы составляющие эффективности КА, представленные в выражении (3.15).

Следует отметить, что получение такого рода зависимостей является довольно трудоемким и длительным процессом. Пока будем считать, что такую зависимость в принципе можно получить.

3.4.2. Математические формулировки задач проектирования

В рамках концепции «пригодности» рационального поведения систем [13], если используется типовое расписание работы аппаратуры (стратегия

применения), задачу проектирования можно поставить следующим образом.

Задача 1. Найти вектор проектных параметров космической системы (КС), обеспечивающих показатели эффективности КС не ниже требуемых, при заданных условиях внешней среды, стратегии применения и удовлетворении имеющимся ограничениям, то есть

$$W_{KC}(K_{KC}^*, B_{KC}, G_{KC}) \geq W_{KC} \left\{ \begin{array}{l} K_{KC} \in K_{KC}^{mp}; \\ B_{KC} \in B_{KC}^{mp}; \\ G_{KC} \in G_{KC}^{mp}; \\ Z_{KC} \in Z_{KC}^{mp}. \end{array} \right. \quad (3.22)$$

Звездочкой обозначен вектор принятых проектных параметров (K_{KC}^*).

В рамках концепции «оптимизации» рационального поведения систем [13] задачу проектирования можно поставить в виде задачи 2.

Задача 2. Найти вектор проектных параметров КС, обеспечивающих принадлежность показателей эффективности КС множеству Парето при заданных условиях внешней среды, стратегии применения и удовлетворении имеющимся ограничениям, то есть

$$[K_{KC}^*]^T = \arg \max \left\{ \begin{array}{l} W_{KC} = W_{KC}(K_{KC}, B_{KC}, G_{KC}) \\ \left. \begin{array}{l} K_{KC} \in K_{KC}^{mp}; \\ B_{KC} \in B_{KC}^{mp}; \\ G_{KC} \in G_{KC}^{mp}; \\ Z_{KC} \in Z_{KC}^{mp}. \end{array} \right\} \end{array} \right. \quad (3.23)$$

В данном случае используется многокритериальная оптимизация, так как показатели эффективности представлены в виде вектора (см. зависимости (3.15) и (3.21)).

Если свести задачу к однокритериальной путем свертки к комплексному показателю эффективности, то задачи проектирования формулируются в виде задачи 3.

Задача 3. Найти вектор проектных параметров КС, обеспечивающих минимальную стоимость создания КС при заданных условиях внешней среды, стратегии применения и удовлетворении имеющимся ограничениям, включая ограничения по другим показателям эффективности, то есть

$$[K_{KC}^*]^T = \arg \max \left\{ \begin{array}{l} W_{\text{эк}} = W_{\text{эк}}(K_{KC}, B_{KC}, G_{KC}) \\ \left. \begin{array}{l} W_R \geq W_R^{mp}; \dots \\ \dots; W_{TAC} \geq W_{TAC}^{mp}; \\ K_{KC} \in K_{KC}^{mp}; \\ B_{KC} \in B_{KC}^{mp}; \\ G_{KC} \in G_{KC}^{mp}; \\ Z_{KC} \in Z_{KC}^{mp}. \end{array} \right\} \end{array} \right. \quad (3.24)$$

где показатели эффективности соответствуют вектору выражения (3.15).

Задача 4. Найти вектор проектных параметров КС, обеспечивающих максимальные значения производительности КС (например, количество квадратных километров отснятой поверхности Земли) при заданных условиях внешней среды, стратегии применения и удовлетворении имеющимся ограничениям, включая ограничения по другим показателям эффективности, то есть

$$[K_{KC}^*]^T = \arg \max \left\{ \begin{array}{l} W_{np} = W_{np}(K_{KC}, B_{KC}, G_{KC}) \\ \left. \begin{array}{l} W_R \geq W_R^{mp}; \dots \\ \dots; W_{\text{эк}} \geq W_{\text{эк}}^{mp}; \\ K_{KC} \in K_{KC}^{mp}; \\ B_{KC} \in B_{KC}^{mp}; \\ G_{KC} \in G_{KC}^{mp}; \\ Z_{KC} \in Z_{KC}^{mp}. \end{array} \right\} \end{array} \right. \quad (3.25)$$

где показатели эффективности соответствуют вектору выражения (3.15).

Задача 5. Найти вектор проектных параметров КС, обеспечивающих оптимальные производительность КС и оперативность КС (в смысле Парето) при заданных условиях внешней среды, стратегии применения и удовлетворении имеющимся ограничениям, включая ограничения по другим показателям эффективности, то есть

$$[K_{KC}^*]^T = \arg \max \left\{ \begin{array}{l} W_{np} = W_{np}(K_{KC}, B_{KC}, G_{KC}) \\ W_{on} = W_{on}(K_{KC}, B_{KC}, G_{KC}) \\ \left. \begin{array}{l} W_R \geq W_R^{mp}; \dots \\ \dots; W_{TAC} \geq W_{TAC}^{mp}; \\ K_{KC} \in K_{KC}^{mp}; \\ B_{KC} \in B_{KC}^{mp}; \\ G_{KC} \in G_{KC}^{mp}; \\ Z_{KC} \in Z_{KC}^{mp}. \end{array} \right\} \end{array} \right. \quad (3.26)$$

Аналогично можно сформулировать и другие задачи выбора проектных решений.

3.5. Формулировки задач проектирования космического аппарата наблюдения с учетом требований эффективности

Как упоминалось выше, в общем случае проектные параметры отдельного космического аппарата следует определять, решая проектные задачи для космической системы в целом. Тогда решение будет соответствовать так называемому глобальному минимуму и максимуму (в рамках концепции оптимизации).

Однако на практике для упрощения задачи в первом приближении считают, что основные проектные параметры космической системы, относящиеся к орбитальной группировке, и основные проектные параметры космической системы, относящиеся к отдельному КА, слабо влияют друг на друга. Поэтому отдельно выбирают проектные характеристики КС и проектные характеристики КА. То есть ставят и решают задачи проектирования отдельного КА без связи с КС. Естественно, что в этом случае решение уже будет соответствовать так называемому локальному минимуму и максимуму (в рамках концепции оптимизации). То есть мы существенно упрощаем задачу проектирования и получаем решение близкое к оптимальному. На последующих итерациях проектирования, когда будут разработаны все необходимые модели, это решение можно уточнить.

Постановки задач для проектирования отдельного аппарата будут аналогичны постановкам задач для проектирования космической системы наблюдения с той лишь разницей, что показатели эффективности и проектные параметры необходимо брать уже не для системы, а для космического аппарата. Приведем возможные постановки таких задач.

Задача 6. Найти вектор проектных параметров КА, обеспечивающих показатели эффективности КС не ниже требуемых при заданных условиях внешней среды, стратегии применения и удовлетворении имеющимся ограничениям, то есть

$$W_{KA}(K_{KA}^*, B_{KA}, G_{KA}) \geq W_{KA} \left\{ \begin{array}{l} K_{KA} \in K_{KA}^{mp}, \\ B_{KA} \in B_{KA}^{mp}, \\ G_{KA} \in G_{KA}^{mp}, \\ Z_{KA} \in Z_{KA}^{mp}. \end{array} \right. \quad (3.27)$$

Обозначения в этой и последующих зависимостях аналогичны обозначениям, приведенным в зависимости (3.20), с той лишь разницей, что индексы КС заменены индексами КА.

Задача 7. Найти вектор проектных параметров КА, обеспечивающих принадлежность показателей эффективности КС множеству Парето при

заданных условиях внешней среды, стратегии применения и удовлетворении имеющихся ограничений, то есть

$$[K_{KA}^*]^T = \arg \max \left\{ \begin{array}{l} W_{KA} = W_{KA}(K_{KA}, B_{KA}, G_{KA}) \\ K_{KA} \in K_{KA}^{mp}, \\ B_{KA} \in B_{KA}^{mp}, \\ G_{KA} \in G_{KA}^{mp}, \\ Z_{KA} \in Z_{KA}^{mp}, \end{array} \right. \quad (3.28)$$

где W_{KA} - комплексный показатель эффективности.

Задача 8. Найти вектор проектных параметров КА, обеспечивающих минимальную стоимость создания КА при заданных условиях внешней среды, стратегии применения и удовлетворении имеющимся ограничений, включая ограничения по другим показателям эффективности, то есть

$$[K_{KA}^*]^T = \arg \min \left\{ \begin{array}{l} C_{KA} = C_{KA}(K_{KA}, B_{KA}, G_{KA}) \\ W_R \geq W_R^{mp}, \dots \\ \dots W_{Tac} \geq W_{Tac}^{mp}, \\ K_{KA} \in K_{KA}^{mp}, \\ B_{KA} \in B_{KA}^{mp}, \\ G_{KA} \in G_{KA}^{mp}, \\ Z_{KA} \in Z_{KA}^{mp}. \end{array} \right. \quad (3.29)$$

Задача 9. Найти вектор проектных параметров КА, обеспечивающих максимальные значения производительности КС при заданных условиях внешней среды, стратегии применения и удовлетворении имеющимся ограничений, включая ограничения по другим показателям эффективности, то есть

$$[K_{KA}^*]^T = \arg \max \left\{ \begin{array}{l} W_{mp} = W_{mp}(K_{KA}, B_{KA}, G_{KA}) \\ W_R \geq W_R^{mp}, \dots \\ \dots W_{ЭК} \geq W_{ЭК}^{mp}, \\ K_{KA} \in K_{KA}^{mp}, \\ B_{KA} \in B_{KA}^{mp}, \\ G_{KA} \in G_{KA}^{mp}, \\ Z_{KA} \in Z_{KA}^{mp}. \end{array} \right. \quad (3.30)$$

Задача 10. Найти вектор проектных параметров КА, обеспечивающих оптимальные производительность КС и оперативность КС (в смысле Парето) при заданных условиях внешней среды, стратегии применения и удовлетворении имеющимся ограничений, включая ограничения по другим показателям эффективности, то есть

$$[K_{KA}^*]^T = \arg \max \left\{ \begin{array}{l} W_{np} = W_{np}(K_{KA}, B_{KA}, G_{KA}); \\ W_{on} = W_{on}(K_{KA}^*, B_{KA}, G_{KA}); \\ W_R \geq W_R^{mp}, \dots \\ \dots W_{TAC} \geq W_{TAC}^{mp}, \\ K_{KA} \in K_{KA}^{mp}, \\ B_{KA} \in B_{KA}^{mp}, \\ G_{KA} \in G_{KA}^{mp}, \\ Z_{KA} \in Z_{KA}^{mp}. \end{array} \right\}, \quad (3.31)$$

Следует отметить, что можно сформулировать и еще несколько задач.

3.6. Частные критерии эффективности космических аппаратов наблюдения

В принципе, проектировать отдельный космический аппарат наблюдения нужно как элемент космической системы. Для этого необходимо построить модели, связывающие проектные характеристики КА и показатели целевой эффективности космической системы наблюдения. Однако построение таких моделей наталкивается на трудности, связанные с разработкой сложных функциональных зависимостей или моделей стоимости со многими неопределенными параметрами.

Поэтому на начальных этапах разработки КА наблюдения целесообразно вести проектирование по частным критериям, которые, как упоминалось, связаны с основными критериями монотонными зависимостями (например, с увеличением частного показателя эффективности также возрастает и основной критерий). Введение частных критериев синтеза космических аппаратов наблюдения позволяет находить локальные экстремумы эффективности проектируемой системы с наименьшими затратами труда и времени. Более сложные модели с учетом всех составляющих космической системы строят на последующих этапах проектирования.

Для выбора частных критериев проектирования космических аппаратов наблюдения прежде всего необходимо выбрать проектные параметры КА, которые в наибольшей степени влияют на основные показатели эффективности космической системы и облик космического аппарата. Напомним, что такие параметры принято называть основными или определяющими проектными параметрами. Следует отметить, что для различных уровней иерархии проектируемой системы или аппарата можно выделить свои основные (или определяющие) проектные параметры.

Например, как показывает опыт работы конструкторских бюро, к основным (определяющим) проектным параметрам проектирования космической системы наблюдения на уровне иерархии, относящемся к проектированию космического аппарата в целом (без детальной проектной проработки бортовых систем), относятся следующие:

- масса КА в целом;
- динамические характеристики КА (угловая скорость и ускорение поворота корпуса КА при отработке программы целевой работы);
- относительные массы бортовых систем и конструкции КА;

- показатели надежности КА и некоторых бортовых систем и др.

Приведенные параметры можно использовать при построении частных критериев эффективности КА.

Покажем связь приведенных частных показателей эффективности КА с основными показателями космической системы.

Как показано в работе [6], снижение массы летательного аппарата приводит к снижению стоимости самого КА C_{KA} , стоимости ракеты-носителя C_{PH} , стоимости вывода на орбиту $C_{высКА}$ и, следовательно, затрат на всю систему C_{Σ} , то есть

$$m_{KA} \downarrow \Rightarrow C_{KA} \downarrow \Rightarrow C_{PH} \downarrow \Rightarrow C_{высКА} \downarrow \Rightarrow C_{\Sigma} \downarrow. \quad (3.32)$$

Здесь и далее символами \uparrow и \downarrow показано соответственно увеличение и уменьшение значений рассматриваемых показателей, которые мы хотели бы использовать в качестве частных критериев, а символ \Rightarrow (импликация) означает, что изменение значения одного показателя ведет к изменению другого.

За счет уменьшения массы КА можно повысить скорость поворота КА при отработке программы полета (усовершенствовать динамические характеристики КА), что, в свою очередь, может привести к увеличению производительности КА W_{KA} , то есть

$$m_{KA} \downarrow \Rightarrow K_{дин} \uparrow \Rightarrow W_{np} \uparrow,$$

где $K_{дин}$ - вектор динамических параметров КА (угловые скорости и ускорения, возникающие при повороте КА, и т.п.).

Следовательно, в качестве критерия выбора проектных решений можно использовать критерий

$$m_{KA} \rightarrow \min. \quad (3.33)$$

Поскольку угловое ускорение ε_{KA} космического аппарата относительно какой-то определенной центральной оси связано с управляющим моментом $M_{уп}$ и моментом инерции КА J_{KA} (относительно той же оси) соотношением

$$\varepsilon_{KA} = \frac{M_{уп}}{J_{KA}}, \quad (3.34)$$

то усовершенствование динамических характеристик КА возможно также за счет уменьшения моментов инерции КА, то есть

$$J_{KA} \downarrow \Rightarrow K_{дин} \uparrow \Rightarrow W_{np} \uparrow.$$

Здесь J_{KA} - вектор моментов инерции КА, включающий моменты инерции относительно трех осей и центробежные моменты инерции.

Следовательно, в качестве критерия выбора проектных решений можно использовать критерий

$$J_{КА} \rightarrow \min. \quad (3.35)$$

В свою очередь, на момент инерции КА оказывает существенное влияние облик КА, другими словами, конструктивно-компоновочная схема и силовая схема КА.

Относительные массы бортовых систем и конструкции КА также можно рассматривать в качестве частных критериев эффективности

$$\xi_{BC} \rightarrow \min, \quad (3.36)$$

так как очевидно, что с их уменьшением масса КА в целом и моменты инерции уменьшаются, то есть

$$\xi_{BC} \downarrow \Rightarrow m_{BC} \downarrow \Rightarrow m_{КА} \downarrow \Rightarrow J_{КА} \downarrow \Rightarrow W_{np} \uparrow \Rightarrow C_{КА} \downarrow,$$

где ξ_{BC} и m_{BC} - соответственно относительная масса и масса какой-либо бортовой системы или конструкции КА.

Что касается влияния относительных масс составных частей КА на другие показатели эффективности (детальности, оперативности, срок активного существования и др.), то не все так однозначно. Так, увеличение относительной массы целевой аппаратуры $\xi_{ЦА}$ приводит к увеличению детальности $W_{оет}$, оперативности $W_{он}$, но также приводит к уменьшению производительности и срока активного существования $W_{ТАС}$ КА за счет уменьшения относительной массы других бортовых систем:

$$\xi_{ЦА} \uparrow \Rightarrow m_{ЦА} \uparrow \Rightarrow W_{оет} \uparrow \Rightarrow W_{он} \uparrow \Rightarrow W_{np} \downarrow \Rightarrow W_{ТАС} \downarrow. \quad (3.37)$$

Увеличение относительной массы топлива приводит к увеличению срока активного существования, то есть

$$\xi_{топл} = \bar{m}_{топл} \uparrow \Rightarrow W_{ТАС} \uparrow.$$

С другой стороны, увеличение относительной массы топлива неоднозначно влияет на производительность КА. Если топливо используется для улучшения динамических характеристик КА за счет включения реактивных двигателей ориентации, то увеличение относительной массы топлива приводит к увеличению массы КА в целом, моментов его инерции и тем самым к уменьшению производительности КА, то есть

$$\bar{m}_{топл} \uparrow \Rightarrow W_{np} \uparrow.$$

Если же топливо не используется для улучшения динамических характеристик КА за счет включения реактивных двигателей ориентации, то увеличение относительной массы топлива приводит к увеличению массы КА в целом, моментов его инерции и тем самым к уменьшению производительности КА, то есть

$$\bar{m}_{топл} \uparrow \Rightarrow m_{КА} \uparrow \Rightarrow J_{КА} \uparrow \Rightarrow K_{оин} \downarrow \Rightarrow W_{np} \downarrow.$$

Увеличение мощности системы электропитания $W_{СЭП}$ при прочих равных условиях приводит к улучшению динамических характеристик КА и, следовательно, к увеличению производительности, то есть

$$W_{СЭП} \uparrow \Rightarrow K_{оин} \uparrow \Rightarrow W_{np} \uparrow.$$

Однако увеличение мощности СЭП за счет увеличения размеров панелей солнечной батареи не всегда может привести к увеличению производительности КА, так как в этом случае увеличиваются масса и момент инерции КА, ухудшаются динамические характеристики КА, что может повлечь за собой снижение производительности, то есть

$$\bar{m}_{топл} \uparrow \Rightarrow m_{КА} \uparrow \Rightarrow J_{КА} \uparrow \Rightarrow K_{оин} \downarrow \Rightarrow W_{np} \downarrow.$$

Одним из факторов, существенно влияющим на характеристики производительности КА, является среднесуточная мощность системы электропитания. Среднесуточная мощность, в свою очередь, в значительной степени определяется среднесуточным углом α между нормалью к поверхности солнечной батареи и направлением на Солнце. Поэтому в качестве частного критерия можно использовать следующий критерий:

$$\cos \alpha \xrightarrow{x \in H} \max,$$

где $x \in H$ - условная запись ограничений различного рода.

Можно предложить и другие частные критерии.

В случаях, когда не удается построить простые частные критерии эффективности КА наблюдения, остается добросовестно построить критерии, учитывающие противоречивое воздействие проектных параметров на показатели эффективности КА.

3.7 Формулировки задач проектирования космического аппарата наблюдения по частным критериям эффективности

Приведем возможные пути и постановки задач *параметрического* синтеза КА по некоторым частным критериям.

Уменьшение массы КА в целом и увеличение динамических характеристик КА возможно за счет перераспределения масс между бортовыми системами. Постановка задачи в этом случае будет в виде задачи 11.

Задача 11. Определить значения вектора масс бортовых систем и конструкции КА, обеспечивающие минимальную массу КА при удовлетворении имеющихся ограничений, то есть

$$[m_{BC}^*]^T = \arg \min \left\{ \begin{array}{l} m_{КА} = m_{КА}(m_{BCi}) \\ (i = \overline{1, m}) \\ \sum_{i=1}^m m_{BCi} \leq m_{КА}; \\ \mathcal{G}_{КА} \in \Theta_{КА}^{TP} \end{array} \right\} \quad (3.38)$$

где $m_{КА}$ - масса КА (m – количество бортовых систем, включая конструкцию);

m_{BCi} - масса бортовых систем и конструкции КА;

$\mathcal{G}_{КА}$ - вектор проектных параметров КА, кроме массы БС и конструкции.

$\Theta_{КА}^{TP}$ - вектор ограничений по проектным параметрам, кроме массы БС и конструкции.

Задача 12. Определить массы бортовых систем КА, обеспечивающие максимальный срок активного существования КА, при удовлетворении имеющихся ограничений, включая ограничения по другим показателям эффективности:

$$[m_{BC}^*]^T = \arg \max \left\{ \begin{array}{l} T_{AC} = T_{AC}(m_{BCi}) \\ (i = \overline{1, m}) \end{array} \middle| \begin{array}{l} \sum_{i=1}^m m_{BCi} \leq m_{КА}; \\ \mathcal{G}_{КА} \in \Theta_{КА}^{TP} \end{array} \right\}. \quad (3.39)$$

Задача 13. Определить массы бортовых систем КА, обеспечивающие максимальную оперативность КА (минимальное время выполнения заявки) при удовлетворении имеющихся ограничений, включая ограничения по другим показателям эффективности:

$$[m_{BC}^*]^T = \arg \min \left\{ \begin{array}{l} T_{OP} = T_{OP}(m_{BCi}) \\ (i = \overline{1, m}) \end{array} \middle| \begin{array}{l} \sum_{i=1}^m m_{BCi} \leq m_{КА}; \\ \mathcal{G}_{КА} \in \Theta_{КА}^{TP} \end{array} \right\}. \quad (3.40)$$

Возможны и более частные постановки задач. Ниже приведены лишь технические постановки задач подобного рода.

Задача 14. Определить алгоритмы восстановления работоспособного состояния КА после отказа отдельных элементов бортовых систем, обеспечивающие максимальный оставшийся срок активного существования при заданных условиях внешней среды и удовлетворении имеющихся ограничений, включая ограничения по другим показателям эффективности.

Так, если объектом проектирования является расписание работы бортовой аппаратуры, то можно поставить следующую частную задачу проектирования.

Задача 15. Определить основные проектные характеристики расписания работы бортовой аппаратуры КА, обеспечивающие максимальную производительность КА при заданных условиях внешней среды и удовлетворении имеющихся ограничений, включая ограничения по другим показателям эффективности.

Задача 16. Определить расписание работы бортовой аппаратуры КА, обеспечивающее максимальный средний косинус угла установки солнечных батарей при заданных условиях внешней среды и удовлетворении имеющихся ограничений, включая ограничения по другим показателям эффективности.

4. МОДЕЛИ ДЛЯ ОЦЕНКИ МАССОГАБАРИТНЫХ, ИНЕРЦИОННЫХ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАБЛЮДЕНИЯ

Для построения конструктивно-компоновочной схемы проектируемого космического аппарата, расчета моментов инерции КА и составления предварительной массовой сводки прежде всего следует рассчитать массогабаритные, объемные и энергетические характеристики целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем, которые необходимы и достаточны для их реализации в конструкции.

При рассмотрении материала данного раздела предполагается, что читатель знаком с основами устройств и целевого функционирования космических аппаратов наблюдения. Тем, кто желает повторить этот материал, рекомендуется обратиться к учебному пособию [1].

Ниже представлены модели для оценки массогабаритных характеристик только тех элементов целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем, которые требуют для своей реализации относительно больших затрат массы.

4.1. Модели для оценки характеристик целевой аппаратуры

4.1.1. Модели для оценки характеристик оптико-электронного телескопического комплекса

Статистические модели

В табл. 4.1. представлены статистические данные по оптико-электронной аппаратуре некоторых космических аппаратов наблюдения различных стран. В этой таблице приведены следующие обозначения: ГЗ - главное зеркало; ПЗС - приборы с зарядовой связью.

Таблица 4.1. Основные характеристики аппаратуры наблюдения

Характеристики	Спутник разведки КН-11	Большой космический телескоп LST	ИСЗ Big-Bird	Орбитальный комплекс МОФ	Космический телескоп [33]	IKONOS-2 (Space Imaging)	Ресурс ДК
Диаметр ГЗ или объектива, м	1,5...1,8	2,4	3	3,9...4,0	1,5	0,7	0,5
Фокусное расстояние, м	27	24	6...8		20	10	8
Угловое поле зрения	0,6°... ...1°06'	0,17°					
Спектральный диапазон, мкм	0,5...0,8	0,1...2,0			Видимый спектр	0,45...0,90	0,5-0,8

Угловая разрешающая способность для $\lambda=0,5 \dots 0,8$ мкм	0,3...0,37" 1,5...2,0"	0,1"				---	
Разрешающая способность, м			0,3 (H = 160 км)			ПХ - 1 МС - 4 H=680км	ПХ - 1 МС - 2 H=350км
Масса, т	3,0...4,0	12	1,15-1,3		2,0	0,726	1,06
Длина, м	10	14,2	15	30	5	6,15	4
Приёмники изображения (разрешение или размер элемента)	Линейки ПЗС в РМВ		Фото-плёнка (100 лин/мм)		Линейки ПЗС (16 мкм)	Линейки ПЗС с матрицами ВЗН	Линейки ПЗС

На рис. 4.1 и 4.2 представлены графики зависимостей массы оптико-электронных телескопических комплексов (ОЭТК) и фокусного расстояния от детальности наблюдения.

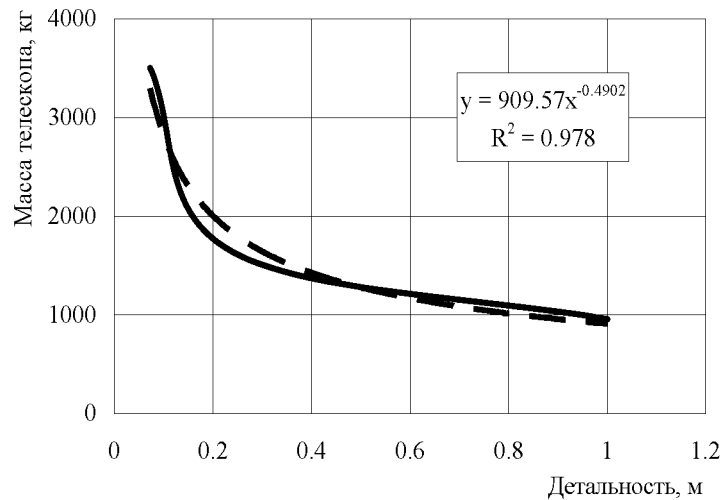


Рис. 4.1. Графики зависимости массы телескопического комплекса от детальности наблюдения

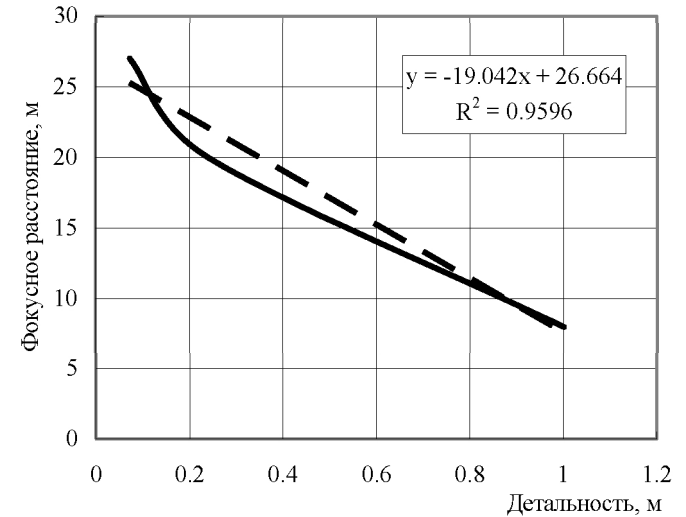


Рис. 4.2. Графики зависимости фокусного расстояния телескопического комплекса от детальности наблюдения

Статистические данные обработаны с помощью табличного процессора Microsoft Excel. Сплошными линиями отображены данные статистики, а пунктирными - уравнения линий аппроксимации. Сами уравнения представлены на поле графиков. Там же показаны коэффициенты корреляции R.

С помощью уравнений, показанных на поле графика, можно проводить расчеты массогабаритных характеристик оптико-электронных телескопических комплексов (ОЭТК).

Модели, построенные на основе геометрических законов оптики

1. По заданному показателю детальности наблюдения D определяется необходимое фокусное расстояние оптической системы наблюдения (см. исходную формулу (7.11) в учебном пособии [1]):

$$f = \frac{n \cdot 2 \cdot \Delta l}{D} \cdot H \cdot \cos \vartheta (1 + tg^2 \gamma + tg^2 \vartheta), \quad (4.1)$$

где H - высота полета КА в момент съемки;

ϑ и γ - углы тангажа и крена КА во время проведения съемки;

Δl - линейный размер элемента фотоприемного устройства (линейки или матрицы ПЗС);

n - количество пар элементов, необходимых для идентификации снимаемого объекта.

2. По заданной ширине захвата B объекта наблюдения определяется необходимая длина линейки ПЗС (см. исходную формулу (7.8) в учебном пособии [1]):

$$l = \frac{B \cdot f}{H \cdot \cos \vartheta (1 + tg^2 \gamma + tg^2 \vartheta)}. \quad (4.2)$$

3. Задаются коэффициентом превышения диаметра главного зеркала оптико-электронного телескопического комплекса над длиной фотоприемного устройства (линейки ПЗС) $k_{ГЗ}$. Этот коэффициент для современных лучших оптических систем по статистике находится в пределах от трех до четырех единиц, то есть $k_{ГЗ} = 3...4$, и выбирается исходя из условий минимизации искажений.

4. Определяется диаметр главного зеркала:

$$D_{ГЗ} = k_{ГЗ} \cdot l. \quad (4.3)$$

5. Определяется диаметр оптико-электронного телескопического комплекса:

$$D_{ОЭТК} = k_D \cdot D_{ГЗ}, \quad (4.4)$$

где k_D - коэффициент превышения диаметра корпуса оптико-электронного телескопического комплекса над диаметром главного зеркала.

6. Задаются коэффициентом превышения фокусного расстояния оптико-электронного телескопического комплекса (ОЭТК) над его длиной k_f , исходя из возможности уменьшения длины ОЭТК за счет установки вторичных зеркал и линзовых корректоров. Этот коэффициент для современных лучших оптических систем не более трех-четырёх единиц, то есть $k_f = 3...4$. Исключения составляют четырехлинзовые зеркальные системы (см. рис. 8.7), у которых этот коэффициент может быть больше.

7. Определяется длина ОЭТК:

$$L_{ОЭТК} = \frac{f}{k_f}.$$

8. Подсчитывается объем ОЭТК:

$$V_{ОЭТК} = \frac{\pi \cdot D_{ОЭТК}^2}{4} \cdot L_{ОЭТК}.$$

9. Определяется масса ОЭТК по данным статистики (как было описано выше) или по приближенным зависимостям:

$$m_{ОЭТК} = im_{ОЭТК} \cdot V_{ОЭТК},$$

где $im_{ОЭТК}$ - удельная масса ОЭТК (масса, приходящаяся на единицу объема), которая по данным статистики составляет 130...180 кг/м³.

Следует заметить, что удельная масса ОЭТК представляет собой ни что иное, как среднюю плотность компоновки ОЭТК.

10. Определяется среднесуточная мощность энергопотребления ОЭТК также по удельной мощности электропотребления:

$$W_{ОЭТК} = iw_{ОЭТК} \cdot m_{ОЭТК},$$

где $iw_{ОЭТК}$ - удельная мощность ОЭТК (электрическая мощность, приходящаяся на единицу массы ОЭТК).

11. Определяется приведенный момент инерции ОЭТК относительно поперечной оси, проходящей через геометрический центр этого цилиндра, по следующей зависимости:

$$J = \frac{m_{ОЭТК}}{12 \left(\frac{D_{ОЭТК}}{2} + L_{ОЭТК} \right)} \times \left[3 \left(\frac{D_{ОЭТК}}{2} \right)^2 \left(\frac{D_{ОЭТК}}{2} + 2L_{ОЭТК} \right) + L_{ОЭТК}^2 \left(3 \frac{D_{ОЭТК}}{2} + L_{ОЭТК} \right) \right]. \quad (4.5)$$

Приведенным моментом инерции здесь и далее будем называть момент инерции цилиндра относительно поперечной оси, проходящей через геометрический центр этого цилиндра. Причем масса этого цилиндра равна массе анализируемого элемента, а диаметр и длина цилиндра принимаются равными соответственно среднему диаметру и средней длине КА.

В данном случае считается, что масса ОЭТК как бы "размазана" по поверхности цилиндра, размеры которого соответствуют средним размерам космического аппарата. Зависимость для расчета момента инерции заимствована из работы [42].

Необходимо также отметить, что здесь и далее рассчитывается только значение максимального приведенного собственного момента инерции, поскольку этот момент необходим в дальнейшем для оценки управляющего момента силового гироскопического комплекса космического аппарата.

4.1.2. Расчет характеристик системы приема и преобразования информации

Масса системы приема и преобразования информации (СППИ) рассчитывается следующим образом.

1. Задается скорость передачи информации. Она должна быть достаточной для работы КА в режиме почти реального времени.

2. Масса СППИ рассчитывается по формуле

$$m_{СППИ} = im_{СППИ} \cdot V_{СППИ},$$

где $im_{СППИ}$ - удельная масса СППИ (масса СППИ, необходимая для передачи единицы информации).

В настоящее время удельная масса СППИ продолжает уменьшаться, поскольку ее аппаратура постоянно совершенствуется вместе с совершенствованием информационных технологий.

3. Рассчитывается объем аппаратуры СППИ по зависимости

$$V_{СППИ} = \rho_{СППИ} \cdot m_{СППИ},$$

где $\rho_{СППИ}$ - средняя плотность компоновки приборной СППИ.

По статистике для относительно больших космических аппаратов наблюдения она с учетом неплотной компоновки в среднем составляет $\rho_{СППИ} \approx 300 \text{ кг/м}^3$.

4. Рассчитывается среднесуточная мощность электропотребления СППИ по формуле

$$W_{СППИ} = iw_{СППИ} \cdot V_{СППИ},$$

где $iw_{СППИ}$ - удельная мощность энергопотребления.

5. Рассчитывается приведенный момент инерции системы приема и преобразования информации по зависимости

$$J_{СППИ} = m_{СППИ} \left(\frac{D_{КА}^2}{16} + \frac{L_{КА}^2}{12} \right),$$

где $D_{КА}$ и $L_{КА}$ - средний диаметр и средняя длина КА.

В данном случае считается, что масса системы приема и преобразования информации как бы "размазана" по объему цилиндра, размеры которого соответствуют средним размерам космического аппарата. Зависимость для расчета момента инерции цилиндра заимствована из работы [42].

4.1.3. Расчет характеристик высокоскоростной радиолинии

1. Масса высокоскоростной радиолинии (ВРЛ) рассчитывается по аналогичным зависимостям, что и масса системы приема и преобразования информации, только удельная масса ВРЛ будет иметь другое значение:

$$m_{ВРЛ} = iw_{ВРЛ} \cdot V_{ВРЛ},$$

где $iw_{ВРЛ}$ - удельная масса ВРЛ (масса ВРЛ, необходимая для передачи единицы информации).

2. Рассчитывается объем аппаратуры ВРЛ по следующей зависимости:

$$V_{ВРЛ} = \rho_{ВРЛ} \cdot m_{ВРЛ},$$

где $\rho_{ВРЛ}$ - средняя плотность компоновки приборов ВРЛ. По статистике она в среднем составляет также $\rho_{ВРЛ} \approx 300 \text{ кг/м}^3$.

3. Рассчитывается среднесуточная мощность электропотребления ВРЛ по соотношению

$$W_{ВРЛ} = iw_{ВРЛ} \cdot V_{ВРЛ},$$

где $iw_{ВРЛ}$ - удельная мощность энергопотребления.

4. Рассчитывается приведенный момент инерции высокоскоростной радиолинии по формуле

$$J_{ВРЛ} = m_{ВРЛ} \left(\frac{D_{КА}^2}{16} + \frac{L_{КА}^2}{12} \right).$$

4.1.4. Расчет характеристик прочих элементов целевой аппаратуры

Масса прочих элементов принимается в процентах от массы целевой аппаратуры. По статистике она примерно равна 2%.

Расчет объема производится по расчетным зависимостям, аналогичным расчетным зависимостям для ВРЛ.

Расчет среднесуточной мощности энергопотребления производится по следующей зависимости:

$$W_{ПрЦА} = iw_{ПрЦА} \cdot m_{ПрЦА},$$

где $m_{ПрЦА}$ - масса прочих элементов целевой аппаратуры;

$iw_{ПрЦА}$ - удельная мощность энергопотребления (мощность, приходящаяся на единицу массы аппаратуры).

Расчет приведенного момента инерции также проводится по зависимости, аналогичной расчетной зависимости приведенного момента инерции высокоскоростной радиолинии.

4.1.5. Расчет характеристик целевой аппаратуры в целом

Массогабаритные, энергетические и инерционные характеристики всей целевой аппаратуры рассчитываются путем суммирования по отдельным составным частям целевой аппаратуры.

4.2. Модели для оценки характеристик бортового комплекса управления

В первом приближении относительная масса бортового комплекса управления находится на основе статистики:

$$m_{СУ} = (0,050 \dots 0,100)m_{КА}.$$

Нижнее значение - для простейших космических аппаратов. Верхнее значение - для многофункциональных КА.

Большую долю массы бортового комплекса управления (БКУ) занимает масса силового гироскопического комплекса (СГК). Масса комплексной двигательной установки (КДУ) рассматривается отдельно и в массу БКУ не включается.

Во втором приближении для более детальных расчетов проводится декомпозиция БКУ по составным частям, разрабатываются модели для расчета массогабаритных и энергетических характеристик, которые затем и рассчитываются.

В третьем приближении разрабатываются расчетные модели массогабаритных характеристик на основе физики функционирования БКУ. При этом расчет начинается с "массозатратных" систем и элементов, а заканчивается прочими элементами. В группе прочих элементов учитываются элементы с малыми затратами масс на их реализацию. Ниже рассматриваются некоторые из таких моделей.

В четвертом приближении производится уточнение массогабаритных характеристики и моментов инерции БКУ с помощью системы SolidWorks.

4.2.1. Модели для оценки характеристик силового гироскопического комплекса

Задача заключается в выборе габаритов, формы и массы ротора гироскопического комплекса, обладающего заданным кинетическим моментом.

Выбор формы и размеров ротора силового гироскопического комплекса

Проблема при решении этой задачи заключается в том, что при выборе массогабаритных характеристик ротора силового гироскопического комплекса (СГК) необходимо учесть влияние сразу двух факторов, влияющих на кинетический момент ротора – массы ротора и его габаритов. При выборе формы ротора гироскопического комплекса необходимо удовлетворить противоречивым требованиям:

- создать ротор СГК как можно меньшей массы;
- создать ротор, обладающий максимальным собственным моментом инерции.

Задачу предложено решать с учетом конструктивных ограничений следующим образом.

Ротор гироскопического комплекса в виде толстостенного цилиндра имеет наибольший момент инерции при заданной массе и габаритах. Поэтому следовало бы выбрать ротор гироскопического комплекса в форме цилиндра из-за соображений максимального момента инерции при заданной массе и габаритах (радиусе). Но ротор гироскопического комплекса поворачивается также и относительно другой оси (двухстепенной гироскоп), и для обеспечения вращения ротора по двум осям его надо помещать в статор в форме шара. Следовательно, форму ротора гироскопического комплекса следует выбрать в форме шара с цилиндрическим отверстием внутри шара. Остался вопрос о соотношениях размеров: радиуса ротора, наружная поверхность которого выполнена в форме шара, и радиуса цилиндрического отверстия (рис. 4.3).

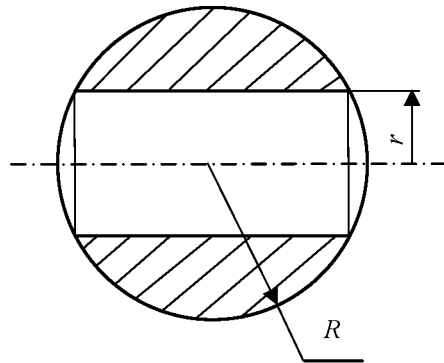


Рис. 4.3. Форма ротора гироскопического комплекса

Получим приближенную формулу для расчета момента инерции ротора гироскопического комплекса такой формы:

$$J_{\text{РГП}} = J_{\text{ш}} - J_{\text{ц}}, \quad (4.6)$$

где $J_{\text{ш}}$ и $J_{\text{ц}}$ - моменты инерции шара и цилиндра, которые подсчитываются по следующим зависимостям [42]:

$$J_{\text{ш}} = \frac{2}{5} m_{\text{ш}} \cdot R^2 \quad \text{и} \quad J_{\text{ц}} = \frac{1}{2} m_{\text{ц}} \cdot r^2. \quad (4.7)$$

В этих выражениях $m_{\text{ш}}$ и $m_{\text{ц}}$ - масса шара и масса цилиндра соответственно.

Массу шара и цилиндра можно также выразить через радиусы шара и цилиндра:

$$m_{\text{ш}} = \rho_{\text{РГП}} \cdot V_{\text{ш}} = \rho_{\text{РГП}} \cdot \frac{4}{3} \pi R^3, \quad (4.8)$$

$$m_{\text{ц}} = \rho_{\text{РГП}} \cdot V_{\text{ц}} = \rho_{\text{РГП}} \cdot \pi r^2 h \approx \rho_{\text{РГП}} \cdot \pi r^2 \cdot 2R, \quad (4.9)$$

где $\rho_{\text{РГП}}$ - плотность материала ротора гироскопического комплекса;

$V_{\text{ш}}$ - объем шара, в котором заключен ротор гироскопического комплекса;

$V_{\text{ц}}$ - объем цилиндрической части ротора, изымаемой из объема шара;

h - высота (длина) цилиндра.

Подставляя (4.8) и (4.9) в (4.7) и далее в (4.6), можно прийти к следующей зависимости для определения момента инерции ротора гироскопического комплекса:

$$J_{\text{РГП}} = \pi \cdot \rho_{\text{РГП}} \cdot R \left(\frac{8}{15} R^4 - r^4 \right). \quad (4.10)$$

Приближенная формула для расчета массы ротора гироскопического комплекса будет следующей:

$$m_{\text{РГП}} = m_{\text{ш}} - m_{\text{ц}} = \pi \cdot \rho_{\text{РГП}} \cdot R \left(\frac{4}{3} R^2 - 2 \cdot r^2 \right). \quad (4.11)$$

Результаты численного анализа влияния отношений размеров ротора гироскопического комплекса на относительные характеристики массы и момента инерции приведены в табл. 4.2 и на рис. 4.4.

Таблица 4.2. Влияние отношения размеров ротора на относительные характеристики массы и момента инерции

R/r	Масса	Момент инерции
0.1	0.985	0.9998
0.2	0.940	0.9970
0.3	0.865	0.9848
0.4	0.760	0.9520

0.5	0.625	0.8828
0.6	0.460	0.7570
0.7	0.265	0.5498

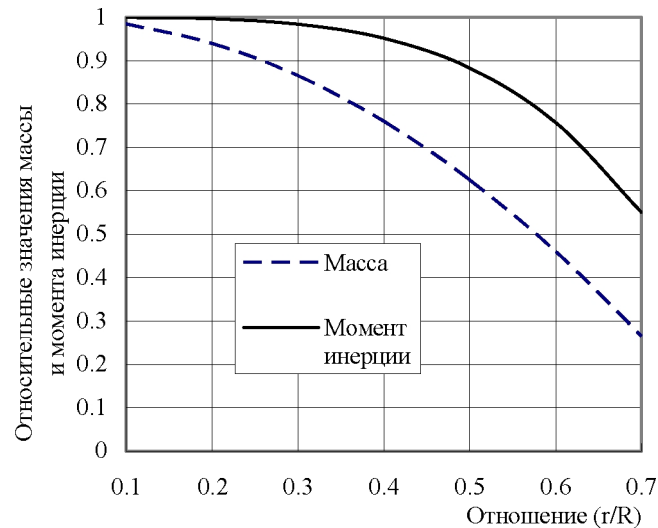


Рис. 4.4. Изменение относительных значений массы и момента инерции тела сферической формы с цилиндрическим отверстием

Из анализа результатов численного моделирования следует, что отношение радиуса цилиндрического отверстия к радиусу сферы лучше выбирать из диапазона 0,4...0,5, так как при этом момент инерции ротора такой формы уменьшается на 4,8...11,7% по сравнению с моментом инерции ротора в форме сплошного шара. А масса ротора такой формы уменьшается на 24...37,5% по сравнению с массой ротора в форме шара.

При фиксированном отношении радиуса цилиндра к радиусу шара формулы для расчета момента инерции ротора и массы ротора определяются двумя параметрами: радиусом шара, в котором "вращается ротор", и плотностью конструкционного материала ротора.

Так, для отношения $r/R = 0,5$ расчетные формулы (4.10) и (4.11) приобретают следующий вид:

$$J_{\text{рпг}} = \frac{113}{240} \pi \cdot \rho_{\text{рпг}} \cdot R^5; \quad (4.12)$$

$$m_{\text{рпг}} = \frac{5}{6} \pi \cdot \rho_{\text{рпг}} \cdot R^3. \quad (4.13)$$

Отличительной особенностью этих формул является то, что на их основе можно однозначно определить радиус ротора гиросприбора и его массу, задаваясь кинетическим моментом ротора и плотностью конструкционного материала.

Радиус ротора можно получить по следующей формуле (полученной из выражения (4.12)):

$$R = \sqrt[5]{\frac{240 \cdot J_{\text{рпг}}}{113 \cdot \pi \cdot \rho_{\text{рпг}}}}, \quad (4.14)$$

а массу ротора гиросприбора по формуле (4.13).

Модели для оценки массогабаритных характеристик силового гироскопического комплекса

Принятые допущения

1. Поворот космического аппарата осуществляется относительно трех координатных осей тремя гиросприборами.

Следует заметить, что в штатном режиме обычно работают все четыре гиросприбора. Однако при отказе одного из них (любого) работа осуществляется тремя гиросприборами. Поэтому при таком допущении будет некоторый запас по кинетическому моменту для работы космического аппарата с четырьмя гиросприборами.

2. Поворот космического аппарата относительно одной оси осуществляется одним гиросприбором. То есть рассчитываются характеристики одного гиросприбора, так как два других работают по другим осям стабилизации.

Следует также отметить, что в действительности работают все гиросприборы, компенсируя взаимное влияние их друг на друга. Однако принятое допущение позволяет упростить задачу и не вносить большой погрешности в результаты расчета кинетического момента гиросприбора.

3. Сумма кинетического момента космического аппарата при его угловом движении и кинетического момента гиросприбора постоянна.

4. Угловая скорость вращения ротора гиросприбора постоянна.

5. Вектор момента сил, прикладываемых к рамке силового гиросприбора, перпендикулярен вектору кинетического момента ротора гиросприбора.

6. Угол поворота рамки гиросприбора при прецессии его ротора неограничен.

7. Моментом трения в узлах подвески рамки и ротора гиросприбора пренебрегаем.

Основные расчетные зависимости

В основу расчета положены следующие зависимости теории гироскопов, справедливые в условиях принятых допущений [35, 47, 48]:

$$1. K = J \cdot \omega, \quad (4.15)$$

где K – кинетический момент вращающегося тела;

J – момент инерции вращающегося тела;

ω – угловая скорость вращения тела.

$$2. M_B = K_G \cdot \omega_{\text{прец}}, \quad (4.16)$$

где M_B – момент внешних сил, прикладываемых к рамке двухстепенного гироскопа;

K_G – кинетический момент гироскопа;

$\omega_{\text{ПРЕЦ}}$ – угловая скорость прецессии гироскопа.

3. Зависимости для расчета момента инерции ротора гироскопа в виде шара с цилиндрическим отверстием и массы ротора представлены формулами (4.14) и (4.13).

$$4. M_C = J\varepsilon, \quad (4.17)$$

где M_C – момент сил, действующих на вращающееся тело;

J – момент инерции;

ε – угловое ускорение.

Исходные данные для расчета:

- максимальный момент инерции космического аппарата J [кг·м²];

- максимальная угловая скорость поворота КА $\omega_{КА}$ [рад/с];

- максимальное угловое ускорение при повороте КА $\varepsilon_{КА}$ [рад/с²].

Алгоритм расчета

1. Рассчитывается кинетический момент КА по формуле

$$K_{КА} = J_{КА}\omega_{КА}. \quad (4.18)$$

2. Рассчитывается максимальное значение момента силы, который необходим для поворота КА с максимальным ускорением:

$$M_{КА} = J_{КА}\varepsilon_{КА}. \quad (4.19)$$

3. Момент силы, прикладываемый к внешней рамке двухстепенного гироскопа, принимается равным моменту силы, который необходим для поворота космического аппарата (пренебрегая трением в узлах подвески внешней рамки гироскопа):

$$M_{СГП} = M_{КА}. \quad (4.20)$$

4. Задается по статистическим данным прототипов допустимая угловая скорость прецессии СГП: $\omega_{\text{ПРЕЦ}}$.

По статистике угловая скорость прецессии составляет примерно 8 °/с.

5. Рассчитывается потребный кинетический момент ротора гироскопа:

$$K_{СГП} = \frac{M_{СГП}}{\omega_{\text{ПРЕЦ}}}. \quad (4.21)$$

6. Назначается по статистическим данным прототипов максимально возможная (достижимая) угловая скорость ротора гироскопа $\omega_{\text{РГП}}$ [рад/с]. Эта скорость по статистике равна 7200 об/мин.

7. Определяется потребный момент инерции ротора гироскопа:

$$J_{\text{РГП}} = \frac{K_{СГП}}{\omega_{\text{РГП}}}. \quad (4.22)$$

8. Определяется радиус ротора гироскопа по формуле (4.14).

9. Определяется масса ротора гироскопа по формуле (4.13).

10. Проверяется условие нахождения скорости вращения ротора гироскопа в допустимой области по следующему критерию:

$$\omega_{\text{РГП}} \leq \omega_{\text{ПРЕД}}, \quad (4.23)$$

где $\omega_{\text{ПРЕД}}$ – предельная угловая скорость вращения ротора гироскопа, которая, в свою очередь, рассчитывается из условий прочности ротора по следующей зависимости:

$$\omega_{\text{ПРЕД}} = \sqrt{\frac{[\sigma]}{f\rho R^2}}. \quad (4.24)$$

В последнем выражении использованы следующие обозначения:

$[\sigma]$ – допустимое напряжение в роторе;

f – коэффициент безопасности;

ρ – плотность материала ротора;

R – радиус ротора гироскопа.

Вместо проверки условия нахождения скорости вращения ротора гироскопа в допустимой области можно проверять условие прочности ротора гироскопа по формуле:

$$\sigma \leq [\sigma], \quad (4.25)$$

где σ – окружное напряжение в роторе гироскопа, которое, в свою очередь, определяется по следующей зависимости:

$$\sigma = f\rho r^2 \omega_{\text{ПРЕД}}^2. \quad (4.26)$$

11. Определяется масса силового гироскопа (СГП) из условия, что масса ротора СГП составляет долю k_1 от массы СГП, включающей массу ротора, статора и корпуса СГП:

$$m_{\text{СГП}} = \frac{m_{\text{РГП}}}{k_1}. \quad (4.27)$$

12. Определяется масса электроники силового гироскопа (СГП) из условия, что ее масса составляет примерно долю k_2 от массы СГП (включающей массу ротора, статора и корпуса СГП):

$$m_{\text{ЭлСГП}} = k_2 m_{\text{СГП}}. \quad (4.28)$$

13. Определяется масса одного СГП с блоком электроники:

$$m_{\text{СГ1}} = m_{\text{СГП}} + m_{\text{ЭлСГП}}. \quad (4.29)$$

14. Определяется масса СГК, состоящего из четырех силовых гироскопов и четырех блоков электроники:

$$m_{\text{СГ4}} = 4 m_{\text{СГ1}}. \quad (4.30)$$

Таким образом, поставленная задача по определению массы силового гироскопического комплекса решена.

Расчет мощности среднесуточного энергопотребления силового гироскопического комплекса

Расчет среднесуточной мощности энергопотребления производится по следующей зависимости:

$$W_{СГК} = iw_{СГК} m_{СГК},$$

где $m_{СГК}$ - масса силового гироскопического комплекса;

$iw_{СГК}$ - удельная мощность энергопотребления (мощность, приходящаяся на единицу массы аппаратуры).

Расчет приведенного момента инерции также проводится по аналогичной зависимости, что и при расчете высокоскоростной радиолинии.

4.2.2. Расчет характеристик системы сброса кинетического момента

Характеристики системы сброса кинетического момента (ССКМ) рассчитываются следующим образом.

1. Масса элементов системы сброса кинетического момента задается как доля от массы космического аппарата. По статистике она составляет примерно 1%.

2. Масса аппаратуры системы сброса кинетического момента задается в процентах от массы всей ССКМ. По статистике она составляет примерно 70%.

3. Определяется масса штанг системы сброса кинетического момента как разница между массой системы сброса кинетического момента и массой ее аппаратуры.

4. Объем аппаратуры системы сброса кинетического момента определяется по средней плотности компоновки.

5. Объем штанг системы сброса кинетического момента определяется по плотности конструкционного материала штанг и коэффициента заполнения объема штанг конструкционным материалом (примерно 30%).

6. Расчет среднесуточной мощности энергопотребления производится по следующей зависимости:

$$W_{ССКМ} = iw_{ССКМ} m_{АССКМ},$$

где $m_{АССКМ}$ - масса аппаратуры системы сброса кинетического момента;

$iw_{ССКМ}$ - удельная мощность энергопотребления (мощность, приходящаяся на единицу массы аппаратуры).

7. Расчет приведенного момента инерции системы сброса кинетического момента проводится по формуле:

$$J_{ССКМ} = m_{ССКМ} \left(\frac{D_{КА}^2}{16} + \frac{L_{КА}^2}{12} \right),$$

где $D_{КА}$ и $L_{КА}$ - средний диаметр и средняя длина космического аппарата.

4.2.3. Расчет характеристик других составных частей бортового комплекса управления

К другим составным частям бортового комплекса управления в данном случае относятся:

- система трансляции команд и распределения питания (СТКРП);
- бортовая аппаратура командно-измерительной системы (КИС);
- бортовая информационно-телеметрическая система (БИТС);
- бортовая вычислительная система (БВС).

Кроме того, отдельно выделяется категория «прочих элементов бортового комплекса управления».

Все характеристики указанных составных частей бортового комплекса управления рассчитываются на основе статистических моделей по методике, представленной для расчета характеристик сброса кинетического момента (ССКМ). Естественно, что количественные значения соответствующих коэффициентов в моделях будут другими.

Примерные процентные соотношения масс рассматриваемых составных частей бортового комплекса управления от массы космического аппарата будут следующими:

- масса элементов системы трансляции команд и распределения питания - 1%;
- масса элементов бортовой аппаратуры командно-измерительной системы - 0,75 %;
- масса элементов бортовой информационно-телеметрической системы - 0,7 %;
- масса прочих элементов бортового комплекса управления - 4% (в эту массу входят все неучтенные составные части).

Массогабаритные, энергетические и инерционные характеристики всей аппаратуры бортового комплекса управления рассчитываются путем суммирования по его отдельным составным частям.

4.3. Математические модели для оценки характеристик системы обеспечения теплового режима

Масса системы обеспечения теплового режима (СОТР) космического аппарата зависит от величины тепловыделения аппаратуры и систем КА. Относительная масса СОТР по статистике составляет от 3 до 12 % от массы КА. Нижнее значение относится к малогабаритным КА с небольшим уровнем тепловыделения и простейшими, как правило, пассивными системами терморегулирования. Верхнее значение относительной массы системы терморегулирования касается КА с большим тепловыделением и сложной системой терморегулирования с жидкостными контурами, радиаторами и т.п.

То есть массу системы обеспечения теплового режима в первом приближении можно рассчитать по следующей зависимости:

$$m_{СОТР} = (0,3...0,12) m_{КА}.$$

Однако этот расчет грубый и во **втором приближении** необходимо проводить более детальные расчеты. Для этого следует провести декомпозицию системы обеспечения теплового режима по составным частям.

Прежде всего системы обеспечения теплового режима разделяют на пассивные средства (маты экранно-вакуумной теплоизоляции - ЭВТИ и специальные покрытия с определенными отражающими и поглощающими характеристиками) и активные средства - систему терморегулирования (СТР).

4.3.1. Расчет массогабаритных характеристик пассивной части системы обеспечения теплового режима

1. В **первом приближении** масса экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ) рассчитывается по формуле

$$m_{ЭВТИ} = \mu m_{ЭВТИ} k_{ЭВТИ} S_{КА},$$

где $\mu m_{ЭВТИ}$ - удельная масса экранно-вакуумной теплоизоляции, которая по данным статистики составляет примерно 0,8 кг/м²;

$k_{ЭВТИ}$ - коэффициент покрытия матами экранно-вакуумной теплоизоляции наружной поверхности космического аппарата, который у современных КА составляет примерно 0,80;

$S_{КА}$ - площадь наружной поверхности космического аппарата.

Во **втором приближении** эту площадь можно оценить, представив космический аппарат в виде цилиндра, диаметр которого равен среднему диаметру КА, а длина цилиндра – средней длине КА. Тогда эта площадь будет равна сумме площадей боковой поверхности цилиндра и двух торцевых площадей этого цилиндра. Расчетная зависимость будет следующей:

$$S_{КА} = \pi d_{КА} l_{КА} + 2 \frac{\pi \cdot d_{КА}^2}{4},$$

где $d_{КА}$ и $l_{КА}$ - соответственно средний диаметр и средняя длина космического аппарата.

Объем, занимаемый экранно-вакуумной теплоизоляцией, можно рассчитать по следующей зависимости:

$$V_{ЭВТИ} = \delta_{ЭВТИ} k_{ЭВТИ} S_{КА},$$

где $\delta_{ЭВТИ}$ - толщина ЭВТИ, которая с учетом ее "взбухания" в вакууме составляет примерно 20 мм;

$k_{ЭВТИ}$ - коэффициент, учитывающий степень заполнения внешней поверхности космического аппарата экранно-вакуумной теплоизоляцией.

Приведенный момент инерции экранно-вакуумной теплоизоляции рассчитывается по формуле

$$J_{ЭВТИ} = \frac{m_{ЭВТИ}}{12 \left(\frac{d_{КА}}{2} + l_{КА} \right)} \left[3 \left(\frac{d_{КА}}{2} \right)^2 \cdot \left(\frac{d_{КА}}{2} + 2 \cdot l_{КА} \right) + l_{КА}^2 \left(3 \cdot \frac{d_{КА}}{2} + l_{КА} \right) \right].$$

В данном случае считается, что экранно-вакуумная теплоизоляция как бы "размазана" по поверхности цилиндра, размеры которого соответствуют средним размерам космического аппарата.

Электроэнергию пассивная часть системы обеспечения теплового режима не потребляет. Терморегулирующие покрытия для своей реализации не требуют дополнительной массы.

4.3.2. Расчет массогабаритных характеристик системы терморегулирования

1. Задаются относительной массой системы терморегулирования (СТР). Для многофункциональных космических аппаратов детального оперативного наблюдения эта масса составляет 2...3%.

2. Рассчитывается масса системы терморегулирования:

$$m_{СТР} = \xi_{СТР} m_{КА},$$

где $\xi_{СТР}$ - относительная масса системы терморегулирования.

3. Задаются долей теплоносителя в системе терморегулирования. По статистике она составляет примерно 40%.

4. Рассчитывается масса жидкого теплоносителя:

$$m_{жСТР} = \xi_{жСТР} m_{КА},$$

где $\xi_{жСТР}$ - относительная масса теплоносителя (жидкости) системы терморегулирования.

5. Задаются средней плотностью компоновки приборов и агрегатов системы терморегулирования. По статистике она составляет примерно 300 кг/м³.

6. Рассчитывается объем аппаратуры и агрегатов системы терморегулирования:

$$V_{СТР} = \frac{m_{СТР}}{\rho_{СТР}},$$

где $\rho_{СТР}$ - плотность компоновки системы терморегулирования.

7. Задаются удельной мощностью электропотребления аппаратуры и агрегатов системы терморегулирования.

8. Рассчитывается среднесуточная мощность электропотребления системы терморегулирования:

$$W_{СТР} = \mu w_{СТР} m_{СТР},$$

где $\mu w_{СТР}$ - удельная мощность электропотребления аппаратуры и агрегатов системы терморегулирования.

9. Рассчитывается приведенный к космическому аппарату момент инерции системы терморегулирования:

$$J_{СТР} = m_{СТР} \left(\frac{D_{КА}^2}{16} + \frac{L_{КА}^2}{12} \right).$$

В данном случае полагается, что масса аппаратуры и агрегатов космического аппарата, как и ранее, размазана равномерно по объему КА.

4.3.3. Расчет массогабаритных и энергетических характеристик системы терморегулирования с учетом составных частей¹

В третьем приближении проводится расчет массогабаритных и энергетических характеристик системы обеспечения теплового режима (СОТР) при более детальном разделении системы терморегулирования (СТР) на составные части. Систему терморегулирования условно можно разбить на три основных подсистемы или конструктивные части:

- радиаторы-излучатели, сбрасывающие тепло в окружающее пространство;
- контур циркуляции теплоносителя, объединяющий первую и вторую подсистемы, обеспечивающий их нормальное функционирование, выполнение регулирующих и управляющих функций;
- теплообменники (контактные теплообменники-термоплаты для отвода тепла от электропотребляющего оборудования: газожидкостные теплообменники, обеспечивающие тепловой режим в газозаполненных объемах; корпусные теплообменники, термостабилизирующие элементы конструкции).

По статистике относительная масса этих подсистем составляет: первая – 10..25%; вторая -15..30% и третья подсистема - 45..75%.

Соответственно модель для оценки массы описывается следующим выражением:

$$M_{СТР} = M_{ТО} + M_{КЦ} + M_{РТО}, \quad (4.31)$$

где $M_{ТО}$ - масса теплообменников;

$M_{КЦ}$ - масса контура циркуляции;

$M_{РТО}$ - масса радиационного теплообменника.

Модель для оценки массы радиационного теплообменника

Эту модель удобно представить в следующем виде:

$$M_{РТО} = \mu_{зд} S_{РТО}, \quad (4.32)$$

где $\mu_{зд}$ и $S_{РТО}$ - соответственно удельная масса панелей радиационного теплообменника [кг/м²] и суммарная площадь их панелей [м²].

Для определения необходимой площади радиационного теплообменника воспользуемся математическими моделями, используемыми при расчете тепловых потоков.

В тепловом отношении космический аппарат является телом, которое находится в условиях теплообмена с окружающей средой. Уравнение теплового баланса в общем случае имеет вид

$$\sum m_i c_i dT_i = (Q_{нар} + Q_{вн}) dt - Q_{изл} dt,$$

где m_i, c_i, dT_i - масса, удельная теплоемкость и температура i -го элемента конструкции соответственно;

$Q_{нар}$ - тепловой поток, подводимый к поверхности КА извне;

$Q_{вн}$ - тепловой поток от внутренних тепловыделений КА;

$Q_{изл}$ - тепловой поток, излучаемый космическим аппаратом в окружающее пространство.

Внешними источниками тепла служат:

- прямая солнечная радиация ($Q_{солн}$);
- тепловыделения, обусловленные столкновением с молекулами ($Q_{мол}$);
- возможная рекомбинация на поверхности радиатора-излучателя атомов газа атмосферы ($Q_{рек}$);
- отраженная от планеты радиация ($Q_{отр}$) и собственное излучение планеты ($Q_{изл пл}$).

Получаем:

$$Q_{нар} = A_s (Q_{солн} + Q_{отр}) + E_w Q_{пл} + Q_{мол} + Q_{рек},$$

где A_s и E_w - соответственно коэффициент поглощения солнечной радиации и степень черноты наружной поверхности космического аппарата.

Величины $Q_{мол}$ и $Q_{рек}$ весьма малы, поэтому ими можно пренебречь.

Тепловые потоки $Q_{солн}$, $Q_{отр}$ и $Q_{изл}$ будем рассматривать для полета вблизи Земли, т.к. здесь они максимальны:

$$Q_i = q_i S_m^i,$$

где q_i - удельный тепловой поток;

S_m^i - площадь мишени космического аппарата по направлению теплового потока.

Определим удельные тепловые потоки:

$$1) q_{солн} = \sigma T_c^4 \left(\frac{R_c}{r} \right),$$

где $T_c = 5755 K$ - температура поверхности Солнца;

$\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8} \text{ Вт/(м}^2 \text{К}^4)$ - постоянная Стефана-Больцмана;

$R_c = 6,96 \cdot 10^8 \text{ м}$ - радиус Солнца;

¹ Модель и программное обеспечение в части расчета массы элементов системы обеспечения теплового режима космического аппарата наблюдения разработаны с участием аспиранта В. В. Володугева.

r - расстояние от Солнца до космического аппарата (учитывая, что расстояние от центра Земли до космического аппарата намного меньше расстояния от Солнца до Земли, считаем, что $r \approx 14,95 \cdot 10^7$ км).

$$2) q_{отп} = \frac{2}{3} a_{пл} q_{солн} B_0 \left[B_0 - \sqrt{1 - B_0^2} + \frac{2}{B_0} \cdot \sqrt{1 - B_0^2} \right] \cos \psi,$$

где $a_{пл} = 0,29$ - альbedo планеты (Земли);

ψ - угол между направлениями из центра Земли на Солнце и на космический аппарат (зенитное расстояние Солнца относительно космического аппарата).

В этом выражении для упрощения структуры формулы введено следующее обозначение:

$$B_0 = \frac{R}{R + H_{орб}},$$

где R - средний радиус Земли;

$H_{орб}$ - высота орбиты.

Максимальный удельный отраженный поток получается при $\psi = 0$, т. е. $\cos \psi = 1$.

$$3) q_{пл} = 0,5(1 - a_{пл}) \left[1 - \sqrt{1 - B_0^2} \right] q_{солн}.$$

Так как наружная поверхность космического аппарата полностью закрыта экранно-вакуумной теплоизоляцией, то внешними тепловыми потоками через обшивку КА можно пренебречь. Внутренний тепловой поток $Q_{вн}$ зависит от программы работы оборудования и систем космического аппарата.

Считаем, что все поверхности, закрытые слоем экранно-вакуумной теплоизоляции, в общем тепловом расчете не участвуют. Очевидно, что весь тепловой поток отводится через радиационный теплообменник.

Тогда

$$Q_{отс} = Q_{вн, \max} + Q_{прит, \max},$$

где $Q_{вн, \max}$ - максимальный средний тепловой поток от приборов КА;

$Q_{прит, \max}$ - максимальный внешний теплоотвод через панели СТР.

Считаем, что

$$Q_{прит, \max} = Q_{нар} = A_s (Q_{солн} + Q_{отп}) + E_W Q_{пл}.$$

Потребная площадь радиационного теплообменника является функцией от отводимого теплового потока:

$$S_{РТО} = f \frac{Q_{отс} F}{E_W \sigma T_{ex}^4}, \quad (4.33)$$

где $f = 10\%$ - коэффициент запаса;

F - коэффициент, учитывающий разброс температуры.

Коэффициент F определяется по следующему выражению:

$$F = \frac{1}{3} \cdot \left(\frac{T_{ex}}{T_{вых}} \right)^3 \left/ \left(1 - \frac{T_{ex}}{T_{вых}} \right) \right.,$$

где T_{ex} и $T_{вых}$ - температура теплоносителя соответственно на входе и выходе из магистралей радиационного теплообменника.

Таким образом, подставляя (4.33) в (4.32) и задаваясь по статистике удельной массой μ_{yo} , находим массу радиационного теплообменника $M_{РТО}$.

Модель для оценки массы контура циркуляции

В контур циркуляции системы терморегулирования можно включить следующие затратные по массе компоненты:

- теплоноситель;
- конструкция контура (гидромагистралей);
- насосы (гидроблоки) (обеспечивают прокачку теплоносителя);
- прочие вспомогательные элементы (гидрокомпенсатор, датчики, регуляторы расхода и т. д.).

Масса контура циркуляции равна сумме масс составных частей этого контура:

$$M_{кц} = M_{мн} + \sum M_n + \delta M,$$

где $M_{мн}$ - масса теплоносителя;

$\sum M_n$ - суммарная масса насосов;

δM - масса прочих элементов контура циркуляции (масса конструкции контура, масса различных датчиков и т. д.).

Массу прочих элементов контура циркуляции δM удобно представить в следующем виде: $\delta M = \mu_{проч} M_{кц}$, где $\mu_{проч}$ - массовая доля прочих элементов в массе контура циркуляции.

Суммарная масса насосов рассчитывается по формуле

$$\sum M_n = n_n M_n,$$

где M_n - масса одного насоса;

n_n - количество насосов.

Массу теплоносителя можно оценить с учетом следующей зависимости:

$$\dot{m}_T = \frac{Q_{отс}}{c_p \Delta T},$$

где c_p - теплоемкость теплоносителя (для современных теплоносителей изменяется в диапазоне 680..3600 Дж/кг·К);

\dot{m}_m - расход теплоносителя через радиатор-отражатель;

ΔT - изменение температуры теплоносителя при воздействии теплового потока $Q_{отв}$.

На данном этапе проектирования для оценки массы теплоносителя и насосов контура циркуляции считаем, что в гидросистеме системы терморегулирования присутствует только один контур циркуляции теплоносителя. Теплоноситель воспринимает тепло от бортовой аппаратуры (БА) и передает на радиационный теплообменник (РТО) системы обеспечения теплового режима. Упрощенная схема контура представлена на рис. 4.5.

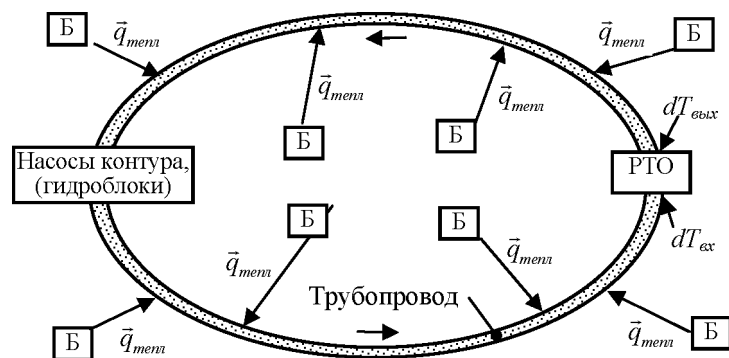


Рис. 4.5. Упрощенная схема гидроконтура системы терморегулирования

Считаем, что площадь сечения трубопровода постоянная по всей его длине. Тогда этот трубопровод полностью описывается следующими параметрами:

l_{Σ} - суммарная длина трубопровода;

d_{cp} - диаметр трубопровода;

$\delta_{тр}$ - толщина стенки трубопровода;

$\rho_{тр}$ - плотность материала трубопровода.

Считаем также, что при заправке контур полностью заполняется теплоносителем, тогда

$$m_m = \rho_m V_{конт} = \rho_m l_{\Sigma} S_{тр} = \rho_m l_{\Sigma} \frac{\pi d_{cp}^2}{4},$$

где ρ_m - плотность теплоносителя;

$V_{конт}$ - объем, занимаемый трубопроводом в пространстве.

Выразим скорость движения теплоносителя через расход массы теплоносителя и время $t_{обр}$, за которое теплоноситель совершает полный оборот:

$$\dot{m}_m = \frac{m_m}{t_{обр}} = \frac{l_{\Sigma}}{t_{обр}} \rho_m \frac{\pi d_{cp}^2}{4} = \nu \rho_m \frac{\pi d_{cp}^2}{4};$$

$$\nu = \frac{4 \dot{m}_T}{\rho_m \pi d_{cp}^2}.$$

Необходимое условие движения теплоносителя в трубопроводе выражается следующей зависимостью:

$$\Delta p_H \geq \Delta p,$$

где Δp - потери давления в контуре;

Δp_n - перепад давлений, создаваемый контуром.

Потеря давления в контуре определяется из выражения

$$\Delta p = \sum_{i=1}^n \left(\xi \frac{l}{d} \right) \frac{\rho V^2}{2},$$

где ξ - коэффициент гидравлического сопротивления трубопроводов, переходников, магистралей;

l и d - длина и диаметр трубопроводов соответственно;

V - скорость теплоносителя в трубопроводе.

Тогда условие движения теплоносителя приобретает вид

$$\Delta p = \xi_{ср} \frac{l_{\Sigma}}{d_{cp}} \frac{\rho V^2}{2},$$

где $\xi_{ср}$ - осредненный коэффициент гидравлического сопротивления трубопроводов, переходников, магистралей;

l_{Σ} и d_{cp} - общая длина и осредненный диаметр трубопроводов.

Мощность насосов N_n^1 , обеспечивающая прокачку теплоносителя, может определяться в первом приближении следующей зависимостью:

$$N_n^1 \geq \dot{m}_m \frac{\Delta p}{\rho_m \eta_n},$$

где η_n - коэффициент полезного действия насоса.

Если в контуре применяются одинаковые насосы, то количество насосов определяется выражением

$$n_n = \frac{N_n^1}{N_n} \text{ или } n_n \geq \frac{1}{N_n} \cdot \dot{m}_m \frac{\Delta p}{\rho_m \eta_n}.$$

Используя приведенные выше выражения, можно определить приближенную массу контура циркуляции по следующему алгоритму:

1. Задаемся характеристиками теплоносителя: $\vec{P}_1 = \{\rho_m, c_p\}$.

2. Задаемся характеристиками трубопровода: $\vec{P}_2 = \{\xi_{ср}, l_{\Sigma}, d_{cp}\}$.

3. Задаемся характеристиками используемого типа насоса:

$$\bar{P}_3 = \{M_n, N_n\}.$$

4. Задаемся массовой долей прочих элементов контура циркуляции:

$$\bar{P}_4 = \{\mu_{пр}\}.$$

5. Производим расчет секундного расхода теплоносителя:

$$\dot{m}_m = \frac{Q_{отв}}{c_p \Delta T}.$$

6. Определяем массу теплоносителя в контуре:

$$m_m = \rho_T l_\Sigma \frac{\pi d_{cp}^2}{4}.$$

7. Производим расчет скорости движения теплоносителя:

$$v = \frac{4 \dot{m}_m}{\rho_m \pi d_{cp}^2}. \quad (4.32)$$

8. Определяем потери давления в гидроконтуре:

$$\Delta p = \xi_{уср} \frac{l_\Sigma}{d_{cp}} \frac{\rho v^2}{2}. \quad (4.33)$$

9. Определяем необходимую мощность насосов:

$$N_n^1 \geq \dot{m}_m \frac{\Delta p}{\rho_m} \frac{1}{\eta_n}. \quad (4.34)$$

10. Определяем необходимое количество насосов:

$$n_n \geq \frac{1}{N_n} \dot{m}_m \frac{\Delta p}{\rho_m} \frac{1}{\eta_n}. \quad (4.35)$$

11. Определяем массу насосов:

$$\sum M_n = n_n M_n. \quad (4.36)$$

12. Определяем массу контура циркуляции. Формулу для ее расчета можно получить из решения следующего уравнения:

$$M_{кц} = M_{mn} + \sum M_n + \delta M$$

$$\text{или } M_{кц} = M_{mn} + \sum M_n + \mu_{проч} M_{кц}.$$

Решая это уравнение относительно параметра $M_{кц}$, имеем

$$M_{кц} = \frac{1}{1 - \mu_{проч}} (M_{mn} + \sum M_n).$$

Модель для оценки массы теплообменников

На космическом аппарате возможно использование:

- контактных теплообменников-термоплат, для отвода тепла от электропотребляющего оборудования;

- газожидкостных теплообменников, обеспечивающих тепловой режим в газозаполненных объемах;

- корпусных теплообменников, термостабилизирующих элементы конструкции, и т.п.

Используем упрощенную модель массы теплообменников:

$$M_{ТО} = \mu_{ТО} M_{СТР}.$$

Оценка массы системы терморегулирования

Масса системы терморегулирования может быть определена из решения следующего уравнения:

$$M_{СТР} = M_{ТО} + M_{кц} + M_{РТО},$$

или

$$M_{СТР} = \mu_{ТО} M_{СТР} + M_{кц} + M_{РТО},$$

откуда получаем

$$M_{СТР} = \frac{1}{1 - \mu_{ТО}} (M_{кц} + M_{РТО}).$$

Оценка моментов инерции составных частей системы терморегулирования

Данные устройства устанавливаются во внутренней части конструкции космического аппарата или на его поверхности. Поэтому здесь применим принцип «размазывания» составных элементов КА по его поверхности или объему. В данном случае считается, что масса составных частей системы терморегулирования как бы "размазана" по объему цилиндра, размеры которого соответствуют средним размерам космического аппарата. Соответствующие расчетные формулы (для i -й составной части рассматриваемой системы) будут следующими:

$$J_i = m_i \left(\frac{D_i^2}{16} + \frac{L_i^2}{12} \right).$$

Общий момент инерции системы терморегулирования рассчитывается как сумма моментов инерции ее составных частей.

В четвертом приближении расчет массы системы обеспечения теплового режима производится с учетом физики передачи тепловых потоков и функционирования агрегатов, например, с помощью системы ANSYS. Масштабные характеристики определяются с помощью системы твердотельного моделирования SolidWorks.

4.4. Математические модели для оценки массогабаритных характеристик системы электропитания

Масса системы электропитания (СЭП) зависит от типа источника тока. В настоящее время в качестве типичных источников энергопитания применяются аккумуляторы, солнечные батареи с аккумуляторами, топливные элементы, солнечные концентраторы и др. Относительная масса системы электропитания для космического аппарата детального оперативного наблюдения с солнечными батареями составляет 4...6% от массы КА.

То есть массу системы электропитания в первом приближении можно рассчитать по следующей зависимости:

$$m_{СЭП} = (0,04...0,06) m_{КА}.$$

Во **втором приближении** необходимо проводить более детальные расчеты. Ниже приведена методика такого расчета.

Исходные данные для расчета

1. Время активного существования космического аппарата T_{ac} .
2. Напряжение питания бортовой аппаратуры электроэнергией 27 В.
3. Среднесуточная мощность системы электропитания без учета собственного потребления. Среднесуточная мощность вычисляется на основе суммирования среднесуточных мощностей целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем:

$$W_{СумСЭП} = W_{ЦА} + W_{ОА},$$

где $W_{ЦА}$ - среднесуточная мощность потребления целевой аппаратуры;

$W_{ОА}$ - среднесуточная мощность потребления бортовой обеспечивающей аппаратуры.

4. Среднесуточная мощность нагрузки.
5. Мощность собственного электропотребления системы электропитания. Она рассчитывается как доля от мощности системы электропитания КА. То есть сначала вычисляется среднесуточная мощность системы электропитания с учетом собственного потребления СЭП по формуле

$$W_{СЭП} = \frac{W_{ЦА} + W_{ОА}}{1 - k_{ССЭП}}, \quad (4.37)$$

где $k_{ССЭП}$ - доля мощности на собственное потребление системы электропитания (по статистике, $k_{ССЭП} \approx (0,07...0,09)W_{СЭП}$).

Затем определяется мощность собственного потребления системы электропитания:

$$W_{ССЭП} = W_{СЭП} - W_{ЦА} + W_{ОА}. \quad (4.38)$$

Алгоритм расчета

1. Производится расчет требуемой мощности фотоэлектрической батареи на конец срока активного существования по выражению:

$$P_{ФБ} = \frac{P_{н ср сум} + P_{СЭП}}{\eta_{КАС} \eta_{АБ} \cos \alpha}, \quad (4.39)$$

где $P_{н ср сум}$ - среднесуточная мощность нагрузки;

$P_{СЭП}$ - собственное потребление системы электропитания;

$\eta_{КАС}$ - среднее значение коэффициента полезного действия (КПД) комплекса автоматики и стабилизации напряжения (КАС);

$\eta_{АБ}$ - среднее значение КПД аккумуляторной батареи (АБ);

$\cos \alpha$ - средний (интегральный) за виток полета КА косинус угла между направлением на Солнце и нормалью к поверхности фотоэлектрической батареи, который определяется по следующей зависимости:

$$\cos \alpha = \frac{\int_0^T \cos \alpha(t) dt}{T}.$$

В этом выражении $\cos \alpha(t)$ - текущее значение косинуса этого угла.

2. Определяется площадь фотоэлектрической батареи через удельную мощность фотоэлектрической батареи на конец срока активного существования T_{ac} :

$$S_{ФБ} = \frac{P_{ФБ}}{P_{yo}}, \quad (4.40)$$

где $S_{ФБ}$ - площадь фотоэлектрической батареи;

P_{yo} - удельная мощность фотоэлектрической батареи.

3. Расчет необходимой емкости аккумуляторной батареи проводится по соотношению

$$C = \frac{W_{АБ}}{U_{срр}}, \quad (4.41)$$

где $W_{АБ}$ - необходимая энергия аккумуляторной батареи;

$U_{срр}$ - среднее значение разрядного напряжения аккумуляторной батареи.

Необходимая энергия аккумуляторной батареи определяется по формуле:

$$W_{АБ} = \frac{(P_n^m + P_{СЭП}) \tau_m + (P_n^{AH} + P_{СЭП}) \tau_{AH}}{\eta_{py} \eta_{zy}}, \quad (4.42)$$

где P_n^m - среднее значение мощности нагрузки на теневом участке;

P_n^{AH} - средняя мощность нагрузки на участке работы аппаратуры наблюдения;

τ_m – длительность теневого участка орбиты;

$\tau_{АН}$ – средняя длительность участка работы аппаратуры наблюдения на одном витке;

η_{PV} – среднее КПД разрядного устройства ($\eta_{PV} \approx 0,95$);

$\eta_{ЗУ}$ – среднее КПД зарядного устройства ($\eta_{ЗУ} \approx 0,95$).

4. Определяется масса составных элементов в следующей последовательности:

4.1. Масса фотоэлектрической батареи определяется исходя из удельных параметров

$$m_{ФБ} = \gamma_{ФБ} S_{ФБ}, \quad (4.43)$$

где $S_{ФБ}$ - площадь фотоэлектрических преобразователей;

$\gamma_{ФБ}$ – удельная масса фотоэлектрической батареи с учетом элементов конструкции солнечной батареи.

По данным статистики для фотоэлементов с учетом конструкции солнечных батарей $\gamma = 3...6 \text{ кг/м}^2$, в частности, для арсенид-галлиевых фотоэлектрических преобразователей $\gamma_{ФБ} \approx 3,5...4,5 \text{ кг/м}^2$.

4.2. Масса аккумуляторной батареи рассчитывается так:

$$m_{АБ} = \frac{W_{АБ}}{\gamma_{АБ}}, \quad (4.44)$$

где $\gamma_{АБ}$ – удельная энергия аккумуляторной батареи.

4.3. Рассчитывается масса стабилизатора напряжения (СН), исходя из мощности нагрузки, проходящей от фотоэлектрической батареи через стабилизатор напряжения:

$$m_{СН} = \frac{P_{нагр}}{P_{y0}^{СН}}, \quad (4.45)$$

где $P_{нагр}$ – максимальное значение мощности, проходящей в нагрузку от фотоэлектрической батареи через стабилизатор напряжения;

$P_{y0}^{СН}$ – удельная мощность стабилизатора напряжения, Вт/кг.

4.4. Рассчитывается масса зарядного устройства (ЗУ):

$$m_{ЗУ} = \frac{P_{ФБ}}{P_{y0}^{ЗУ}}, \quad (4.46)$$

где $P_{ФБ}$ – требуемая мощность фотоэлектрической батареи на конец срока активного существования, кг;

$P_{y0}^{ЗУ}$ - удельная мощность зарядного устройства, Вт/кг.

4.5. Рассчитывается масса разрядного устройства (РУ):

$$m_{PV} = \frac{P_{ФБ}}{P_{y0}^{PV}}, \quad (4.47)$$

где P_{y0}^{PV} – удельная мощность разрядного устройства, Вт/кг.

Суммарная масса системы электропитания определяется как сумма масс составных частей:

$$m_{СЭП} = m_{ФБ} + m_{АБ} + m_{СН} + m_{ЗУ} + m_{PV}. \quad (4.48)$$

5. Определяется объем составных элементов системы электропитания:

$$V_i = \frac{m_i}{\rho_i}, \quad (4.49)$$

где m_i и ρ_i - соответственно масса и плотность компоновки составных частей системы электропитания.

6. Вычисляются моменты инерции элементов системы электропитания.

6.1. Определяются приведенные моменты инерции аккумуляторной батареи, запоминающего устройства и разрядного устройства.

Данные устройства устанавливаются во внутренней части конструкции космического аппарата. Поэтому здесь применим принцип «размазывания» составных элементов КА по его поверхности или объему. В данном случае считается, что масса аккумуляторной батареи, запоминающего устройства и разрядного устройства как бы «размазана» по объему цилиндра, размеры которого соответствуют средним размерам космического аппарата. Расчетная формула для всех составных частей будет одинаковой:

$$J_i = m_i \left(\frac{D_i^2}{16} + \frac{L_i^2}{12} \right), \quad (4.50)$$

где индекс i указывает на номер соответствующей части.

6.2. Момент инерции панели солнечной батареи.

Панели солнечной батареи устанавливаются на внешней поверхности космического аппарата. Поэтому принцип «размазывания» составных элементов КА по его поверхности или объему не пригоден. В данном случае следует использовать расчетные зависимости моментов инерции для простых тел [42].

Панель солнечной батареи приближенно можно представить в виде прямоугольной тонкой пластины с равномерно распределенной массой. Собственный момент инерции панели солнечной батареи относительно оси, перпендикулярной ее образующей по длине и проходящей через центр масс пластины, определяется по следующей зависимости:

$$J_{ПСБ} = \frac{m_{ПСБ} h^2}{12}, \quad (4.51)$$

где $m_{ПСБ}$ – масса панелей солнечной батареи;

h – длина панелей солнечной батареи.

Момент инерции солнечной батареи относительно какой-либо оси космического аппарата, проходящей через его центр масс, зависит от компоновочной схемы КА. Например, если КА имеет две одинаковых панели прямоугольной формы, плоскость которых перпендикулярна продольной оси космического аппарата, причем панели располагаются симметрично относительно КА, то момент инерции солнечной батареи относительно оси, проходящей через его центр масс и направленной перпендикулярно его продольной оси, определяется по следующей зависимости:

$$J_{CB} = 2(J_{ЛСБ} + m_{ЛСБ} l_{CB}^2), \quad (4.52)$$

где l_{CB} – расстояние между центром масс панели солнечной батареи и центром масс космического аппарата.

4.5. Математические модели для оценки массогабаритных характеристик комплексной двигательной установки

В первом приближении масса комплексной двигательной установки (КДУ), не заправленной топливом, определяется по данным статистики:

$$m_{КДУ} = (0,04...0,06)m_{КА}.$$

Масса заправленной комплексной двигательной установки в составе космического аппарата составляет по данным статистики

$$m_{КДУ} = (0,18...0,20)m_{КА}.$$

Второе приближение

Масса комплексной двигательной установки существенно зависит от использования в составе бортового комплекса управления силового гироскопического комплекса и от параметров орбит космического аппарата. При наличии силового гироскопического комплекса включение комплексной двигательной установки для поворота КА используется редко. Включение комплексной двигательной установки для корректировки высоты орбиты также происходит редко. Однако чем выше рабочая орбита, тем больше топлива необходимо тратить для довывода КА на эту орбиту и для схода с этой орбиты с целью затопления КА после выработки ресурса. Все эти факторы учитываются при разработке моделей для оценки массогабаритных и инерционных характеристик комплексной двигательной установки во втором приближении.

Исходными данными для расчета являются:

- высота круговой орбиты, на которую ракета-носитель может вывести космический аппарат;
- высота круговой рабочей орбиты космического аппарата;
- углы наклона указанных орбит;
- параметры опорной орбиты, с которой начинается маневр захоронения;
- импульс скорости, который необходимо сообщить КА для его схода с орбиты и захоронения.

4.5.1. Определение характеристической скорости космического аппарата при выполнении динамических маневров

Для определения массы и габаритов комплексной двигательной установки необходимо определить характеристическую скорость КА с учетом маневров различного назначения. Будем рассматривать следующие приращения характеристической скорости, необходимые для:

- перехода с круговой орбиты вывода КА ракетой-носителем на переходную (эллиптическую) к круговой рабочей орбите КА;
 - изменения угла наклона плоскости орбиты (переход от плоскости орбиты вывода КА ракетой-носителем к плоскости рабочей орбиты КА);
 - перехода с переходной эллиптической орбиты на круговую рабочую орбиту КА;
 - восстановления параметров орбиты при длительных периодах функционирования;
 - перехода с рабочей круговой орбиты на переходную орбиту перед захоронением КА;
 - для перехода с переходной орбиты к опорной орбите, с которой начинается маневр захоронения КА;
 - схода КА с опорной орбиты и захоронения КА.
- Схема перелета представлена на рис. 4.6.

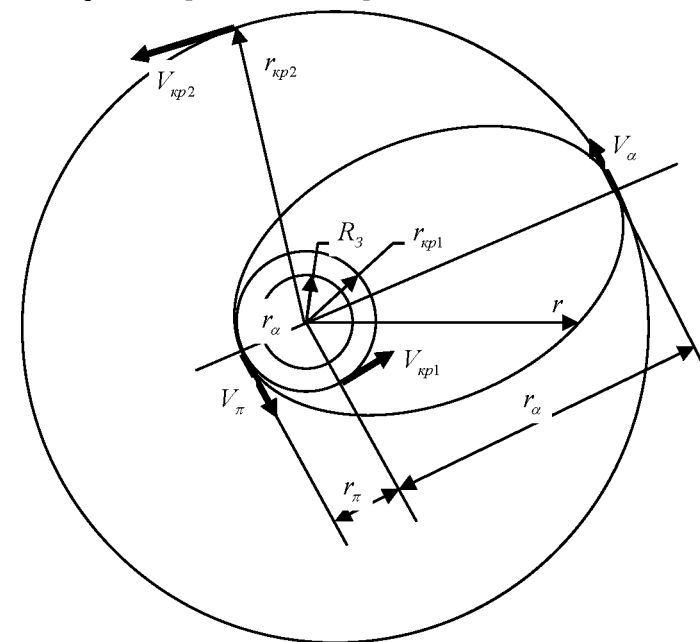


Рис. 4.6. Схема перевода космического аппарата с низкой круговой орбиты на эллиптическую

Оценка приращения характеристической скорости для перевода КА с низкой круговой орбиты на переходную эллиптическую орбиту

Приращение скорости ΔV_1 , которое необходимо для перевода КА с низкой круговой орбиты на эллиптическую орбиту, определяется как разница скоростей КА в перигее эллиптической орбиты и на круговой опорной орбите:

$$\Delta V_1 = V_\pi - V_{кр1},$$

где V_π - скорость в перигее переходной эллиптической орбиты;

$V_{кр1}$ - скорость на низкой круговой орбите.

Скорость в перигее переходной эллиптической орбиты определяется по следующей зависимости:

$$V_\pi = V_I \sqrt{R_3 \left(\frac{2}{r_\pi} - \frac{1}{a} \right)},$$

где V_I - первая космическая скорость (7910 м/с);

R_3 - радиус Земли;

r_π - радиус перигея переходной эллиптической орбиты;

a - большая полуось эллиптической переходной орбиты, которая определяется по формуле:

$$a = \frac{r_\alpha + r_\pi}{2}. \quad (4.53)$$

В последней зависимости r_α - радиус апогея переходной орбиты.

Следует заметить, что в данном случае радиус перигея переходной орбиты r_π равен радиусу круговой начальной орбиты $r_{кр1}$, то есть $r_\pi = r_{кр1}$, а радиус апогея переходной орбиты r_α равен радиусу круговой рабочей орбиты $r_{кр2}$ космического аппарата, то есть $r_\alpha = r_{кр2}$.

Скорость космического аппарата на круговой орбите до перевода его на переходную эллиптическую орбиту определяется по следующей зависимости:

$$V_{кр1} = V_I \sqrt{\frac{R_3}{r_{кр1}}},$$

где $r_{кр1}$ - радиус круговой первоначальной орбиты, на которую космический аппарат вывела ракета-носитель.

Оценка приращения характеристической скорости для перевода космического аппарата с эллиптической на высокую круговую орбиту

Приращение скорости ΔV_2 , необходимое для перевода КА на круговую орбиту в точке апогея (рис. 4.6), составит

$$\Delta V_2 = V_{кр2} - V_\alpha,$$

где $V_{кр2}$ - скорость космического аппарата на рабочей круговой орбите;

V_α - скорость космического аппарата в апогее переходной эллиптической орбиты.

Скорость космического аппарата на рабочей круговой орбите определяется по формуле

$$V_{кр2} = V_I \sqrt{\frac{R_3}{r_{кр2}}}.$$

Скорость в апогее переходной эллиптической орбиты определяется по зависимости

$$V_\alpha = V_I \sqrt{R_3 \left(\frac{2}{r_\alpha} - \frac{1}{a} \right)}.$$

Оценка приращения характеристической скорости для изменения угла наклона плоскости орбиты

Приращение характеристической скорости, необходимое для изменения угла наклона плоскости орбиты (переход от плоскости орбиты вывода космического аппарата ракетой-носителем к плоскости рабочей орбиты КА), определяется по соотношению

$$\Delta V_3 = 2V_\alpha \sin \left(\frac{\Delta i}{2} \right),$$

где Δi - изменение угла наклона плоскости орбиты.

Оценка приращения характеристической скорости для восстановления высоты орбиты при длительных периодах функционирования

Приращение характеристической скорости, необходимое для восстановления высоты орбиты при длительных периодах функционирования, рассчитывается только для относительно низких орбит, высотой до 500 км. Методика расчета [31] приведена ниже.

1. Задается допустимое снижение высоты орбиты КА:

$$\Delta H = H_1 - H_2,$$

где H_1 - начальная высота орбиты;

H_2 - высота орбиты космического аппарата после снижения.

2. Определяется время Δt снижения орбиты космического аппарата с высоты H_1 до высоты H_2 . Для изотермической атмосферы при сравнительно малых значениях $\Delta H = H_1 - H_2$ (порядка 10...40 км) можно пользоваться простыми приближенными формулами:

$$\Delta t = \frac{F(H_1) - F(H_2)}{\sigma},$$

где σ - баллистический коэффициент.

Вспомогательная функция $F(H)$ определяется по формуле

$$F(H) = \frac{1}{2\sqrt{\mu_3}} \int_0^H \frac{dH}{\rho(H)\sqrt{R_3 + H}},$$

где μ_3 - гравитационная постоянная Земли ($\mu_3 = 398602 \text{ км}^3 / \text{с}^2$);

$\rho(H)$ - плотность атмосферы в зависимости от высоты.

Баллистический коэффициент σ подсчитывается по следующей зависимости:

$$\sigma = \frac{c_x S_M}{2 m_{КА}},$$

где - c_x - коэффициент аэродинамического сопротивления;

S_M - площадь мицеля космического аппарата;

$m_{КА}$ - масса космического аппарата.

3. Определяется число необходимых коррекций для поддержания высоты орбиты космического аппарата (с точностью до большего целого):

$$N_{\text{корр}} \approx \frac{T_{AC}}{\Delta t},$$

где T_{AC} - срок активного существования космического аппарата.

4. Определяется потребная характеристическая скорость для поднятия круговой орбиты с высоты H_2 до высоты H_1 .

Если допустимое изменение высот рабочей орбиты лежит в пределах 10...40 км, то можно расчет производить по следующей приближенной зависимости:

$$\Delta V_H = \sqrt{\frac{\mu_3}{(R_3 + H)^3}} \left| \frac{H_1 - H_2}{4} \right|.$$

Если высота полета космического аппарата лежит в пределах 200...500 км, то импульс скорости можно определять по эмпирической зависимости

$$\Delta V_H = \Delta V_1 + \Delta V_2 = 0,58(H_1 - H_2),$$

где ΔV_1 и ΔV_2 - приращения характеристической скорости (м/с) в апогее и перигее орбиты (переход Гомана), если брать размерность высот H_1 и H_2 в км.

5. Определяется приращение характеристической скорости, необходимой для восстановления высоты орбиты при длительных периодах функционирования:

$$\Delta V_4 = N_{\text{корр}} \cdot \Delta V_H.$$

Таким образом, искомое значение приращения скорости ΔV_4 определено.

Оценка приращения характеристической скорости для схода КА с рабочей круговой орбиты на переходную эллиптическую орбиту

Приращение характеристической скорости для схода космического аппарата с рабочей круговой орбиты на переходную эллиптическую орбиту с радиусом перигея r_π , равным радиусу круговой опорной орбиты (с которой потом осуществляется переход на орбиту захоронения), рассчитывается по следующей зависимости:

$$\Delta V_5 = V_{кр2} - V_{\alpha 0},$$

где $V_{кр2}$ - скорость космического аппарата на рабочей круговой орбите (она рассчитывалась ранее и в данном случае считается известной);

$V_{\alpha 0}$ - скорость космического аппарата в апогее переходной эллиптической орбиты (переход к орбите для захоронения).

Скорость $V_{\alpha 0}$ рассчитывается по формуле:

$$V_{\alpha 0} = V_I \sqrt{R_3 \left(\frac{2}{r_\alpha} - \frac{1}{a} \right)}, \quad (4.54)$$

где a - большая полуось эллиптической переходной орбиты, которая определяется соотношением:

$$a = \frac{r_\alpha + r_{\pi 0}}{2}. \quad (4.55)$$

В последнем выражении радиус перигея $r_{\pi 0}$ переходной эллиптической орбиты равен радиусу круговой орбиты $r_{кр3}$, предназначенной для начала операции захоронения, то есть $r_{\pi 0} = r_{кр3}$.

Оценка приращения характеристической скорости для схода КА с переходной эллиптической орбиты на низкую круговую

Значение приращения характеристической скорости в этом случае рассчитывается по следующей зависимости:

$$\Delta V_6 = V_{\pi 0} - V_{кр3},$$

где $V_{\pi 0}$ - скорость космического аппарата в перигее переходной орбиты;

$V_{кр3}$ - круговая скорость космического аппарата на опорной орбите, с которой начинается маневр для захоронения КА.

Скорость $V_{\pi 0}$ следует рассчитывать по следующей зависимости

$$V_{\pi 0} = V_I \sqrt{R_3 \left(\frac{2}{r_{\pi 0}} - \frac{1}{a} \right)},$$

где значение параметра a подсчитывается по зависимости (4.55).

Скорость $V_{кр3}$ подсчитывается следующим образом:

$$V_{кр3} = V_I \sqrt{\frac{R_3}{r_{кр3}}}.$$

Оценка приращения характеристической скорости для схода космического аппарата с низкой круговой орбиты и захоронения

Приращение характеристической скорости для схода космического аппарата с низкой (опорной) круговой орбиты для захоронения ΔV_7 в первом приближении можно определить по статистике. Можно принять эту скорость равной примерно 150 м/с.

Оценка суммарной характеристической скорости КА

Суммарная характеристическая скорость, необходимая для проведения всех маневров, рассчитывается как сумма приращений характеристических скоростей для отдельных видов маневра, то есть

$$V_x = \sum_{i=1}^n \Delta V_i, \quad (4.56)$$

где i – индекс, относящийся к определенному маневру.

Полученная суммарная характеристическая скорость (суммарный импульс по скорости) используется при расчете запасов топлива на борту космического аппарата.

4.5.2 Определение массогабаритных характеристик комплексной двигательной установки

Определение запасов топлива

Прежде всего выбирают компоненты топлива. Методика выбора топлива представлена в учебном пособии [41]. При этом исходят из соображений обеспечения высокой удельной тяги, высокой средней плотности компонентов топлива, длительности хранения, стоимости и т.п.

В качестве исходных данных для расчета массы топлива используют удельный импульс и плотности компонентов топлива.

Массу топлива, необходимую для реализации всех запланированных маневров, можно определить, воспользовавшись формулой Циолковского

$$V_x = J_{y0} \ln z, \quad (4.57)$$

где J_{y0} – удельный импульс топлива и двигателя (м/с);

z – число Циолковского.

По определению число Циолковского представляет собой отношение начальной массы ступени (в данном случае массы космического аппарата полностью заправленного топливом $m_{КА0}$) к конечной массе ступени (массе космического аппарата без топлива), то есть

$$z = \frac{m_{КА0}}{m_{КА0} - m_{монлV}}, \quad (4.58)$$

где $m_{монлV}$ – масса топлива, необходимая для обеспечения запланированной характеристической скорости космического аппарата.

Решая систему уравнений (4.57) и (4.58), получаем

$$m_{монлV} = m_{КА0} - \frac{m_{КА0}}{\exp(V_x/J_{y0})}.$$

Однако следует учесть так называемый гарантированный остаток топлива, а также «незабор» топлива, непроизводительные выбросы и т.п. Поэтому массу топлива, которую необходимо иметь в баках комплексной двигательной установки, будем рассчитывать по следующей зависимости:

$$m_{монл} = k_{монл} m_{монлV}, \quad (4.59)$$

где $k_{монл} \approx 1,05 \dots 1,010$ – коэффициент, учитывающий незабор топлива, непроизводительные выбросы, гарантированный остаток топлива и пр.

Определение массы комплексной двигательной установки

Массу комплексной двигательной установки (КДУ) в первом приближении можно определить по той же методике, что и массу ракетного блока [41].

По статистике находят так называемую конструктивную характеристику комплексной двигательной установки, которая по определению равна отношению массы заправленной КДУ ($m_{КДУ}$) к массе КДУ без топлива:

$$s = \frac{m_{КДУ}}{m_{КДУ} - m_{монл}}. \quad (4.60)$$

Решая это уравнение относительно $m_{КДУ}$, получаем

$$m_{КДУ} = \frac{s}{s-1} m_{монл}. \quad (4.61)$$

Таким образом, в первом приближении можно определить массу комплексной двигательной установки.

Определение предварительных габаритов комплексной двигательной установки

Основной объем комплексной двигательной установки занят баками с компонентами топлива. Поэтому рассмотрим составляющие объема баков топлива:

$$W_6 = W_{ок} + W_2, \quad (4.62)$$

где $W_{ок}$ и W_2 – объемы, занимаемые окислителем и горючим соответственно.

В свою очередь эти объемы можно вычислить по следующим зависимостям:

$$W_{ок} = k_{ок} \frac{m_{ок}}{\rho_{ок}} \quad \text{и} \quad W_2 = k_2 \frac{m_2}{\rho_2}, \quad (4.63)$$

где $m_{ок}$ и m_z - массы окислителя и горючего соответственно;

$\rho_{ок}$ и ρ_z - плотности окислителя и горючего соответственно;

$k_{ок}$ и k_z - коэффициенты, учитывающие незаполнение топливных баков окислителя и горючего соответственно.

Коэффициенты, учитывающие незаполнение топливных баков окислителя и горючего, зависят от формы баков. Баки комплексной двигательной установки космических аппаратов наблюдения имеют, как правило, сферическую или кольцевую форму. Для такой формы баков в первом приближении можно положить $k_{ок} \approx k_z \approx 1,25 \dots 1,3$.

Масса окислителя и масса горючего подсчитывается по следующим зависимостям [41]:

$$m_z = m_{топл} \frac{1}{1 + \kappa} \text{ и } m_{ок} = m_{топл} \frac{\kappa}{1 + \kappa}, \quad (4.64)$$

где κ - отношение секундных расходов окислителя и горючего.

Объем, занимаемый комплексной двигательной установкой, рассчитывается по формуле

$$W_{КДУ} = k_{КДУ} W_0, \quad (4.65)$$

где $k_{КДУ}$ - коэффициент, учитывающий превышение объема комплексной двигательной установки (включая двигатели и автоматику) над объемом баков. Этот коэффициент, в зависимости от форм и количества баков, составляет $1,1 \dots 1,3$.

В свою очередь, объем, занимаемый отсеком космического аппарата, где устанавливается комплексная двигательная установка, рассчитывается по выражению

$$W_{отсКДУ} = k_{отсКДУ} W_{КДУ}, \quad (4.66)$$

где $k_{отсКДУ}$ - коэффициент, учитывающий превышение объема отсека космического аппарата, где располагается комплексная двигательная установка, над объемом КДУ. Этот коэффициент также зависит от формы и количества баков, расположения двигателя и равен $1,1 \dots 1,2$.

Если отсек, в котором располагается комплексная двигательная установка, цилиндрической формы и известен диаметр этого отсека D , то можно подсчитать длину этого отсека по следующей формуле:

$$L = \frac{4W_{отсКДУ}}{\pi D^2}. \quad (4.67)$$

Таким образом, можно определить предварительные габаритные размеры комплексной двигательной установки.

4.5.3. Определение приведенных моментов инерции комплексной двигательной установки

Для расчета момента инерции комплексной двигательной установки (КДУ) в первом приближении можно "размазать" массу отсека КДУ по объему этого отсека.

Напомним, что нас интересуют максимальные значения моментов инерции космического аппарата. Поэтому следует рассчитывать моменты инерции КДУ только относительно оси, параллельной оси космического аппарата с максимальным значением момента инерции.

Например, собственный момент инерции комплексной двигательной установки относительно оси, проходящей через центр масс КДУ и направленной перпендикулярно продольной оси цилиндра, в габаритах которого располагается КДУ, рассчитывается по зависимости

$$J_{КДУ} = m_{КДУ} \left(\frac{D_{КДУ}^2}{16} + \frac{L_{КДУ}^2}{12} \right).$$

Следует отметить, что расчет моментов инерции заправленной топливом комплексной двигательной установки можно проводить по этой же зависимости, но с учетом массы КДУ с топливом.

В первых приближениях момент инерции комплексной двигательной установки отдельно можно не рассчитывать, а массу КДУ как бы "размазать" по объему космического аппарата в форме цилиндра с усредненными диаметром и длиной. Для этого случая расчетная зависимость будет следующей:

$$J_{КДУ}^{КА} = m_{КДУ} \left(\frac{D_{КА}^2}{16} + \frac{L_{КА}^2}{12} \right).$$

Во втором приближении можно сначала рассчитать массы отдельных устройств комплексной двигательной установки (массу баков окислителя и горючего, массу двигателя, массу элементов крепления и массу автоматики) и их габариты. Затем рассчитать собственные моменты инерции составных частей КДУ и, наконец, рассчитать собственный момент инерции КДУ с учетом расстояний составных ее частей от центра масс КДУ.

Среднесуточная мощность энергопотребления автоматики комплексной двигательной установки в первом приближении определяется по статистике.

4.6. Модели для оценки массогабаритных характеристик конструкции космического аппарата

Конструкция космического аппарата состоит из корпусов отсеков (целевой аппаратуры, приборного, агрегатного и т. п.), приборных рам, системы установки и отделения КА от носителя, кронштейнов крепления приборов и агрегатов, выносных элементов, механизмов раскрытия антенн, солнечных батарей и др. элементов.

По статистике масса конструкции космического аппарата составляет от 12 до 25 процентов от массы КА в целом, то есть

$$m_{\text{констр}} = (0,12...0,25)m_{\text{КА}}.$$

Меньшие значения массы конструкции космического аппарата ($m_{\text{констр}} = (0,12...0,15)m_{\text{КА}}$) относятся к крупногабаритным КА, масса которых определяется нагрузками на участке выведения на орбиту.

Большие значения массы конструкции КА ($m_{\text{констр}} = (0,15...0,25)m_{\text{КА}}$) характерны для КА, в состав которых входят спускаемые аппараты, для которых при расчете конструкции на прочность принимаются нагрузки на участке спуска с орбиты.

В первом приближении для космических аппаратов детального оперативного наблюдения можно принять $m_{\text{констр}} = (0,13...0,14)m_{\text{КА}}$.

Моменты инерции конструкции космического аппарата определяются также с помощью метода «размазывания» массы конструкции по поверхности КА в форме и габаритах приведенного цилиндра (с усредненными размерами по диаметру и длине КА).

Во втором приближении масса конструкции космического аппарата рассчитывается с учетом конструктивно-компоновочной схемы и расположения на ней отдельных элементов бортовых систем.

В третьем приближении масса конструкции рассчитывается с помощью системы SolidWorks в автоматическом режиме при вызове инструментов сборки.

4.7. Модели для оценки массогабаритных характеристик антенно-фидерных устройств, кабельной сети и бортового радиокомплекса

Ниже приведены приближенные зависимости для вычисления массы антенно-фидерных устройств и кабельной сети, которые получены по результатам обработки соответствующих статистических данных.

$$\text{Масса антенн и фидерных устройств: } m_{\text{АФУ}} = (0,008...0,025)m_{\text{КА}};$$

$$\text{масса кабельной сети: } m_{\text{БКС}} = (0,06...0,10)m_{\text{КА}}.$$

Абсолютные значения масс элементов бортового радиокомплекса для крупногабаритных КА составляют:

- аппаратуры радиолинии связи: 30...50 кг;
- аппаратуры радиоконтроля орбиты: 80...150 кг.

Моменты инерции характеристик антенно-фидерных устройств, кабельной сети и радиокомплекса определяются с помощью метода «размазывания» массы по объему космического аппарата в форме и габаритах приведенного цилиндра (с усредненными размерами по диаметру и длине КА).

Энергетические характеристики радиокомплекса также определяются по данным статистики.

Таким образом, в настоящем разделе рассмотрены существующие и разработаны некоторые новые модели для синтеза массогабаритных, инерционных и энергетических характеристик бортовых систем КА наблюдения.

5. ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДЛЯ ВЫБОРА ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАБЛЮДЕНИЯ

Ниже приведено описание пользовательского интерфейса программного обеспечения для выбора основных проектных характеристик космических аппаратов наблюдения.

На рис. 5.1 представлена обложка программного обеспечения «Автоматизированный синтез массогабаритных характеристик малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли».



Рис. 5.1. Обложка программного обеспечения

5.1. Основные сведения о программном обеспечении

В настоящее время оценка массогабаритных характеристик космических аппаратов дистанционного зондирования Земли на начальных этапах

проектирования производится в ручном итерационном режиме пересмотра проекта, что требует больших затрат труда и времени.

Разработанное программное обеспечение позволяет существенно сократить время оценки массогабаритных характеристик малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли, увеличить количество рассматриваемых вариантов и тем самым повысить качество проектов.

В программе задаются исходные данные, необходимые для расчета массогабаритных, инерционных и энергетических характеристик составных частей проектируемого космического аппарата.

Необходимые расчеты производятся в соответствии с методикой, описанной в подразделе 2.6 настоящего учебного пособия: «Метод выбора основных проектных характеристик и синтеза конструктивного облика космического аппарата наблюдения на основе последовательного "наращивания" составных частей "вокруг" аппаратуры наблюдения».

Уточнение массогабаритных и энергетических характеристик КА происходит путем организации в программе итерационных циклов.

При расчете основных проектных характеристик КА наблюдения учитываются этапы проектирования. Интерфейс программы позволяет ориентироваться в этих этапах.

Программа написана на алгоритмическом языке Object Pascal в программной среде Delphi 7 и может быть использована только в операционной среде Windows.

Программа состоит из нескольких модулей. Названия основных модулей программы приведены в таблице 5.1.

Таблица 5.1. Описание модулей программы

Наименование	Описание
<i>Sintes.pas;</i>	Модуль главного окна программы
<i>UfrKA.pas</i>	Модуль ввода основных характеристик КА
<i>UfrCA.pas</i>	Модуль ввода характеристик целевой аппаратуры
<i>UfrBA.pas</i>	Модуль ввода характеристик обеспечивающей аппаратуры
<i>UfrPR.pas</i>	Модуль ввода параметров конструкции и прочих элементов
<i>Udata.pas</i>	Модуль синтеза проектных характеристик КА
<i>UReport.pas</i>	Модуль вывода полученных результатов

Минимальные системные требования: операционная система Windows 98, процессор Pentium 133 MHz, 32 MB RAM, минимум 3 MB HDD.

Рекомендуемые 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.

Для запуска программы необходимо вставить CD-диск, найти на нем приложение *Sintez.exe* и запустить его. На экране монитора появляется заставка программы (здесь не показана).

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.

Входные данные вводятся в соответствующих окнах программы, загружаются из внешних файлов или из файлов базы данных.

Выходные параметры выводятся на экран монитора в соответствующих окнах в виде данных, графиков, а также в виде динамически изменяющихся диаграмм. Выходные данные можно выводить на принтер.

5.2. Пользовательский интерфейс программного обеспечения

При входе в программу появляется основное окно (рис. 5.2), которое содержит три основных блока:

блок 1 - блок функциональных клавиш (**Назад**, **Обновить**, **Вперед**, **Рассчитать**, **Отчет**, **Загрузить**, **Сохранить**, **Выход**);

блок 2 - блок древа структуры бортовых систем КА (слева на рис. 5.2);

блок 3 - блок ввода исходных данных и просмотра результатов синтеза выбранной бортовой системы космического аппарата.

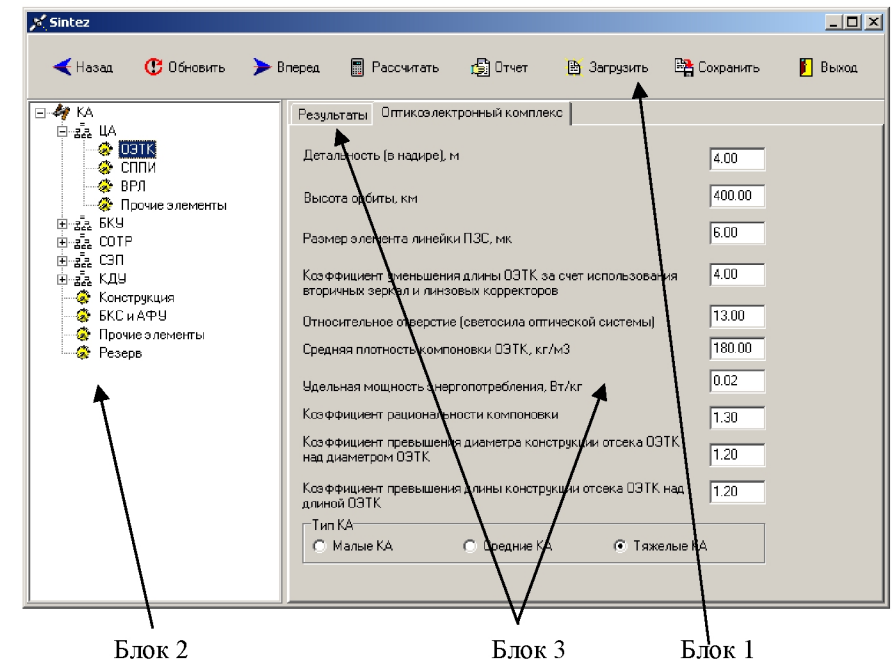


Рис. 5.2. Основное окно программного обеспечения

Начиная работу, следует нажимать на кнопку **ВПЕРЕД**, при этом программа будет последовательно двигаться по дереву структуры космического аппарата. Также можно целенаправленно выбрать в древе систем интересующую нас, внести изменения в исходные данные и просмотреть результат вычислений по этой системе (рис. 5.3). При этом можно редактировать исходные характеристики систем космического аппарата.

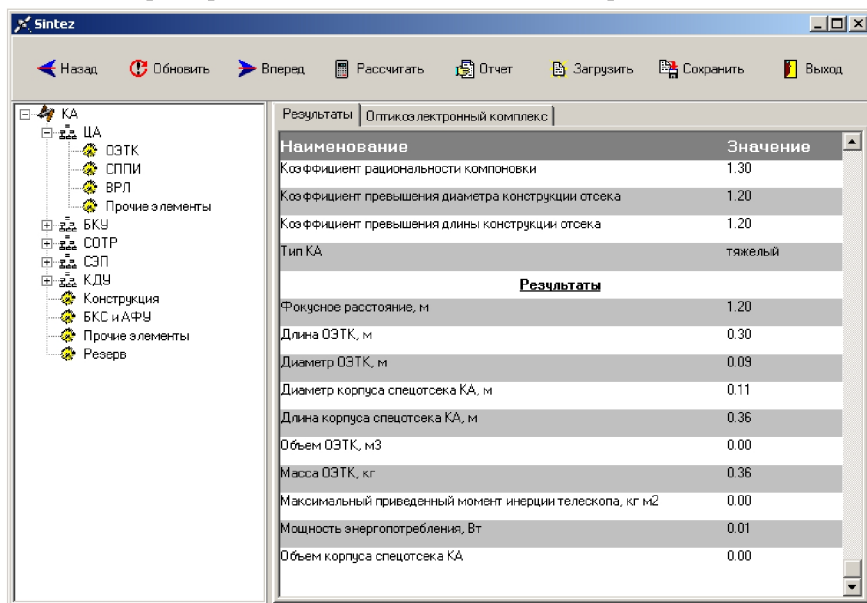


Рис. 5.3. Окно программы для расчета характеристик оптико-электронного телескопического комплекса с открытой страницей на закладке **Результаты**

После введения всех необходимых исходных характеристик следует нажать кнопку **РАССЧИТАТЬ**.

Следует отметить, что результаты расчетов после первого нажатия на кнопку **РАССЧИТАТЬ** соответствуют первому итерационному циклу расчетов. Для уточнения этих результатов необходимо несколько раз щелкнуть "мышкой" на кнопку **РАССЧИТАТЬ**. Количество нажатий на эту кнопку определяется окончанием изменения текущих результатов.

При этом автоматически будут скорректированы массогабаритные и энергетические характеристики по отдельным бортовым системам и элементам, которые были пройдены в процессе первой итерации проектирования. Эти скорректированные результаты также можно посмотреть на соответствующих закладках.

Затем следует нажать кнопку **ОТЧЕТ** для вывода на экран окна с подробными результатами синтеза проектных параметров космического аппарата (рис. 5.4).

С помощью бегунка полосы прокрутки можно просмотреть результаты расчета по всем составным частям и КА в целом.

Результаты синтеза можно сохранить в файл или вывести на печать, для этого в окне отчета следует выбрать и нажать соответствующую кнопку.

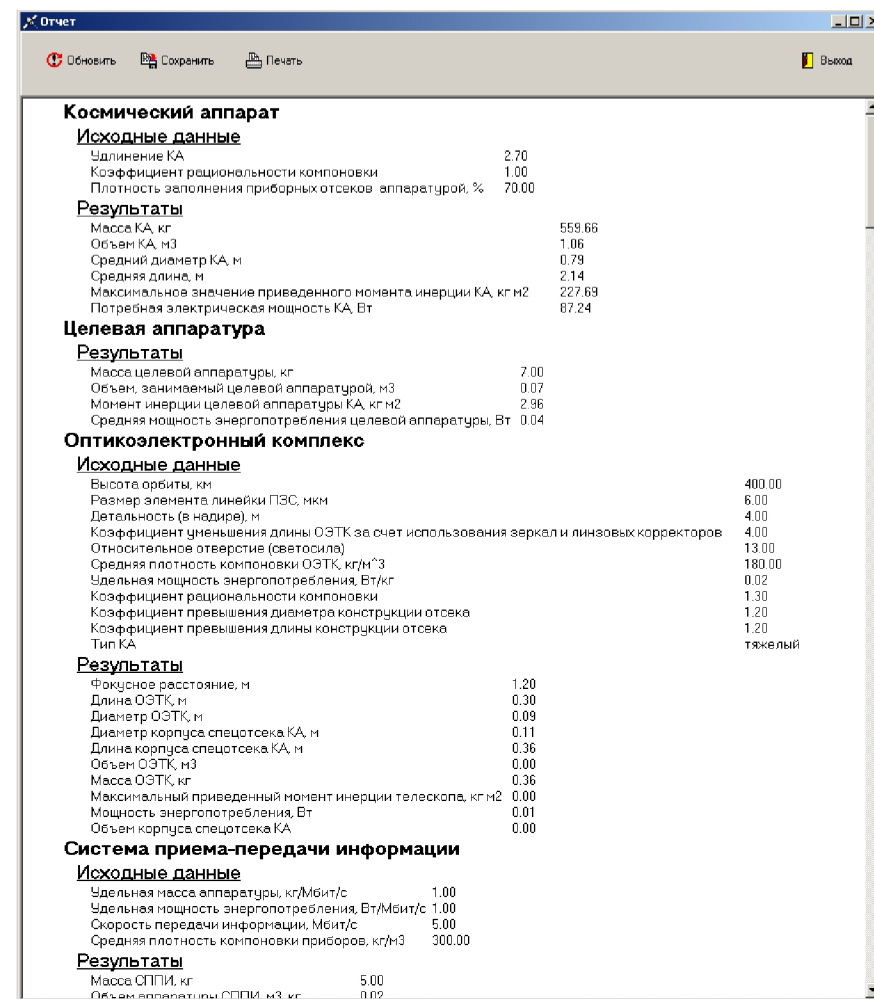


Рис. 5.4. Окно программы «Отчет»

Для выхода из программы следует нажать кнопку ВЫХОД. При желании можно сохранить в отдельный файл последние исходные данные для синтеза, которые потом можно загрузить для последующих расчетов, нажав кнопку ЗАГРУЗИТЬ.

Для более детального расчета (в третьем приближении) с учетом функционирования отдельных элементов системы обеспечения теплового режима (СОТР) можно открыть отдельные окна программы. Интерфейс этих окон представлен на рис. 5.5 - 5.7. Названия окон, производимые пользователем действия, а также полученные результаты видны на поле окон и не требуют комментариев.

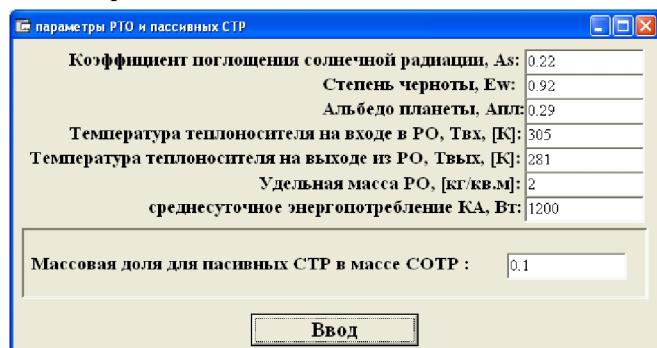


Рис. 5.5. Окно для ввода исходных данных при расчете параметров панелей радиационного сброса тепловых потоков

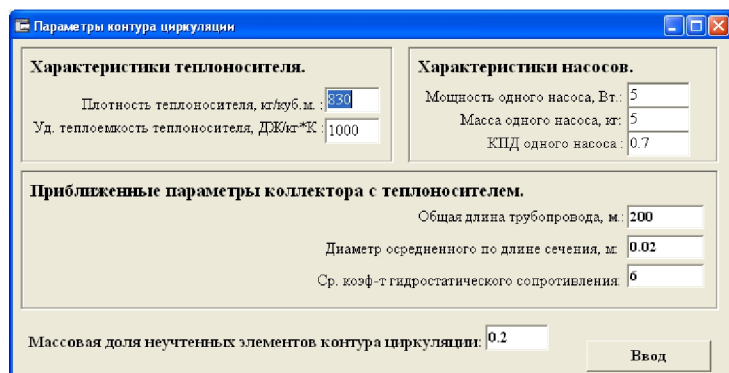


Рис. 5.6. Окно для расчета характеристик контура циркуляции

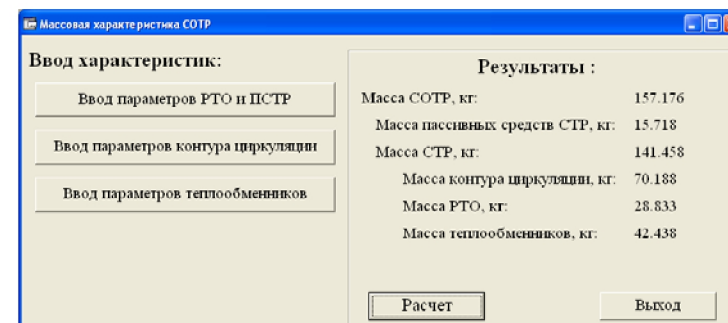


Рис. 5.7. Окно для вывода результатов расчета характеристик СОТР

6. МЕТОДИЧЕСКИЕ ВОПРОСЫ СОЗДАНИЯ ПРОБЛЕМНО-ОРИЕНТИРОВАННЫХ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ ПРОЕКТИРОВАНИЯ²

6.1. Постановка задач моделирования при разработке проблемно-ориентированных автоматизированных систем проектирования

6.1.1. Основные определения

При создании проблемно-ориентированных систем проектирования ряд проблем сводится к задаче синтеза программ, суть которой в следующем.

Дано описание того, что программа должна делать, и требуется автоматически составить программу, удовлетворяющую этому описанию (естественно, предварительно автоматически определив, как это сделать).

В вычислительных задачах, как правило, задаются:

а) набор входных переменных $U_{вх}$, значения которых являются исходными для задачи;

б) набор выходных переменных $U_{вых}$, значения которых ищутся;

в) условия функционирования задачи V , представленные таким образом, чтобы они могли быть использованы для синтеза программ. Условия функционирования проблемной задачи (т.е. знания по данной проблеме), как правило, представляются в виде отношений (зависимостей) на множестве переменных данной проблемной области и хранятся в ЭВМ в виде пакетов прикладных программ.

Вычислительную модель объекта проектирования в общем случае будем рассматривать как пару (V, U) , где $V = \{v_i\}$, $(i = \overline{1, n})$; - множество

² Материал данного раздела в сокращенном и переработанном виде заимствован из работы [29].

отношений модели; $U = \{u_i\}$, $(i = \overline{1, m})$; - множество переменных модели.

Здесь n - количество отношений модели; m - количество переменных модели.

Отношение реализует некоторую зависимость между переменными модели и может представлять собой систему уравнений, функцию, оператор, таблицу и т.д. Множество переменных, связанных отношением v_i , обозначается $U(v_i)$.

Отношение называется *однородным*, если существует возможность определений значений переменных множества $Y_i \subset U(v_i)$ при известных значениях переменных множества $X_i = U(v_i) \setminus Y_i$, т.е. если существует отображение $\varphi_i: X_i \rightarrow Y_i$ для любых $X_i, Y_i: X_i \cup Y_i = U(v_i), X_i \cap Y_i = \emptyset$.

В дальнейшем будем полагать, что все отношения модели однородны.

Число $r(v_i) = |Y_i|$ называется рангом отношения.

Если рассматривать отношения как некоторую систему уравнений, то ранг данного отношения равен порядку системы уравнений.

Если каждое отношение модели имеет вид следующего оператора $v_i = X_i \rightarrow Y_i$, то есть входные и выходные переменные каждого отношения строго разделены, то модель называется *явной*.

Если же входные и выходные переменные не разделены, а для каждого отношения $v(U(v_i)) = 0$ определен только ранг его, $r(v_i) > 0$, то модель называется *неявной*.

6.1.2. Понятие корректности и разрешимости задачи на вычислительной модели

Задачей на вычислительной модели (V, U) называется тройка

$$(U_{ex}, \overline{U}_{ex}, U_{вых}),$$

где $U_{ex} \subseteq U$ - множество входных переменных задачи;

\overline{U}_{ex} - множество значений входных переменных;

$U_{вых} \subseteq U$ - множество переменных, значения которых необходимо определить по модели (V, U) .

Задача *разрешима*, если в рамках модели (V, U) существует алгоритм вычисления значений переменных $U_{вых}$, использующий значения входных переменных U_{ex} , т.е. если существует и может быть построено отображение $\varphi_i: \overline{U}_{ex} \rightarrow \overline{U}_{вых}$. В противном случае задача *неразрешима*.

В тех случаях, когда значения переменных нам безразличны, под тер-

мином "задача" будем понимать пару $(U_{ex}, U_{вых})$.

Задача $(U_{ex}, U_{вых})$ корректна на модели (V, U) , если значения всех переменных, вычисляемых на модели (V, U) по переменным U_{ex} , определяются однозначно. Если хотя бы одна переменная модели может быть определена неоднозначно, то задача $(U_{ex}, U_{вых})$ называется некорректной.

6.1.3. Понятие проблемно-ориентированной системы проектирования

Проблемно-ориентированной системой проектирования называется комплекс алгоритмов и программ на некоторой ЭВМ, определяющей для каждой задачи $(U_{ex}, U_{вых})$ на модели (V, U) :

- корректность задачи;
- разрешимость задачи;
- построение отображения $\varphi_i: \overline{U}_{ex} \rightarrow \overline{U}_{вых}$.

Для корректной и разрешимой задачи построение отображения $\varphi_i: \overline{U}_{ex} \rightarrow \overline{U}_{вых}$ на базе модели (V, U) включает:

- определение множества $V^* \subseteq V$ отношений модели, необходимых для построения отображения φ ;

- нахождение схемы решения задачи, то есть разбиение множества на непересекающиеся подмножества: $V^* = \{v_i\}, i = \overline{1, n}$ такие, что реализация отображения $\varphi_i: U_{ex} \rightarrow U_{вых}$ сводится к последовательному применению (просчету) множеств отношений $V_i: X(v_i) \rightarrow Y(v_i)$. На явных моделях V_i представляет собой отдельные операторы модели.

Методика построения такого рода проблемно-ориентированных автоматизированных систем основана на использовании теории графов [29, 43, 45].

Далее рассмотрим планирование вычислений на неявных моделях. Планирование вычислений на неявных моделях рассматривается в [29].

6.2. Планирование вычислений на явных моделях

6.2.1. Постановка задачи

Очевидно, что на явных моделях построение отображения $\varphi_i: U_{ex} \rightarrow U_{вых}$ сводится к последовательному применению операторов модели (V, U) следующим образом:

$$v_{i1}: U^0 \rightarrow U^1, \quad \text{где } U^0 = U_{ex}, \quad U^1 = U^0 \cup Y(v_{i1}), X(v_{i1}) \subseteq U^0;$$

$$v_{i2} : U^1 \rightarrow U^2, \quad \text{где } U^2 = U^1 \cup Y(v_{i2}), X(v_{i2}) \subseteq U^1;$$

$$\dots\dots\dots$$

$$v_{ik} : U^{k-1} \rightarrow U^k, \quad \text{где } U^k = U^{k-1} \cup Y(v_{ik}), X(v_{ik}) \subseteq U^{k-1}.$$

При этом задача разрешима тогда и только тогда, когда $U_{\text{вых}} \subseteq U^k$, а разрешающее множество отношений $V^* = \{v_{ij}\}, v_{ij} \in U(v), j = \overline{1, k}$.

6.2.2. Понятия схемы отношений и операторной схемы модели

Этот материал рассмотрим на примере.

Пусть вычислительная модель представляет собой следующие выражения:

$$u_2 = f_1(u_1, u_3);$$

$$u_3 = f_2(u_1, u_2, u_8, u_{10});$$

$$u_5 = f_3(u_2, u_6, u_9, u_{10});$$

$$u_6 = f_4(u_5, u_7, u_9);$$

$$u_7 = f_4(u_3, u_5, u_8);$$

Схемой отношений модели (V, U) называется неориентированный граф $G = (W, E)$, где множество вершин графа представляет собой объединение $W = V \cup U$ множества отношений модели $V = \{v_i\}, (i = \overline{1, n})$ и множества переменных модели $U = \{u_i\}, (i = \overline{1, m})$, а множество дуг (или ребер) графа определяются по следующему правилу: $E = \{(v, u) : u \in U(v)\}$.

Схема отношений модели для приведенной модели представлена на рис. 6.1.

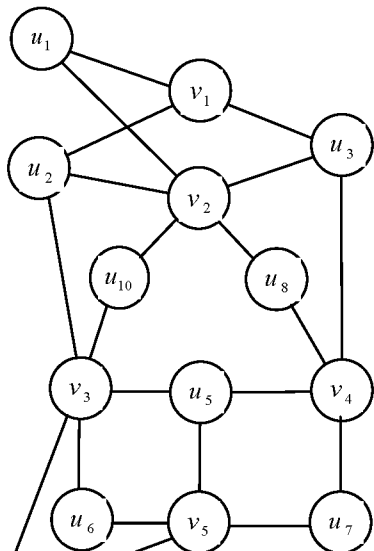


Рис. 6.1. Схема отношений модели

Операторной схемой модели (V, U) называется ориентированный граф $G = (W, E)$, где множество вершин графа $W = V \cup U$, множество дуг графа, в котором дуги ориентированы следующим образом:

$$D = \begin{cases} d = (u, v_i), & \text{если } u \in X(v_i); \\ d = (v_i, u), & \text{если } u \in Y(v_i). \end{cases}$$

Операторная схема модели представлена на рис. 6.2.

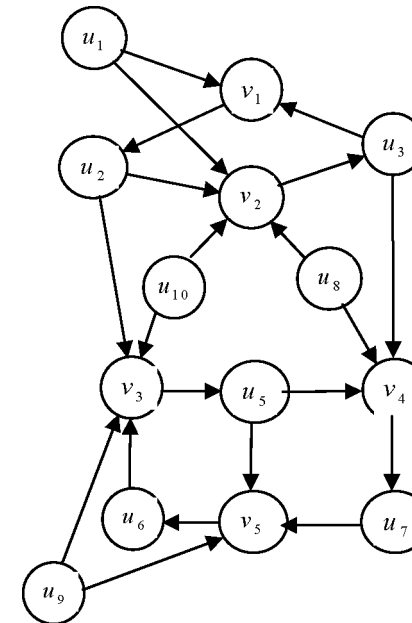


Рис. 6.2. Операторная схема модели

Рассмотрим основные алгоритмы исследования графов.

6.2.3. Алгоритм "поиска в глубину"

Один из наиболее распространенных способов систематического исследования всех вершин и ребер графа $G = (W, E)$ заключается в следующем. Когда мы посещаем вершину $v \in V$ первый раз, мы помечаем ее и идем по одному из ребер (v, w) , инцидентному v .

Напомним, что если в графе существует ребро (или дуга) $e = (u, v)$, то говорят, что ребро (или дуга) инцидентно вершине u и вершине v , а также, что вершины u , v инцидентны ребру (дуге) e . Вершины u , v в этом случае называются смежными друг другу.

Если вершина w уже пройдена (т.е. помечена), мы возвращаемся в v и выбираем другое ребро. Если вершина w еще не пройдена, то мы заходим в нее и применяем процесс рекурсивно к w . Если все ребра, инцидентные вершине v , уже просмотрены, мы идем назад по ребру (v, w) , по которому пришли в v , и продолжаем исследование ребер, инцидентных u . Процесс заканчивается, когда мы пытаемся вернуться назад из вершины, с которой начиналось исследование графа.

Алгоритм 1

Вход: граф $G = (W, E)$.

Выход: массив пометок вершин: $p(|V|)$, где $|V|$ - количество отношений модели.

1. Для всех $v \in V$ выполнить $p(v) = 0, i = 0$.
2. Для всех $v \in V : p(v) = 0$ вызвать процедуру $DFS(v, i)$.

Процедура $DFS(v, i)$:

3. $i = i + 1; p(v) = i$.
4. Если просмотрены все ребра, инцидентные вершине v , то переход к пункту 7.
5. Выбрать следующее ребро, инцидентное $v : (v, w)$.
6. Если $p(w) = 0$, то вызвать процедуру $DFS(v, i)$, иначе - переход на пункт 4.
7. **Выход из процедуры** $DFS(v, i)$.

На рис. 6.3 приведен граф к примеру работы алгоритма 1 (согласно операторной схеме, представленной на рис. 6.2). Цифры в кружочках на этом рисунке означают числа-пометки вершин. На рис. 6.3, *а* приведен граф «посещение вершин на схеме модели», а на рис. 6.3, *б* - граф «посещение

вершин, достижимых из u_9 ».

6.2.4. Алгоритм "поиска в ширину"

В алгоритме "поиск в ширину" при первом посещении вершины просматриваются все ребра, инцидентные v , и строится множество вершин W_v , смежных v и непомеченных. Далее просматривается первая вершина из W_v . Процесс заканчивается, когда в графе не остается непомеченных вершин.

Алгоритм 2

Вход: граф $G = (W, E)$.

Выход: массив пометок вершин: $p(|V|)$.

Использует: Q - массив вершин, просмотренных, но непомеченных.

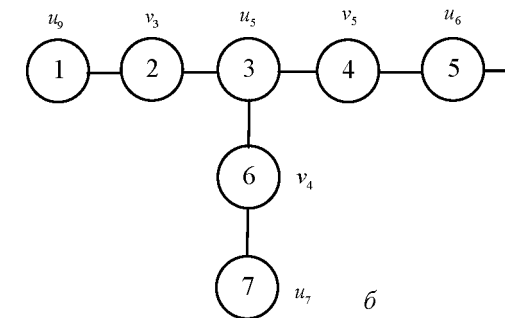
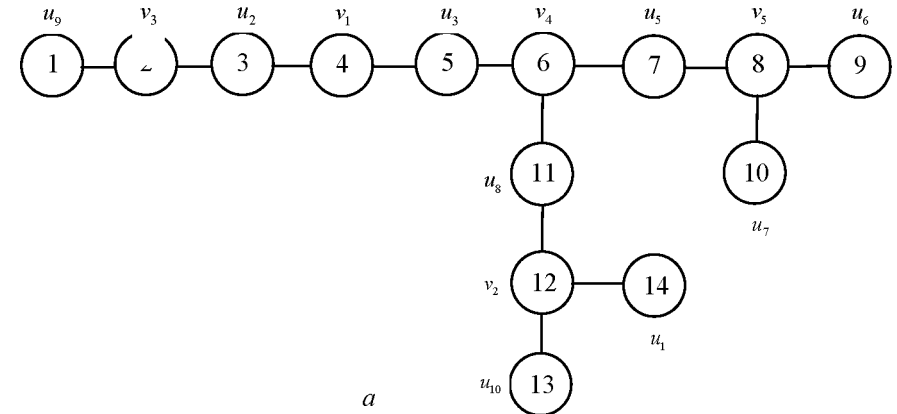


Рис. 6.3. Граф, иллюстрирующий работу алгоритма 1

1. Для всех $v \in V$ выполнить: $p(v) = 0, i = 0$.
2. Выбрать $v \in V : p(v) = 0$. Если все вершины помечены, то конец алгоритма.
3. $Q = \{v\}$.
4. Если $Q = \emptyset$, то переход к пункту 2.
5. Выбрать v из $Q (Q = Q \setminus v)$. Пометить $v : i = i + 1; p(v) = i$.
6. Для всех ребер $(v, u) : (v, u) \in E \cap p(v) = 0$ выполнить:
 $V = V \setminus u : Q = Q \cup u$.

Переход к пункту 4.

На рис. 6.4 приведен пример работы алгоритма 2. На рис. 6.4, а приведен граф «посещение вершин на схеме модели», а на рис. 6.4, б - граф «посещение вершин, достижимых из u_0 ». Цифры в кружочках на этом рисунке также означают числа-пометки вершин.

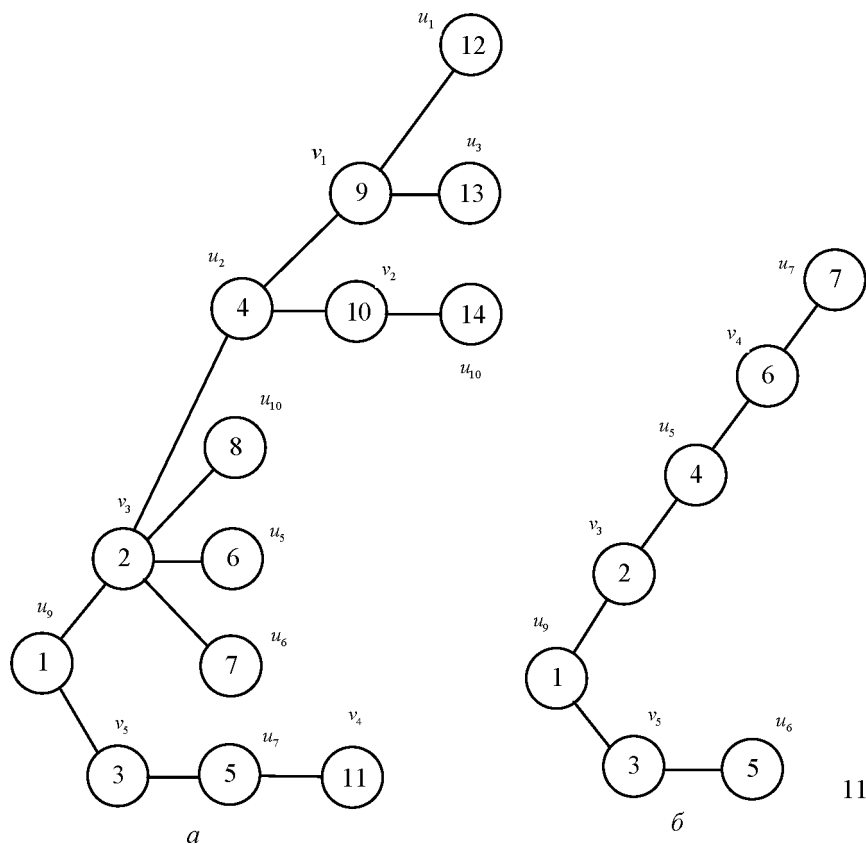


Рис. 6.4. Граф, иллюстрирующий работу алгоритма 2

6.2.5. Нахождение схемы решения задачи

Пусть на модели (V, U) дана задача $(U_{ex}, U_{вых})$.

Схемой решения задачи называется тройка (V^*, U^*, h) , где $V^* \in V$ - множество операторов (отношений) модели, последовательным применением которых вычисляется множество $U_{вых}$ по U_{ex} , $U^* \in U$ - множество переменных, вычисляемых по U_{ex} ($U_{вых} \in U^*$), h - последовательность применения операторов из V^* , то есть отображение $\varphi_i : U_{ex} \rightarrow U_{вых}$ строится из операторов V^* следующим образом:

$$\varphi = \{v_{i1} = h(1) : U_{ex} \rightarrow U^1, v_{i2} = h(2) : U^1 \rightarrow U^2, \dots, v_{ik} = h(k) : U^{k-1} \rightarrow U^k\}.$$

Алгоритм 3 "Прямая волна"

Вход: ориентированный граф $G = (W, D)$ - операторная схема модели;

U_{ex} - множество исходных переменных задачи.

Выход:

V^e - множество операторов (отношений) модели, участвующих в вычислениях;

U^e - множество вычисляемых переменных модели;

$h(|V|)$ - номера операторов (отношений) модели в порядке их применения.

Использует:

j - номер этапа планирования вычислительной схемы;

i - количество использованных операторов;

U_j - множество переменных, вычисляемых на j -м этапе планирования;

V_j - множество операторов, которые могут быть применены на j -м этапе;

$p(x)$ - пометка вершины x :

для $x \in U_{ex} : p(x) = |V| + 1$;

для $x \in U \setminus U_{ex}$ - номер оператора v , применением которого рассчитывается переменная x ;

$x \in V$ - количество переменных, значения которых известны на j -м этапе планирования.

1. Для всех $v \in V: p(v) = 0$;
 для всех $k = 1, \dots, |V|: h(k) = 0; i = 0; j = 0$;
 для всех $u \in U_{ex}: p(u) = |V| + 1$;
 для всех $u \in U \setminus U_{ex}: p(u) = 0$;
 $V_T = \emptyset; V^e = \emptyset; U^e = \emptyset; U_T = U_{ex}$.
2. Если $U_T = \emptyset$, то переход на пункт 6.
3. Выбрать u из $U_T = (U_T = U_T \setminus u)$.
4. Для всех дуг $l = (u, v)$, исходящих из u , выполнить:
 $p(v) = p(v) + 1; V_T = V_T \cup v$.
5. Переход на пункт 2.
6. Если $V_T = \emptyset$, то переход на пункт 11.
7. Выбрать v из $V_T = (V_T = V_T \setminus v)$.
 Если $p(v) < |X(v)|$, то переход на пункт 6.
8. Выполнить $i = i + 1; h(i) = v; V^e = V^e \cup v$.
9. Для всех дуг $e = (u, v)$, исходящих из v , выполнить $U_T = V \cup u$.
 Если $p(u) \neq 0$, то задача некорректна. Конец алгоритма.
10. Переход на пункт 6.
11. $U^e = U^e \cup U_T$, если $U_T = \emptyset$, то конец алгоритма, иначе переход на пункт 2.

На базе алгоритма "прямой волны" на модели (V, U) для задачи $(U_{ex}, U_{вых})$ строится множество вычисляемых переменных модели U^e , причем переменные вычисляются последовательным применением операторов из V^e (порядок вычислений задается массивом h). Очевидно, что задача $(U_{ex}, U_{вых})$ разрешима тогда и только тогда, когда $U_{вых} \subseteq U_{ex} \cup U^e$.

Очевидно также, что схема вычислений (V^e, U^e, h) может содержать лишние операторы (и, соответственно, вычислять лишние переменные). Алгоритм, используемый для выделения лишь тех операторов $V^* \subseteq V^e$, которые действительно необходимы для получения $U_{вых}$ из U_{ex} , носит название алгоритм "обратной волны" и представляет собой модификацию алгоритма 2 - "поиск в ширину".

По графу $G = (W, D)$ и множествам (V^e, U^e) построим вспомога-

тельный граф $G^{-1} = (W^e, D^e)$, где множество вершин графа $G^{-1}: W^e = V^e \cup U^e$, множество дуг графа G^{-1} получается из множества дуг D графа G переориентацией их, т.е. дуга (v, u) на графе G переходит в дугу (v, u) на графе G^{-1} :

$$D^e = \left\{ \begin{array}{l} d = (u, v), \text{ если } u \in Y(v), v \in V^e, u \in U^e \\ d = (v, u), \text{ если } u \in X(v). \end{array} \right\}.$$

Алгоритм 4 "Обратная волна"

Вход: ориентированный граф $G^{-1} = (W^e, D^e)$, $W^e = V^e \cup U^e$;

$U_{вых}$ - множество вершин, соответствующих требуемым переменным задачи.

Выход: V^* - множество операторов модели, необходимых для вычисления переменных;

U^* - множество переменных, вычисляемых применением операторов из множества V^* .

Использует: $\rho(|W^e|)$ - массив пометок вершин,

Q - массив вершин, просмотренных, но не помеченных,

R - массив помеченных вершин.

1. $V^* = \emptyset; U^* = \emptyset; i = 0$; для всех $w_{вых} \in W^e: \rho(w) = 0$.

2. $Q = U_{вых}$.

3. Если $Q = \emptyset$, то переход на п.6.

4. Выбрать w из $Q(Q = Q \setminus w)$. Пометить $w: i = i + 1; \rho(w) = i$.

5. Для всех дуг $(w, t): (w, t) \in D^e \wedge \rho(t) = 0$ выполнить $Q = Q \cup t$.

Переход на п. 3.

6. Сформировать: $V^* = R \cap V^e; U^* = R \cap U^e$.

Таким образом, получаем следующий алгоритм планирования вычислений для задачи $(U_{ex}, U_{вых})$ на модели (V, U) .

Алгоритм 5

Вход: модель (V, U) , задача $(U_{ex}, U_{вых})$.

Выход: признак $i: i < 0$ - задача некорректна,

$i = 0$ - задача корректна и разрешима,

$i > 0$ - задача неразрешима,

(V^*, U^*) - схема вычислений (только для $i = 0$).

1. Построить ориентированный граф $G = ((V \cup U), D)$.

2. Применить алгоритм 3 к графу G и найти V^e, U^e, h . Если задача

некорректна, то $i = -1$.

3. Если $U_{\text{вых}} \notin U_e$ то $i = 1$. Задача неразрешима. Иначе $i = 0$.

4. По графу G и множествам V^e, U^e построить граф $G^{-1} = (V^e \cup U^e, D^e)$.

5. Применить алгоритм 4 к графу G^{-1} , определить V^e, U^e .

6. Убрать из массива h пометки вершин $v \in V^e \setminus V^*$.

Итак, выше были рассмотрены теоретические основы создания проблемно-ориентированных систем проектирования. Далее рассмотрим пример реализации проблемно-ориентированной системы выбора основных проектных характеристик бортовых систем космического аппарата наблюдения.

7. РЕАЛИЗАЦИЯ ПРОБЛЕМНО-ОРИЕНТИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ВЫБОРА ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК БОРТОВЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ³

7.1. Описание программной части проблемно-ориентированной системы выбора основных проектных характеристик

В качестве объекта проблемно-ориентированной системы выбора основных проектных характеристик бортовых систем космического аппарата наблюдения рассматривалась система обеспечения теплового режима. Система была реализована в среде программирования DELPHI 7. Ниже приведено краткое описание программной части этой системы.

При запуске программы появляется начальное окно программы (рис. 7.1), в котором расположены элементы меню «Файл» и «Помощь», поля (внутренние окна) для ввода переменных и вывода уравнений, составляющих систему, кнопки «Принять», «Показать матрицу» и «Далее».

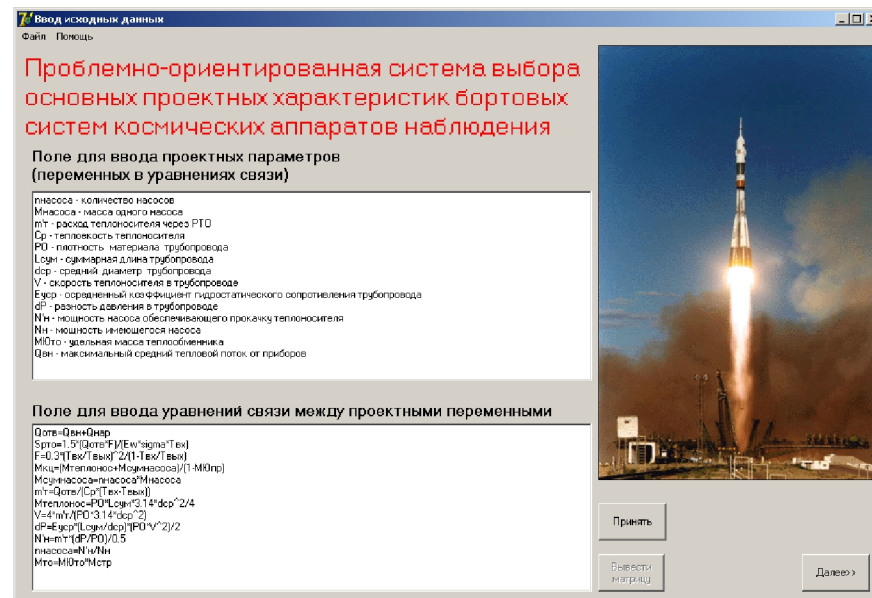


Рис. 7.1. Окно программы для ввода исходных данных

В меню «Файл» находятся элементы управления «Сохранить систему», «Добавить систему в задачу» и «Выход». В меню «Помощь» находятся элементы управления «Справка» и «О программе».

В данной системе возможны два способа ввода задачи:

- ввод переменных и уравнений в соответствующие поля;
- выбор необходимых исходных данных из базы данных, сформированной ранее.

Исходные данные (переменные и уравнения) по анализируемой бортовой системе вводятся в соответствующие окна (см. рис. 7.1). Эти данные можно сохранить после ввода в отдельный файл. Для этого необходимо раскрыть меню «Файл» и нажать кнопку «Сохранить систему», после чего открывается окно сохранения файлов (рис. 7.2).

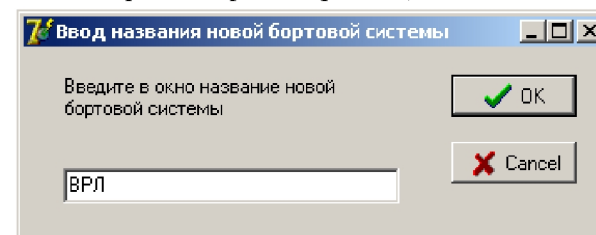


Рис. 7.2. Окно сохранения исходных данных в базе данных

³ Данная реализация программного обеспечения разработана студентом С. Г. Фомичевым под руководством доцента А. С. Кучерова.

Для выбора системы из базы необходимо нажать в меню «Файл» в окне программы «Ввод исходных данных» и «щелкнуть мышкой» на поле раскрывшегося меню «Ввести исходные данные из файла». После этого появится окно «Выбор бортовой системы», во внутреннем поле которого можно выбрать конкретную бортовую систему из имеющихся (см. рис. 7.3, где в поле внутреннего окна выбрана система СТР - теплового режима).

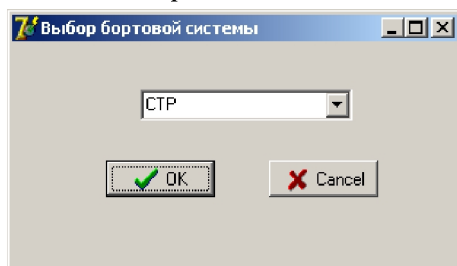


Рис. 7.3. Окно для выбора бортовой системы из базы данных

После нажатия кнопки «ОК» в окне «Выбор бортовой системы» происходит заполнение полей для ввода проектных параметров и ввода уравнений связи (см. рис. 7.1).

При нажатии на кнопки «Далее» в окне программы «Ввод исходных данных» появляется окно «Ввод обозначений и индексов входных параметров» (рис. 7.4).

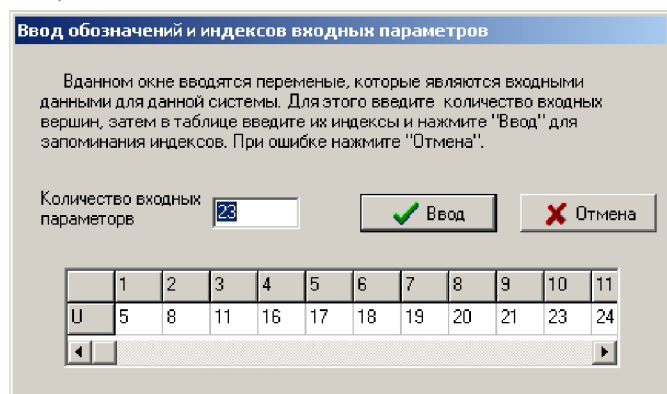


Рис. 7.4. Окно для ввода исходных данных по входным параметрам

В данном окне имеется поле для ввода количества входных переменных (вершин графа), таблица для ввода индексов входных переменных (вершин), а также кнопка «Ввод» для ввода этих индексов в программу. После нажатия кнопки «Ввод» появляется окно «Ввод обозначений и индексов выходных параметров» (рис. 7.5).

В данном окне программы имеется поле для ввода количества выходных параметров (вершин графа), таблица для ввода индексов выходных параметров, а также кнопка «Ввод».

После нажатия кнопки «Ввод» производится оценка корректности исходных данных. Если данные некорректны, то выводится соответствующая информация.

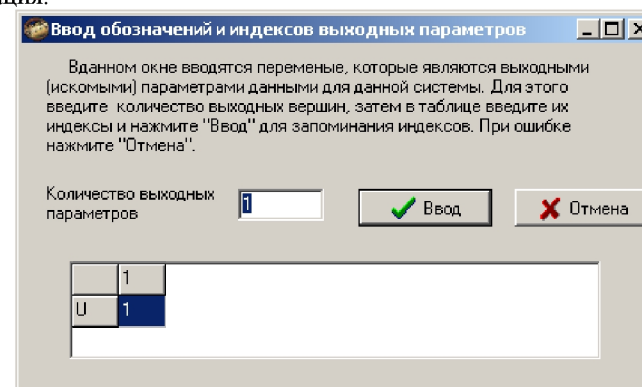


Рис. 7.5. Окно для ввода исходных данных по выходным параметрам

Если данные корректны, то производится решение и появляется окно программы «Последовательность решения» для определения выходных переменных (рис. 7.6).

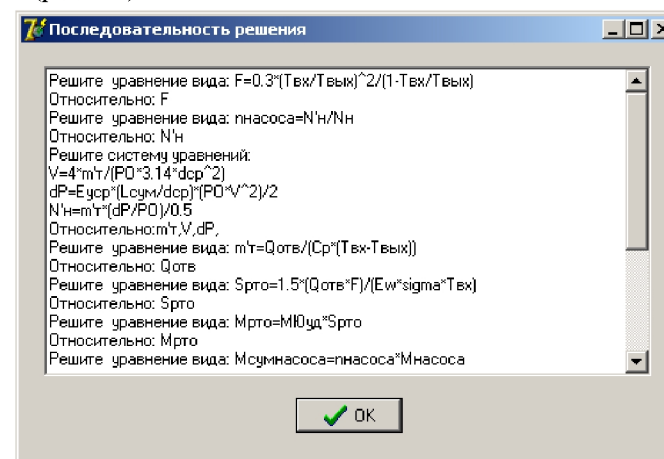


Рис. 7.6. Окно вывода последовательности решения

Все промежуточные действия, выполняемые программой, скрыты от рядового пользователя программы, однако программа позволяет контролировать промежуточные действия, которые важны для разработчиков про-

граммы (особенно при ее отладке) и для опытных пользователей, желающих совершенствовать программу. Всего таких окон около десяти. Некоторые из этих промежуточных окон представлены на рис. 7.7 -7.9.

На рис. 7.7 показано окно программы «Матрица связей», с помощью которого контролируется правильность автоматического построения матрицы связи входных и выходных параметров системы.

	V 1	V 2	V 3	V 4	V 5	V 6	V 7	V 8	V 9
U 1	1	0	0	0	0	0	0	0	0
U 2	-1	0	0	0	0	0	0	0	0
U 3	-1	0	0	0	0	0	0	0	0
U 4	-1	1	0	0	0	0	0	0	0
U 5	0	-1	0	0	0	0	0	0	0
U 6	0	-1	0	0	0	0	0	0	0
U 7	0	0	1	0	0	0	0	0	0
U 8	0	0	-1	0	0	0	0	0	0
U 9	0	0	-1	1	0	0	0	0	0
U 10	0	0	-1	0	1	0	0	0	0
U 11	0	0	-1	0	0	0	0	0	0
U 12	0	0	-1	0	0	1	0	0	0
U 13	0	0	0	-1	0	0	1	-1	0

Рис. 7.7. Окно программы «Матрица связей»

На рис. 7.8 показано окно программы «Вывод результатов». При работе видны только те кнопки, которые необходимы для продолжения решения в заданной последовательности. При первом появлении этого окна можно воспользоваться только тремя кнопками: «Исходный орграф», «Назад» и «Выход». При нажатии кнопки «Назад» происходит переход в предыдущее окно программы. При нажатии кнопки «Выход» осуществляется выход из программы.

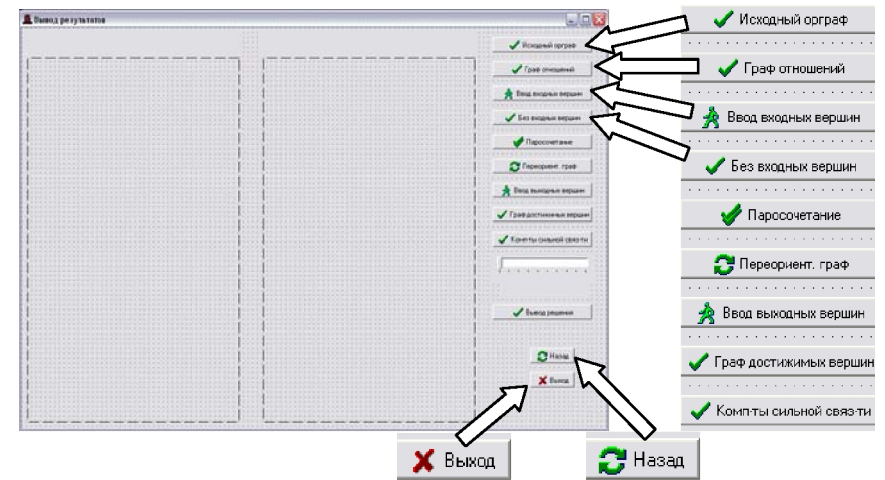


Рис. 7.8. Окно «Вывод результатов»

При нажатии кнопки «Исходный орграф» программа производит вывод заданного ориентированного графа (рис. 7.9 слева), а также открытой становится кнопка «Граф отношений». При нажатии на нее происходит преобразование ориентированного графа в граф отношений (рис. 7.9 справа) и становится доступной кнопка «Ввод входных вершин».

После нажатия кнопки «Ввод входных вершин» появляется окно программы, показанное ранее на рис. 7.4. Действия в этом окне были описаны ранее.

При выходе из окна «Ввод входных вершин» в окне «Вывод результатов» становится доступной кнопка «Без входных вершин». При использовании данной кнопки из графа исключаются все введенные входные вершины и дуги, связывающие их с остальным графом. Кроме того, доступной становится и кнопка «Паросочетание», с помощью которой в правой части окна «Вывод результатов» выводится схема максимального паросочетания графа и кнопка «Переориентированный граф».

При нажатии кнопки «Переориентированный граф» происходит переориентация графа по известным правилам (на рис. 7.10 слева) и активной становится кнопка «Ввод выходных вершин». После ее нажатия появляется окно «Ввод обозначений и индексов выходных параметров» (см. рис. 7.5). Действия в этом окне были описаны ранее.

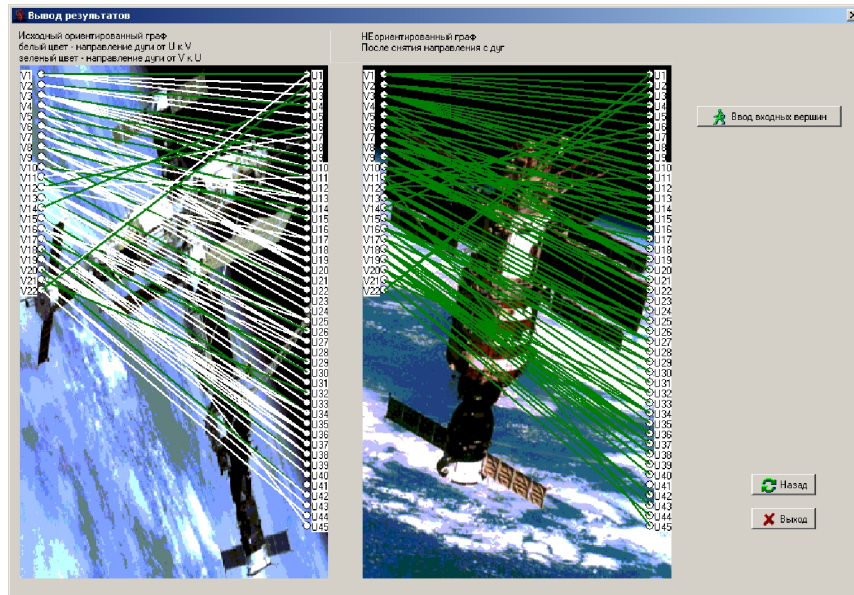


Рис. 7.9. Окно «Вывод результатов» после нажатия кнопки «Граф отношений»

ческих аппаратов наблюдения, проверим действие алгоритмов на простом примере расчета системы терморегулирования (СТР) космического аппарата.

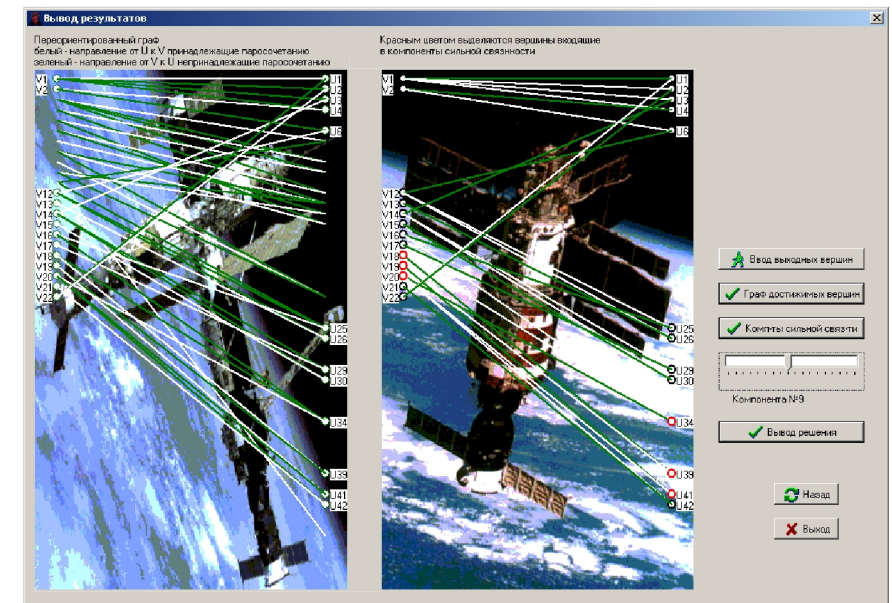


Рис. 7.10. Окно программы «Вывод результатов» после нажатия кнопки «Компоненты сильной связности»

При выходе из окна «Ввод обозначений и индексов выходных параметров» в форме «Вывод результатов» открывается кнопка «Граф достижимых вершин». При нажатии на эту кнопку выводится граф (на рис. 7.10 справа), в котором остаются вершины переориентированного графа, достижимые из выходных вершин, а остальные исключаются вместе с дугами.

При нажатии на кнопку «Граф достижимых вершин» также становится активной кнопка «Компоненты сильной связности».

При нажатии на кнопку «Компоненты сильной связности» происходит разделение графа достижимых вершин на группы (сильно связные компоненты) и вывод их в форму с использованием бегунка.

Активной становится кнопка «Вывод решения», при нажатии на которую появляется окно (см. рис. 7.6), которое рассматривалось выше и в котором указывается последовательность решения уравнений системы для определения выходных переменных.

Напомним, что для рядового пользователя промежуточные окна программы можно не использовать.

7.2. Тестовый пример

Для проверки адекватности построенных моделей, использованных при разработке программного обеспечения проблемно-ориентированной системы выбора основных проектных параметров бортовых систем косми-

Пусть выходным параметром является масса системы терморегулирования $M_{СТР}$. Для определения выходных параметров необходимо проанализировать соотношения между физическими величинами, влияющими на массу системы терморегулирования.

Далее приведены соотношения между проектными переменными, которые влияют на массу системы терморегулирования. Методика расчета характеристик массы системы терморегулирования рассматривалась в подразделе 4.3 настоящего учебного пособия.

$$M_{СТР} = M_{ГО} + M_{КЦ} + M_{РГО};$$

$$M_{РГО} = \mu_{уд} S_{РГО};$$

$$Q_{нар} = A_s (Q_{СОЛН} + Q_{ОТР}) + E_w Q_{ПЛ};$$

$$Q_{СОЛН} = q_{СОЛН} S_m;$$

$$Q_{ОТР} = q_{ОТР} S_m;$$

$$Q_{ПЛ} = q_{ПЛ} S_m;$$

$$q_{\text{СОЛН}} = \sigma T_C^4 \left(\frac{R_C}{r} \right);$$

$$q_{\text{ОТР}} = \frac{2}{3} a_m q_{\text{СОЛН}} B_0 \left[B_0 - \sqrt{1 - B_0^2} + \frac{2}{B_0} \sqrt{1 - B_0^2} \right] - 1;$$

$$B_0 = \frac{R}{R + H_{\text{орб}}};$$

$$q_{\text{ПЛ}} = 0,5(1 - a_m) \left(1 - \sqrt{1 - B_0^2} \right) q_{\text{СОЛН}};$$

$$Q_{\text{оме}} = Q_{\text{ВН макс}} + Q_{\text{нар}};$$

$$S_{\text{рад}} = f \frac{Q_{\text{оме}} F}{E_W \sigma T_{\text{ex}}^4};$$

$$F = \frac{1}{3} \frac{(T_{\text{ex}}/T_{\text{вых}})^3}{1 - (T_{\text{вых}}/T_{\text{ex}})};$$

$$M_{\text{КЦ}} = \frac{M_{\text{теплонос}} + M_{\text{насос}\Sigma}}{1 - \mu_{\text{пр}}};$$

$$M_{\text{насос}\Sigma} = n_{\text{насос}} M_{\text{насос}};$$

$$\dot{m}_{\text{тептон}} = \frac{Q_{\text{оме}}}{C_p (T_{\text{ex}} - T_{\text{вых}})};$$

$$M_{\text{теплонос}} = \rho_m l_{\Sigma} \frac{\pi d_{\text{cp}}^2}{4};$$

$$V = \frac{4 \dot{m}_{\text{тептон}}}{\rho_m \pi d_{\text{cp}}^2};$$

$$\Delta p = \xi_{\text{ур}} \frac{l_{\Sigma}}{d_{\text{cp}}} \frac{\rho_m V^2}{2};$$

$$N'_n = \dot{m}_{\text{тептон}} \frac{\Delta p}{\rho \eta_n};$$

$$n_{\text{насос}} = \frac{N'_n}{N_n};$$

$$M_{\text{ТО}} = \mu_{\text{ТО}} M_{\text{СТР}}.$$

В этих уравнениях использованы следующие обозначения:

$M_{\text{СТР}}$ - масса системы терморегулирования;

$M_{\text{ТО}}$ - масса теплообменника;

$M_{\text{КЦ}}$ - масса контура циркуляции теплоносителя;

$M_{\text{РТО}}$ - масса радиаторов-теплоизлучателей;

$\mu_{\text{уд}}$ - удельная масса панелей радиаторов-теплоизлучателей;

$S_{\text{РТО}}$ - суммарная площадь панелей радиаторов-теплоизлучателей;

$Q_{\text{нар}}$ - тепловой поток, подведенный к КА извне;

A_S - коэффициент поглощения солнечной радиации;

$Q_{\text{СОЛН}}$ - тепловой поток прямой солнечной радиации;

$Q_{\text{ОТР}}$ - тепловой поток отраженной от планеты солнечной радиации;

E_W - степень черноты наружной поверхности;

$Q_{\text{ПЛ}}$ - тепловой поток собственного излучения планеты;

$q_{\text{СОЛН}}$ - удельный тепловой поток прямой солнечной радиации;

$q_{\text{ПЛ}}$ - удельный тепловой поток собственного излучения планеты;

$q_{\text{ОТР}}$ - удельный тепловой поток отраженной солнечной радиации от планеты;

T_C - температура поверхности Солнца;

σ - постоянная Стефана-Больцмана;

R_C - радиус Солнца;

r - расстояние от Земли до Солнца;

S_M - площадь миделя КА по направлению теплового потока;

a_m - альбедо планеты;

R_3 - средний радиус Земли;

$H_{\text{орб}}$ - высота орбиты;

$Q_{\text{оме}}$ - тепловой поток, отведенный с КА;

T_{ex} - входная температура;

$T_{\text{вых}}$ - выходная температура;

$m_{\text{тептон}}$ - масса теплоносителя;

$M_{\text{насос}\Sigma}$ - суммарная масса насосного агрегата;

$\mu_{\text{пр}}$ - удельная масса прочих агрегатов контура циркуляции;

$n_{\text{насос}}$ - количество насосов;

$M_{\text{насос}}$ - масса одного насоса;

$\dot{m}_{\text{тептон}}$ - расход теплоносителя через радиатор-теплоизлучатель;

C_p - теплоемкость теплоносителя;

ρ_m - плотность материала трубопровода;

l_{Σ} - суммарная длина трубопровода;

d_{cp} - средний диаметр трубопровода;

V - скорость теплоносителя в трубопроводе;

$\xi_{уср}$ - усредненный коэффициент гидростатического сопротивления трубопровода;

Δp - разность давлений в трубопроводе;

N'_n - мощность насоса, обеспечивающего прокачку теплоносителя;

N_n - мощность имеющегося насоса;

$\mu_{ТО}$ - удельная масса теплообменника;

$Q_{ВН\max}$ - максимальный средний тепловой поток от приборов.

Таким образом, можно составить следующий перечень проектных параметров (переменных), которые в наибольшей степени влияют на массу системы терморегулирования: $\mu_{уд}$; A_s ; E_w ; T_c ; σ ; R_c ; r ; S_M ; a_m ; R_3 ;

$H_{орб}$; T_{ex} ; $T_{вых}$; $\mu_{пр}$; $n_{насос}$; $M_{насос}$; C_p ; ρ_m ; l_{Σ} ; d_{cp} ; $\xi_{уср}$; N_n ; $\mu_{ТО}$.

Суть тестирования программы заключается в сравнении результатов построения соответствующих графов в ручном режиме счета и результатов построения тех же графов в автоматизированном режиме (графов, построенных разработанной автоматизированной системой проектирования).

Ниже в качестве примера приведены результаты проверки правильности построения соответствующих графов (правильности решения приведенной выше системы уравнений) лишь для двух графов: исходного ориентированного графа и выходного графа - графа достижимых вершин.

Исходный ориентированный граф, построенный в ручном режиме, представлен на рис. 7.11. Тот же граф, построенный разработанной автоматизированной системой проектирования, был показан на рис. 7.9, слева.

На рис. 7.12 представлен результирующий граф достижимых вершин, построенный в ручном режиме, на котором пунктирными прямоугольниками выделены так называемые «компоненты сильной связности». Тот же граф, построенный разработанной автоматизированной системой проектирования, был показан на рис. 7.10, справа.

Таким образом, показана адекватность моделей, использованных при разработке проблемно-ориентированной системы проектирования.

Результатом работы программного комплекса является последовательность решения системы уравнений, которая выглядит следующим образом:

Решите уравнение вида: $F=0.3*(T_{вх}/T_{вых})^2/(1-T_{вх}/T_{вых})$ относительно: F .

Решите уравнение вида: $dPO=E_{уср}*(L_{сум}/d_{cp})*(PO*V^2)/2$ относительно: V .

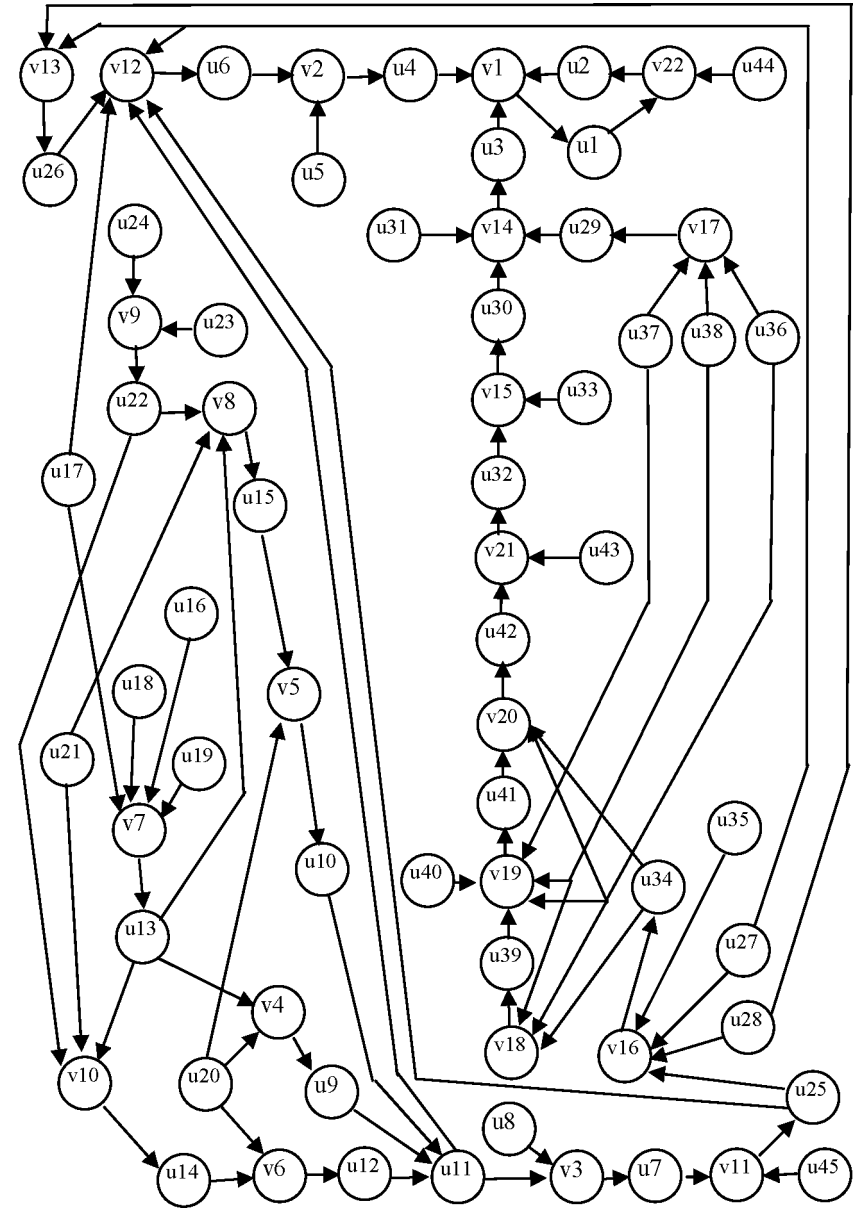


Рис. 7.11. Исходный ориентированный граф

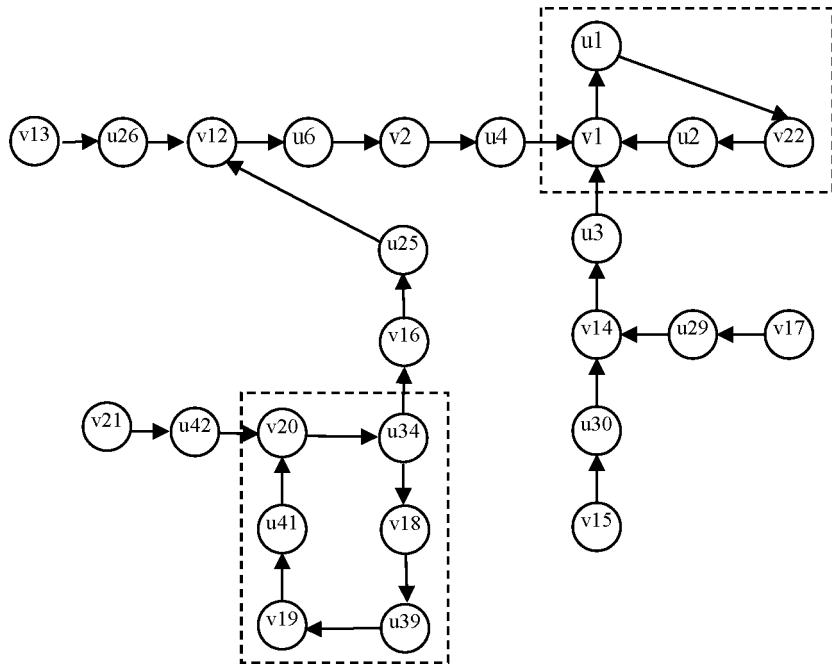


Рис. 7.12. Результирующий граф достижимых вершин

Решите уравнение вида: $V=4*m'm/(PO*3.14*dcp^2)$
относительно: $m'm$.

Решите уравнение вида: $m'm=Qотв/(Cp*(Tвх-Tвых))$
относительно: $Qотв$.

Решите уравнение вида: $Sрто=1.5*(Qотв*F)/(Ew*sigma*Tвх)$
относительно: $Sрто$.

Решите уравнение вида: $Mрто=МЮуд*Sрто$
относительно: $Mрто$.

Решите уравнение вида: $Mсумнасоса=пнасоса*Mнасоса$
относительно: $Mсумнасоса$.

Решите уравнение вида: $Mтеплонос=PO*Lсум*3.14*dcp^2/4$
относительно: $Mтеплонос$.

Решите уравнение вида: $Mкц=(Mтеплонос+Mсумнасоса)/(1-МЮпр)$
относительно: $Mкц$.

Решите систему уравнений:
 $Mстр=Mто+Mкц+Mрто$,
 $Mто=МЮто*Mстр$
относительно: $Mстр, Mто$.

Соответствие между обозначениями, используемыми в математической модели, окне вывода программного обеспечения, и идентификаторами программы приведено в табл. 7.1.

Таблица 7.1. Список идентификаторов

Идентификатор	Параметр модели	Обозначение в окне вывода	Идентификатор	Параметр модели	Обозначение в окне вывода
U1	$M_{СТР}$	$M_{стр}$	U24	$H_{орб}$	
U2	$M_{ТО}$	$M_{то}$	U25	$Q_{отв}$	$Q_{отв}$
U3	$M_{КЦ}$	$M_{кц}$	U26	F	F
U4	$M_{РТО}$	$M_{рто}$	U27	$T_{вх}$	$T_{вх}$
U5	$\mu_{уд}$	$МЮуд$	U28	$T_{вых}$	$T_{вых}$
U6	$S_{РТО}$	$S_{рто}$	U29	$m_{теплонос}$	$M_{теплонос}$
U7	$Q_{нар}$		U30	$M_{насос\Sigma}$	$M_{сумнасоса}$
U8	A_s		U31	$\mu_{пр}$	$МЮпр$
U9	$Q_{СОЛН}$		U32	$n_{насос}$	$n_{насоса}$
U10	$Q_{ОТР}$		U33	$M_{насос}$	$M_{насоса}$
U11	E_w	E_w	U34	$m_{теплонос}$	$m'm$
U12	$Q_{ПЛ}$		U35	C_p	C_p
U13	$q_{СОЛН}$		U36	ρ_m	PO
U14	$q_{ПЛ}$		U37	l_Σ	$L_{сум}$
U15	$q_{ОТР}$		U38	d_{cp}	dcp
U16	T_C		U39	V	V
U17	σ	$sigma$	U40	$\xi_{уср}$	$E_{уср}$
U18	R_C		U41	Δp	dPO
U19	r		U42	N'_n	
U20	S_M		U43	N_n	
U21	$a_{ПЛ}$		U44	$\mu_{ТО}$	$МЮто$
U22	B_0		U45	$Q_{BH\max}$	
U23	R_3				

Итак, в данном разделе описано программное обеспечение выбора основных проектных характеристик бортовых систем космических аппаратов наблюдения, которое разработано на основе создания проблемно-ориентированных автоматизированных систем проектирования.

Разработанная проблемно-ориентированная система проектирования открыта и может быть усовершенствована в части выбора задач автоматизированного проектирования, математические формулировки которых приведены в подразделе 3.4, а также в части выбора основных проектных параметров других бортовых систем и космических аппаратов наблюдения и КА в целом.

8. КОМПОНОВКА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАБЛЮДЕНИЯ

8.1. Базовая система координат космического аппарата и типовые схемы установки аппаратуры наблюдения

Оси и плоскости стабилизации

Прежде всего напомним, что для ракетной техники еще со времен ракеты «Фау 2» установилась традиция нумеровать рулевые органы в порядке их обхода по часовой стрелке, если смотреть по направлению полета [4]. Номер I при этом присваивается нижнему рулю, расположенному в плоскости траектории. Оси I-III и II-IV принято называть осями (или плоскостями) стабилизации. В дальнейшем эти обозначения и термины стали применяться и для космических аппаратов [5]. Плоскость I - III ракеты и космического аппарата совпадает с плоскостью движения ракеты во время вывода космического аппарата на орбиту.

Базовая система координат

В космическом аппарате имеется некая основная (базовая) система координат $O_B x_B y_B z_B$ (рис. 8.1), которая привязана к плоскостям стабилизации ракеты и космического аппарата и используется при разработке проекта, изготовлении и эксплуатации.

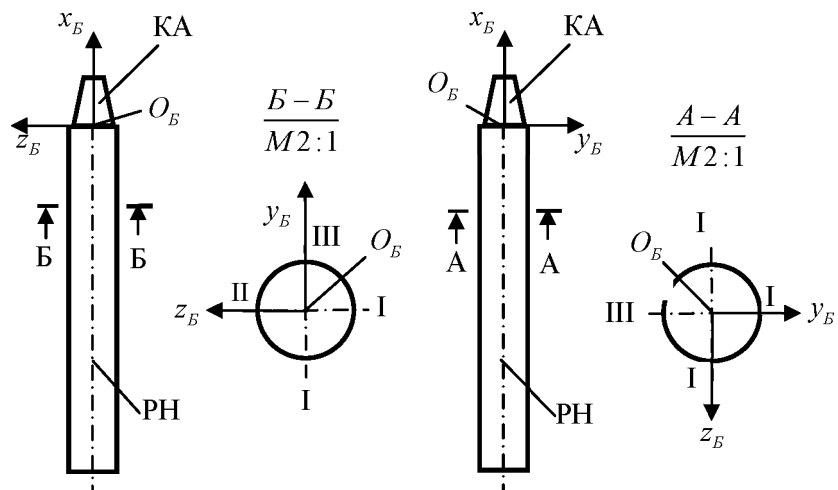


Рис. 8.1. Плоскости стабилизации и базовая система координат космического аппарата

Обычно ось $O_B x_B$ космического аппарата совпадает с продольной осью космического аппарата и ракеты и направлена в сторону полета ракеты, плоскость $O_B y_B z_B$ совпадает с плоскостью сопряжения (стыка, посадки) стыковых шпангоутов космического аппарата и переходного отсека ракеты-носителя. Ось $O_B y_B$ расположена в плоскости I - III космического аппарата и направлена в сторону полуплоскости I. Ось $O_B z_B$ дополняет систему координат до правой.

Варианты компоновки оптической аппаратуры наблюдения

Некоторые варианты компоновки оптической аппаратуры наблюдения по отношению к базовой системе координат представлены на рис. 8.2. Литеры «НП» на этом рисунке и следующих рисунках означают «направление полета», ОЭТК - оптико-электронный телескопический комплекс.

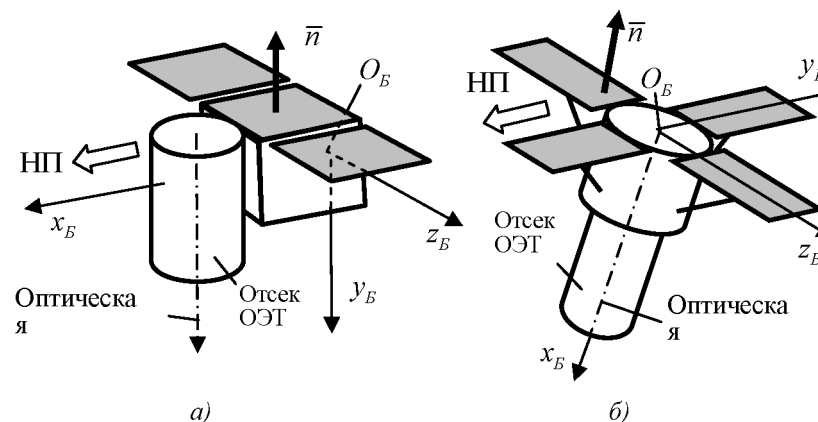


Рис. 8.2. Варианты компоновки оптической аппаратуры наблюдения по отношению к базовой системе координат

Изменение ориентации космического аппарата в процессе вывода его на орбиту

Варианты компоновки оптической аппаратуры наблюдения влияют на ориентацию космического аппарата наблюдения в процессе съемки целей.

На рис. 8.3 представлена схема, иллюстрирующая изменение направления осей базовой системы координат космического аппарата наблюдения в стартовой системе координат в процессе выведения спутника на орбиту и перевода его в рабочее положение.

На активном участке полета ракеты-носителя ось $O_B y_B$ базовой системы координат постепенно поворачивается в сторону поверхности Земли. Во время отделения космического аппарата от ракетного блока последней

ступени ракеты-носителя ось $O_B x_B$ космического аппарата направлена по касательной к траектории вывода, а ось $O_B y_B$ «смотрит» на Землю.

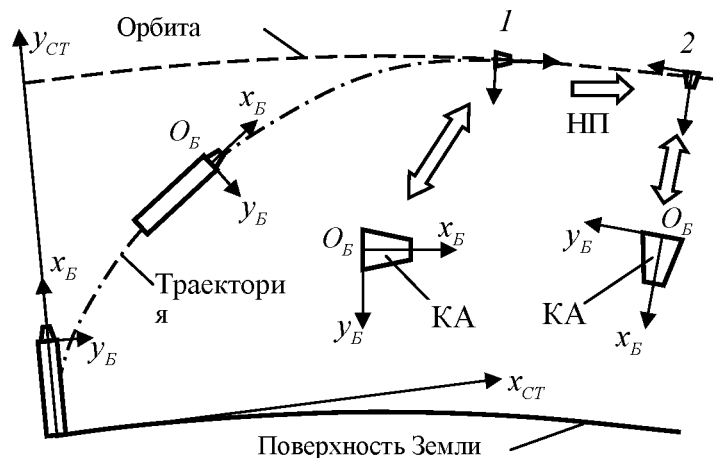


Рис. 8.3. Изменение направления осей базовой системы координат космического аппарата в процессе его выведения на орбиту

Ориентация космического аппарата в рабочем положении

Если оптическая ось аппаратуры наблюдения космического аппарата наблюдения располагается перпендикулярно базовой оси $O_B x_B$ (см. рис. 8.2 а), то положение космического аппарата после его отделения от ракетного блока последней ступени ракеты-носителя практически совпадает (или почти совпадает) с номинальным (средним) рабочим положением космического аппарата. (Ось $O_B x_B$ космического аппарата в готовности к проведению съемок, как правило, направлена в надир). Такое положение космического аппарата соответствует позиции 1 на рис. 8.3.

Если оптическая ось аппаратуры наблюдения космического аппарата располагается вдоль базовой оси $O_B x_B$ (см. рис. 8.2 б), то положение космического аппарата после его отделения от ракетного блока последней ступени ракеты-носителя не соответствует рабочему. Для перевода космического аппарата в рабочее номинальное положение необходимо его повернуть таким образом, чтобы оптическая ось (или ось $O_B x_B$) была направлена в сторону «Земли». Такое положение космического аппарата соответствует позиции 2 на рис. 8.3.

8.2. Компонентные схемы космических аппаратов детального оперативного наблюдения

8.2.1. Оптические схемы зеркальных телескопов

Для космических аппаратов детального оперативного наблюдения в последнее время используют зеркальные телескопы, так как с помощью зеркал можно обеспечить большую апертуру (диаметр) оптической системы и относительно малую длину при больших фокусных расстояниях.

На рис. 8.4 - 8.7 представлены различные компоновочные схемы зеркальных оптических телескопических комплексов, предназначенных для работы в составе космических аппаратов наблюдения.

На рис. 8.4 представлена оптическая схема телескопа с центральным расположением вторичного зеркала. На этом рисунке введены следующие обозначения: 1 - корпус телескопа; 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.

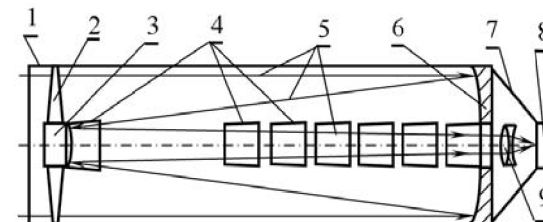


Рис. 8.4. Оптическая схема телескопа с центральным расположением вторичного зеркала

На рис. 8.5 представлена оптическая схема телескопа без затенения. На этом рисунке 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.

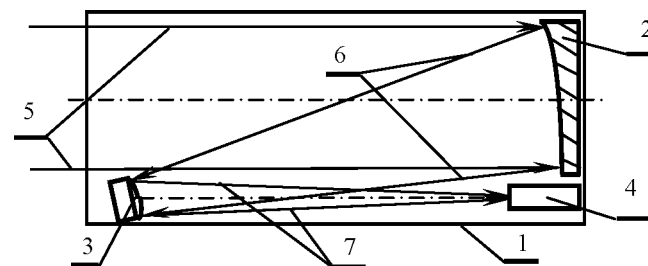


Рис. 8.5. Схема оптической системы без затенения

На рис. 8.6 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 телескопа; 8 - входящие световые лучи.

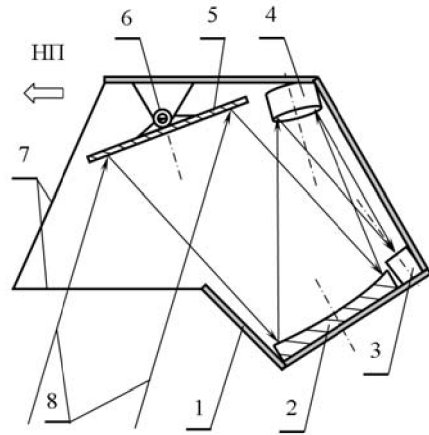


Рис. 8.6. Схема оптической системы с зеркалом переотражения

На рис. 8.7 представлена оптическая схема четырехзеркального телескопа с элементами подстройки [33].

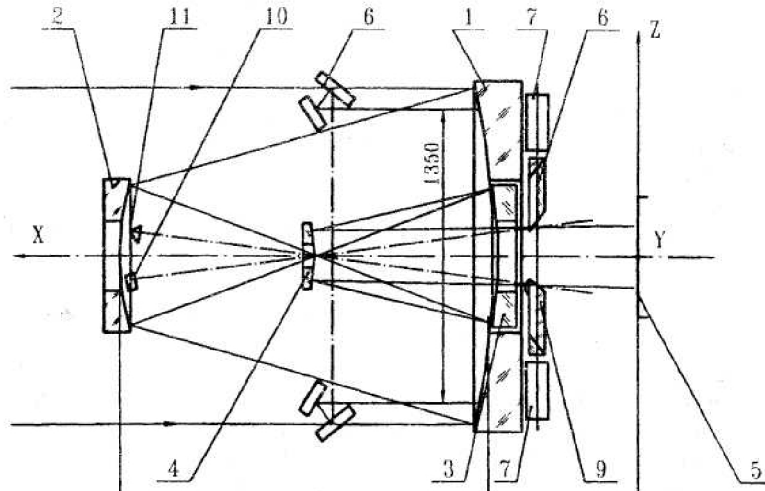


Рис. 8.7. Оптическая схема четырехзеркального телескопа с элементами подстройки

На рисунке введены следующие обозначения: 1 - главное зеркало; 2 - вторичное зеркало; 3 - третье зеркало; 4 - четвертое зеркало; 5 - фокальная плоскость; 6 - пентагональный отражатель системы автоматической 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 трипль-призма (к системам автоматической юстировки).

Основным преимуществом такой системы является малая длина телескопа, следовательно, и малая его масса. Однако высокие требования к зеркалам по точности их изготовления пока препятствуют промышленному освоению таких систем [33].

8.2.2. Общий вид космических аппаратов детального оперативного наблюдения

В космических аппаратах детального оперативного наблюдения большую часть объема и массы занимает оптико-электронный телескопический комплекс, который, как правило, помещается в специальный отсек (отсек аппаратуры наблюдения). Большая часть элементов других бортовых систем размещается в других отсеках, иногда в одном отсеке, который называется приборно-агрегатным. На внешней поверхности КА устанавливаются навесные элементы отдельных бортовых систем. К наиболее значимым элементам с точки зрения их влияния на облик космического аппарата относятся солнечные батареи, антенные устройства, звездные датчики и некоторые другие элементы.

Некоторые варианты общего вида космических аппаратов детального оперативного наблюдения показаны на рис. 8.8 - 8.9.

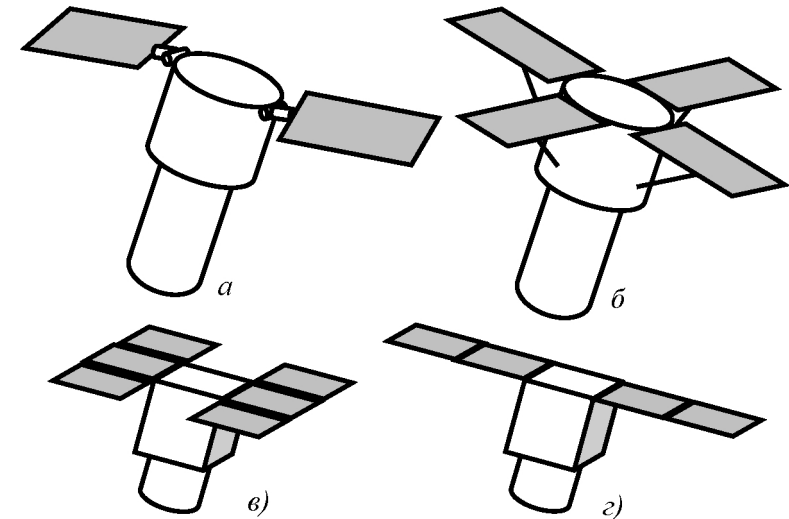


Рис. 8.8. Возможные варианты общего вида космических аппаратов наблюдения

Крупные составные части космических аппаратов наблюдения (отсек целевой аппаратуры наблюдения, приборно-агрегатный отсек, солнечные батареи) ясны из рисунка.

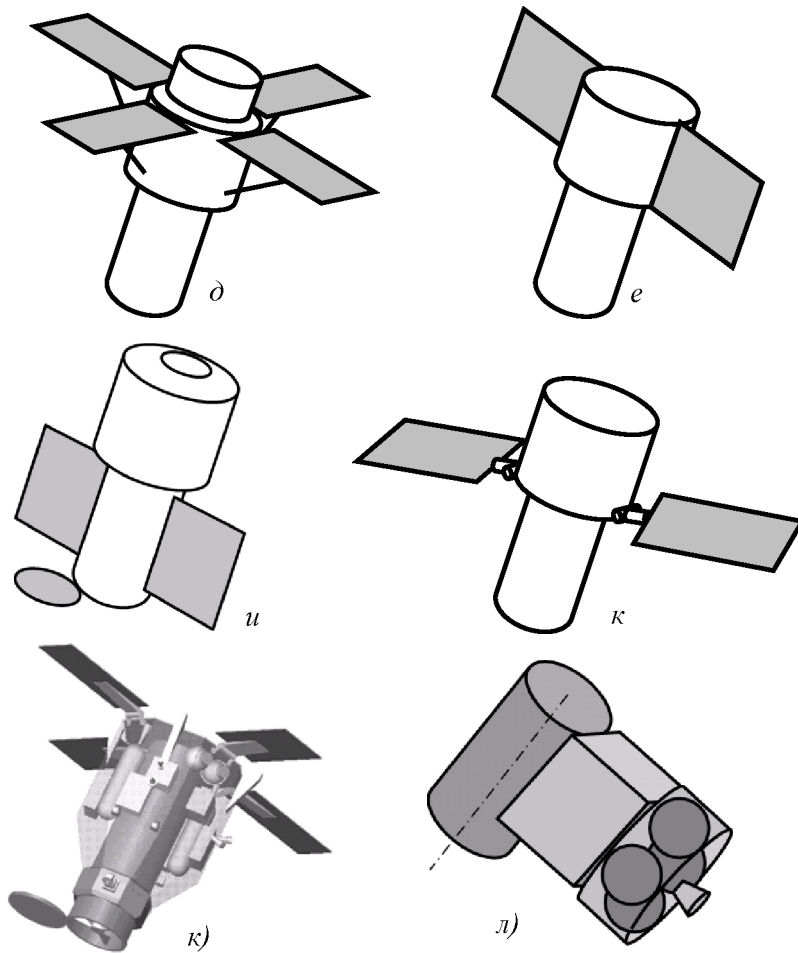


Рис. 8.9. Возможные варианты общего вида космических аппаратов наблюдения

Уменьшение массы КА в целом и увеличение динамических характеристик КА возможно за счет использования поворотных зеркал перенацеливания, как это схематично показано на рис. 8.10 и 8.11.

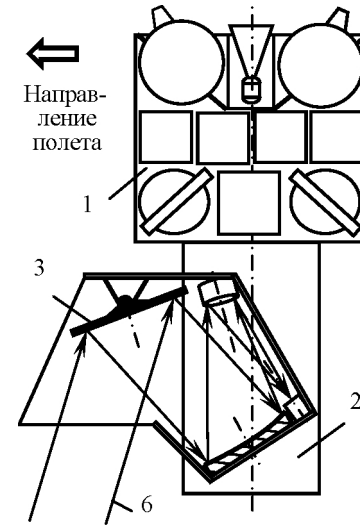


Рис. 8.10. Компонировочная схема КА наблюдения с поворотным зеркалом перенацеливания и с вертикальным рабочим положением корпуса

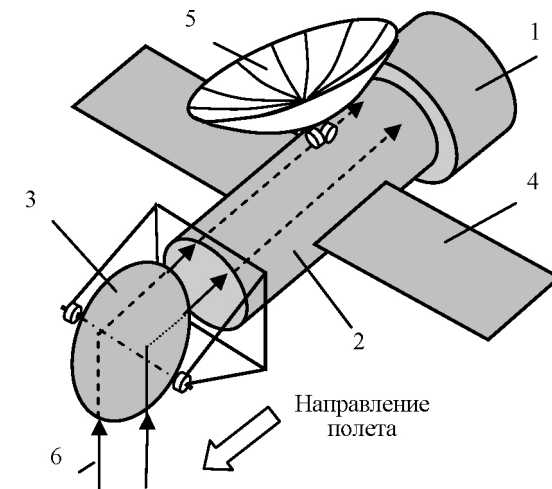


Рис. 8.11. Компонировочные схемы КА наблюдения с поворотным зеркалом перенацеливания и горизонтальным рабочим положением корпуса

На этих рисунках введены следующие обозначения: 1 - приборно-агрегатный отсек; 2 - отсек аппаратуры наблюдения; 3 - зеркало перенацеливания; 4 - панели солнечной батареи; 5 - остронаправленная антенна; 6 - световые лучи от снимаемого объекта, направленные в фотоприемное устройство. Корпус зеркала перенацеливания на схеме, изображенной на рис. 8.11, не показан.

При использовании зеркала переотражения производительность КА возрастает, однако качество оптической системы ухудшается 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.

Возможны схемы с несколькими телескопами, оптические оси которых направлены под разными углами (рис. 8.12).

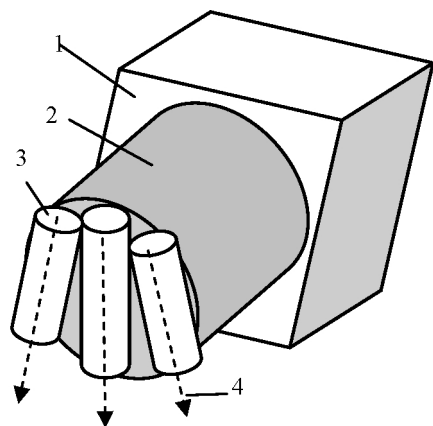


Рис. 8.12. Схемы КА с несколькими телескопами

В этом случае можно обеспечить съемку целей без поворота корпуса КА, однако детальность будет хуже, чем у КА с одним телескопом. На этой схеме введены следующие обозначения: 1 - агрегатный отсек; 2 - приборный отсек; 3 - оптико-электронные телескопические комплексы; 4 - направление оптической оси.

Возможны схемы с поворотными телескопами, как это показано на рис. 8.13. На этом рисунке введены следующие обозначения: 1 - приборно-агрегатный отсек; 2 и 3 - поворотный телескоп; 4 - оптическая ось.

Однако недостатком таких схем является влияние поворотов отсека аппаратуры наблюдения на приборно-агрегатный отсек, который будет разворачиваться в противоположном (угловом) направлении.

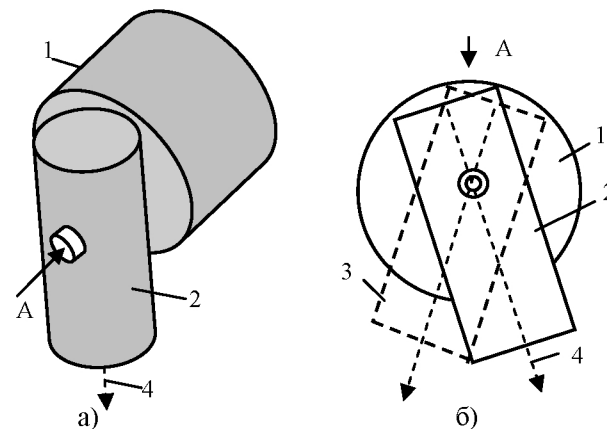


Рис. 8.13. Схемы КА с поворотными телескопами

В принципе возможны компоновочные схемы космического аппарата в виде **многозвенного механизма**. На рис. 8.14 показана одна из возможных компоновочных схем такого рода. Поворот отсека аппаратуры наблюдения относительно корпуса приборно-агрегатного отсека осуществляется с помощью силового гироскопического комплекса или специального механизма.

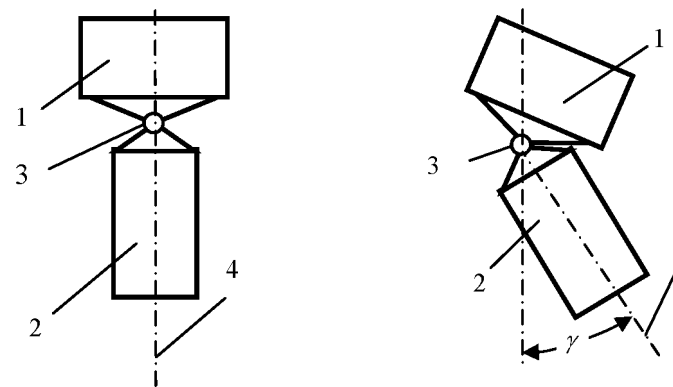


Рис. 8.14. Возможные схемы КА наблюдения с многозвенными механическими системами

На этом рисунке введены следующие обозначения: 1 - приборно-агрегатный отсек; 2 - отсек аппаратуры наблюдения; 3 - узел поворота; 4 - оптическая ось.

У таких схем имеются преимущества и недостатки.

Преимущества заключаются в том, что для поворота отсека аппаратуры наблюдения необходим существенно меньший управляющий момент,

так как момент инерции отдельных звеньев такого КА меньше момента инерции КА с жестким корпусом. Следовательно, можно использовать силовой гироскопический комплекс с существенно меньшими массогабаритными и энергетическими характеристиками при сохранении угловой скорости поворота при перенацеливании. Кроме того, вообще можно отказаться от такого сложного устройства, как силовой гироскопический комплекс, и поворот осуществлять с помощью механических приводов по типу приводов поворота (качания) ракетных двигателей.

Недостатки такой компоновки КА в виде многозвенного механизма заключаются в том, что поворот отдельных звеньев КА будет существенно влиять на поворот других его частей и это обстоятельство следует учитывать при работе системы ориентации, поворотных антенн высокоскоростной линии, звездных датчиков и др.

В принципе, можно создать конструктивно-компоновочную схему КА в виде так называемого многозвенного механизма, когда отдельные элементы осуществляют необходимую ориентацию в пространстве. При этом возможно использование нескольких небольших по массогабаритным характеристикам и энергопотреблению силовых гироскопических комплексов (или маховиков), установленных на отдельных звеньях КА, как это схематично показано на рис. 8.15.

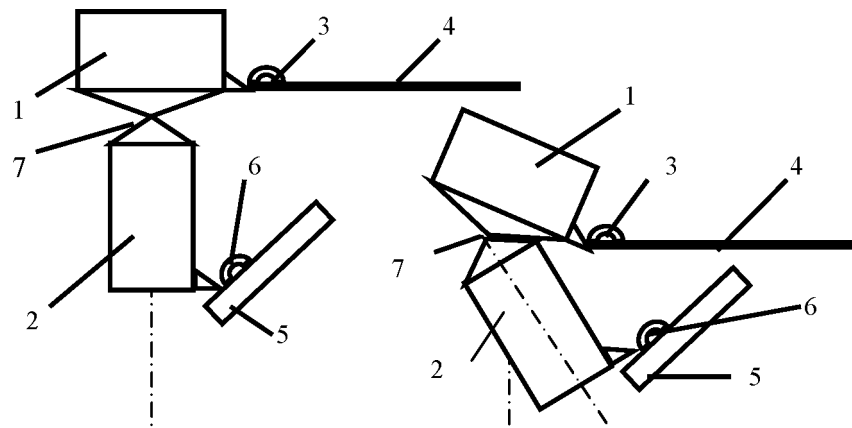


Рис. 8.15. Возможные схемы КА наблюдения с многозвенными механическими системами

На этом рисунке приведены следующие обозначения: 1 — приборно-агрегатный отсек; 2 — отсек аппаратуры наблюдения; 3 — силовой гироскопический комплекс панели солнечной батареи; 4 — панель солнечной батареи; 5 — антенна (станции бокового обзора); 6 — силовой гироскопический комплекс антенны; 7 — узел поворота.

При использовании маломассогабаритного силового гироскопического комплекса, установленного на панели солнечной батареи (без использова-

ния механических приводов), можно добиться увеличения среднесуточного косинуса угла между нормалью к поверхности панелей солнечной батареи и направлением на Солнце (что влечет за собой увеличение мощности системы электропитания) при одновременном снижении момента инерции приборно-агрегатного отсека. При этом способе панели солнечной батареи могут быть в большей степени ориентированы на Солнце в процессе целевой работы КА, включая развороты на цель.

8.2.3. Конструктивные схемы и основные проектные характеристики 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. 8.16 представлена конструктивная схема типового оптико-электронного телескопического комплекса с диаметром главного зеркала, равным 500 мм. На этом рисунке 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 теплоизоляцией; 6 и 7 — оптико-электронные преобразователи (многозональный и панхроматический); 8 — бленда для главного зеркала; 9 — бленда для вторичного зеркала.

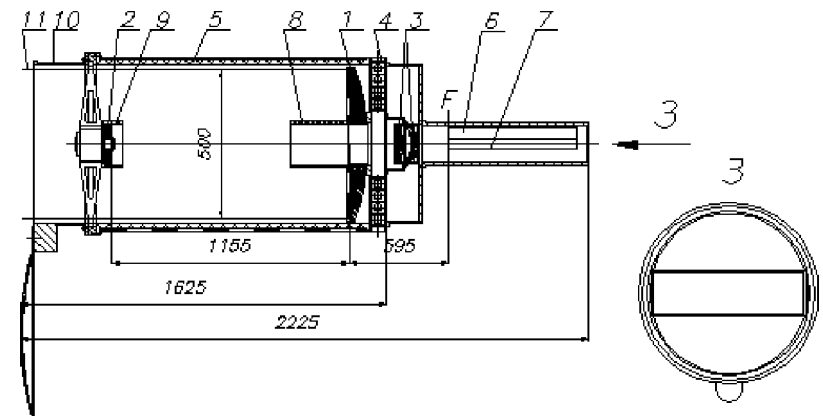


Рис. 8.16. Схема оптико-электронного телескопического комплекса

Оптико-электронный телескопический комплекс (ОЭТК) 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).

В таблице 8.1 представлены основные технические характеристики возможных вариантов оптико-электронной аппаратуры детального наблюдения.

В проектных расчетах также используются следующие характеристики (кроме указанных в таблице):

- средняя плотность компоновки (масса, поделенная на объем ОЭТК);
- удельная плотность компоновки (масса, поделенная на площадь поперечного сечения ОЭТК или площадь главного зеркала);
- максимальная мощность энергопотребления;
- показатели точности (или жесткости) установки опорных конструкций;
- температурный режим работы ОЭТК;
- стоимость ОЭТК и т.п.

Таблица 8.1. Основные характеристики возможных вариантов оптико-электронной аппаратуры высокого разрешения

Характеристики аппаратуры	Варианты аппаратуры			
	I	II	III	IV
Разрешение, м:				
- панхром	0,97	0,92	1,57	0,89
- МЗ съемка	3,44	1,84	7,36	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	6	9	7	9
- МЗ съемка	24	18	35	18
Масса ОЭА, кг	240	366	103	200
Габариты ОЭА:				
диаметр, м	0,7	1	0,7	1,1
длина, м	1,65	3,1	3,4	2
Производительность, 10 ⁶ пикселей/с	425	308	199	191

8.2.4. Схемы размещения элементов высокоскоростной радиолинии

На рис. 8.17 показано поворотное антенное устройство высокоскоростной радиолинии (ВРЛ), которое установлено непосредственно на высокочастотном электронном блоке.

Возможные схемы установки поворотных антенных устройств ВРЛ с высокочастотными электронными блоками показаны на рис. 8.18.

На рис. 8.18 введены следующие обозначения: 1 - приборно-агрегатный отсек КА; 2 - отсек телескопа; 3 - высокочастотный электронный блок и антенна ВРЛ.

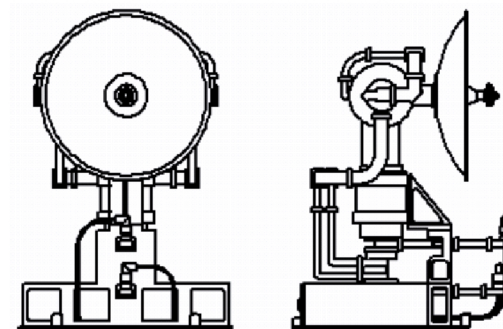


Рис. 8.17 Антенные устройства высокоскоростной радиолинии

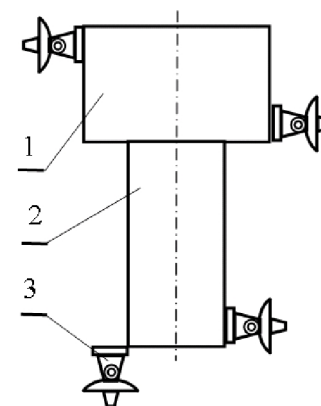


Рис. 8.18. Схемы установки поворотных антенных устройств высокоскоростной радиолинии

8.2.5. Компоновочные схемы комплексных двигательных установок

На рис. 8.19 и 8.20 приведены два варианта возможных компоновочных схем комплексной двигательной установки.

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. 8.19 и 8.20 показаны возможные схемы размещения комплексной двигательной установки (КДУ) на КА.

На рис. 8.21 а КДУ установлен в торцевой части КА, ось отсека телескопа совпадает с осью комплексной двигательной установки.

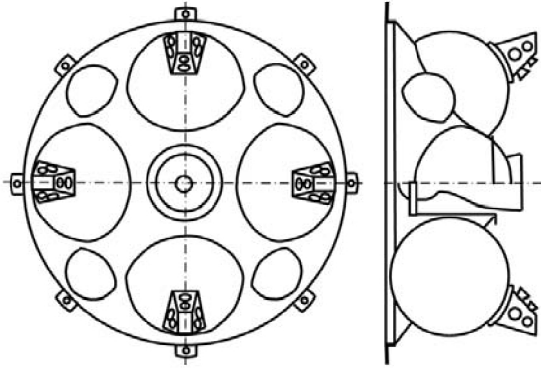


Рис. 8.19. Компонировочная схема комплексной двигательной установки с передачей усилия на верхнюю часть приборно-агрегатного отсека

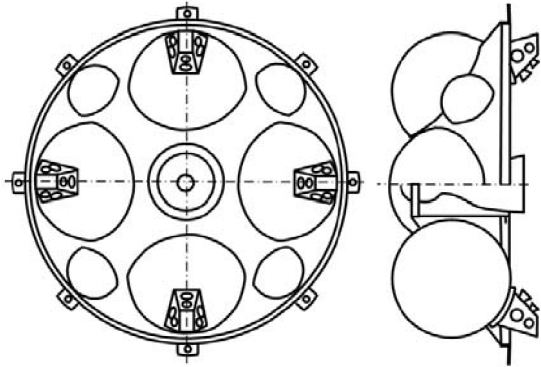


Рис. 8.20. Компонировочная схема комплексной двигательной установки с передачей усилия на нижнюю часть приборно-агрегатного отсека

На рис. 8.21 б показана схема установки двух отдельных модулей комплексной двигательной установки, которая позволяет уменьшить длину КА в целом. При этом сопла двигательных установок следует делать поворотными, чтобы в случае отказа одного из двигателей вектор тяги рабочего двигателя проходил через центр масс космического аппарата

На рис. 8.21 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).

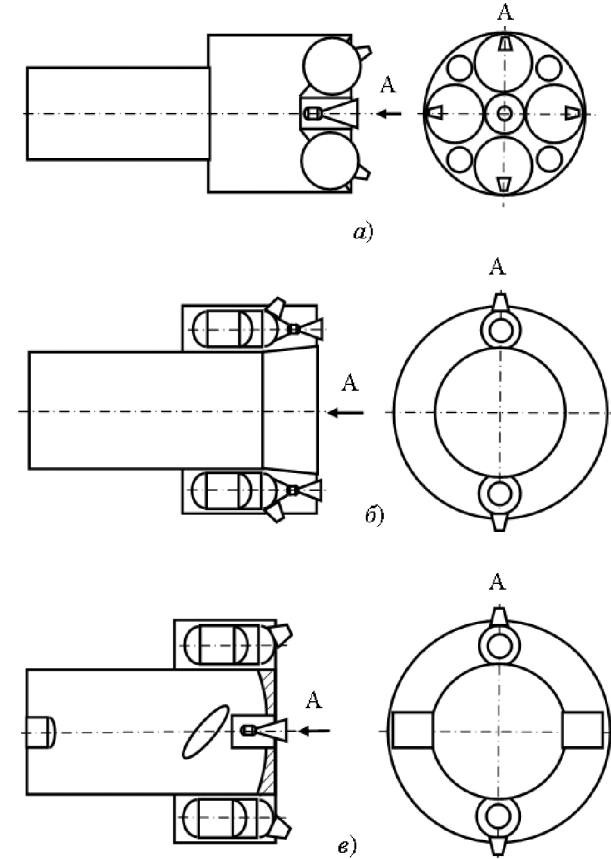


Рис. 8.21. Схемы установки комплексной двигательной установки на КА

8.2.6. Схемы установки и размещения элементов системы электропитания

Схемы установки панелей солнечных батарей были показаны при обсуждении общих компоновочных схем КА (см. рис. 8.2, 8.8 - 8.9, 8.11, 8.14), так как солнечные батареи, как упоминалось, сильно влияют на проектный облик космического аппарата.

Если на космическом аппарате используются поворотные панели солнечных батарей, то необходимо предусмотреть специальные поворотные узлы. 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. 8.22.

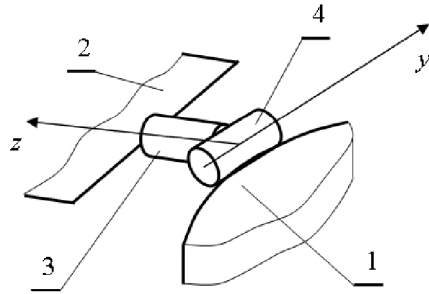


Рис. 8.22. Узлы крепления поворотных панелей солнечных батарей

На этой схеме 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 из цилиндрических узлов имеется электрический двигатель с редуктором волнового типа. Масса Т-образного поворотного узла значительна и для КА большой массы может составлять до 10 кг.

Схемы размещения аккумуляторных батарей системы электропитания на космических аппаратах наблюдения показаны на рис. 8.23.

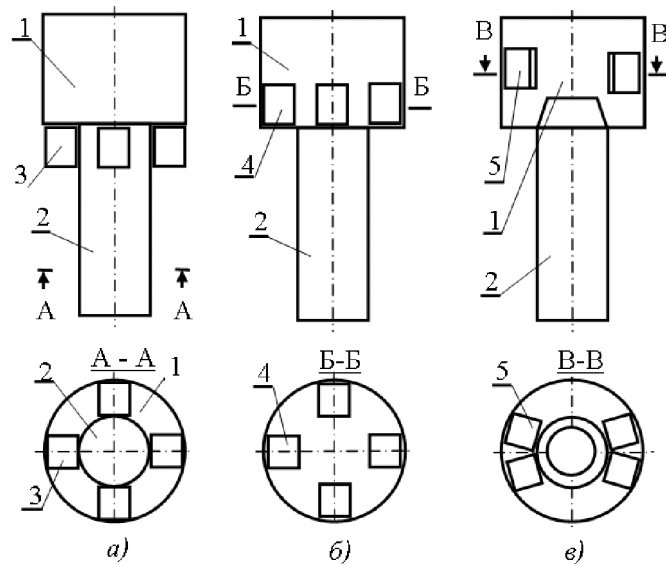
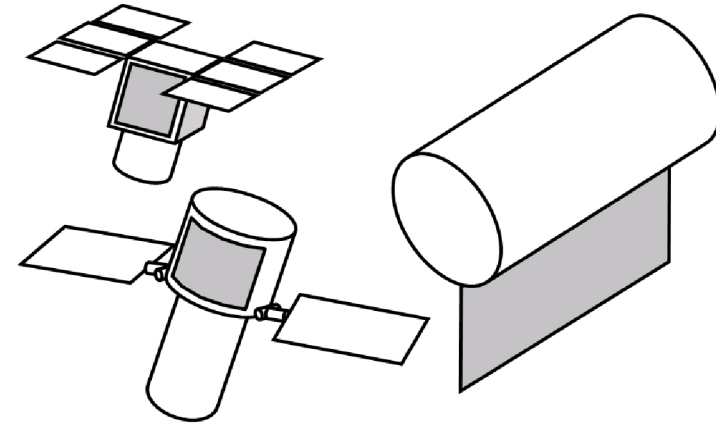


Рис. 8.23. Схема установки аккумуляторных батарей

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

8.2.7. Схемы размещения элементов системы терморегулирования

Схема установки внешних элементов системы терморегулирования (радиационных теплообменников) показана на рис. 8.24 темными фигурами. Радиационные теплообменники (или другое наименование - навесные холодные радиаторы) должны устанавливаться в той части поверхности космического аппарата, которая в процессе целевого функционирования меньше всего освещается Солнцем и нормаль к которой направлена в открытое космическое пространство.



8.24. Схемы установки радиаторов-охладителей на КА

Тепловые потоки от приборов и агрегатов, находящихся внутри негерметичного корпуса, отводятся с помощью тепловых труб. С целью уменьшения массы КА приборы устанавливают непосредственно на трехслойных многофункциональных панелях корпуса, подкрепленных тепловыми трубами. Эти панели выполняют несколько функций:

- воспринимают внешние нагрузки;
- воспринимают нагрузки от приборов, установленных на них;
- обеспечивают отвод тепловых потоков от работающих приборов на менее нагретые места панелей (так называемое «размазывание тепловых потоков»);
- обеспечивают сброс тепловых потоков в космическое пространство (играют одновременно роль радиаторов-охладителей).

Кроме того, трехслойные панели с тепловыми трубами являются хорошими виброгасителями колебаний и в некоторой степени служат противометеорной защитой.

Одна из возможных схем установки прибора на трехслойную панель с тепловыми трубами показана на рис. 8.25 а. Заглушки тепловых труб на рисунке не показаны.

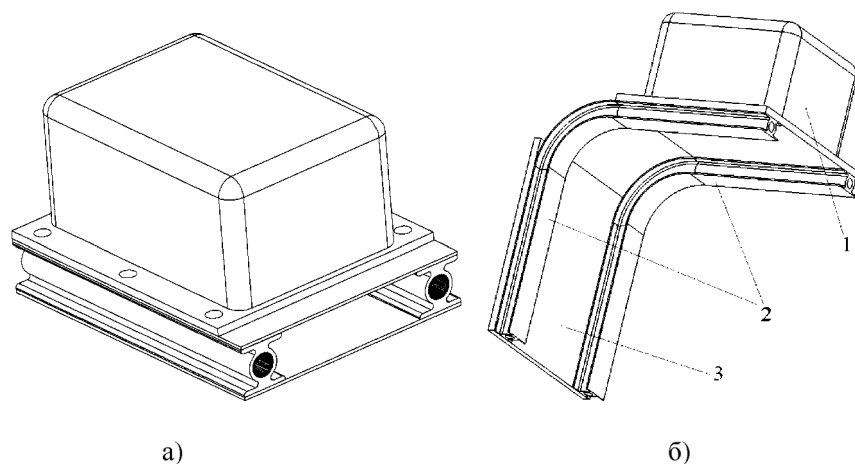


Рис. 8.25. Схема установки прибора на многофункциональной панели и отвода тепловых потоков от прибора, удаленного от поверхности КА

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. 8.25 б. Тепловые трубы в этой схеме имеют изогнутую форму (на рисунке изображен вид на узел из внутренней части космического аппарата). На этом рисунке введены следующие обозначения: 1 – прибор, установленный на термоплате; 2 - тепловые трубы; 3 – панель сброса тепла в космическое пространство.

Панель сброса тепла устанавливается на внешней поверхности конструкции космического аппарата, как правило, в затененной части, ориентированной в открытое космическое пространство.

8.2.8. Схемы размещения элементов системы управления движением

Возможные **схемы установки гироскопического силового гироскопического комплекса** показаны на рис. 8.26 а, б и в.

На этой схеме введены следующие обозначения: 1 - приборно-агрегатный отсек КА; 2 - отсек телескопа; 3 - гиросприборы, установленные

на корпусе КА; 4 - гиросприборы, установленные в приборно-агрегатном отсеке; 5 - силовой гироскопический комплекс в виде модуля.

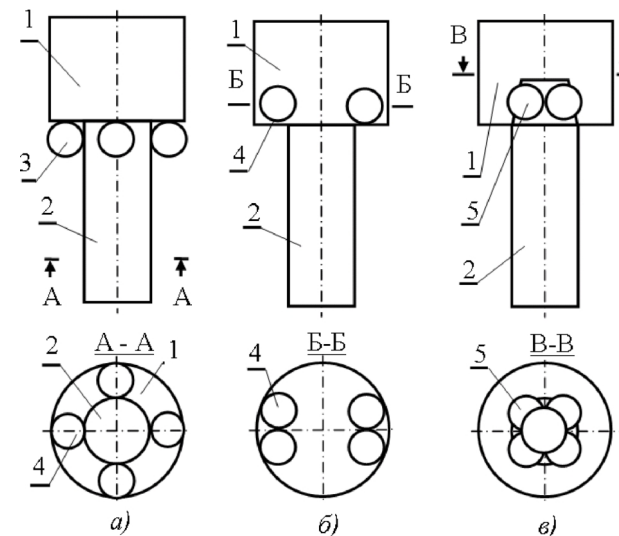


Рис. 8.26. Схема установки гироскопических

Схема установки электромагнитных исполнительных органов (штанг) системы сброса кинетического момента показана на рис. 8.27.

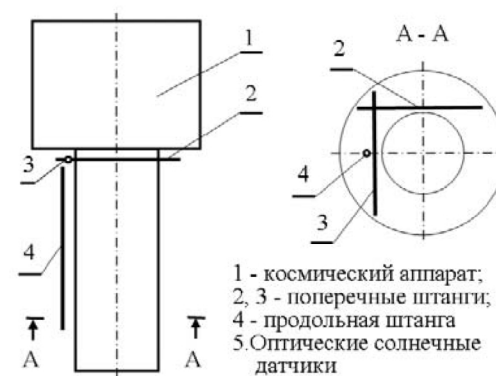


Рис. 8.27. Схема установки электромагнитных исполнительных органов (штанг) системы сброса кинетического момента

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.

8.2.9. Схемы размещения элементов бортового комплекса управления

Оптические блоки звездного координатора устанавливаются на внешней поверхности космического аппарата, как правило, в количестве трех штук. Возможные места установки показаны на рис. 8.28.

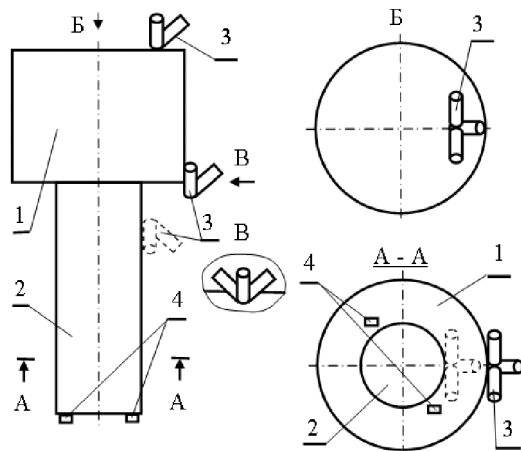


Рис. 8.28. Схема установки звездных датчиков

На этой схеме введены следующие обозначения: 1 - приборно-агрегатный отсек КА; 2 - отсек телескопа; 3 - звездные датчики; 4 - солнечные датчики.

8.3. Перспективы совершенствования космических аппаратов наблюдения

Приведем возможные пути *структурного* синтеза КА наблюдения.

1. Уменьшение массы корпуса ОЭТК возможно за счет использования альтернативных оптических схем (например, комбинация схем Кассегрена и Ньютона), за счет адаптивных элементов главного зеркала, за счет использования малоразмерных оптических волокон в фотоприемных устройствах, а также за счет использования так называемых многофункциональных конструкций (конструкций, совмещающих выполнение нескольких функций: несущего элемента, обеспечения теплового режима, метеоро-техногенной стойкости и т.п.).

2. Масса рабочего тела комплексной двигательной установки может быть уменьшена за счет использования электрореактивных двигательных установок (ЭРДУ).

3. Увеличение показателей надежности некоторых критичных бортовых систем КА можно достичь, используя принципы так называемого толе-

рантного резервирования, когда КА автономно распознает отказавшие элементы, принимает решения о включении резервных элементов по критериям, например, минимального времени восстановления работоспособности системы или максимального оставшегося ресурса работы системы.

4. Повысить скорость приема и обработки специнформации (СПИ) в фотоприемном устройстве (ФПУ), а также объем памяти запоминающего устройства (ЗУ) можно за счет использования незадействованной на данный момент памяти БЦВМ бортового комплекса управления (БКУ).

5. Скорость передачи СПИ можно повысить за счет использования альтернативных способов передачи информации, например, с применением оптических элементов.

6. Параметры расписания работы бортовой аппаратуры существенно влияют на эффективность частных операций и целевую эффективность КА в целом, так как, по сути дела, это есть так называемая стратегия применения. В частности, существенно повысить производительность и оперативность КА наблюдения можно, если совместить по времени некоторые операции подготовки КА к целевой работе, а также совместить отдельные операции целевой работы КА, например, проводя одновременно съемку и передавая информацию через спутник ретранслятор.

7. Использование оптического телескопа не только для формирования изображения в фокальной плоскости, но и в качестве концентратора солнечной энергии для нагрева котла рабочего тела в системе электропитания с тепловым электромашинным преобразователем (см. рис. 8.29). При этом работа телескопа в качестве концентратора солнечной энергии должна осуществляться в периоды полета КА, свободные от проведения маршрута съемки. Для этого КА должен развернуться оптической осью на Солнце и перенаправить концентрированные лучи на котел с помощью специальных поворотных или выдвигаемых зеркал.

8. Использование главного зеркала оптического телескопического комплекса не только для осуществления съемки, но и в качестве поверхности остронаправленной параболической антенны высокоскоростной радиолинии или лазерных устройств (см. рис. 8.29). При этом передача видеoinформации должна осуществляться в периоды полета КА, свободные от съемки.

9. Использование панелей солнечной батареи еще и в качестве лепестков остронаправленной антенны передачи видеoinформации. Для этого панели солнечной батареи должны иметь параболическую форму.

10. Установка элементов фотоэлектрической батареи на обеих сторонах панелей. Это позволит, во-первых, осуществить съем электричества с панелей, когда основная сторона панели не освещена Солнцем, и, во-вторых, увеличить мощность съема электричества с панелей в неориентированном полете КА.

11. Использование адаптивных оптических телескопических систем (как у радиолокаторов дальней космической связи) с подстройкой элементов главного зеркала перед съемкой. Это позволит, во-первых, снизить массу главного зеркала (в связи со снижением требований по обеспечению точности заданной формы поверхности зеркала), во-вторых, снизить массу корпуса телескопа (в связи со снижением требований по обеспечению точ-

ности установки вторичного зеркала) и, в-третьих, снизить массу элементов системы терморегулирования в части стабилизации температуры корпуса телескопа (в связи с компенсацией температурных деформаций с помощью юстировки элементов главного зеркала перед съемкой).

На рис. 8.29 приведены некоторые возможные (упрощенные) схемы многофункциональных устройств космического аппарата наблюдения.

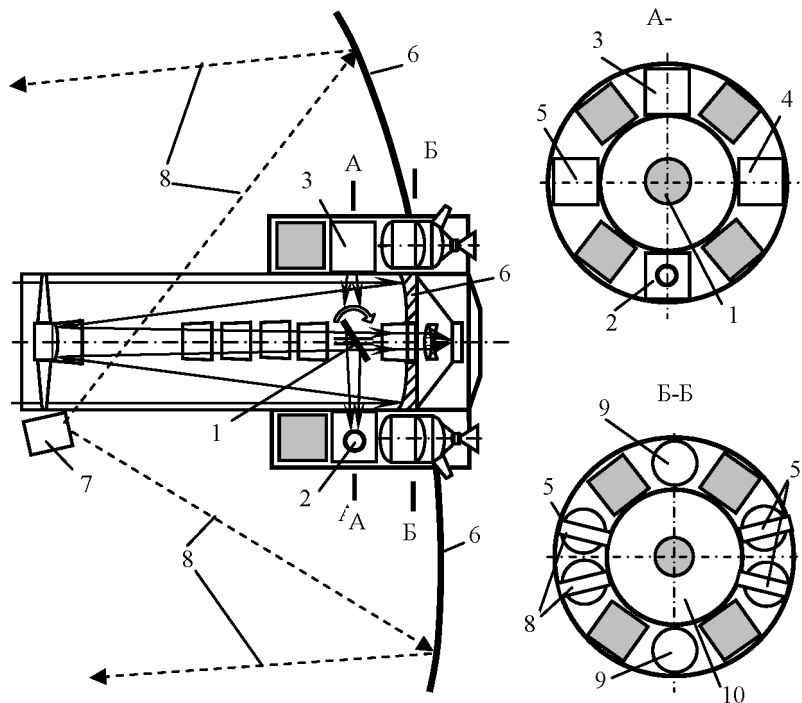


Рис. 8.29. Возможные схемы многофункциональных устройств КА

В качестве базовой использована оптическая схема, представленная на рис. 8.4, в которую дополнительно внесены следующие элементы (см. рис. 8.29): 1 - поворотное зеркало; 2 - котел системы электропитания; 3 - аппаратура передачи видеоинформации по лазерному каналу; 4 - аппаратура передачи видеоинформации по высокоскоростной радиолинии; 5 - фотоприемная аппаратура инфракрасного наблюдения; 6 - панели солнечной батареи, выполняющие также роль зеркала антенны; 7 - излучатель антенны; 8 - радиолучи; 9 - модуль двигательной установки (с баками); 10 - главное зеркало с адаптивными оптическими элементами и совмещенными функциями (солнечный концентратор, передача видеоинформации с помощью лазерных систем, зеркало радиоантенны). Темными прямоугольниками

показаны зоны установки приборов бортовых обеспечивающих систем КА.

8.4. Синтез конструктивно-компоновочных схем космических аппаратов наблюдения с использованием систем твердотельного моделирования

8.4.1. Алгоритм синтеза конструктивно-компоновочных схем космических аппаратов наблюдения

Начало алгоритма

1. Включается программа «Анализ и синтез проектных характеристик КА наблюдения в зависимости от заданных показателей эффективности космической системы наблюдения», разработанная в программной среде Delphi-7.

2. Производится расчет массогабаритных, объемных, массоинерционных и энергетических характеристик КА с учетом показателей детальности и производительности.

3. Вызывается окно приложения с системой твердотельного проектирования SolidWorks в режиме OLE- объектов или в режиме ActivX и создания COM+ объектов.

4. В системе твердотельного проектирования SolidWorks должны быть заранее созданы заготовки составных частей КА (обечайки, приборные блоки в виде параллелепипедов, шаров, цилиндров, конусов и т. п., а также заготовки корпусов приборных отсеков, панелей солнечных батарей, антенн и др.) в параметрическом виде (то есть в виде, допускающем изменение размеров и пропорций этих заготовок).

5. Данные по габаритам, объемам и энергопотреблению передаются в систему SolidWorks и строятся соответствующие твердотельные составные части КА (обечайки, приборные блоки в виде параллелепипедов, шаров, цилиндров, конусов и т.п., а также заготовки корпусов приборных отсеков, панелей солнечных батарей, антенн и др.) уже с размерами, рассчитанными в программной среде Delphi.

6. Вызывается окно системы SolidWorks «Сборка» и в это окно в качестве базового блока переносится (при помощи «мышки») объект твердотельного моделирования, отображающий габаритные ограничения КА.

7. Далее в окно сборки постепенно перемещаются другие объекты твердотельного моделирования, отображающие элементы телескопического комплекса, приборные блоки в виде параллелепипедов, шаров, цилиндров, конусов и т. п., а также панелей солнечных батарей, антенн и др. При этом используются инструменты сопряжения отдельных элементов сборки между собой (совмещение линий, плоскостей, концентричность окружностей, совпадение точек и т.п.).

Порядок сборки (перемещения заготовок твердотельных элементов бортовых систем) предусматривается согласно методу синтеза основных проектных характеристик и конструктивно-компоновочной схемы КА на-

блюдения на основе последовательного "наращивания" бортовых систем и конструкции "вокруг" оптико-электронного телескопического комплекса.

8. Выбирается силовая схема, и в окно сборки переносятся заготовки элементов конструкций (обечайки отсеков корпуса приборных отсеков и др.), уточняются геометрические размеры корпуса КА путем изменения параметров конструкции (путем изменения размеров заготовок).

9. Периодически проводится контроль расположения всех элементов КА внутри области ограничений и контроль отсутствия пересечения составных элементов КА. Этот контроль в системе SolidWorks можно проводить двумя путями.

Первый путь – визуальный контроль с помощью поворота сборки или сечений этой сборки (которые можно создать практически мгновенно) и увеличения любых фрагментов изображения. Для большей наглядности различные детали сборки при этом можно «раскрасить» в разные цвета.

Второй путь – использование встроенного инструментального контроля размеров, масс, наличия пересечения и т.п. Например, можно вызвать инструмент контроля взаимного пересечения деталей сборки, щелкнуть «мышкой» на анализируемые детали и тут же получить ответ о наличии пересечения или о «проценте» пересекающихся объемов анализируемых деталей. Можно также вызвать инструмент измерения размеров между произвольными точками составных частей сборки, а также площадей, объемов и др. отдельных элементов.

10. Каждому элементу сборки назначается материал (или средняя плотность).

11. Включаются инструменты измерения, и на экране появляются окна с готовыми результатами расчета по характеристикам центра масс сборки и моментов инерции сборки.

12. Далее можно проводить различного рода перекомпоновки с помощью инструментов «сопряжения».

13. При пересчете массы, габаритов и электропотребления какого-либо элемента КА пересчитываются геометрические характеристики этого элемента. Система SolidWorks позволяет автоматически изменять размеры в сборке при изменении размеров отдельных деталей.

14. При необходимости система SolidWorks позволяет автоматически создавать «разнесенную» по заданным элементам сборку, например, схему технологического членения сборки и показывать это членение в режиме анимации.

15. По созданной сборке также в автоматическом режиме создается чертеж с указанными проектантом видами, разрезами, сечениями, включением изометрических изображений и т.п. Размеры и позиции элементов сборки на различных видах устанавливаются автоматически. На чертеже также устанавливаются графические обозначения допусков, чистоты поверхностей, точность установки или сопряжения отдельных поверхностей и др. Проектанту остается только редактировать чертеж, перемещая указанные элементы в необходимое поле чертежа и устанавливая недостающие данные (чистоту поверхности, точности установок деталей сборки и т.п.).

При изменении размеров элементов и сборки размеры на чертеже автоматически корректируются. И, наоборот, при изменении размеров чертежа автоматическая корректируется сборка и размеры элементов.

Конец алгоритма

8.4.2. Иллюстрация процесса синтеза конструктивно-компоновочной схемы космического аппарата наблюдения

Ниже на рис. 8.30 - 8.36. иллюстрируются возможности комплексного использования в процессе проектирования разработанного в среде Delphi программного обеспечения по синтезу массогабаритных характеристик КА наблюдения и системы твердотельного проектирования SolidWorks.

На рис. 8.30 представлено окно, иллюстрирующее возможности создания подборок КА и перемещения отдельных деталей.

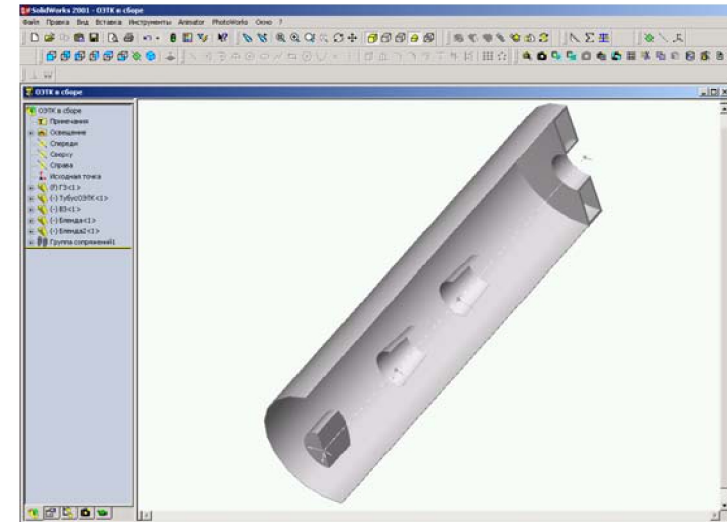


Рис. 8.30. Окно для создания подборок КА с возможностью перемещения отдельных элементов

На рис. 8.31 представлено окно для задания плотности конструкционных материалов или средней плотности блоков бортовых систем КА.

На рис. 8.32 представлено окно, иллюстрирующее возможности создания конструктивно-компоновочной схемы (ККС) КА в целом из деталей и подборок, разработанных ранее.

На рис. 8.33 представлено окно, иллюстрирующее возможности измерения различных геометрических характеристик деталей и сборок твердотельной модели КА.

Одним из существенных преимуществ построения конструктивно-компоновочной схемы в системе твердотельного моделирования, как упоминалось, является то, что массоинерционные характеристики подсчитываются в этой среде автоматически. Для этого достаточно лишь щелкнуть мышкой на кнопку "массовые характеристики". Появляется окно, которое показано на рис. 8.34.

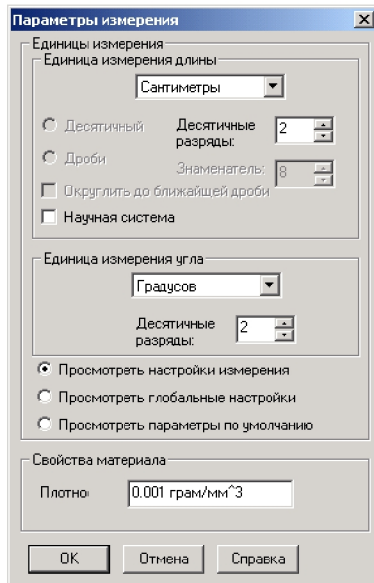


Рис. 8.31. Окно для задания плотности конструкционных материалов или средней плотности блоков бортовых систем

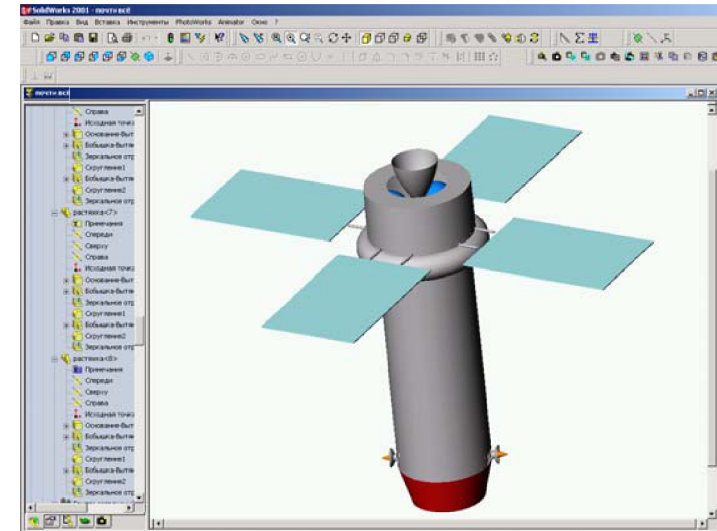


Рис. 8.32. Окно, иллюстрирующее возможности построения компоновочной схемы КА

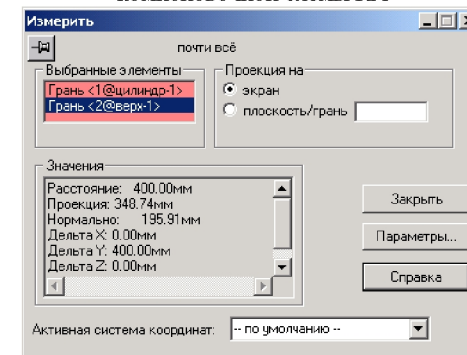


Рис. 8.33. Окно, иллюстрирующее возможности измерения геометрических характеристик деталей и сборок твердотельной модели КА

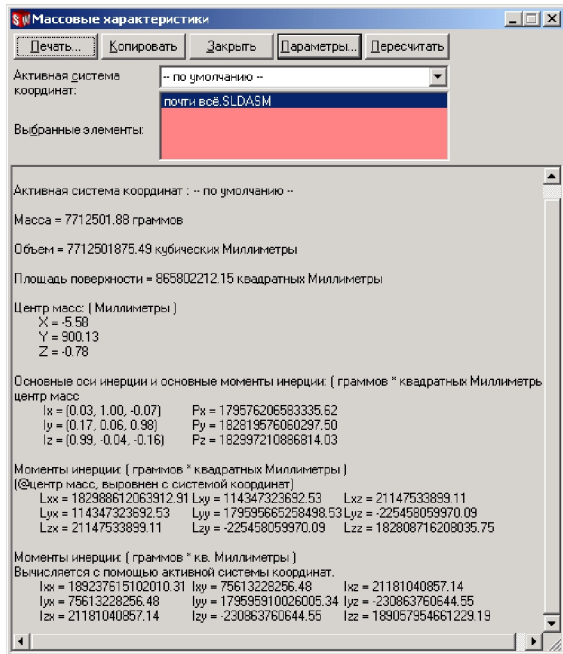


Рис. 8.34. Окно, иллюстрирующее возможности измерения массогабаритных и инерционных характеристик КА

Окно для отображения в автоматизированном режиме чертежных видов ККС КА представлено на рис. 8.35.

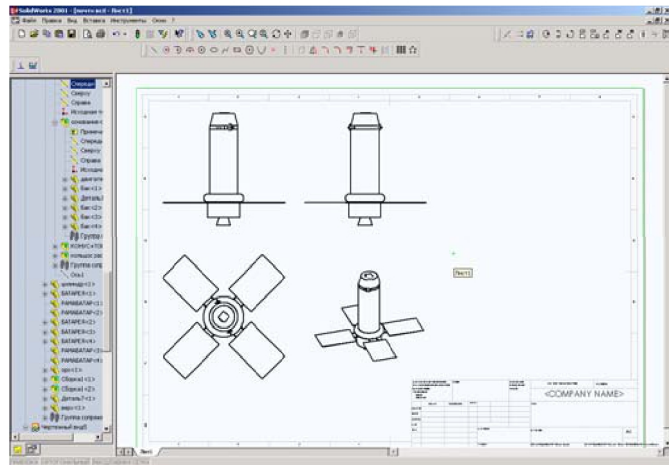


Рис. 8.35. Окно для отображения чертежных видов твердотельной модели КА

На рис. 8.36 представлено окно для отображения схемы членения твердотельной модели КА на составные части.

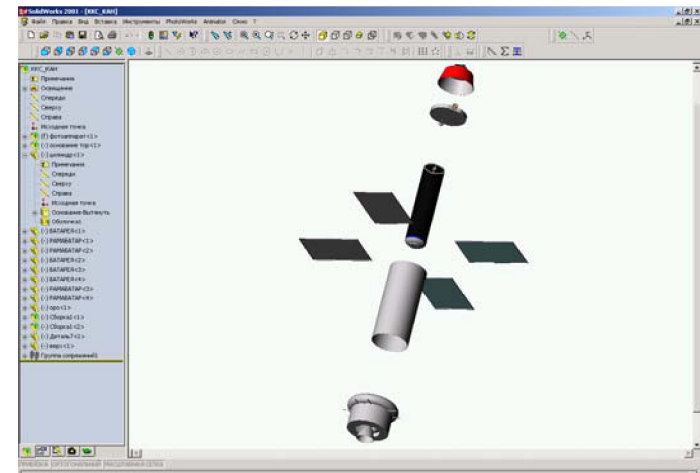


Рис. 8.36. Окно для отображения схемы членения твердотельной модели КА

Кроме того, как упоминалось, системы твердотельного моделирования позволяют довольно просто создавать анимационные ролики для иллюстрации поворотов КА, процесса сборки и разборки и других целей.

Таким образом, в настоящем разделе приведена методика компоновки космических аппаратов наблюдения с использованием программного обеспечения и системы твердотельного моделирования.

8.4.3. Пример разработки компоновочных схем реального космического аппарата наблюдения в системе твердотельного моделирования

На рис. 8.37 показан общий вид космического аппарата «Pleiades» [34].

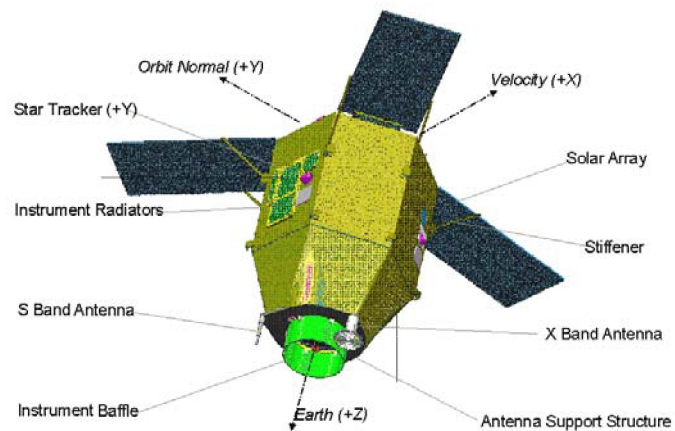


Рис. 8.37. Общий вид космического аппарата «Pleiades»

На рис. 8.38 показан один из видов твердотельной модели (конструктивно-компоновочной схемы) КА «Pleiades» [34], построенной в системе твердотельного моделирования (панели приборно-агрегатного отсека не показаны).

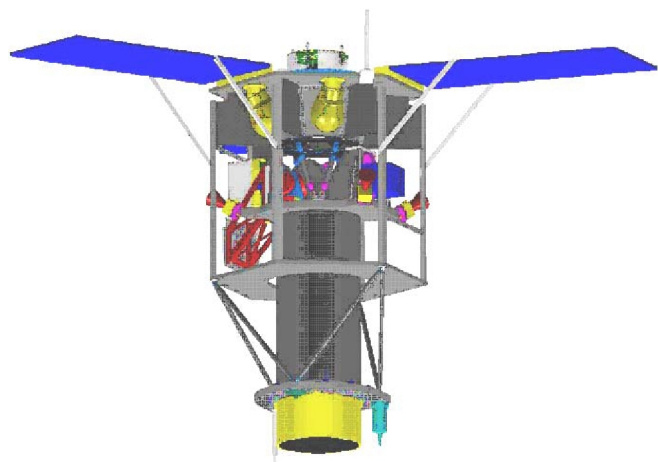


Рис. 8.38. Твердотельная модель КА «Pleiades» [34]

На рис. 8.39 показан один из основных элементов твердотельной модели КА «Pleiades» - оптико-электронный телескопический комплекс.

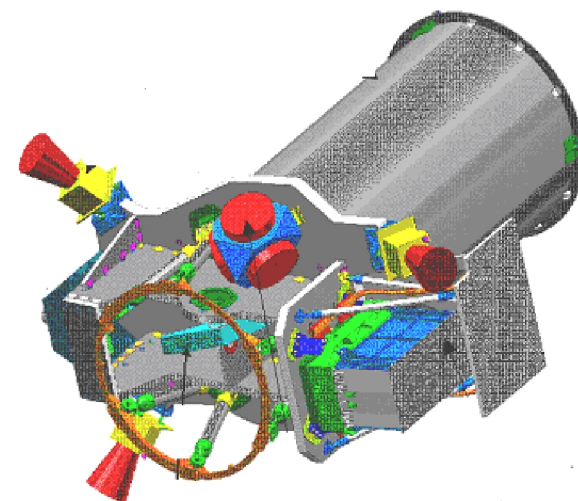


Рис. 8.39. Твердотельная модель аппаратуры наблюдения КА «Pleiades»

На рис. 8.40 показаны некоторые элементы твердотельной модели КА «Pleiades» (*a* - рама с установленными приборами и системой отвода тепловых потоков с помощью тепловых труб на радиатор-охладитель, *б* - фотоприемное устройство, *в* - платформа звездного датчика).

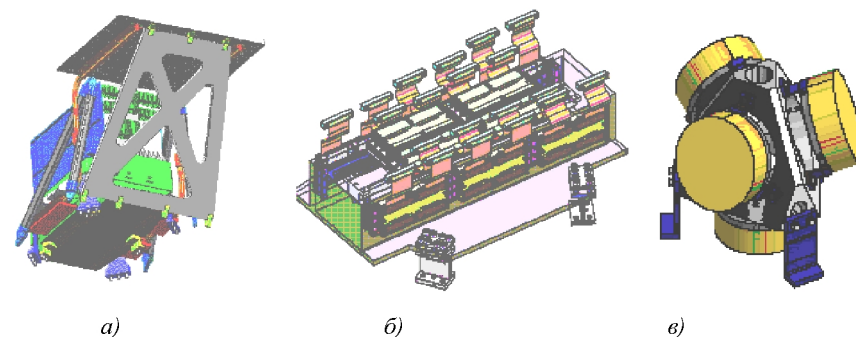


Рис. 8.40. Твердотельные модели некоторых элементов КА «Pleiades»

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В настоящем учебном пособии рассмотрены основные требования к космической системе и аппаратам наблюдения, характеристики космических аппаратов наблюдения, основные проектные параметры, тактико-технические требования и аспекты проектирования космических аппаратов наблюдения.

Приведены технические и математические формулировки задач выбора основных проектных характеристик и конструктивного облика космических аппаратов наблюдения с учетом заданных показателей эффективности космической системы наблюдения.

Разработаны математические модели и программное обеспечение для оценки массогабаритных и энергетических характеристик целевой аппаратуры, бортовых обеспечивающих систем и конструктивных отсеков космического аппарата наблюдения.

Рассмотрены теоретические вопросы создания проблемно-ориентированных систем проектирования.

Проведен анализ компоновочных схем космических аппаратов детального оперативного наблюдения. Предложен алгоритм построения конструктивно-компоновочных схем космических аппаратов с использованием систем твердотельного моделирования.

Многие вопросы в этом учебном пособии не затрагивались из-за ограниченности объема пособия. Желающих более подробно изучить некоторые частные вопросы проектирования ракет-носителей отсылаем к списку использованных источников.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Куренков, В. И. Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения: учеб. пособие / В. И. Куренков, В. В. Салмин, Б. А. Абрамов. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. – 296 с.
2. Соллогуб, А. В. 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.
3. Остославский, И. В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов / И. В. Остославский, И. В. Стражева. – М.: Машиностроение, 1969. – 500 с.
4. Феодосьев, В. В. Основы техники ракетного полета / В. В. Феодосьев. – М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1979. – 496 с.
5. 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.
6. Дракин, И. И. Основы проектирования беспилотных летательных аппаратов с учетом экономической эффективности / И. И. Дракин. – М.: Машиностроение, 1973. – 224 с.
7. 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.

8. Рвачев, В. Л. Геометрические приложения алгебры логики. / В. Л. Рвачев. – Киев: Техника, 1967. – 212 с.
9. Гаврилов, В. Н. Автоматизированная компоновка приборных отсеков летательных аппаратов / В. Н. Гаврилов. – М.: Машиностроение, 1988. – 137 с.
10. Основы синтеза систем летательных аппаратов. 2-е изд., доп. и перераб. / А. А. Лебедев, Г. Г. Аджимамудов, В. Н. Баранов [и др.]; под ред. А. А. Лебедева. – М.: Изд-во МАИ, 1996. – 444 с.
11. Ильичев, А. В. Эффективность проектируемых элементов сложных систем: учеб. пособие / А. В. Ильичев, В. Д. Волков, В. А. Грушанский. – М.: Высш. шк., 1982. – 280 с.
12. Основы синтеза систем летательных аппаратов: учеб. пособие для студентов вузов / А. А. Лебедев, В. Н. Баранов, В. Т. Бобронников [и др.]; под ред. А. А. Лебедева. – М.: Машиностроение, 1987. – 224 с.
13. Надежность и эффективность в технике: справочник. В 10 т. / ред. совет: [В. С. Авдудевский (предс.) и др.]. Т. 3. Эффективность технических систем / под общ. ред. В. Ф. Уткина, Ю. В. Крючкова. – М.: Машиностроение, 1988. / – 328 с.
14. Ханцеверов, Ф. Р. Моделирование космических систем изучения природных ресурсов Земли / Ф. Р. Ханцеверов, В. В. Остроухов. – М.: Машиностроение, 1989. – 264 с.
15. Авдудевский, В. С. Космическая индустрия. 2-е изд., перераб. и доп. / В. С. Авдудевский, Г. Р. Успенский. – М.: Машиностроение, 1989. – 568 с.
16. Гонин, Г. Б. Космические съемки Земли / Г. Б. Гонин – Л.: Недра, 1989. – 252 с.
17. Лебедев, А. А. Космические системы наблюдения / А. А. Лебедев, О. П. Нестеренко. – М.: Машиностроение, 1991. – 224 с.
18. Методические и организационно-технические вопросы надежности космических аппаратов: конспект лекций / В. И. Куренков, В. И. Кузнецов, В. А. Капитанов [и др.]. – Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 1997. – 42 с.
19. Управление космическими аппаратами зондирования Земли: Компьютерные технологии / Д. И. Козлов, Г. П. Аншаков, Я. А. Мостовой [и др.]. – М.: Машиностроение, 1998. – 368 с.
20. Спутниковые системы мониторинга. Анализ, синтез и управление / [М. Н. Красильщиков и др.]; под ред. В. В. Мальшева. – М.: Изд-во МАИ, 2000. – 568 с.
21. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы): учебник для технических вузов / В. П. Мишин, В. К. Безвербий, Б. М. Панкратов [и др.]; под ред. В. П. Мишина. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.
22. Куренков, В. И. Методы расчета надежности космических аппаратов: конспект лекций / В. И. Куренков. – Самара: СГАУ, 1998. – 80 с.
23. Зубов, В. С. Справочник программиста. Базовые методы решения графовых задач и сортировки / В. С. Зубов. – М.: Информационно-издательский дом «Филинь», 1999. – 256 с.
24. Матиясевич, Л. М. Введение в космическую фотографию / Л. М. Матиясевич. – М.: Недра, 1989. – 149 с.
25. Эльясберг, П. Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли / П. Е. Эльясберг. – М.: Наука, 1965. – 540 с.
26. Бронштейн, И. Н. Справочник по математике / И. Н. Бронштейн, К. А. Семендяев. – М.: Государственное изд-во физ.-мат. литературы, 1959. – 610 с.
27. Захаров, Ю. А. Проектирование межорбитальных космических аппаратов. / Ю. А. Захаров. – М.: Машиностроение, 1984. – 432 с.
28. Гуштин, В. Н. Основы устройства космических аппаратов: учебник для вузов / В. Н. Гуштин. – М.: Машиностроение, 2003. – 272 с.
29. Друшляков, Ю. И. Теоретические основы программирования: учеб. пособие / Ю. И. Друшляков, И. В. Ежкова. – М.: МАИ, 1986. – 61 с.

30. Путилов, К.А. Курс физики / К.А. Путилов. - М.: Государственное изд-во физ.-мат. литературы, 1963. Т. I. - 560 с.
31. Толяренко, Н. В. Основы проектирования орбитальных станций: учеб. пособие / Н. В. Толяренко. - М.: Изд-во МАИ, 1994. - 64 с.
32. Абрамов, Б. А. Модели и алгоритмы для проектного анализа показателей эффективности космической системы детального и оперативного наблюдения: сб. науч. тр. ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» / Б. А. Абрамов, В. И. Куренков, В. В. Салмин. - Самара: ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», 2004. Вып. 3. - С. 39-45.
33. Маламед, Е. Р. Конструирование оптических приборов космического базирования: учеб. пособие / Е. Р. Маламед. - СПб.: СПбГИТМО (ТУ), 2002. - 291 с.
34. The Pleiades System High Resolution optical satellite and its performances / L. Perret, E. Boussarie, I. M. Lachiver (CNESS), P. Damilano (ASTRIUM). 53rd International Astronautical Congress (13-19 October, 2002, Houston). - Houston: 2002.
35. Бороздин, В. Н. Гироскопические приборы и устройства систем управления: учеб. пособие для вузов / В. Н. Бороздин. - М.: Машиностроение, 1990. - 272 с.
36. Абрамов, Б. А. Имитационное моделирование энергобаланса космических аппаратов высокдетального и оперативного наблюдения: сб. тезисов, докладов 8-й междунар. конф. «Системный анализ и управление» (Евпатория, 29.06 - 0.6.07.2003 г.) / Б. А. Абрамов, В. В. Салмин, В. И. Куренков. - М.: МАИ. - С. 95-96.
37. Космическая оптоэлектронная съемка поверхности Земли с высоким разрешением. Справочно-аналитическое издание / под ред. Ю. А. Подъездкова. - М.: Радиотехника, 2004. - 76 с.
38. Космическая съемка Земли. Справочно-аналитическое издание / под ред. Ю. А. Подъездкова. - М.: Радиотехника, 2006. - 357 с.
39. Белоконов, В. М. Основы теории полета космических аппаратов: конспект лекций / В. М. Белоконов. - Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. - 77 с.
40. 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.]: // 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.
41. Куренков, В. И. Выбор основных проектных характеристик и конструктивного облика ракет-носителей: учеб. пособие / В. И. Куренков, Л. П. Юмашев. - Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. - 239 с.
42. Справочник по расчету самолета на прочность / М. Ф. Астахов, А. В. Караваев, С. Я. Макаров [и др.] - М.: Оборонгиз, 1954. - 708 с.
43. Байхельт, Ф. Надежность и техническое обслуживание. Математический подход: пер. с нем. М. Г. Коновалова под ред. И. А. Ушакова / Ф. Байхельт, П. Франкен; - М.: Радио и связь, 1988. - 392 с.
44. Фрэнк, Г. Сети, связи, потоки: пер. с англ. под ред. Д. А. Пospelова / Г. Фрэнк, И. Фриш; - М.: Связь, 1978. - 448 с.
45. Оре, О. Теория графов / О. Оре. - М.: Наука, 1980. - 336 с.
46. Грабин, Б. В. Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов / Б. В. Грабин, О. И. Давыдов, В. И. Жихарев [и др.]; под ред. В. П. Мишина, В. К. Карраска. - М.: Машиностроение, 1991. - 416 с.
47. Белов, Ю.В. Системы управления космическими аппаратами: учеб. пособие / Ю. В. Белов, Б. А. Титов. - Самара: Самар. авиац. ин-т, 1992. - 115 с.
48. Петрищев, В.Ф. Элементы теории гироскопа и его применение для управления космическими аппаратами: учеб. пособие. - Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2004. - 68 с.

Учебное издание

*Куренков Владимир Иванович
Салмин Вадим Викторович
Прохоров Александр Георгиевич*

**МЕТОДИКА ВЫБОРА
ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК
И КОНСТРУКТИВНОГО ОБЛИКА
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАБЛЮДЕНИЯ**

Учебное пособие

Технический редактор Д. М. Козлов
Редакторская обработка А. В. Ярославцева
Корректорская обработка Н. С. Куприянова
Доверстка Е. С. Кочелова

Подписано в печать 17.12.07. Формат 60x84 1/16.
Бумага офсетная. Печать офсетная.
Печ. л. 10,0.
Тираж 120 экз. Заказ . ИП - ж129 / 2007

Самарский государственный
аэрокосмический университет.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

Изд-во Самарского государственного
аэрокосмического университета.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.