

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

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

Г.П. АНШАКОВ, Д.А. БАРАНОВ, С.Л. САФРОНОВ

ИМИТАЦИОННЫЕ МОДЕЛИ ДЛЯ СОЗДАНИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ

Рекомендовано редакционно-издательским советом федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» в качестве учебного пособия для обучающихся по основной образовательной программе высшего образования по специальности 24.05.01 Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов

САМАРА
Издательство Самарского университета
2023

УДК 629.78(075)

ББК 39.62я7

А745

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. И. В. Белоконев,
д-р техн. наук, проф. П. К. Кузнецов

Анишаков, Геннадий Петрович

А745 Имитационные модели для создания и эксплуатации ракетно-космических комплексов: учебное пособие / *Г.П. Анишаков, Д.А. Баранов, С.Л. Сафронов.* – Самара: Издательство Самарского университета, 2023. – 184 с.: ил.

ISBN 978-5-7883-1955-1

Представлено описание некоторых имитационных моделей различного типа, описывающих функционирование ракетно-космической техники на разных этапах жизненного цикла. В качестве примера дается описание моделей, имеющих отношение к ракетам-носителям, а также к космическим аппаратам дистанционного зондирования Земли.

Предназначено для подготовки студентов, обучающихся по специальности 24.05.01 Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов. Может быть полезно аспирантам и преподавателям, занимающимся научно-исследовательской работой в данной предметной области.

Подготовлено на кафедре космического машиностроения имени генерального конструктора Д.И. Козлова Самарского университета.

УДК 629.78(075)

ББК 39.62я7

ISBN 978-5-7883-1955-1

© Самарский университет, 2023

ОГЛАВЛЕНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ	6
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ СОКРАЩЕНИЙ.....	7
ВЕДЕНИЕ	10
1 Этапы создания изделий ракетно-космической техники	13
1.1 Жизненные циклы изделий ракетно-космической техники, перечень этапов.....	13
1.2 Порядок создания ракетно-космической техники и их составных частей.....	14
2 Имитационные модели, используемые при создании изделий ракетно- космической техники.....	16
2.1 Модели жизненного цикла изделий ракетно-космической техники	16
2.1.1 Состав моделей жизненного цикла	16
2.1.2 Аванпроект (техническое предложение)	17
2.1.3 Разработка эскизного проекта.	20
2.1.4 Разработка рабочей документации на опытные изделия комплекса и макеты	20
2.1.5 Изготовление макетов и опытных изделий комплекса, автономные испытания и корректировка рабочей документации	21
2.1.6 Изготовление опытных изделий комплекса, комплексные испытания, межведомственные испытания и корректировка рабочей документации.....	22
2.1.7 Летные испытания	24
2.2 Модели организационные	25
2.2.1 Основные определения.....	25
2.2.2 Состав космического комплекса	27
2.2.3 Сквозной график и план-график создания	30
2.3 Модели физические.....	35
2.4 Модели математические	37
2.4.1 Основные определения.....	37
2.4.2 Основные этапы математического моделирования	40

2.5	Модели компьютерные	44
2.5.1	Основные положения	44
2.5.2	Конечно-элементное моделирование	47
2.5.3	Имитационное моделирование	50
2.5.4	Проблемно-ориентированные системы	52
3	Проектные модели разработки ракеты-носителя	58
3.1	Модель реактивного движения	58
3.1.1	Уравнение Мещерского	58
3.1.2.	Формула Циолковского	60
3.2	Основные числовые показатели в задачах проектирования ракет-носителей	61
3.3	Потребная характеристическая скорость	64
3.4	Алгоритм определения массовых характеристик ракет-носителей	67
3.4.1	Алгоритм определения массовых характеристик из условий обеспечения минимальной стартовой массы	67
3.4.2	Алгоритм определения массовых характеристик с использованием метода Монте-Карло	71
3.4.3	Алгоритм оптимального распределения масс, как задача математического программирования	73
3.4.4	Алгоритм выбора массовых характеристик методом Монте-Карло путем случайного перераспределения характеристической скорости по ступеням	76
3.4.5	Алгоритм оптимального распределения масс для ракет с тандемно-пакетной схемой соединения блоков	78
3.4.6	Выводы по подразделу	82
3.5	Динамическая модель упругих изгибных колебаний ракет-носителей и космических аппаратов как балочных конструкций ..	84
3.5.1	Уравнения частот и корни уравнений для различных типов закрепления концов балки	84
3.5.2	Алгоритм расчета форм и частот для балок с переменными по длине жесткостными и массовыми характеристиками	87

4 Модели функционирования космического аппарата дистанционного зондирования Земли	101
4.1 Моделирование бортовой аппаратуры и компоновка	101
4.1.1 Основы анализа пространственной компоновки с использованием R-функции	101
4.1.2 Твердотельные модели бортовой аппаратуры и космического аппарата в первом приближении. Компоновка космического аппарата	114
4.1.3 Инженерная модель бортовой аппаратуры, разработанная на основе габаритного чертежа	122
4.1.4 Инженерная модель космического аппарата, разработанная под руководством принципов нисходящего проектирования. 126	
4.2 Моделирование энергобаланса космического аппарата дистанционного зондирования Земли.....	135
4.2.1 Схема функционирования космического аппарата и циклограмма энергопотребления	135
4.2.2 Математическая модель системы электропитания	139
4.2.3 Модель энергобаланса.....	141
4.2.4 Моделирование энергобаланса.....	143
4.3 Автоматизированная система управления	153
4.3.1 Основные сведения.....	153
4.3.2 Автоматизированная система управления космическими аппаратами дистанционного зондирования Земли типа «Ресурс»	155
4.3.3 Особенности формирования программ управления	167
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	179
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	180

ПРЕДИСЛОВИЕ

Учебное пособие предназначено для студентов, обучающихся по специальности 24.05.01 Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов; специализации «Ракетные транспортные системы», «Пилотируемые и автоматические космические аппараты и системы», «Моделирование и информационные технологии проектирования ракетно-космических систем». Целью данного учебного пособия является расширение знаний в области моделирования изделий ракетно-космической техники.

Подробные знания в области проектирования, конструирования и моделирования ракетно-космической техники могут быть получены студентами из обширной учебно-методической литературы, авторами которой являются как непосредственные разработчики и участники программ создания образцов ракетно-космической техники, такие как Козлов Д.И., Челомей В.Н., Ширшаков А.Е., Аншаков Г.П., Кириллин А.Н., и многие другие, а также разработчики современных методов проектирования и моделирования, такие как Горлач Б.А., Шимкович Д.Г., Соллогуб А.В., Малышев В.В., Дульнев Г.Н., Рапопорт Э.Я. и многие другие.

Отдельно авторы выражают благодарность рецензентам – доктору технических наук, заведующему межвузовской кафедрой космических исследований Самарского университета И.В. Белоконову и доктору технических наук, профессору кафедры «Электропривод и промышленная автоматика» ФГБОУ ВО «СамГТУ» П.К. Кузнецову за ценные замечания и рекомендации, которые были учтены при подготовке рукописи учебного пособия к изданию.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ СОКРАЩЕНИЙ

АЗ	– аппаратура зондирования;
АИ	– автономные испытания;
АСУ	– автоматизированная система управления;
АФУ	– антенно-фидерное устройство;
БА	– бортовая аппаратура;
БВС	– бортовая вычислительная система;
БИК	– бортовой измерительный комплекс;
БКС	– бортовая кабельная сеть;
БКУ	– бортовой комплекс управления;
БПО	– бортовое программное обеспечение;
БСКВУ	– бортовое синхронизирующее координатно-временное устройство;
БСТИ	– бортовая система телеметрических измерений;
БСУ	– бортовое синхронизирующее устройство;
БФ	– батарея фотоэлектрическая;
БЦВМ	– бортовая цифровая вычислительная машина;
БЭФ	– базовый элемент формы;
ГГ	– генеральный график;
ГЧ	– габаритный чертеж;
ДЗЗ	– дистанционное зондирование Земли;
ДУ	– двигательная установка;
ИМ	– имитационное моделирование;
ИОК	– информация оперативного контроля;
ИСК	– инерциальная система координат;
КА	– космический аппарат;
КАС	– комплекс автоматики и стабилизации;
КГЧ	– космическая головная часть;
КД	– конструкторская документация;
КДУ	– корректирующая двигательная установка;
КИ	– комплексные испытания;
КИС	– командно-измерительная система;
КК	– космический комплекс;
ККС	– конструктивно-компоновочная схема;
КМ	– компьютерная модель;
КПЭО	– комплексная программа экспериментальной отработки;
КРЛ	– командная радиолиния;

КС	– космическая система;
КЭМ	– конечно-элементная модель;
ЛИ	– летные испытания;
МВИ	– межведомственные испытания;
МИК	– монтажно-испытательный комплекс;
МКО	– мультиплексный канал обмена;
ММ	– математическая модель;
НИП	– наземный измерительный пункт;
НКО	– наземный комплекс отладки;
НКПИ	– наземный комплекс приема информации;
НКПОР	– наземный комплекс приема обработки и распространения информации;
НКУ	– наземный комплекс управления;
НП	– неориентированный полет;
НСК	– наземный специальный комплекс;
ОГ	– орбитальная группировка;
ОЗУ	– оперативное запоминающее устройство;
ОКР	– опытно-конструкторская работа;
ОО	– орбита выведения;
ОС	– организующая система;
ОСК	– орбитальная система координат;
ОЭА	– оптикоэлектронная аппаратура;
ПГ	– план-график;
ПДЦМ	– параметры движения центра масс;
ПЗУ	– постоянное запоминающее устройство;
ПЛИ	– программа летных испытаний;
ПН	– полезная нагрузка;
ПО	– программное обеспечение;
ПОС	– проблемно-ориентированная система;
ППК	– программный поворот по крену;
ПрТМИ	– программная телеметрическая информация;
РБ	– разгонный блок;
РД	– рабочая документация
РК	– ракетный комплекс;
РКК	– ракетно-космический комплекс;
РКН	– ракета космического назначения;
РКТ	– ракетно-космическая техника;
РН	– ракета-носитель;

РП	– рабочая программа;
РС	– расчетная схема;
СБ	– солнечная батарея;
СГК	– силовой гироскопический комплекс;
СК	– стартовый комплекс;
СО	– солнечная ориентация;
СОС	– система ориентации и стабилизации;
СОТР	– система обеспечения теплового режима;
ССН	– система спутниковой навигации;
ССО	– синхронно-солнечная орбита;
СТКРП	– система трансляции команд и распределения питания;
СТР	– система терморегулирования;
СУ	– система управления;
СУД	– система управления движением;
СЭП	– система электропитания;
ТД	– техническая документация;
ТЗ	– техническое задание;
ТК	– технический комплекс;
ТМИ	– телеметрическая информация;
ТО	– технический объект;
ТТЗ	– тактико-техническое задание;
ТТХ	– тактико-технические характеристики;
ТУ	– технические условия;
УВВ	– устройство ввода-вывода;
УСК	– управляющая модель конструктора;
УСП	– управляющая сборка проектанта;
ЦА	– целевая аппаратура;
ЦОТМИ	– Центр обработки телеметрической информации;
ЦУП	– центр управления полетами;
ЭД	– эксплуатационная документация;
ЭКБ	– электронная компонентная база;
ЭП	– эскизный проект;
ЭРДУ	– электрореактивная двигательная установка.

ВЕДЕНИЕ

В настоящее время разработаны и эксплуатируются многочисленные образцы ракетно-космической техники (РКТ), обеспечивающие решение широкого спектра задач во всех областях деятельности человека. Среди образцов можно выделить ракету-носитель (РН), космический аппарат (КА), разгонный блок (РБ), являющиеся одними из основных элементов создаваемых ракетно-космических систем и комплексов.

Создание упомянутых образцов техники представляет собой сложную и трудоемкую задачу. В этом процессе, в зависимости от сложности, участвуют большие коллективы проектантов, конструкторов, технологов, испытателей и других сопутствующих специалистов. Задействуются многочисленные методы и подходы, позволяющие повысить эффективность принимаемых решений, снизить трудоемкость и сократить время создания. Во многом это становится возможным благодаря созданию разнообразных моделей и моделирования.

Без создания имитационных моделей невозможно организовать труд больших коллективов-разработчиков, проанализировать тенденции развития, провести любой расчет, спрогнозировать значения параметров создаваемых изделий и систем, оценить экономические и временные затраты и многое другое. Имитационное моделирование, в свою очередь, позволяет осуществить поиск оптимального решения, обучить и подготовить к работе с уникальной и сложной техникой, провести анализ поведения системы при различных сочетаниях внешних и внутренних факторов, сэкономить затраты на разработку и многое другое.

Данное учебное пособие разработано с целью формирования у студентов понимания необходимости и важности разработки и применения имитационных моделей при создании и эксплуатации образцов моделей различного типа РКТ.

До изучения данного материала студенты должны знать основы построения космических комплексов (КК) и систем различного целевого назначения и их составных частей, основы устройства изделий и отдельных компонентов, входящих в эти системы и их взаимодействие на всех этапах эксплуатации.

На основе представленных методических материалов студенты должны уметь разрабатывать новые и анализировать область применения существующих моделей, анализировать с их помощью современное состояние изделий РКТ путем определения системы основных показателей, характеризующих качество выбранного образца и возможность повышения его характеристик, а также оценить их влияние на другие компоненты, связанные с рассматриваемым изделием.

В информационном и логическом планах дисциплина развивает другие дисциплины общенаучного и профессионального циклов, и служит информационной и методологической основой при изучении специальных дисциплин учебного плана подготовки специалистов.

В первом разделе кратко описаны основные этапы создания изделий РКТ, дающие некоторое представление о нормативном и организационном обеспечении процесса ее создания.

Во втором разделе дается описание перечня моделей, используемых при создании изделий РКТ. Для каждого типа моделей дается краткая характеристика, назначение и сфера применения.

В третьем разделе представлены некоторые проектные модели, используемые при разработке ракеты-носителя, а также алгоритмы численного моделирования, предназначенные для выбора оптимальных проектных параметров РН. В основу материала раздела положен материал монографии «Проектирование, динамика и устойчивость движения ракет-носителей: методы, модели,

алгоритмы, программы в среде MathCad» (авторы: Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Соллогуб А.В.).

В четвертом разделе представлены некоторые модели, используемые при разработке КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Рассмотрена проблема аналитического и твердотельного моделирования бортовой аппаратуры и компоновки КА. Рассмотрена задача моделирования энергобаланса. Приведено описание работы автоматизированной системы управления КА ДЗЗ.

1 ЭТАПЫ СОЗДАНИЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

1.1 Жизненные циклы изделий ракетно-космической техники, перечень этапов

Официально определены следующие этапы создания (включая производство) и эксплуатации комплексов различного назначения:

1. Разработка аванпроекта (технического предложения).
2. Разработка эскизного проекта.
3. Разработка рабочей документации (РД) на опытные изделия комплекса и макеты.
4. Изготовление макетов и опытных изделий комплекса, автономные испытания (АС) и корректировка рабочей документации.
5. Изготовление опытных изделий комплекса, комплексные испытания (КИ), межведомственные испытания (МВИ) и корректировка рабочей документации. (Присвоение литеров документации).
6. Летные испытания (ЛИ).
7. Подготовка документации на изделия серийного производства.
8. Подготовка и освоение серийного производства, изготовление, испытания изделий и корректировка документации на изделия серийного производства.
9. Ввод в эксплуатацию.
10. Эксплуатация.
11. Утилизация, которой завершается жизненный цикл комплекса и входящих в него изделий.

1.2 Порядок создания ракетно-космической техники и их составных частей

Создание комплексов РКТ или их модернизация осуществляется на основании документов Правительства РФ и по тактико-техническому заданию (ТТЗ) или техническому заданию (ТЗ) государственного заказчика, согласованному с другими организациями в части их касающейся, которое выдается головному предприятию (организации) – разработчику комплекса в целом.

В качестве составной части комплекса могут быть: РН, КА, головная часть, стартовый комплекс (СК), средства наземного комплекса управления (НКУ) и т. п. для данного комплекса.

В качестве систем могут быть: двигательная установка, бортовой комплекс управления, система энергоснабжения, бортовая вычислительная система и т. п.

В качестве агрегата, прибора комплекса могут быть: двигатель, автомат стабилизации, рулевая машинка, инфракрасный построитель местной вертикали, блок определения координат звезд, бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ) и т. п., которые входят в состав составных частей и (или) систем.

Государственный заказчик по космической деятельности – это федеральный орган исполнительной власти. Например, для ракетно-космических комплексов (РКК) гражданского назначения и РКК, изготавливаемых в интересах иностранного заказчика, это Роскосмос.

Создание и модернизация изделий комплексов осуществляется по ТЗ головных предприятий (организаций) – разработчиков. Головное предприятие-разработчик проводит работы совместно с предприятиями (организациями) соисполнителями – разработчиками изделий комплекса. Изделие комплекса – это составная часть комплекса, система, аппаратура, агрегат, прибор, блок, узел, электрорадиоизделие, комплектующее изделие, программный продукт,

бортингинструмент, автоматизированные системы управления всех видов, входящие в состав комплекса или любой его составной части.

Организации, выдавшие ТЗ соисполнителям, выполняют по отношению к ним функции заказчика и заключают с ними контракты на выполнение работ.

Контрольные вопросы

1. Перечислите основные этапы создания (включая производство) и эксплуатации комплексов различного назначения.

2. На основании каких документов осуществляется создание комплексов РКТ или их модернизация?

3. Что такое составная часть комплекса? Приведите примеры составных частей комплекса.

4. Что такое составное изделие комплекса? Приведите примеры изделий комплекса.

2 ИМИТАЦИОННЫЕ МОДЕЛИ, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ПРИ СОЗДАНИИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

2.1 Модели жизненного цикла изделий ракетно-космической техники

2.1.1 Состав моделей жизненного цикла

Модели (математические и физические) – это упрощенные конструкции, которые отражают сущность явления или процесса в наиболее ясном и доступном для исследования виде.

Модели жизненного цикла изделий РКТ представляют собой:

1. Первичные алгоритмы моделей (или организационные модели) – это фактически перечни составов, ответственных исполнителей по составным частям на каждом конкретном этапе для разработки план-графиков выполнения работ с четким определением взаимодействия исполнителей и соисполнителей между собой по взаимобмену исходными данными, техническими заданиями, разрабатываемыми материалами, отчетностью и др. с утвержденными сроками и трудоемкостью выполнения работ.

2. Математические модели комплектовующих элементов, узлов, типовых деталей и конструкций и т. п. для обеспечения, в первую очередь, автоматизации проектно-конструкторских и расчетных работ. Они входят как основа во все системы автоматизации проектно-конструкторских и расчетных работ.

3. Математические модели функционирования комплексов и их составных частей для обеспечения работ каждого этапа жизненного цикла.

4. Физические модели, отражающие свойства, характеристики и связи исследуемого объекта, необходимые для изучения других характеристик и свойств объекта во взаимодействии с внешней средой.

5. Модели компьютерные (цифровые) – предназначены для автоматизированного изучения объекта или явления с применением вычислительных средств.

Состав, степень достоверности и сложность моделей для обеспечения работ каждого этапа жизненного цикла, конечно, могут быть различными, так как создание этих моделей в значительной степени определяет трудоемкость, качество и достоверность определения основных характеристик и целевых показателей космического комплекса и его составных частей. Поэтому, например, на этапе аванпроекта можно допустить применение несколько упрощенных расчетных моделей, моделей деталей и узлов, процессов функционирования и т.п., так как на этом этапе, как было сказано выше, главное внимание уделяется научно-исследовательским работам по обоснованию целесообразности создания комплекса, определению основных тактико-технических характеристик (ТТХ), оценке ожидаемой эффективности применения комплекса, формированию технического облика и т.п. То есть нет необходимости в детальной проработке деталей, узлов и, например, процессов управления, тонкостей создания бортового программного обеспечения и ряда других очень трудо- и времязатратных работ, которые могут привести к неоправданной с точки зрения задач, решаемых на этом этапе, задержке сроков выполнения работ. Но, например, на следующем этапе, этапе эскизного проекта, многие из этих упрощений будут уже недопустимы.

2.1.2 Аванпроект (техническое предложение)

Разработка аванпроекта, как правило, проводится на конкурсных началах несколькими головными организациями совместно с соисполнителями. До начала разработки аванпроекта должны быть проведены, как правило, научно-исследовательские работы по обоснованию целесообразности создания ракетного комплекса

(РК) или космического комплекса (КК), определению основных ТТХ, оценке ожидаемой эффективности применения комплекса, формированию технического облика и правовой охраны создаваемых результатов интеллектуальной деятельности, определению путей внедрения в конструкцию и схемы РК или КК новейших достижений науки и техники, новых технических решений, работы по разработке новых материалов, компонентов топлива, прогрессивных технологий, работы по созданию научно-технического (технологического) задела.

Аванпроект должен содержать:

- проработку вопросов целевого использования;
- определение основных ТТХ, технических и технологических возможностей создания комплекса и его изделий;
- оценку ожидаемой эффективности применения комплекса;
- особенности функционирования и эксплуатации комплекса и его изделий;
- предварительное обоснование состава и параметров составных частей, систем, агрегатов, приборов и их увязку в комплексной схеме;
- обоснование оптимального выбора варианта компоновки комплекса, его составных частей и основных систем, агрегатов, приборов, электронной компонентной базы (ЭКБ), материалов конструкции, покрытий, принятых компонентов топлива, обоснование необходимости применения изделий иностранного производства;
- анализ полноты выполнения ТТЗ, а также предложения по коррекции ТТЗ на комплекс, анализ соответствия технического уровня комплекса и его изделий передовым достижениям отечественной и зарубежной науки и техники, сравнение комплекса по характеристикам и технико-экономическим показателям с лучшими существующими и разрабатываемыми отечественными и зарубежными комплексами-аналогами;

– предварительный анализ схемных и конструктивных решений с целью определения возможных аварийных ситуаций комплекса в целом в случае появления предполагаемых отказов составных частей, систем, агрегатов и т. п. и меры по парированию возможных последствий отказов;

– предварительный план обеспечения надежности и объем экспериментальной отработки, предварительную оценку затрат на работы по созданию комплекса и его эксплуатацию, предварительный генеральный график создания комплекса и его изделий на срок до завершения опытно-конструкторской работы (ОКР), а также перечень исполнителей и еще многое другое, что будет охватывать все этапы жизненного цикла комплекса.

Разработка аванпроекта может проводиться также по инициативе отдельной или нескольких организаций из внебюджетных источников финансирования. Головная организация определяет головные организации-разработчики аванпроектов на изделия комплекса: составные части, основные системы, агрегаты, приборы.

Из приведенного выше содержания аванпроекта следует, что на этом этапе должен быть выполнен очень большой объем работ, поэтому аванпроект – это, как правило, 50-60 и более томов (книг) по всем вопросам создания РК или КК. По завершению разработки аванпроект представляется на экспертизу в организации, определенные заказчиком, которые подготавливают экспертное заключение на разработку, содержащее замечания, оценку уровня разработки и предложения по возможному продолжению работ. С учетом этих заключений головной разработчик представляет проект для защиты на научно-технический совет заказчика. По результатам защиты всех, участвующих в конкурсе аванпроектов, заказчиком принимается решение о продолжении или прекращении разработки по данной теме.

2.1.3 Разработка эскизного проекта

Цели работ на этапе «Эскизный проект» (ЭП): комплексное (теоретическое и экспериментальное) обоснование основных характеристик, технических и технологических решений по созданию комплекса и его составных частей, систем, агрегатов, обоснование технико-экономических показателей комплекса и его составных частей, определение объема и разработка комплексной программы экспериментальной отработки, разработка и выдача организациям-соисполнителям исходных данных для проектирования и выпуска рабочей документации и т.п. для данного изделия. Можно определить так, что ЭП – это конкретная разработка того, что было предложено и защищено на этапе аванпроекта, включая уже и расчетные методики, алгоритмы, необходимые математические и физические модели функционирования комплексов и их составных частей, агрегатов, приборов и т.п., разработку бортового и наземного программного обеспечения. Составными частями эскизного проекта на комплекс являются эскизные проекты на его составные части, системы, агрегаты и другие составляющие, определенные на этапе «Аванпроект». Процедуры экспертиз и защиты ЭП аналогичны этапу аванпроекта.

2.1.4 Разработка рабочей документации на опытные изделия комплекса и макеты

Опытное изделие – образец, изготовленный (доработанный, модернизированный) по вновь разработанной конструкторской и технологической документации для испытаний и проверки его на соответствие требованиям ТТЗ (ТЗ) в процессе выполнения опытно-конструкторских работ. Работы на этом этапе проводятся в целях:

– разработки полного комплекта конструкторской документации (КД) для изготовления и испытаний опытных изделий комплекса и макетов, включая комплексную программу эксперимен-

тальной отработки (КПЭО) комплекса и его изделий, при необходимости документацию на конструкторско-технологические макеты, технические условия (ТУ), эксплуатационную документацию (ЭД) в соответствии с составленным при разработке ЭП перечнем этой документации, программы и методики испытаний;

- разработки технической документации (ТД) для изготовления опытных образцов, макетов и планов подготовки производства;

- разработки программной документации.

Обязательными условиями разработки КД на опытные изделия являются:

- проведение анализа возможных отказов и неисправностей систем, агрегатов, приборов, приводящих к аварийным ситуациям комплекса и загрязнению окружающей среды, с составлением перечня критичных изделий (элементов) и критичных технологических процессов изготовления этих изделий для последующей организации усиленного контроля их отработки, качества изготовления с разработкой циклограмм выхода из возможных аварийных ситуаций;

- применение ЭКБ (ЭРИ) и комплектующих изделий соответствующей категории, например, категории качества «ОС», применение резервирования и др.

Для проведения отработки новых и (или) критичных технологий и решений предприятия – изготовители и организации разработчики разрабатывают частные программы и методики испытаний.

2.1.5 Изготовление макетов и опытных изделий комплекса, автономные испытания и корректировка рабочей документации

При наземной отработке испытания комплекса и его изделий проводятся в объеме, предусмотренном в КПЭО комплекса и КПЭО изделий по соответствующим частным программам. По

результатам завершения испытаний выпускаются отчеты. Целями автономных испытаний являются:

- отработка и проверка функционирования отдельных опытных изделий в условиях, близких к реальным условиям, в том числе на предельно допустимых (экстремальных) режимах, с одновременной имитацией различных воздействующих факторов;
- выявление и устранение ненадежных изделий и недопустимых режимов и условий работы критичных изделий (элементов), ЭКБ и комплектующих элементов;
- определение границ работоспособности, оценка соответствия характеристик опытных изделий требованиям ТЗ;
- корректировка КД и присвоение ей литеры «О»;
- отработка новых и(или) критичных технологических процессов.

АИ подвергаются все вновь создаваемые, модернизируемые, дорабатываемые изделия, на которые выданы ТЗ, а также заимствованные изделия, для которых изменены условия функционирования.

2.1.6 Изготовление опытных изделий комплекса, комплексные испытания, межведомственные испытания и корректировка рабочей документации

Целями комплексных испытаний являются:

- совместная отработка изделий комплекса и проверка, в том числе на предельно допустимых режимах, их взаимного функционирования в условиях, близких к реальным, с одновременной имитацией различных воздействующих факторов;
- отработка программ и алгоритмов для бортовых и наземных вычислительных машин;
- выявление и устранение конструкторских и производственных дефектов на стыках сопрягаемых систем, агрегатов, приборов;

– проверка обработанности технологии изготовления, достаточности и эффективности контроля качества изделий, достаточности и правильности выбора испытательного оборудования и контрольно-измерительных средств, дальнейшая отработка технологии серийного изготовления изделий;

– дальнейшая отработка КД (в том числе ЭД) и ТД, присвоение литеры «О» КД и ТД, которым не была присвоена литера на этапе автономных испытаний;

– проверка работоспособности изделий при имитации аварийных ситуаций, которые технически возможно осуществить в наземных условиях;

– определение технической готовности изделий комплекса для испытаний их в соответствии с программой летных испытаний;

– подготовка персонала и средств управления полетом КА и ряд других проверок, вытекающих из особенностей и конкретных характеристик каждого комплекса.

Целями МВИ являются проверка межведомственной комиссией:

– соответствия характеристик опытных изделий комплекса требованиям ТТЗ, ТЗ;

– полноты и степени отработки комплекта КД (в том числе ЭД) и ТД;

– технической готовности изделий комплекса для испытаний их в составе комплекса в соответствии с программой летных испытаний.

МВК по проведению МВИ образуют приказом заказчика, головного предприятия-разработчика и организации-разработчика изделия, подвергаемого МВИ. Программу МВИ разрабатывает организация-разработчик изделия и согласовывает с организациями, участвующими в испытаниях. Результаты МВИ оформляют актом или отчетом, решением.

Организации-разработчики опытных изделий комплекса по результатам изготовления и экспериментальной отработки выпускают итоговые технические отчеты о готовности изделий комплекса к летным испытаниям, в том числе итоговые отчеты о завершении отработки технологических процессов.

2.1.7 Летные испытания

Летные испытания являются приемочными государственными испытаниями комплексов. Общее руководство ЛИ осуществляет государственная комиссия, назначаемая в установленном Правительством Российской Федерации порядке. Целью ЛИ являются:

- всесторонняя проверка и подтверждение характеристик комплекса и его составных частей, заданных в ТТЗ (ТЗ), в условиях, максимально приближенных к условиям применения и эксплуатации, и в реальных условиях функционирования;

- отработка ЭД и проверка достаточности и эффективности экспериментальной отработки изделий комплекса и комплекса в целом в той части, которую невозможно осуществить в наземных условиях;

- определение возможности принятия комплекса в эксплуатацию и выполнения им целевых задач.

ЛИ комплекса и его составных частей проводятся по согласованной заказчиком и всеми участниками программе летных испытаний, которая утверждается Госкомиссией. Для проведения испытаний изделий, систем, агрегатов, приборов и т. п. разрабатываются и реализовываются в процессе полета частные программы и методики испытаний.

Решение о начале ЛИ комплекса, а также о проведении каждого запуска КА принимает Госкомиссия на основании рассмотрения результатов экспериментальной отработки, итогов подготовки к ЛИ в форме доклада (заключения) генерального конструктора

комплекса о готовности к ЛИ, соответствующих докладов членов Госкомиссии, представителей федеральных ведомств, представителей полигона и наземного комплекса управления. Решение о завершении ЛИ комплекса и о возможности принятия комплекса в эксплуатацию принимает Госкомиссия на основании полноты выполнения программы летных испытаний и оценки характеристик комплекса требованиям ТТЗ (ТЗ). Госкомиссия поручает подготовить акт о результатах ЛИ с оценкой выполнения программы летных испытаний (ПЛИ), с приложением актов соответствующих межведомственных комиссий и заключением о возможности серийного производства. Акт утверждается Председателем Госкомиссии.

Порядок создания, производства и эксплуатации ракетной и космической техники различного назначения на всех этапах жизненного цикла четко регламентирован комплексом взаимосвязанных нормативных документов, основополагающим из которых является Положение РК-11. Этот порядок сложился с 1975 года, когда появилось первое Положение РК-75, затем оно дорабатывалось и совершенствовалось, следуя развитию РК и КК, информационных технологий и новейших достижений науки и техники.

2.2 Модели организационные

2.2.1 Основные определения

В подразделах 2.2.1 и 2.2.2 представлены некоторые организационные модели ракетно-космической техники, заимствованные из [1].

КК представляет собой совокупность функционально взаимосвязанных орбитальных и наземных технических средств, предназначенных для решения задач в космосе и из космоса в составе космической системы или орбитальной группировки.

РКК представляет собой совокупность ракеты или ракет космического назначения с полезной нагрузкой, функционально взаимосвязанными с техническими средствами и сооружениями, предназначенными для обеспечения транспортирования, хранения, приведения и содержания в готовности, технического обслуживания, подготовки, пуска и контроля полета ракет космического назначения на участке выведения.

КС представляет собой совокупность согласованно действующих и взаимосвязанных технических средств космического комплекса и наземного специального комплекса (аппаратура приёма и передачи информации), предназначенную для решения целевых задач. В состав КС могут входить несколько КК.

Наземный специальный комплекс (НСК) – специальный комплекс КС, технические средства которого размещаются на поверхности Земли в стационарных сооружениях или на мобильных средствах, предназначенный для обеспечения заказчика и его потребителей целевой информацией, проведения её обработки с целью дешифрования и интерпретации.

НКУ – совокупность технических средств и сооружений, предназначенных для управления функционированием орбитальных средств с момента их выведения на орбиту.

Центр управления полетами (ЦУП) – учреждение, обеспечивающее практическое управление полётами космических аппаратов разных классов.

РН – техническое устройство, предназначенное для выведения полезного груза на заданную траекторию или орбиту.

Ракета космического назначения (РКН) – совокупность РН с космической головной частью.

Разгонный блок (РБ) – средство довыведения космического аппарата, предназначенное для перемещения выводимых полезных грузов с опорной орбиты на целевую орбиту или направления их на отлётные и межпланетные траектории.

КА – техническое устройство, используемое для выполнения разнообразных задач в космическом пространстве, а также проведения исследовательских и иного рода работ на поверхности небесных тел.

Рабочая орбита – орбита, на которой КА осуществляет целевое функционирование.

2.2.2 Состав космического комплекса

Космический комплекс представляет собой совокупность функционально взаимосвязанных орбитальных и наземных технических средств, предназначенных для решения задач в космосе и из космоса в составе КС или орбитальной группировки (ОГ).

Под КС понимается совокупность одного или нескольких КК, предназначенных для решения определенных функциональных задач, таких как ДЗЗ, связи, навигационных, научно-исследовательских, обеспечивающих (разгонные блоки) и других.

Любой КК включает в себя технические средства, которые условно можно разделить на две группы [1]:

- средства, обеспечивающие создание, наращивание, функционирование (управление) и восполнение орбитальной группировки КА;

- технические средства непосредственного потребителя космической информации, объединенные термином «специальный комплекс» (СПК) космической системы.

КК обеспечивает возможность эксплуатации ракетно-космических средств на следующих этапах его функционирования [1]:

- подготовки к запуску РКН, КА (одного или нескольких), РБ (при необходимости);

- вывод с помощью РКН полезной нагрузки, включая КА и РБ, при необходимости, на опорную орбиту (ОО) (или орбиту выведения);

- перевод на рабочую орбиту средствами КА или разгонного блока, при необходимости;

- обеспечение целевого орбитального функционирования КА средствами его КК, а разгонного блока средствами КК РБ, при необходимости;

- поддержание орбитальной группировки КА в требуемом составе;

- обнаружение и обслуживание возвращаемых с орбиты спускаемых элементов КА, а также отделяемых частей РН;

- завершение орбитальной эксплуатации КА или РБ.

Как правило, КК любого назначения должен включать следующие технические средства [1]:

- РКК в составе:

- а) РКН, включающей следующие составные части:

- 1) РН;

- 2) космическая головная часть (КГЧ);

- б) технический комплекс (ТК) РКН;

- в) ТК КА и КГЧ;

- г) ТК РБ;

- д) комплект оборудования для транспортировки РКН и ее составных частей (как правило, входят функционально);

- НКУ КА (определяется по числу типов КА), входящих в КС.

- посадочный комплекс и поисково-спасательные силы и средства (входят, как правило, функционально), необходимость в которых определяется в зависимости от требований и необходимости обеспечения доставки данных или результатов научных экспериментов на Землю.

КГЧ содержит:

- полезную нагрузку (ПН), которая включает КА (один или несколько, одного или различного типов) или другое орбитальное средство;

– РБ (при необходимости) с адаптером для установки КА (одного или нескольких);

– сборочно-защитный блок (совокупность технических устройств, предназначенных для механической и функциональной связи КА с РКН, стыковки составных частей КГЧ между собой, а также для защиты ПН от набегающего потока воздуха на атмосферном участке полета РКН), который состоит из головного обтекателя (ГО), адаптера ПН и переходного отсека (при необходимости).

В зависимости от типа решаемых средствами КА функциональных задач, состав привлекаемых технических средств в рамках КК может быть расширен. На рис. 2.1 приведена типовая структура КК.

В состав каждого КК входит, как правило, свой РКК, обеспечивающий выведение ПН на орбиту выведения.



Рис. 2.1 – Типовая структура КК [1]

Изготовление КА, РБ и РН, а также других компонентов, входящих в КК, начинается на заводе-изготовителе и предприятиях кооперации, занимающихся разработкой и изготовлением компонентов КК. Все вновь разработанные компоненты КК проходят этап заводских испытаний и доставляются в эксплуатирующую организацию (космодром) определенным видом транспорта.

На космодроме КА, РБ и РН устанавливаются в соответствующих ТК, расположенных в здании монтажно-испытательного комплекса (МИК).

2.2.3 Сквозной график и план-график создания

Разработка генерального графика – необходимый элемент для организации создания изделия или комплекса в требуемые сроки.

Различают генеральный (сквозной) график, содержащий укрупненные работы по созданию комплекса и план-график (сетевой график), содержащий полный перечень работ.

Генеральный график (ГГ) и план-график (ПГ) создания комплекса предназначены для организации, координации и контроля выполнения работ всей кооперацией исполнителей по данному комплексу. ГГ и ПГ создания комплекса, как правило, представляет собой комплексную сетевую модель и содержит перечень укрупнённых работ на всех этапах создания комплекса и его частей, а также работ по подготовке проектов рабочих документов сквозного планирования с указанием номенклатуры работ, сроков выполнения и их исполнителей.

ГГ разрабатывает головная организация по созданию комплекса. Кроме него, каждая организация, входящая в кооперацию, включая и головную организацию, разрабатывают ПГ проведения собственных работ. Он взаимоувязан по номенклатуре, срокам, порядку проведения работ и исполнителям с ГГ и содержит исчерпывающий перечень конкретных работ.

В состав ГГ и ПГ также должны быть включены основные события по организации и осуществлению предусматриваемого

строительства, создания, реконструкции или дооборудования наземных объектов, стендов и других сооружений.

ГГ и ПГ создания комплекса разрабатывается в несколько этапов: на этапе аванпроекта разрабатывается предварительный, на этапе эскизного проекта – уточненный. Данный график разрабатывает головная организация совместно с организациями-соисполнителями.

Работы, включённые в предварительный и уточнённый ГГ создания комплекса, и планы-графики создания изделий комплекса, могут быть детализированы и конкретизированы в следующих рабочих документах:

- на этапах аванпроекта и эскизного проекта – в соответствующих планах-графиках разработки аванпроекта и эскизного проекта;

- на последующих этапах – в планах-графиках по разработке, экспериментальной отработке и изготовлению опытных изделий комплекса; в планах капитального строительства, создания, реконструкции или дооборудования наземных объектов, стендов, сооружений в обеспечение создания комплекса (или изделий комплекса).

Головные организации – разработчики основных изделий комплекса в сроки, установленные планом-графиком разработки эскизного проекта, представляют головной организации проекты планов-графиков по разработке, экспериментальной отработке и изготовлению соответствующих изделий комплекса для разработки ГГ на комплекс в целом.

Указанные графики, а также другие планы, включая планы капитального строительства, создания, реконструкции или дооборудования наземных объектов, стендов, сооружений в обеспечение создания комплекса (или изделий комплекса) согласовывают с организацией, выдавшей ТЗ, и другими заинтересованными организациями (в том числе головными проектными организациями) и утверждают в том же порядке, что и ГГ создания комплекса.

На рис. 2.2 и 2.3 представлены фрагменты ГГ, а на рис. 2.4 – фрагмент ПГ создания МКА типа «Аист-2».

№ п/п	Исполн.	Содержание работ	Срок	2013				2014				2015				2016			
				1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4
1	1100, 1200, 1300, 1400, 1500, 1550, 1600, 1700	Разработать материалы ЭП	18.10.13	Вып.				18.10.13											
2	1060, 1103	Проведение НТС по вопросу создания КК на основе ОТ МКА	21.01.14					НТС				21.01.14							
3	1103	Выпустить основные положения	11.09.13	Вып.				11.09.13											
4	1107, 1303, 1404, 1405, 1501, 1551	Выдача ИД в ТЗ на ККС (1501 - АБ, БС и БАКУР, 1551-тепловой расчёт, 1404 - СУД, 1107 - АФУ РЛК и БА РЛЦИ (из КОЭЦА), 1303 - АФУ (и БСКУ), 1405 - БСКУ)	30.01.14	ИД в ТЗ на ККС				30.01.14											
5	1103	Выпустить ТЗ на ККС с УСП (МГП)	30.01.14					ТЗ на ККС				30.01.14							
6	1551	Выпустить конструктивное оформление СОТР	30.01.14	констр.оформление СОТР				30.01.14											
7	1103	Выпустить ТЗ на СЭП, СОТР	27.11.13	ТЗ на СЭП, СОТР				27.11.13											
8	1103	Согласовать со СГАУ тех.требования на НА (ДСМ-01, ДЧ-01, МЕТЕОР-М, КМУ-1, Контакт, КЭА)	30.11.13	ТТ на НА				30.11.13											
9	1404, 1405, 1501	Выпустить ТЗ на БА (1405 - БСКУ, 1501 - АБ, БАКУР, 1404 - СУД (МПК, ВОГ, ММ), ПОЗ - 28.02.14)	30.01.14	ТЗ на БА				30.01.14											
10	1405	Выпустить ТЗ на АФУ БСКУ (НИЛАКТ ДОСААФ)	20.12.13	ТЗ на АФУ				20.12.13											
11	1303	Выпустить КД на АФУ БСКУ (ПМ КДИ - 30.05.14)	28.02.14	КД на АФУ				28.02.14											
12	1508	Запустить ГЧ и ГМ на БАКУР	30.01.14	ГЧ БАКУР				30.01.14											
13	1510	Запустить эл.схему БАКУР	20.02.14	эл. сх. БАКУР				20.02.14											
14	1508, 1510	Выпустить КД, ПМ КДИ, ТУ на прибор БАКУР	30.03.14	КД на БАКУР				30.03.14											
15	1103, 1105, 1107, 1070, 1404, 1405, 1501, 1704	Согласовать КПЭО систем смежных предприятий	30.03.14	КПЭО систем				30.03.14											
16	1037	Выпустить КПЭО	30.04.14	КПЭО				30.04.14											

Рис. 2.2 – Фрагмент ГГ создания МКА типа «Аист-2»

№ п/п	Исполн.	Содержание работ	Срок	2013				2014				2015				2016			
				1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4
17	1103, 1132, 1154, 1205, 1405, 1552, 1501, 1699	Выпустить ТЗ и СГ на ЭО	10.06.14								ТЗ и СГ на ЭО								
18	1103, 1107, 1404, 1405, 1105 (1401, 1406)	Выпустить МЛУ	28.02.14								МЛУ								
19	1103, 1105, 1107, 1404, 1501, 1551	Выпустить ИД на ТМ-контролю, выдать в отдел 1304 (1107, 1404-5.11.13, 1501-30.11.13, 1551-30.01.14)	28.02.14								ИД по ТМ								
20	1103, 1105, 1107, 1404, 1405, 1501, 1699	Выпустить ТСП, выдать в отдел 1405 (1103-30.03.14, 1105-30.04.14). Отделу 1405 получить ТСП БСКУ от НИЛАКТ ДОСААФ	28.02.14								ТСП								
21	1304, 1501, 1552	Выпустить эл.схемы: 1501 - Э3-30, Э6-30, 1552 - Э3-24, Э6-24, 1304-Э4-41	28.02.14								эл. схемы								
22	1405	Выпустить эл. схемы Э3-10, Э6-10	15.04.14								Э3-10, Э6-10								
23		<u>Целевая аппаратура</u>	15.08.14								целевая аппаратура								
24	1105 (1107)	Выпустить ТЗ на КОЭЦА	20.12.13								ТЗ на КОЭЦА								
25	1107	Выпустить ТЗ на РЛК	10.02.14								ТЗ на РЛК								
26	1105	Выпустить ТЗ на ОЗА-ВД "Аврора"	25.01.14								ТЗ на ОЗА-ВД								
27	1104 (1105)	Согласовать (получить от ОАО "КМЗ"-25.11.13) ТТ на КЧ ОЗА-ВД "Аврора"	25.01.14								ТТ на КЧ ОЗА-ВД								
28	1201	Выпустить КД на КЧ ОЗА-ВД "Аврора"	10.02.14								КД на КЧ ОЗА-ВД								
29	2952	Заключить договор на изготовление и поставку КЧ ОЗА-ВД "Аврора"	30.04.14								договор на КЧ ОЗА-ВД								
30	2952	Поставить КЧ ОЗА-ВД комплекты на ГМЦТМ, на опытно-технологический - 30.07.14	30.06.14								КЧ ОЗА-ВД								
31	1201	Проведение вх.контроля КЧ ОЗА -ВД "Аврора". Отправить КЧ на ОАО "КМЗ" для ГМЦТМ и опытно-технологической	15.08.14								отправка КЧ на КМЗ								
32		<u>Устройство отделения</u>	15.10.14								УО								
33	1699	Разработать и согласовать ТЗ на УО (в т.ч.ТЗ на пирозамок - 15.03.14)	15.02.14								ТЗ на УО								

Рис. 2.3 – Фрагмент ГГ создания МКА типа «Аист-2»

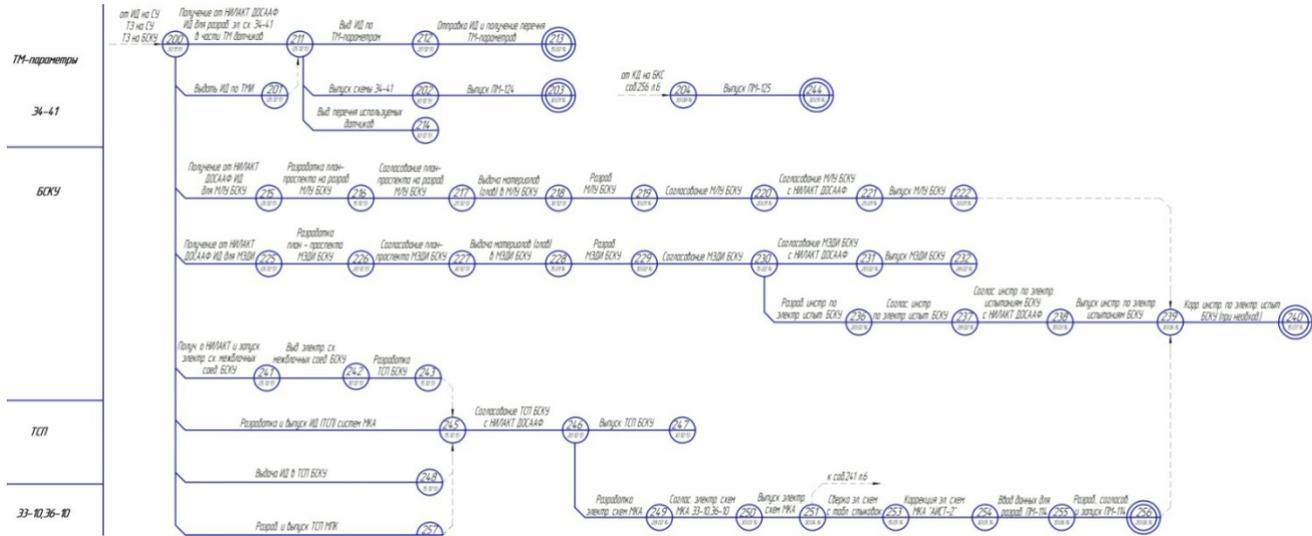


Рис. 2.4 – Фрагмент плана-графика создания МКА типа «Аист-2»

2.3 Модели физические

Физическая модель – объект, отражающий свойства, характеристики и связи моделируемого объекта (объекта-оригинала). В идеальном случае модель отражает только главные свойства объекта моделирования и не отражает второстепенные. Однако физическая модель как самостоятельный объект может иметь и свои собственные свойства, которые отличны от свойств моделируемого объекта.

Главное назначение физической модели состоит в упрощении получения информации о свойствах объекта-оригинала для решения конкретных практических задач. Как правило, физическая модель имеет отличия от объекта-оригинала, например, в части используемого материала, механических свойств, полноте составных элементов, и проч., что дает ему определенные преимущества и наполняет смыслом ее создание. Физическую модель возможно изготовить в сравнительно меньшие сроки, она дешевле объекта-оригинала. Полное соответствие модели оригиналу целесообразно, поскольку в этом случае теряются все преимущества моделей, так как мы фактически получим второй экземпляр объекта-оригинала с ненужным для изучения набором свойств.

При создании РКТ приходится создавать множество различных физических моделей, включая:

- макеты изделий, узлов, механизмов, приборов и других составных частей изделий для анализа и принятия организационно-технических решений;
- экспериментальные (лабораторные) образцы изделий, узлов, механизмов, приборов и других составных частей изделий для проведения натурных испытаний.

Понятие физической модели включает в себя следующие основные компоненты: объект-оригинал, решаемую задачу, характер отражаемых свойств объекта-оригинала, способ построения и способ реализации модели. При этом решаемая задача является одним

из главных элементов, определяющим характер создаваемой модели. Именно решаемая задача определяет выбор существенных свойств моделируемого объекта, вид и способ построения физической модели.

Физическое моделирование – это метод исследований на моделях, которые имеют одинаковую с оригиналом физическую природу и воспроизводят весь комплекс свойств изучаемых явлений [2]. Научной основой физического моделирования является теория подобия. Метод физического моделирования до недавнего времени находил широкое применение в аэро- и гидродинамике, кораблестроении, мостостроении, в химической технологии и т.д.

Этот метод позволяет получить необходимый опытный материал, объяснить механизм изучаемых явлений. Кроме того, к преимуществам метода физического моделирования следует отнести полную воспроизводимость процесса, наглядность изучения явлений, не поддающихся математическому описанию.

Наряду с достоинствами, метод физического моделирования имеет и существенные недостатки [2]:

- при исследовании каждого нового процесса необходимо создать новую модель;
- изменение параметров моделируемого объекта связано с трудностями переработки модели;
- дороговизна моделей сложных объектов.

При создании изделий РКТ рассматривается вопрос о проведении следующих видов испытаний:

- макетно-конструкторские испытания;
- статические испытания;
- вибрационные испытания;
- акустические, ударные и ресурсные испытания;
- термочностные, криогенно-статические и комплексные прочностные испытания;

- тепловакуумные, климатические, светотехнические, пневмогидравлические испытания и испытания на герметичность;
- электрические испытания;
- и др.

Каждый вид может содержать в себе несколько отдельных подвидов, направленных на решение своих экспериментальных задач. К примеру, электрические испытания КА содержат следующие подвиды испытаний:

- электрорадиотехнические испытания;
- испытания КА на электромагнитную совместимость;
- испытания на электростатический разряд.

Для каждого вида испытаний создается макет исследуемого изделия, характеристики которого соответствуют задачам испытаний.

В некоторых случаях испытания по нескольким видам испытаний могут проводиться на одном макете. Такое решение может быть принято в целях экономии затрат.

В некоторых случаях, когда для исследуемого изделия, условий функционирования и других факторов можно создать информационную модель, натурные испытания заменяют на имитационное моделирование.

2.4 Модели математические

2.4.1 Основные определения

Математическая модель (ММ) – это приближённое описание какого-либо объекта (системы, процесса, действия, явления), выраженное математическими символами и соотношениями и устанавливающими связь между параметрами, характеризующими сам объект.

ММ представляют собой ту или иную степень идеализации изучаемого объекта или системы. Они позволяют изучать систему

и получать информацию о ее параметрах, в том числе изменяющихся с течением времени. Также математическая модель предназначена для прогнозирования поведения реального объекта.

Для описания функционирования РКТ используется огромное количество ММ. Ниже приведен далеко не полный перечень ММ функционирования КА ДЗЗ:

- модель плотности верхней атмосферы;
- модель солнечной активности;
- модель магнитного поля Земли;
- модель радиационного фона;
- модель невозмущенного движения КА;
- модель возмущающих сил;
- модель движения Земли;
- модель движения КА вокруг центра масс;
- модель светотеневой обстановки на орбите;
- модель коррекции параметров орбиты;
- модель энергобаланса на борту КА;
- модель переключений солнечных батарей КА;
- модель теплового баланса;
- модель обеспечения радиосвязи с НКУ;
- модель накопления и передачи целевой информации;
- модель деградации поверхностей КА;
- модель накопления и сброса телеметрической информации;
- модель сброса кинетического момента;
- и др.

Изделия РКТ на протяжении всего жизненного цикла, находясь в той или иной схеме функционирования, находятся в состоянии воздействия большого количества внешних факторов, каждый из которых может быть описан своей ММ. При этом многими факторами невозможно пренебречь в силу значимости их влияния. Поэтому существует множество проектных задач, для решения

которых используется совокупность ММ. Решение таких задач требует составления взаимоувязанных ММ.

К примеру, ММ коррекции низкой, эволюционирующей под действием верхней атмосферы Земли, орбиты КА с помощью электрореактивной двигательной установки (ЭРДУ) с учетом массово-геометрической и энергетической модели КА, а также с учетом коррекции только плоскостных элементов орбиты, таких как большая полуось орбиты КА (A), эксцентриситет (e) и фазовый угол (Δu), будет содержать следующую систему уравнений [3]:

$$\int_0^{T_{\text{сум}}} \sigma_{\text{КА}} \cdot \rho(t) \cdot V^2(t) \cdot dt \leq \int_0^{T_{\text{сум}}} \frac{F_T}{M_{\text{КА}}} \cdot \alpha_{\text{ЭРДУ}}(t) \cdot dt,$$

$$M_{\text{КА}} = M_{\text{БК}} + M_{\text{ЭВ}} + \frac{1}{1 - \alpha_K} \left(\gamma_{\text{Д}} \sqrt{\frac{2 \cdot N_{\text{ЭРДУ}} \cdot M_{\text{ПТ}}}{T_M}} \cdot \eta_T \cdot \eta_{\text{ПЭ}} + (1 + k_{\text{СИХ}}) \cdot M_{\text{ПТ}} \right),$$

$$M_{\text{ЭВ}} = S_{\text{СБ}} \cdot M_{\text{юд.СБ}} + \frac{N_{\text{ср.сум}} \cdot \text{час}}{E_{\text{юд.АБ}}} + \delta M_{\text{АК}}, \quad \sigma_{\text{КА}} = \frac{1}{T} \int_0^T \sigma(t) dt,$$

$$N_{\text{ср.сум}} = \frac{\sum_{i=1}^n N_i \cdot t_i}{T_{\text{СУТ}}} + \frac{\sum_{k=1}^m \alpha_{\text{ЭРДУ}}(t_k) \cdot N_{\text{ЭРДУ}}}{T_{\text{СУТ}}},$$

$$N_{\text{ср.сум}} = N_{\text{юд.СБ}}^S \cdot S_{\text{СБ}} \cdot \cos \alpha_{\text{ср}},$$

$$F_T = \frac{2 \cdot N_{\text{ЭРДУ}}}{c} \cdot \eta_T \cdot \eta_{\text{ПЭ}},$$

$$\frac{dA}{dt} = \frac{4a_K}{\pi} \sqrt{\frac{A^3}{\mu}} \left(\xi + \frac{\alpha - \pi}{2} \right) - 2\sigma_{\text{КА}} \rho(t) \sqrt{\mu A},$$

$$\frac{de}{dt} = \frac{a_K}{\pi} \sqrt{\frac{A}{\mu}} \left[-3e \left(\xi + \frac{\alpha - \pi}{2} \right) + 4 \sin \left(\xi + \frac{\alpha}{2} \right) \cos \frac{\alpha}{2} \cos \eta - \frac{e}{2} \sin 2 \left(\xi + \frac{\alpha}{2} \right) \cos \alpha \cos 2\eta \right] - 2e \sigma_{\text{КА}} \rho(t) \sqrt{\frac{\mu}{A}}$$

$$\frac{d\Delta u}{dt} = \sqrt{\mu} (A^{-1.5} - A_K^{-1.5}),$$

$$\rho(t) = K_0(t) \cdot K_1(t) \cdot K_2(t) \cdot K_3(t) \cdot a_0 \cdot \exp \left[a_1 - a_2 \cdot ((r - 6371) - a_3)^2 \right],$$

$$\rho(t) \in [p_{\min}(t), p_{\max}(t)],$$

где $\sigma_{КА}$ – средний баллистический коэффициент КА; $\rho(t)$ – плотность атмосферы; V – скорость КА относительно атмосферы; F_T – сила тяги от ЭРДУ; $M_{КА}$ – масса КА; $\alpha_{ЭРДУ}(t)$ – относительное время работы ЭРДУ на витке ($\alpha_{ЭРДУ}(t) = T_M / T$); T – заданный интервал времени; T_M – моторное время работы ЭРДУ, которое определяется динамикой движения КА; c – эффективная скорость истечения рабочего тела (ксенона); η_T – тяговый КПД ЭРД; $\eta_{ПЭ}$ – КПД преобразователя энергии; $M_{БС}$ – масса всех бортовых систем КА (исключая систему энергопитания); $N_{ЭУ}$ – масса энергоустановки, состоящая из источника и преобразователя энергии; $N_{ЭРДУ}$ – масса ЭРДУ; $N_{ср.сут.БА}$ – среднесуточная мощность, потребляемая бортовой аппаратурой (БА); $N_{ср.сут.ЭРДУ}$ – среднесуточная мощность, потребляемая ЭРДУ; N_i – номинальная мощность потребления i -й БА при включении; t_i – время работы i -й БА; $T_{сут}$ – продолжительность одних рабочих суток КА; $N_{ЭРДУ}$ – номинальная мощность, потребляемая ЭРДУ при включении.

Математическим моделированием называют как саму деятельность, так и совокупность принятых приёмов и техник построения и изучения ММ. При создании РКТ широко применяется математическое моделирование, в основе которого лежит математический аппарат. При этом объект исследования заменяется его математической моделью и затем изучается. Связь ММ с реальностью осуществляется с помощью цепочки эмпирических законов, гипотез, идеализаций и упрощений.

Пример составления ММ представлен в подразделе 4.1.1 где описано составление R-функций для элементов конструкции РКТ.

2.4.2 Основные этапы математического моделирования

Существует разные подходы к решению проблем математического моделирования технических устройств и процессов. Один из них [4] описывается схемой (рис. 2.5), определяющей последова-

тельность проведения отдельных этапов общей процедуры вычислительного эксперимента. Исходной позицией этой схемы служит технический объект (ТО), под которым понимается конкретное техническое устройство, агрегат или узел, система устройств, технологический процесс, физическое явление или отдельную ситуацию в какой-либо системе или устройстве.

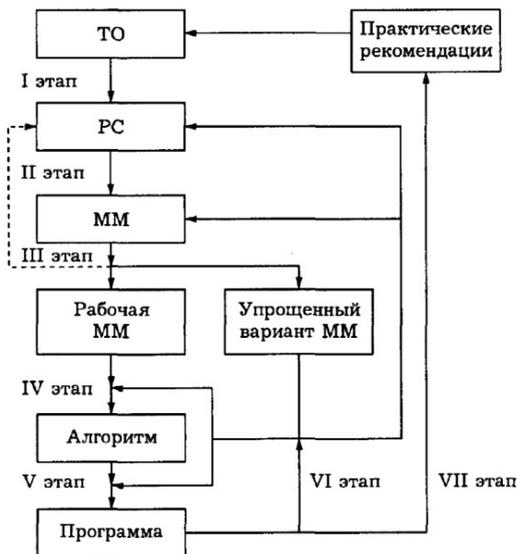


Рис. 2.5 – Схема математического моделирования технических устройств и процессов

На первом этапе осуществляют неформальный переход от рассматриваемого (разрабатываемого или существующего) ТО к его расчетной схеме (РС) [4]. При этом, в зависимости от направленности вычислительного эксперимента и его конечной цели, выделяют те свойства, условия работы и особенности ТО, которые вместе с характеризующими их параметрами должны найти отражение в РС, и, наоборот, аргументируют допущения и упрощения, позволяющие не учитывать в РС те качества ТО, влияние которых предполагают в рассматриваемом случае несущественным. Иногда

под РС подразумевают содержательную модель ТО, а в некоторых случаях – концептуальную модель.

В сложившихся инженерных дисциплинах (например, в сопротивлении материалов, электротехнике и электронике) помимо описательной (вербальной) информации для характеристики РС разработаны специальные приемы и символы наглядного графического изображения.

При разработке новых ТО успешное проведение первого этапа в значительной мере зависит от полноты и правильности учета в РС свойств ТО, существенных с точки зрения поставленной цели исследования, являются основной предпосылкой получения в дальнейшем достоверных результатов математического моделирования. И наоборот, сильная идеализация ТО ради получения простой РС может обесценить все последующие этапы исследования.

Содержание второго этапа состоит, по существу, в формальном, математическом описании РС [4]. Это описание в виде ММ. Для некоторых типовых РС существуют банки ММ, что упрощает проведение второго этапа. Более того, одна и та же ММ может соответствовать РС из различных предметных областей. Однако при разработке новых ТО часто не удается ограничиться применением типовых РС и отвечающих им уже построенных ММ.

На третьем этапе проводят качественный и оценочный количественный анализ построенной ММ [4]. При этом могут быть выявлены противоречия, ликвидация которых потребует уточнения или пересмотра РС (пунктирная линия на рис. 2.5). Количественные оценки могут дать основания упростить модель, исключив из рассмотрения некоторые параметры, соотношения или их отдельные составляющие, несмотря на то, что влияние описываемых ими факторов учтено в РС. В большинстве случаев, принимая дополнительные по отношению к РС допущения, полезно построить такой упрощенный вариант ММ, который позволял бы получить или привлечь известное точное решение. Это решение затем можно

использовать для сравнения при тестировании результатов на последующих этапах. Нередко для одного и того же ТО удается построить несколько ММ, отличающихся различным уровнем упрощения, т.е. иерархию ММ, что в данном случае означает упорядочение ММ по признакам их сложности и полноты.

Построение иерархии ММ связано с различной детализацией свойств изучаемого ТО. Сравнение результатов исследования различных ММ может существенно расширить и обогатить знания об этом ТО. Кроме того, такое сравнение позволит оценить достоверность результатов последующего вычислительного эксперимента: если более простая ММ правильно отражает некоторые свойства ТО, то результаты исследования этих свойств должны быть близки к результатам, полученным при использовании более полной и сложной ММ.

Итог анализа на рассматриваемом этапе – это обоснованный выбор рабочей ММ ТО, которая подлежит в дальнейшем детальному количественному анализу. Успех в проведении третьего этапа зависит, как правило, от глубины понимания связи отдельных составляющих ММ со свойствами ТО, нашедшими отражение в его РС.

Четвертый этап состоит в обоснованном выборе метода количественного анализа ММ, в разработке эффективного алгоритма вычислительного эксперимента, а пятый этап – в создании работоспособной программы, реализующей этот алгоритм средствами вычислительной техники [4].

Получаемые на шестом этапе (в итоге работы программы) результаты вычислений должны, прежде всего, пройти тестирование путем сопоставления с данными количественного анализа упрощенного варианта ММ рассматриваемого ТО. Тестирование может выявить недочеты как в программе, так и в алгоритме и потребовать доработки программы или же модификации и алгоритма, и

программы. Анализ результатов вычислений и их инженерная интерпретация могут вызвать необходимость в корректировке РС и соответствующей ММ. После устранения всех выявленных недостатков триаду «модель – алгоритм – программа» можно использовать в качестве рабочего инструмента для проведения вычислительного эксперимента и выработки на основе получаемой количественной информации практических рекомендаций, направленных на совершенствование ТО, что составляет содержание седьмого, завершающего «технологический цикл» этапа математического моделирования.

Представленная последовательность этапов носит общий и универсальный характер, хотя в некоторых конкретных случаях она может несколько видоизменяться. Если при разработке ТО можно использовать типовые РС и ММ, то отпадает необходимость в выполнении ряда этапов, а при наличии и соответствующего программного комплекса процесс вычислительного эксперимента становится в значительной степени автоматизированным. Однако математическое моделирование ТО, не имеющих близких прототипов, как правило, связано с проведением всех описанных этапов.

Пример математического моделирования приведен в подразделе 3.4, в котором описаны алгоритмы определения массовых характеристик ракет-носителей, а также в подразделе 3.5, описывающем алгоритм расчета форм и частот балок с переменными по длине жесткостными и массовыми характеристиками.

2.5 Модели компьютерные

2.5.1 Основные положения

Компьютерная модель (КМ) предназначена для проведения экспериментов на вычислительной машине. Она имеет две составляющие – программную и аппаратную, где программная состав-

ляющая выполняется процессором компьютера и отображает свойства объекта моделирования.

Главной особенностью КМ является относительная простота их создания и модификации. Изменениям при этом подвергается только сама программа, а аппаратная составляющая остается неизменной.

Если же добавить практически функциональную и структурную сложность КМ, а также высокую точность вычисления результатов, то становится ясно, почему в настоящее время данный вид моделирования широко распространен, а математическое моделирование почти всегда связывают с компьютерным моделированием.

В настоящее время работы по анализу конструкций РКТ, структурному синтезу и по параметрическому синтезу этих конструкций выполняются в среде автоматизированных программных комплексов.

Системы автоматизации геометрического моделирования позволяют решать:

- задачи автоматизации эскизирования;
- задачи компоновки;
- задачи автоматизации изготовления конструкторской документации;
- задачи формирования исходных данных для создания численных моделей различных аспектов функционирования изделий.

Параметризация геометрических моделей позволяет облегчить рассмотрение вариантов выбранной схемы изделия.

Применение современных систем проектирования не просто повышает производительность труда инженера, но и организует и упорядочивает всю работу над проектом. На базе традиционных систем автоматизации геометрического моделирования (CAD-систем) в настоящее время созданы системы автоматизации работ

на всех этапах жизненного цикла изделия (PDM системы). К таким системам относятся системы CATIA, SolidWorks. Одной из наиболее развитых систем является система Pro Engineer. Пример геометрической модели малого КА в этой системе показан на рис. 2.6.

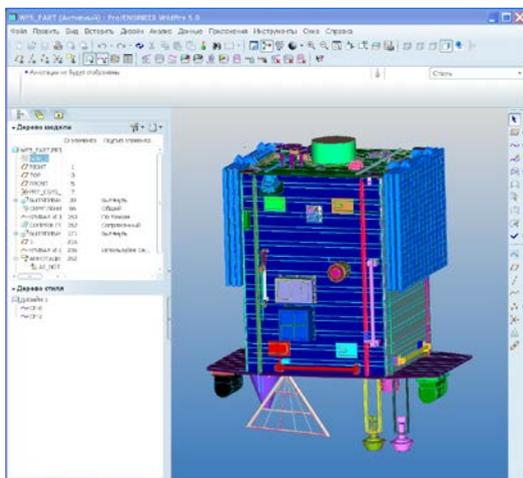


Рис. 2.6 – Геометрическая модель КА в системе Pro Engineer

Эти системы позволяют использовать преимущества построения электронной базы данных по изделию. Среди этих преимуществ можно отметить меры по упорядочиванию данных, такие как полнота и отсутствие дублирования информации, возможность использования созданных ранее структур данных по изделию, унификация форматов данных и форматирования отчетной документации. Автоматизируется передача данных между используемыми на предприятии системами. Например, на рис. 2.7 показана геометрическая модель (а) панели КА и построенная на ее основе конечно-элементная расчетная модель (б). Повышается эффективность работы проектировщиков посредством фильтрации информации, обеспечения коммуникации между сотрудниками с использованием сети, автоматизация документооборота и др.

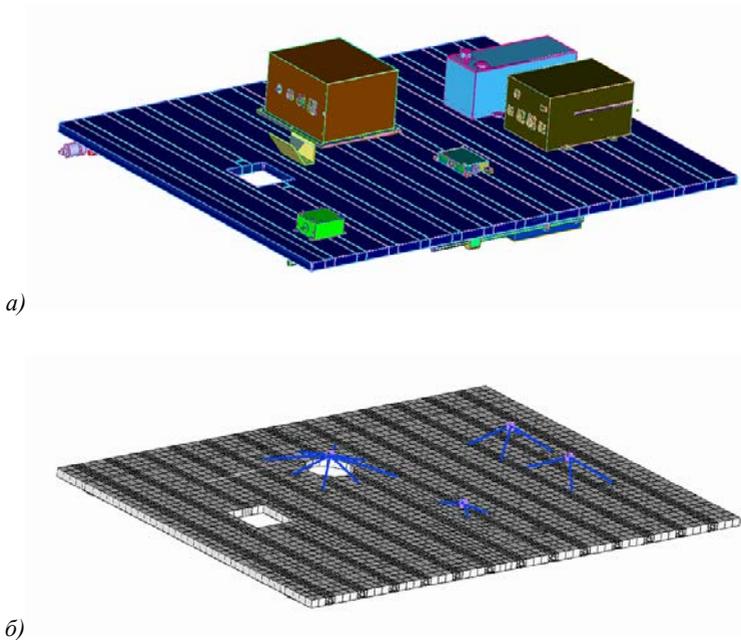


Рис. 2.7 – Преобразование геометрической модели панели КА с оборудованием (а) в конечно-элементную расчетную модель (б)

2.5.2 Конечно-элементное моделирование

Решение задач инженерного анализа в настоящее время проводится посредством таких методов численного моделирования как метод конечных элементов, метод конечных разностей и др. Указанные методы реализованы в таких программных комплексах, как MSC.Nastran, Ansys, Abaqus, и многих других, позволяющих решать большинство задач, возникающих при разработке РКТ, а именно:

- линейная статика и начальная устойчивость (силовая работа конструкций с постоянной жесткостью при постоянной нагрузке, например оболочка головного обтекателя РН);

– линейная динамика: собственные колебания (определение динамических характеристик конструкции и сравнение с частотными испытаниями), вынужденные колебания (моделирование вибраций), переходный процесс (исследование отклика на негармоническое динамическое возбуждение);

– нелинейная статика (моделирование силовой работы наддувочных топливных баков РН или потери устойчивости стрингерных отсеков);

– нелинейная динамика (моделирование сброса головного обтекателя РН);

– аэродинамика (определение аэродинамических нагрузок);

– установившаяся теплопередача (тепловой баланс КА во время орбитального полета);

– тепловой переходный процесс (исследование эффективности системы терморегулирования при включении/выключении бортового оборудования КА);

– быстро протекающие динамические процессы (исследование аварийных ситуаций);

– и др.

На разных этапах разработки используются различные численные модели. На этапе проектирования используются модели, реализующие только принципы функционирования, заложенные в схеме изделия. Эти модели изделия содержат лишь упрощенные модели основных элементов конструкции. На этапе конструирования используются подробные модели, отражающие особенности конструкторской проработки. На этапе натурных испытаний для их предварительного моделирования используются модели изделия в испытательном стенде.

На рис. 2.8 и 2.9 показаны примеры конечно-элементных моделей (КЭМ) изделий РКТ.

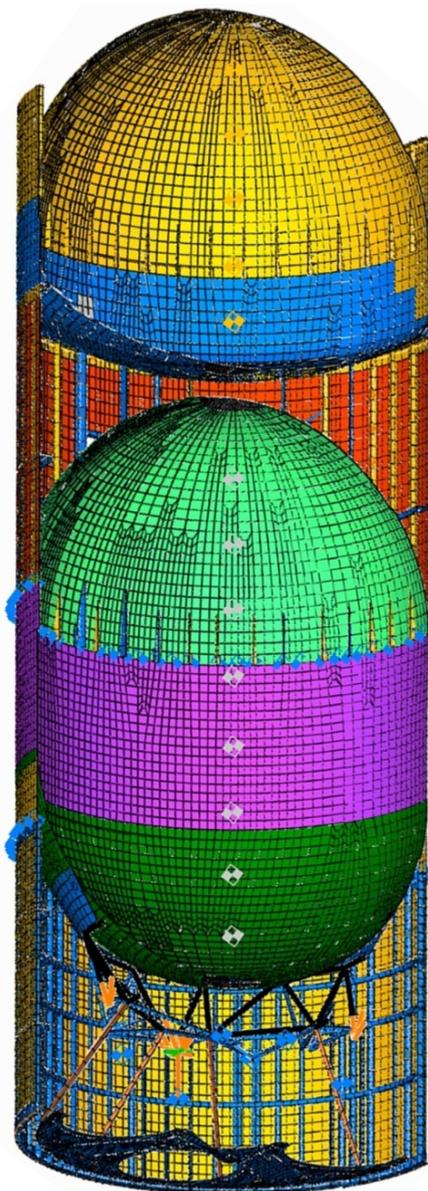


Рис. 2.8 – Проектировочная КЭМ блока И РН «Союз 2» в разрезе

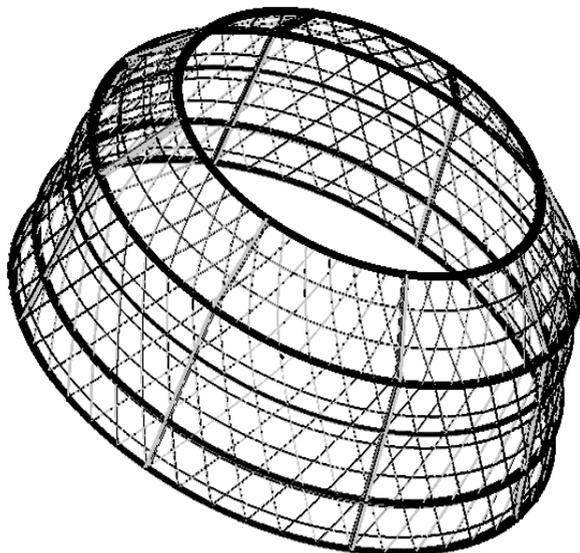


Рис. 2.9 – Решетчатая композитная несущая конструкция разгонного блока РН

2.5.3 Имитационное моделирование

Имитационное моделирование (ИМ) применяется при создании РКТ весьма широко и представляет собой средства автоматизации проектирования. Как правило, ИМ основано на применении разработанного уникального программного обеспечения, задача которого оценить значения проектных параметров или критерия эффективности.

К примеру, оценить оптимальность выбранных параметров внешних устройств КА с учетом затенения возможно с использованием ИМ. Для этого разработан программный комплекс, позволяющий создавать упрощенные 3D-модели КА и выбирать расположение на них внешних устройств. Для любой трехмерной моде-

ли может быть запущена имитация полёта по указанной орбите (рис. 2.10). В ходе имитации в каждый момент времени оценивается степень затенения внешних устройств, находящихся в составе 3D-модели КА. При этом также учитывается факт затенения одного внешнего устройства другим.

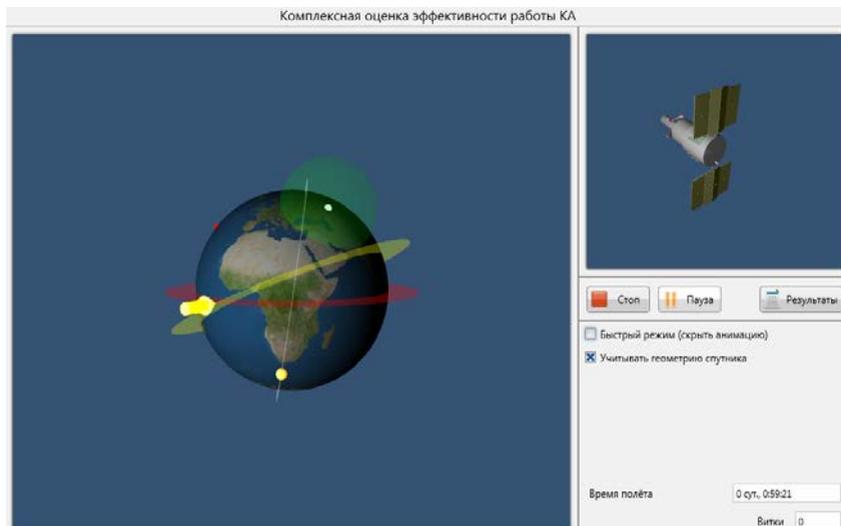


Рис. 2.10 – Имитация полёта КА

В результате, по каждому внешнему устройству рассчитываются значения параметров, определяющих эффективность работы этого внешнего устройства с учетом затенения. Например, для панелей СБ это средний косинус угла наклона к солнечному свету, а для антенн – относительное время видимости с наземного пункта приёма информации или со спутника-ретранслятора.

Программное обеспечение предоставляет результаты имитации в виде графиков по виткам и суткам для каждого внешнего устройства, входящего в состав КА (рис. 2.11).

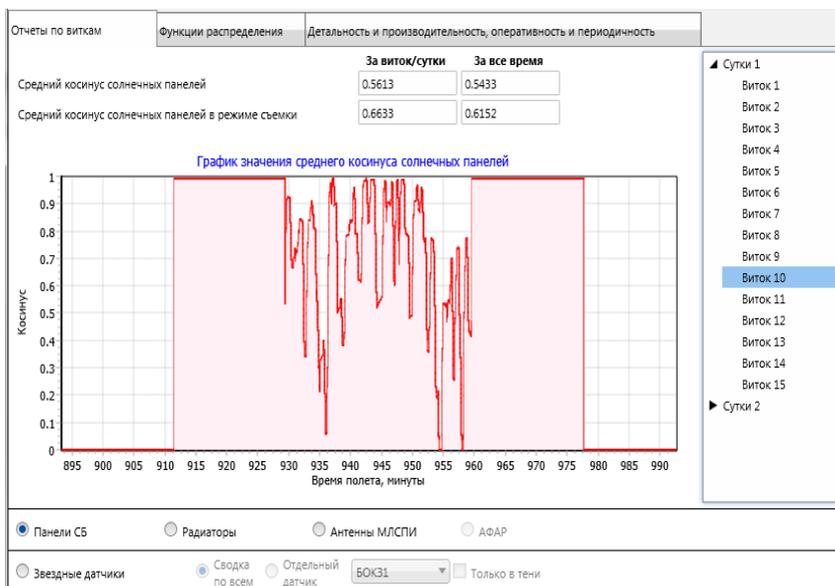


Рис. 2.11 – График среднего косинуса панелей СБ за один виток

2.5.4 Проблемно-ориентированные системы

Проблемно-ориентированная система (ПОС) автоматизированного проектирования позволяет в интерактивном режиме изменять постановки проектных задач, проводить уточнения проектных параметров и оперативно получать необходимые результаты для формирования проектного облика проектируемых изделий. Процесс постановки и решения задачи в ПОС автоматизированного проектирования включает следующие этапы:

- задание параметров, характеризующих объект проектирования, и зависимостей между ними;
- постановка проектной задачи путём указания подмножества входных параметров (заданных величин) и множества выходных параметров (искомых величин);
- проверка корректности и разрешимости задачи;

– определение для каждой переменной уравнения, из которого она может быть найдена;

– разбиение математической модели на отдельные частные модели;

– поиск последовательности решения задачи;

– получение численных значений выходных параметров.

Разработка ПОС автоматизированного проектирования может быть выполнена с использованием методов теории множеств и теории графов, что позволяет в дальнейшем автоматизировать процесс решения проектных задач.

ПОС автоматизированного проектирования может быть реализована в программном комплексе, разработанном на любом языке программирования высокого уровня.

ПОС автоматизированного проектирования RSSD, как пример реализации подобных систем, предназначено для выбора проектных параметров системы мониторинга на базе унифицированных платформ МКА с учётом требований и ограничений на ресурсы заказчика, а также направлено на повышение эффективности использования космических средств мониторинга для решения актуальных региональных задач.

RSSD реализует следующие основные функции:

– расчёт массогабаритных, стоимостных и временных параметров бортовых систем КА, а также вычисления различных параметров КА в целом;

– моделирование орбитального движения;

– расчёт показателей производительности и оперативности космической системы наблюдения, а также площади снимаемой за сутки территории.

Для каждой бортовой системы (БС), модель которой используется в расчетах, отображается перечень используемых в этой модели параметров (рис. 2.12).

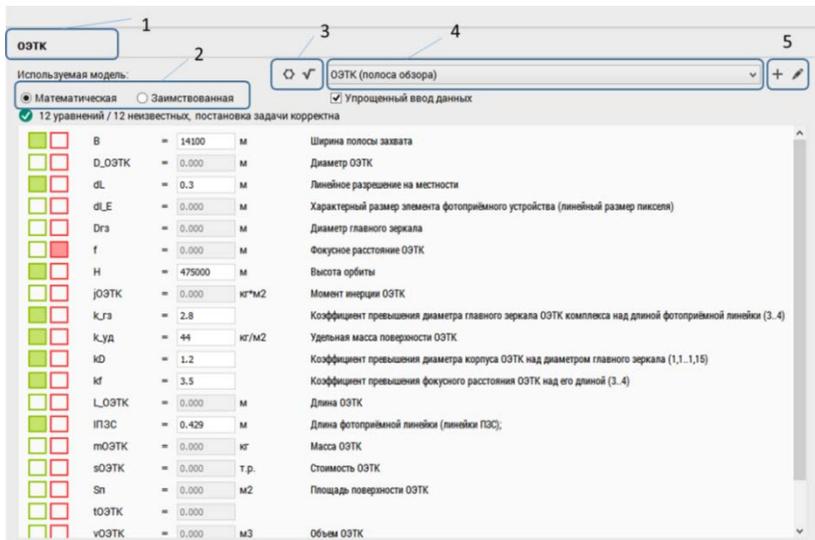


Рис. 2.12 – Панель выбора модели для бортовой аппаратуры

На рис. 2.12 цифрами обозначены следующие элементы: 1 – название БС, для которой выбирается модель; 2 – тип используемой модели; 3 – кнопки для анализа модели (только для математических моделей); 4 – список доступных моделей для данной БС; 5 – кнопки для редактирования или создания новой модели.

Выбор модели, по которой будут рассчитываться параметры бортовой системы КА и, соответственно, КА в целом, осуществляется с использованием элементов управления 2 и 3, представленных на рис. 2.12. Список доступных моделей для данной бортовой системы представлен в выпадающем меню 4. Содержимое списка доступных моделей будет меняться при переключении типа модели (элемент 2).

После того, как указаны все входные данные и введены необходимые значения для параметров модели, можно проанализировать или провести расчёт текущей модели. Это рекомендуется делать, чтобы убедиться в корректности исходных данных.

При нажатии на кнопку с изображением  откроется окно, отображающее визуализацию анализа модели. Анализ модели включает в себя поиск последовательности решения, а также выявление причин некорректности постановки задачи в случае невозможности отыскать последовательность решения. На рис. 2.13 представлено окно, на котором изображены результаты анализа задачи, поставленной на модели оптико-электронного телескопического комплекса.

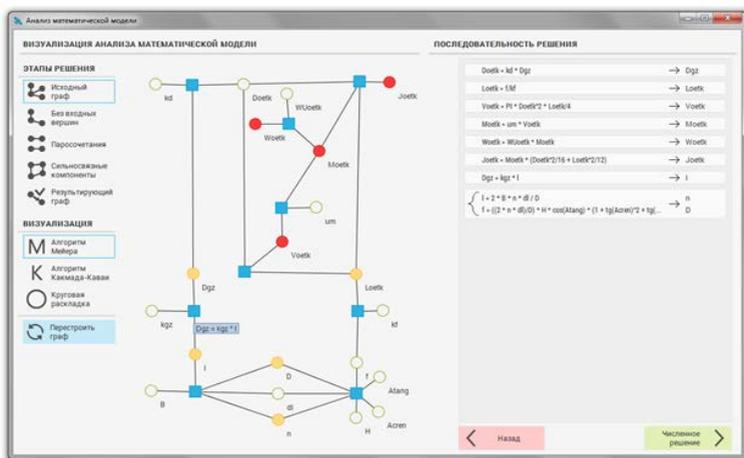


Рис. 2.13 – Окно визуализации анализа поставленной задачи

В центральной части окна располагается панель, на которой визуализируются в виде графов этапы анализ поставленной на математической модели задачи. При отображении графов используются следующие условные обозначения:

-  – уравнение модели (при наведении курсора мышки рядом с таким узлом появляется всплывающее окошко, содержащее текст уравнения);
-  – входной (известный) параметр;
-  – выходной (искомый) параметр;
-  – промежуточный параметр.

В левой части окна расположена панель управления визуализацией анализа модели. Она состоит из 2-х блоков:

На рис. 2.14 приведён пример решения корректной задачи, поставленной на математической модели.

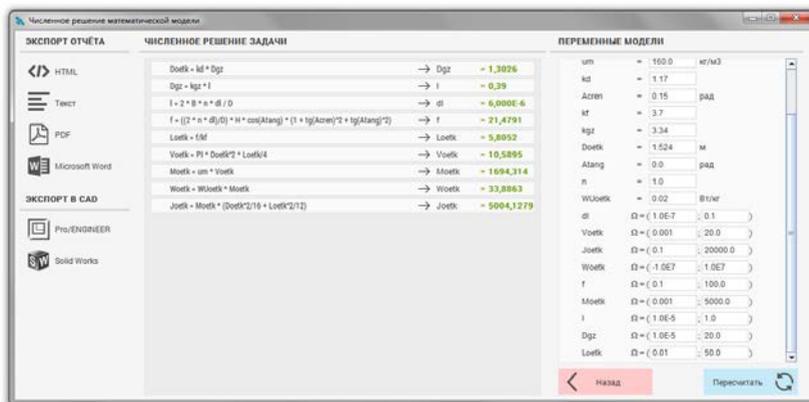


Рис. 2.14 – Численное решение поставленной задачи

Таким образом, если задача поставлена корректно, можно говорить о том, что данная модель и набор входных параметров, описывающих бортовую систему, могут быть использованы для расчёта параметров КА в целом.

Контрольные вопросы

1. Что такое модель?
2. Какие требования предъявляются к создаваемой модели?
3. Какими свойствами должна обладать модель?
4. Дайте определение следующему этапу и охарактеризуйте его в плане проводимых работ:
 - аванпроект;
 - эскизный проект;
 - разработка рабочей документации на опытные изделия комплекса и макеты;
 - изготовление макетов и опытных изделий комплекса, автономные испытания и корректировка рабочей документации;

– изготовление опытных изделий комплекса, комплексные испытания, межведомственные испытания и корректировка рабочей документации;

– летные испытания.

5. Дайте определение следующим терминам:

– космический комплекс;

– ракетно-космический комплекс;

– космическая система;

– наземный специальный комплекс;

– наземный комплекс управления;

– центр управления полетами;

– ракета-носитель;

– ракета космического назначения;

– разгонный блок;

– космический аппарат;

– рабочая орбита.

6. Из каких частей состоит космический комплекс?

7. Из каких частей состоит ракетно-космический комплекс?

8. Что такое сетевой график и для чего он предназначен?

9. Что такое сквозной график и для чего он предназначен?

10. Что такое физическая модель? Приведите пример таких моделей применительно к РКТ.

11. Что такое математическая модель? Приведите пример таких моделей применительно к РКТ.

12. Для чего предназначено математическое моделирование?

13. Перечислите этапы математического моделирования и кратко охарактеризуйте их.

14. Что такое компьютерная модель? Приведите пример таких моделей применительно к РКТ.

15. Для чего предназначено конечно-элементное моделирование?

16. Для чего предназначено имитационное моделирование?

17. Что такое проблемно-ориентированные системы?

3 ПРОЕКТНЫЕ МОДЕЛИ РАЗРАБОТКИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

3.1 Модель реактивного движения

3.1.1 Уравнение Мещерского

Как известно, принцип движения ракет в целом и РН в частности основан на принципе реактивного движения, который не требует окружающей среды и может быть реализован в безвоздушном пространстве. Для таких систем применим принцип сохранения импульса, из которого вытекает основное уравнение в механике тел переменной массы – уравнение Мещерского [5]:

$$m \frac{dV}{dt} = -\dot{m} \cdot u + F, \quad (3.1)$$

где m – масса ракеты;

dV – приращение скорости ракеты;

dt – интервал времени;

$\dot{m} = \frac{dm}{dt}$ – массовый расход топлива;

V – скорость ракеты;

u – скорость движения газов на срезе сопла двигателя ракеты;

F – внешние силы, действующие на ракету.

Знак « \rightarrow » показывает, что скорости V и u противоположно направлены.

Одно из слагаемых в правой части называется реактивной силой или динамической тягой [5]:

$$P_d = -\dot{m} \cdot u. \quad (3.2)$$

К внешним силам относятся: сила притягивающего гравитирующего центра (Земля), аэродинамические силы, а также сила, называемая статической тягой, обусловленная наличием ненулевого давления на срезе сопла:

$$P_{st} = S \cdot (p_s - p_a), \quad (3.3)$$

где S – площадь выходного сечения сопла;

p_s – давление продуктов сгорания на срезе сопла;

p_a – атмосферное давление.

Отсюда тяга P равна [5]:

$$P = P_d + P_{st} = \dot{m} \cdot u + S(p_s - p_a). \quad (3.4)$$

При $p_s - p_a < 0$ тяга меньше реактивной силы. Такое наблюдается до высоты порядка 4 км (рис. 3.1). При дальнейшем наборе высоты тяга двигателя становится больше реактивной силы. Другими словами, тяга реактивного двигателя на уровне моря меньше чем в космическом пространстве.

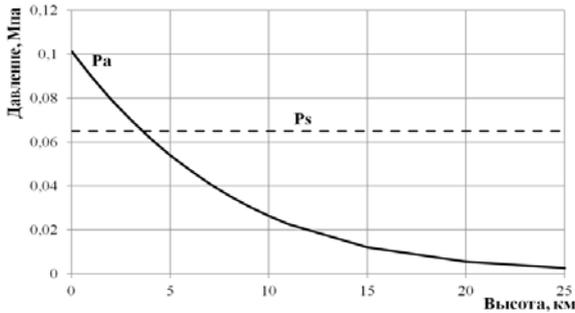


Рис. 3.1 – График изменения p_s и p_a в полете

Выражение (3.4) для тяги можно записать так [5]:

$$P = P_n - S \cdot p_a, \quad (3.5)$$

где P_n – тяга двигателя в пустоте, выражение для которой можно записать так:

$$P_n = \dot{m} \cdot u + S \cdot p_s \quad \text{или} \quad P_n = \dot{m} \cdot \left(u + S \cdot \frac{p_s}{\dot{m}} \right) = \dot{m} \cdot u_{\text{эф}}, \quad (3.6)$$

где $u_{\text{эф}} = u + S \frac{p_s}{\dot{m}}$ – эффективная скорость истечения.

Из (3.6) следует эффективная скорость истечения в пустоте:

$$u_{\text{эф}}^{\text{п}} = \frac{P_{\text{п}}}{\dot{m}}. \quad (3.7)$$

Тягу двигателя, выраженную в кг, приходящуюся на единицу массового секундного расхода, принято называть удельной тягой $P_{\text{уд}}$.

Отношение тяги к массовому секунднему расходу называют удельным импульсом тяги $I_{\text{уд}}$, причем $I_{\text{уд}} = g \cdot P_{\text{уд}}$.

Удельный импульс определяет эффективную скорость истечения.

3.1.2. Формула Циолковского

Формула Циолковского имеет вид [5]:

$$V_k = u \cdot \ln \frac{m_0}{m_k} = u \cdot \ln Z$$
$$\text{или } V_k = -u \cdot \ln \frac{m_k}{m_0} = -u \cdot \ln \mu_k, \quad (3.8)$$

где $Z = \frac{m_0}{m_k}$ – число Циолковского;

μ_k – относительная конечная масса;

V_k – идеальная (характеристическая) скорость ракеты.

Если умножить удельную тягу $P_{\text{уд}}$ на ускорение земного притяжения, то получим скорость истечения газов из ракеты, которая используется в формуле Циолковского. В этом случае формула Циолковского (3.8) примет вид $V_k = 9.81 \cdot P_{\text{уд}} \cdot \ln Z$.

Последняя формула позволяет построить график (рис. 3.2), в котором наглядно отражается зависимость V_k от Z для различных фиксированных значений $P_{\text{уд}}$.

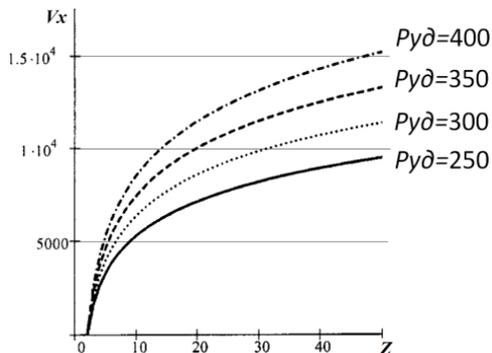


Рис. 3.2 – Зависимость V_x от числа z для фиксированных P_{y0} [5]

3.2 Основные числовые показатели в задачах проектирования ракет-носителей

При исследовании компоновочных схем РН различают ступени и ракетные блоки ступеней. К примеру, схема трехступенчатой РН показана на рис. 3.3.

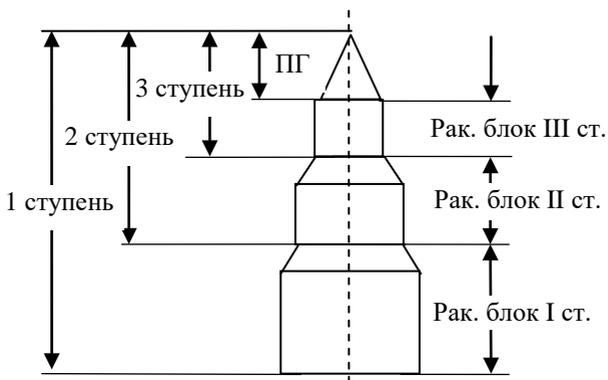


Рис. 3.3 – Схема трехступенчатой ракеты

В [5] предложено несколько методов расчета многоступенчатых ракет, а также массовых характеристик ракетных блоков и ступеней. В дальнейшем будем придерживаться соотношений, впервые введенных голландским инженером Вертрегтом.

1. Массовое число (число Циолковского) для i -й ступени:

$$Z_i = \frac{m_i}{m_i - m_{ti}}, \quad (3.9)$$

где m_i – стартовая масса ступени,

m_{ti} – масса топлива, вырабатываемая при полете i -й ступени.

Для ракеты с n ступенями характеристическая скорость равна:

$$V_x = \sum_{i=1}^n u_{\text{эф}} \cdot \ln Z_i \quad (3.10)$$

2. Коэффициент полезной нагрузки i -й ступени

$$p_i = \frac{m_i}{m_{i+1}}, \quad (3.11)$$

где m_i , m_{i+1} – начальные массы i и $i+1$ ступеней.

Полезной нагрузкой i -й ступени является $i+1$ ступень, а полезной нагрузкой последней ступени является ПН.

Для ракеты с n ступенями имеем

$$p_0 = \frac{m_1}{m_{pg}} = \frac{m_1}{m_2} \cdot \frac{m_2}{m_3} \cdots \frac{m_n}{m_{nn}} = p_1 \cdot p_1 \cdots p_n. \quad (3.12)$$

Так как стартовая масса ракеты $m_0 = m_1$, то

$$m_0 = p_0 \cdot m_{pg} \quad (3.13)$$

3. Коэффициент конструктивного совершенства блока

$$S_i = \frac{m_{ti} + m_{ki}}{m_{ki}}, \quad (3.14)$$

где m_{ti} – масса топлива i -го блока, m_{ki} – масса конструкции i -го блока.

Чем больше S , тем более совершенна конструкция ракеты. Коэффициент S для блоков ракет отражает современный уровень развития технологий и производственно-технологические возможности предприятий, участвующих в создании ракетной техники. Для предварительных расчетов S может задаваться либо исходя из опыта проектировщиков, либо по образцам-аналогам. Для блоков ракет величина S не превышает 20.

Все три показателя взаимосвязаны [5, 6]:

$$S_i = \frac{m_{\delta i}}{m_{ki}} = \frac{m_i - m_{i+1}}{m_i - m_{ti} - m_{i+1}} = \frac{1 - \frac{1}{p_i}}{\frac{1}{Z_i} - \frac{1}{p_i}} = Z_i \cdot \frac{p_i - 1}{p_i - Z_i}, \quad (3.15)$$

Отсюда

$$p_i = Z_i \cdot \frac{S_i - 1}{S_i - Z_i}. \quad (3.16)$$

Особенность приведенных характеристик состоит в том, что все они имеют значения больше 1, и, кроме того

$$p_i > Z_i \text{ и } S_i > Z_i.$$

Преимущество многоступенчатой ракеты по сравнению с ракетой с одной ступенью можно рассмотреть на примере. Допустим, что с помощью каждой из этих ракет требуется вывести один и тот же полезный груз на одну и ту же опорную орбиту, то есть сообщить грузу одну и ту же характеристическую скорость. В этом случае

$$u \cdot \ln Z = \sum_{i=1}^n u_i \cdot \ln Z_i.$$

При одинаковых скоростях истечения газов имеем:

$$Z = Z_1 \cdot Z_2 \cdots Z_n.$$

Создать одноступенчатую ракету с большим числом Z (например, $Z=18$), предназначенную для выведения полезной нагрузки на околоземную орбиту представляется не рациональным и труднореализуемым. Основная причина этого – отсутствие технологических возможностей по достижению значения параметра S более 18 ... 20 [5].

Такая ракета, по сравнению с многоступенчатой, будет иметь следующие недостатки:

– большая длина конструкции, затрудняющая сборку и транспортировку, в том числе к месту запуска. Для парирования этого

недостатка предприятие по изготовлению РН должно находиться в районе места запуска;

- большой стартовый вес, а следовательно и габаритные и энергетические характеристики стартового комплекса;

- большое количество двигателей в составе ДУ ракеты, что приводит к решению задачи по обеспечению синхронизации их работы;

- значительные перегрузки на активном участке полета.

Создать же двухступенчатую (с числами z равными 3,7 и 4,86) или трехступенчатую ракету (с числами z равными 2, 3 и 3 или 3, 2 и 3) – вполне реально.

3.3 Потребная характеристическая скорость

С помощью формулы Циолковского можно оценивать располагаемые энергетические возможности, как существующих носителей, так и проектируемых. Задача проектирования в самом общем виде в вербальной постановке может быть описана так: разработать РН, позволяющую выводить на опорную орбиту высотой h полезный груз массой m_{pg} . Это значит, что нужно оптимальным образом определить число ступеней, относительные и абсолютные массовые характеристики блоков, ступеней и РН в целом. Критерием оптимальности может служить, например, минимум стартового веса РН, минимум стоимости РН или всего ракетного комплекса, включая техническую и стартовую позиции. В любом случае задача оптимизации решается при определенных условиях-ограничениях. Наиболее важное условие, которое должно непременно выполняться состоит в том, чтобы располагаемая энергетика ракеты (располагаемая характеристическая скорость) была не меньше потребной энергетики (потребной характеристической скорости), необходимой для решения проектной задачи:

$$Vx - \sum_i u_i \cdot \ln z_i \leq 0. \quad (3.17)$$

Характеристическая скорость для выведения полезного груза на орбиту складывается из трех слагаемых [5]:

1. Выполнение работы по доставке груза с поверхности Земли на высоту орбиты $Rz+h$ (потенциальная энергия) и работы по разгону груза до скорости, которая обеспечит нахождение его на круговой орбите высотой h (кинетическая энергия). Для единичной массы эти работы по сообщению грузу этих энергий, соответственно, равны:

$$A_n = \int_{Rz}^{Rz+h} \frac{\mu}{r^2} = \mu \cdot \left(\frac{1}{Rz} - \frac{1}{Rz+h} \right), \quad A_k = \frac{V_{kp}^2}{2} = \frac{\mu}{2(Rz+h)}. \quad (3.18)$$

Тогда суммарная работа будет равна:

$$A = A_n + A_k = \mu \cdot \left(\frac{1}{Rz} - \frac{1}{2 \cdot (Rz+h)} \right). \quad (3.19)$$

Характеристическая скорость необходимая для выполнения этой работы:

$$\frac{Vx^2}{2} = \mu \cdot \left(\frac{1}{Rz} - \frac{1}{2 \cdot (Rz+h)} \right) \quad \text{и} \quad Vx = \sqrt{\frac{2 \cdot \mu}{Rz} \cdot \left(1 - \frac{Rz}{2 \cdot (Rz+h)} \right)} \quad (3.20)$$

Или через ускорение g_0 уравнение запишется в виде:

$$Vx = \sqrt{2 \cdot g_0 \cdot Rz} \cdot \sqrt{1 - \frac{Rz}{2 \cdot (Rz+h)}} \quad \text{или} \quad Vx = 11190 \cdot \sqrt{1 - \frac{Rz}{2 \cdot (Rz+h)}} \quad (3.21)$$

Пример 1

Рассчитать для диапазона круговых орбит до 40000 км значения V_{kr} и V_x .

Из уравнения (18) получим формулу для расчета V_{kr} :

$$V_{kr} = \sqrt{\frac{\mu}{Rz+h}}.$$

С использованием полученной, а также формулы (3.20) построим графики изменения круговой и характеристической скорости в зависимости от высоты полета (см. рис. 3.4).

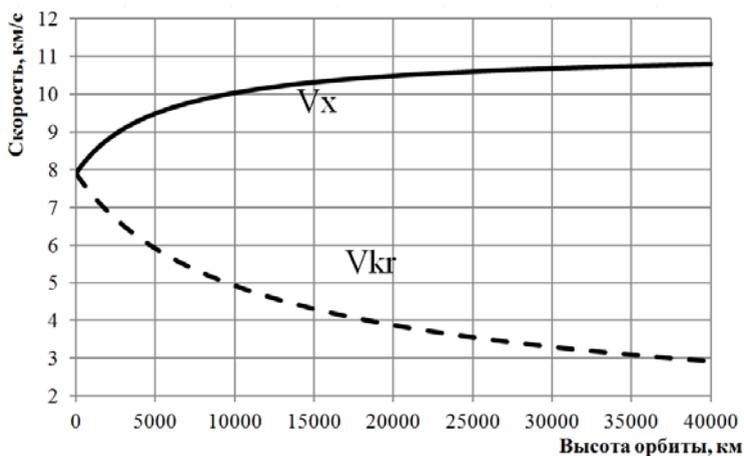


Рис. 3.4 – Круговая и характеристическая скорости для околокруговых орбит с высотой до 40000 км

График показывает, что с увеличением h круговая скорость V_{kr} уменьшается, а характеристическая возрастает.

2. Второе слагаемое потребной характеристической скорости обусловлено затратами энергии на подъем и разгон той части РН, которая не входит в полезный груз, но собственно служит для выведения полезного груза (топливо, двигательные установки, приборы системы управления, конструкция блоков ступеней, переходных отсеков, сборочно-защитного блока и др.). На этапе предварительного проектирования РН эти потери могут выбираться из некоторого диапазона. Например, для выведения груза на высоту 200 км потери могут быть от 1000 до 1200 м/с. Потери тем больше, чем продолжительнее активный участок траектории.

3. Последнее третье слагаемое связано с преодолением силы аэродинамического сопротивления на атмосферном участке. Эти потери составляют от 200 до 500 м/с.

На этапах предварительного проектирования последние два слагаемых могут выбираться из диапазона от 1200 до 1700 м/с.

На этапе предварительного проектирования ракеты, когда определяется ее облик, необходимо учитывать многочисленные, подчас противоречивые, требования, а именно, тактико-технические и технико-экономические требования, требования по надежности и технологичности изготовления, требования по экологии, наличию материалов и технологий для разработки двигательных установок, системы управления, требования по транспортировке и другие. Однако самой первой задачей, из перечисленных выше, решается задача определения оптимальных массовых характеристик многоступенчатой РН. Рассмотрим эти задачи.

3.4 Алгоритм определения массовых характеристик ракет-носителей

3.4.1 Алгоритм определения массовых характеристик из условий обеспечения минимальной стартовой массы

Рассмотрим задачу определения массовых характеристик трехступенчатой ракета, обеспечивающей доставку полезного груза массы m_{pg} на опорную круговую орбиту высотой h из условия обеспечения минимальной стартовой массы. По заданным m_{pg} и h можно приближенно определить потребную характеристическую скорость V_x . Для проведения расчетов массовых характеристик обычно ориентируются либо на существующие, либо на разрабатываемые перспективные двигательные установки. Во всяком случае будем считать скорости u_1, u_2, u_3 истечения газовых струй из сопел двигателей заданными. Для специалистов не является секретом уровень конструктивного совершенства блоков ракет (коэф-

фициенты S). Этот показатель со временем улучшается, но не так быстро. Считаем величины S для блоков также известными.

Из выражения (3.13) следует, что $\min t_0$ достигается при

$$p_0 = p_1 \cdot p_2 \cdot p_3 \rightarrow \min ,$$

или с учетом (3.16):

$$\frac{z_1}{s_1 - z_1} \cdot \frac{z_2}{s_2 - z_2} \cdot \frac{z_3}{s_3 - z_3} \cdot (s_1 - 1) \cdot (s_2 - 1) \cdot (s_3 - 1) \rightarrow \min .$$

При постоянных s_1, s_2, s_3 задача принимает следующий вид:

$$\frac{z_1}{s_1 - z_1} \cdot \frac{z_2}{s_2 - z_2} \cdot \frac{z_3}{s_3 - z_3} \rightarrow \min \tag{3.22}$$

Рассмотрим случай, когда z_1 задано. Тогда (3.22) переписывается в виде:

$$\frac{z_2}{s_2 - z_2} \cdot \frac{z_3}{s_3 - z_3} \rightarrow \min \tag{3.23}$$

Минимум функции (3.23) будем искать при ограничении:

$$Vx = u_1 \cdot \ln z_1 + u_2 \cdot \ln z_2 + u_3 \cdot \ln z_3 .$$

Из данного ограничения можно выразить z_2 :

$$z_2 = \frac{e^{\frac{Vx - u_1 \cdot \ln z_1}{u_2}}}{\frac{u_3}{e^{u_2}} \cdot \ln z_3} \quad \text{или} \quad z_2 = A \cdot x^{-a} ,$$

где $A = e^{\frac{Vx - u_1 \cdot \ln z_1}{u_2}}$, $a = u_3/u_2$, $x = z_3$.

С учетом полученного (3.23) будет выглядеть:

$$f_1(x) = \frac{x^{1-a}}{(s_2 - A \cdot x^{-a}) \cdot (s_3 - x)} \rightarrow \min , \quad \text{при } x > 1 .$$

Оптимальное значение для $x = z_3$ находим из решения уравнения $f_2(x) = f'(x) = 0$ или

$$\frac{x^{-a}}{(s2 - A \cdot x^{-a}) \cdot (s3 - x)} \cdot \left[1 - a - \frac{A \cdot a \cdot x^{-a}}{s2 - A \cdot x^{-a}} + \frac{x}{s3 - z3} \right] = 0. \quad (3.24)$$

Предварительное задание $z1$ может указывать на то, что ракетный блок первой ступени для проектируемой РН известен и заимствуется с РН-прототипа. Это позволяет удешевить проект и ускорить его реализацию. При этом стартовая масса РН не обязательно будет минимально возможной.

Пример 2

Рассчитать массовые характеристики и стартовую массу ракеты типа «Сатурн».

Исходные данные:

Масса полезного груза и опорная орбита:

$$mpg = 138 \text{ т}; h_a = 180 \text{ км}; h_\pi = 180 \text{ км}.$$

Массы ракетных блоков:

$$m1 = 2284 \text{ т}; m2 = 488 \text{ т}; m3 = 118 \text{ т};$$

$$m_{11} = 2150 \text{ т}; m_{12} = 453 \text{ т}; m_{13} = 107 \text{ т};$$

Скорости газовых струй:

$$u1 = 2649 \text{ м/с}; u2 = 4169 \text{ м/с}; u3 = 4218 \text{ м/с}.$$

Коэффициенты конструктивного совершенства блоков:

$$s1 = \frac{2284}{2284 - 2150} = 17,045; \quad s2 = \frac{448}{488 - 453} = 13,943;$$

$$s3 = \frac{118}{118 - 107} = 10,727.$$

Вычислим характеристическую скорость:

$$Vx := \sqrt{2 \cdot \frac{\mu Z}{Rz} \cdot \left[1 - \frac{Rz}{2 \cdot \left(Rz + \frac{h\alpha + h\pi}{2} \right)} \right]} + 1.65 \quad Vx = 9.668$$

Примем $z1 = 1.45$ и вычислим параметр A :

$$A := e^{\frac{1000 \cdot Vx - u1 \cdot \ln(Z1)}{u2}} \quad A = 4.628$$

Построим в MathCad график функции $f(x)$ (3.24):

$$f(x) := \frac{x^{-a}}{(s2 - A \cdot x^{-a}) \cdot (s3 - x)} \cdot \left(1 - a - \frac{A \cdot a \cdot x^{-a}}{s2 - A \cdot x^{-a}} + \frac{x}{s3 - x} \right) \quad (3.25)$$

График представлен на рис. 3.5.

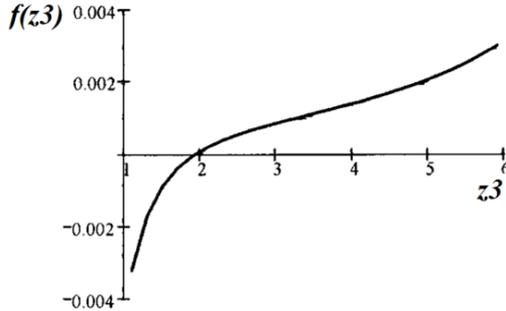


Рис. 3.5 – График функции $f(x)$

Найдем решение уравнения (3.25) с помощью встроенной функции **root()**:

$$Z3 := \text{root}(f(x), x, 1, 5) \quad Z3 = 1.932$$

Отсюда

$$Z2 := A \cdot Z3^{-a} \quad Z2 = 2.377$$

$$p0 := \frac{Z1 \cdot Z2 \cdot Z3 \cdot (s1 - 1) \cdot (s2 - 1) \cdot (s3 - 1)}{(s1 - Z1) \cdot (s2 - Z2) \cdot (s3 - Z3)} \quad p0 = 23.14$$

$$m0 := p0 \cdot \text{mpg} \quad m0 = 3.193 \cdot 10^3 \text{ г}$$

Характеристические скорости по ступеням:

$$u1 \cdot \ln(z1) = 3,28 \cdot 10^3 \text{ м/с}; \quad u2 \cdot \ln(z2) = 3,609 \cdot 10^3 \text{ м/с};$$

$$u3 \cdot \ln(z3) = 2,778 \cdot 10^3 \text{ м/с}.$$

Характеристические скорости находятся в отношении:

$$1: 1.1: 0.847.$$

Наибольшее приращение скорости дает вторая ступень.

3.4.2 Алгоритм определения массовых характеристик с использованием метода Монте–Карло

Данный алгоритм производит серию расчетов, аналогичных п. 3.4.1, при разных значениях $z1$, принадлежащих заранее заданному диапазону. Для этого случайным образом генерируется N – мерный вектор числовых значений $z1$ из заданного диапазона $[z1n, z1k]$ с помощью встроенной в MathCad функции *runif()*. Для каждого $z1i$ определяется параметр A и далее отыскивается корень уравнения (3.25).

Программа вычисления чисел Циолковского по ступеням и стартовая масса в MathCad приведена на рис. 3.6.

$$f(x) := \frac{x^{-a}}{(s2 - A \cdot x^{-a}) \cdot (s3 - x)} \cdot \left(1 - a - \frac{A \cdot a \cdot x^{-a}}{s2 - A \cdot x^{-a}} + \frac{x}{s3 - x} \right)$$

```

Masrasch(N, Vx, z1n, z1k, mpg) :=
  mst ← 1010
  ( z1 ← runif(N, z1n, z1k)  a ←  $\frac{u3}{u2}$  )
  for k ∈ 1.. N
    A ← e $\frac{1000 \cdot Vx - u1 \cdot \ln(z1_k)}{u2}$ 
    z3 ← root(f(x), x, 1.5, 2.0)
    z2 ← A · z3-a
    p1 ← z1k ·  $\frac{s1 - 1}{s1 - z1_k}$ 
    p2 ← z2 ·  $\frac{s2 - 1}{s2 - z2}$ 
    p3 ← z3 ·  $\frac{s3 - 1}{s3 - z3}$ 
    ( p0 ← p1 · p2 · p3  m0 ← mpg · p0 )
    if mst > m0
      mst ← m0
      ( z1opt ← z1k  z2opt ← z2  z3opt ← z3 )
  augment(z1opt, z2opt, z3opt, mst)
  
```

Рис. 3.6 – Программа вычисления

В данном случае z_1 предварительно не задается, а осуществляется поиск такого его значения, которое в результате даст минимальную стартовую массу РН. В этом случае ни о каком заимствовании и соответствующем снижении времени и стоимости создания РН речь не идет.

Пример 3

Определить массовые характеристики и стартовую массу ракеты типа «Сатурн». Исходные данные по РН аналогичны примеру 4. Кроме того, $z_1 = [3,49 \dots 3,51]$; $N = 5000$.

Обращение к программе, код которой представлен на рис. 3.6 с исходными данными, приведенными выше, выглядит следующим образом:

`Masrasch(5000, 9.668, 3.49, 3.51, 138)`.

Работа программы дает следующий результат:

`Masrasch(5000, 9.668, 3.49, 3.51, 138) = (3.49 2.36 1.932 3.212 × 103)`.

Во вторых скобках указаны по порядку значения следующих параметров РН: z_1 , z_2 , z_3 , m_0 .

В рассмотренных ранее алгоритмах решение существенно зависит от назначения числа z_1 . Это число задавалось либо непосредственно, либо диапазоном значений. Выбор значения z_1 существенно влияет на конечный результат. Чем меньше величина z_1 , тем меньше стартовая масса при прочих равных условиях. Однако в этом случае большая нагрузка по набору характеристической скорости будет падать на верхние ступени. Всякий раз конструктор должен анализировать возможность реализации конструкции с полученными характеристиками. Следует помнить, что это только предварительный этап анализа массовых характеристик, на котором не учитываются многие факторы, влияющие на распределение масс.

3.4.3 Алгоритм оптимального распределения масс, как задача математического программирования

В работе [7] в качестве переменных, подлежащих определению, выбираются отношения масс топлива в блоках ракеты к массе полезной нагрузки $x_i = m_{\delta i} / m_{pg}$. Если отношение стартовой массы m_0 к m_{pg} обозначить через p_0 и принять

$$m_0 = m_{pg} + \sum_i m_{\delta i}, \quad \text{то} \quad p_0 = 1 + \sum_i \frac{m_{\delta i}}{m_{pg}}$$

$$\text{Так как} \quad s_i = \frac{m_{\delta i}}{m_{\delta i} - m_{ii}}, \quad \text{то отсюда} \quad m_{\delta i} = \frac{s_i}{s_i - 1} \cdot m_{ii} \quad \text{и}$$

$$p_0 = \frac{m_0}{m_{\text{ПН}}} = 1 + \sum_{i=1}^N \frac{s_i}{(s_i - 1)} \cdot x_i \quad (3.26)$$

Для получения минимальной стартовой массы нужно определить такие x_i , которые доставляют минимум функции

$$F(x_i) = 1 + \sum_i \frac{s_i}{(s_i - 1)} \cdot x_i \rightarrow \min,$$

при ограничениях вида

$$V_x - \sum_{i=1}^n u_i \cdot \ln z_i \leq 0, \quad z_{il} \leq z_i \leq z_{ip}, \quad (3.27)$$

где z_{il} – минимально допустимое значение (не может быть меньше 1);

z_{ip} – максимально допустимое значение (по статистике не более 10);

Выразим z_i через коэффициенты s_i и переменные x_i .

Нетрудно показать, что $z_1 = \frac{p_0}{p_0 - x_1}$ или

$$z_1 = \frac{1 + \sum_{i=1} \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i}{1 + \sum_{i=1} \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i - x_1} \quad (3.28)$$

Для второй ступени $z_2 = \frac{1 + \sum_{i=2} \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i}{1 + \sum_{i=2} \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i - x_2}$, и так далее.

Выражение (3.27) примет вид:

$$V_x - u_1 \cdot \ln\left(\frac{1 + \left(\frac{s_1}{s_1 - 1}\right) \cdot x_1 + \left(\frac{s_2}{s_2 - 1}\right) \cdot x_2 + \left(\frac{s_3}{s_3 - 1}\right) \cdot x_3}{1 + \left(\frac{s_1}{s_1 - 1}\right) \cdot x_1 + \left(\frac{s_2}{s_2 - 1}\right) \cdot x_2 + \left(\frac{s_3}{s_3 - 1}\right) \cdot x_3 - x_1}\right) -$$

$$- u_2 \cdot \ln\left(\frac{1 + \left(\frac{s_2}{s_2 - 1}\right) \cdot x_2 + \left(\frac{s_3}{s_3 - 1}\right) \cdot x_3}{1 + \left(\frac{s_2}{s_2 - 1}\right) \cdot x_2 + \left(\frac{s_3}{s_3 - 1}\right) \cdot x_3 - x_2}\right) - u_3 \cdot \ln\left(\frac{1 + \left(\frac{s_3}{s_3 - 1}\right) \cdot x_3}{1 + \left(\frac{s_3}{s_3 - 1}\right) \cdot x_3 - x_3}\right) \leq 0. \quad (3.29)$$

Пример 4

Определить массовые характеристики и стартовую массу ракеты типа «Сатурн» путем решения как задачи математического программирования. Исходные данные по РН аналогичны Примеру 3.

Скорости газовых струй и коэффициенты конструктивного совершенства блоков определены в примере 3.

Будем решать задачу поиска оптимального решения с использованием блока *Given ... Minimize*.

Целевая функция и начальные значения будет выглядеть:

$$f_0(x_1, x_2, x_3) := \frac{s_1}{s_1 - 1} \cdot x_1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} \cdot x_2 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3$$

Введем начальные значения переменных x :

$$x_1 := 10 \quad x_2 := 5 \quad x_3 := 2$$

Далее код MathCad будет выглядеть как на рис. 3.7.

Вычислим значения чисел Циолковского по ступеням РН с помощью выражений, аналогичных (28). Результат вычислений:

$$z_1 = 3,605; z_2 = 2,402; z_3 = 1,934.$$

Отсюда по формуле (26):

$$p_0 = 22,006.$$

Стартовая масса равна: $m_0 = p_0 \cdot m_{pg} = 3,037 \cdot 10^3$.

Given

$$\begin{aligned}
 & Vx \cdot 1000 - u_1 \cdot \ln \left(\frac{1 + \frac{s_1}{s_1 - 1} \cdot x_1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} \cdot x_2 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3}{1 + \frac{s_1}{s_1 - 1} \cdot x_1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} \cdot x_2 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3 - x_1} \right) - \\
 & - u_2 \cdot \ln \left(\frac{1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} \cdot x_2 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3}{1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} \cdot x_2 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3 - x_2} \right) - u_3 \cdot \ln \left(\frac{1 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3}{1 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3 - x_3} \right) \leq 0 \\
 & 10 \geq \frac{1 + \frac{s_1}{s_1 - 1} \cdot x_1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} \cdot x_2 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3}{1 + \frac{s_1}{s_1 - 1} \cdot x_1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} \cdot x_2 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3 - x_1} \geq 3.5 \\
 & 2 \leq \frac{1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} \cdot x_2 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3}{1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} \cdot x_2 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3 - x_2} \leq 5 \quad \frac{1 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3}{1 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3 - x_3} \geq 1 \\
 & \frac{1 + \frac{s_1}{s_1 - 1} \cdot x_1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} \cdot x_2 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3}{1 + \frac{s_1}{s_1 - 1} \cdot x_1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} \cdot x_2 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3 - x_1} \cdot \frac{1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} \cdot x_2 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3}{1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} \cdot x_2 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3 - x_2} \cdot \frac{1 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3}{1 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3 - x_3} \leq 30 \\
 & \text{Minimize } (f_{10}, x_1, x_2, x_3) = \begin{pmatrix} 17.916 \\ 3.363 \\ 1.033 \end{pmatrix}
 \end{aligned}$$

Рис. 3.7 – Фрагмент кода

Пример 5

Решить задачу о распределении масс в предположении, что каждая ступень дает одинаковый вклад в приращение Vx .

Проведем расчеты для этого случая.

$$\Delta V := \frac{Vx \cdot 1000}{3} \quad z_1 := e^{\frac{\Delta V}{u_1}} \quad z_2 := e^{\frac{\Delta V}{u_2}} \quad z_3 := e^{\frac{\Delta V}{u_3}}$$

$$z_1 = 3.375 \quad z_2 = 2.166 \quad z_3 = 2.147$$

$$p_1 := z_1 \cdot \frac{s_1 - 1}{s_1 - z_1} \quad p_2 := z_2 \cdot \frac{s_2 - 1}{s_2 - z_2} \quad p_3 := z_3 \cdot \frac{s_3 - 1}{s_3 - z_3}$$

$$p_1 = 4.11 \quad p_2 = 2.418 \quad p_3 = 2.484$$

$$m_0 = p_1 \cdot p_2 \cdot p_3 \cdot m_{pg} \quad m_0 = 3.407 \cdot 10^3$$

Полученное решение с точки зрения минимальной стартовой массы и распределения масс не является оптимальным, но может рассматриваться как одно из приближений, которое необходимо улучшать. Рассмотрим один из таких подходов.

3.4.4 Алгоритм выбора массовых характеристик методом Монте-Карло путем случайного перераспределения характеристической скорости по ступеням

Алгоритм основан на простой идее. Вначале определяется средняя характеристическая скорость для одной ступени по формуле

$$\Delta V_{xcp} = V_x / n,$$

где n – число ступеней.

Далее характеристическая скорость на каждой ступени, кроме последней, вычисляется по формуле

$$\Delta V_{xi} = k_i \cdot \Delta V_{xcp}, \quad (i = 1, \dots, n-1),$$

где k_i – случайное число из некоторого диапазона $[k_{in}, k_{ik}]$, где $k_{in} < 1, k_{ik} > 1$.

Характеристическая скорость на последней ступени:

$$\Delta V_{x_n} = [n - (\sum_{i=1}^{n-1} k_i)] \cdot \Delta V_{xcp}$$

Из заданного количества реализаций N выбирается вариант с минимальной стартовой массой.

На рис. 3.8 приведен код программы в MathCad для трехступенчатой ракеты и примеры ее применения для исходных данных, приведенных выше, для различных значений N .

```

MK(N) := pmin ← 1010
( k1 ← runif(N, 0.8, 1.2) k2 ← runif(N, 0.8, 1.2) )
for i ∈ 1.. N
  ΔVx1 ← k1i · ΔVxsr
  ΔVx2 ← k2i · ΔVxsr
  ΔVx3 ← (3 - k1i - k2i) · ΔVxsr
  ( z1 ← eΔVx1/u1 z2 ← eΔVx2/u2 z3 ← eΔVx3/u3 )
  ( p1 ← z1 ·  $\frac{s1-1}{s1-z1}$  p1 ← z1 ·  $\frac{s1-1}{s1-z1}$  )
  ( p3 ← z3 ·  $\frac{s3-1}{s3-z3}$  p0 ← p1 · p2 · p3 )
  if p0 < pmin
    pmin ← p0
    ( z10 ← z1 z20 ← z2 z30 ← z3 )
    ( p10 ← p1 p20 ← p2 p30 ← p3 p00 ← p0 )
    ( Vx1 ← ΔVx1 Vx2 ← ΔVx2 Vx3 ← ΔVx3 )
    m0 ← p00 · mpg
  augment(z10, z20, z30, p00, Vx1, Vx2, Vx3, m0)

```

MK(500)=(2.661 2.503 2.161 22.025 2593 3824 3251 3039)
MK(5000)=(2.648 2.517 2.156 21.976 2579 3848 3240 3033)
MK(50000)=(2.647 2.511 2.162 21.973 2578 3838 3252 3032)
MK(500000)=(2.647 2.525 2.149 21.971 2578 3862 3227 3032)

Рис. 3.8 – Фрагмент кода

В программе для коэффициентов k_1 и k_2 принят один и тот же диапазон значений от 0.8 до 1.2, который может быть при необходимости скорректирован. Анализ вычислений показывает, что при $N = 5000$ получаем результат по стартовой массе с высокой точностью. Однако распределение масс по ступеням здесь отличается от того, что мы имели выше. Это различие обусловлено тем, что в более ранних алгоритмах тем или иным способом задавалось число z_1 для первой ступени. Здесь это ограничение не накладывается. Поэтому с точки зрения чисто массового расчета рассматри-

ваемый алгоритм дает решение более близкое к оптимальному. Что касается распределения масс, принятого для ракеты типа «Сатурн», то, как уже упоминалось, на выбор массовых характеристик оказывают влияние множество других факторов и ограничений.

3.4.5 Алгоритм оптимального распределения масс для ракет с тандемно-пакетной схемой соединения блоков

Выше рассматривалась тандемная, то есть последовательная схема соединения блоков ракет. Однако на практике большое распространение получила тандемно-пакетная схема соединения блоков, при которой часть блоков, например, первой и второй ступеней, объединяются в пакет с параллельным соединением образующих их блоков. Пакетная схема дает возможность уменьшить длину ракеты, обеспечить более высокую ее надежность, упрощает технологию изготовления и транспортировку. Недостатком является увеличение поперечных размеров, что приводит к увеличению аэродинамического сопротивления при полете в плотных слоях атмосферы и усложнению стартового устройства. В пакетной схеме боковые блоки играют роль ускорителей и, как правило, на первой ступени работают двигатели как боковых, так и центрального блоков. Отсюда особенностью пакетной схемы является то, что тяговооруженность (отношение тяги двигателя к весу блока) боковых блоков должна превышать тяговооруженность центрального блока.

Принимая во внимание вышеприведенное, алгоритм решения задачи распределения масс как задачи математического программирования несколько видоизменится. Выражения для определения z и p_0 для ступеней трехступенчатой РН будут выглядеть [5]:

$$Z_1 = \frac{1 + \sum_{i=2}^3 \frac{S_i}{S_{i-1}} x_i + \left[\frac{S_1}{S_{1-1}} (n + \delta) - \frac{S_2}{S_{2-1}} \delta \right] x_1}{1 + \sum_{i=2}^3 \frac{S_i}{S_{i-1}} x_i + \left[\frac{1}{S_{1-1}} (n + \delta) - \frac{S_2}{S_{2-1}} \delta \right] x_1}, \quad (3.30)$$

$$Z_2 = \frac{1 + \sum_{i=2}^3 \frac{S_i}{S_{i-1}} \cdot x_i - \delta \cdot x_1}{1 + \frac{S_3}{S_{3-1}} \cdot x_3 + \frac{1}{S_{2-1}} \cdot x_2}, \quad Z_3 = \frac{1 + \frac{S_3}{S_{3-1}} \cdot x_3}{1 + \frac{1}{S_{3-1}} \cdot x_3},$$

$$p_0 = 1 + \sum_{i=2}^3 \frac{S_i}{S_{i-1}} \cdot x_i + \left[\frac{S_1}{S_{1-1}} \cdot (n + \delta) - \frac{S_2}{S_{2-1}} \cdot \delta \right] \cdot x_1,$$

где n – количество боковых блоков;

$P_{б.б.}, P_{ц.б.}$ – тяга двигателей одного бокового и центрального блоков;

$$\delta = \frac{\alpha \cdot u_{б.б.}}{u_{ц.б.}},$$

$$\alpha = \frac{P_{ц.б.}}{P_{б.б.}},$$

$u_{б.б.}$ – скорость истечения газов двигателей бокового блока;

$u_{ц.б.}$ – скорость истечения газов двигателей центрального блока.

Скорость истечения газов на первой ступени (работают двигатели n боковых блоков и центрального блоков) равна:

$$u_1 = \frac{(n + \alpha) \cdot u_{бб} \times u_{цб}}{n \cdot u_{цб} + \alpha \cdot u_{бб}}. \quad (3.31)$$

Для получения минимальной стартовой массы в случае трехступенчатой ракеты нужно определить такие x_i ($i = 1, 2, 3$), которые доставляют минимум функции [5]:

$$F(x_i) = \sum_{i=2}^3 \frac{S_i}{S_{i-1}} \cdot x_i + \left[\frac{S_1}{S_{1-1}} \cdot (n + \delta) - \frac{S_2}{S_{2-1}} \cdot \delta \right] \cdot x_1 \rightarrow \min, \quad (3.32)$$

при ограничениях:

$$V_x - \sum_{i=1}^n u_i \cdot \ln z_i \leq 0, \quad z_{il} \leq z_i \leq z_{ip},$$

$$\alpha \cdot \frac{S_1}{S_{1-1}} \cdot x_1 - \left(1 + \sum_{i=2}^3 \frac{S_i}{S_{i-1}} \cdot x_i \right) < 0. \quad (3.33)$$

Пример 6

Определить массовые характеристики и стартовую массу трехступенчатой ракеты пакетной схемы.

Выполним решение в системе Mathcad.

Исходные данные:

$n=4$ (четыре боковых блока), $V_x=9.668$, $\text{mpg}=6.1$;

Тяга двигателей бокового блока, центрального блоков и третьей ступени:

$$P_{66} = 834000, P_{цб} = 790000, P_3 = 298000$$

Скорости газовых струй по блокам и ступеням:

$$u_{66} = 2.832 \times 10^3, u_{цб} = 2.593 \times 10^3, u_3 = 3.263 \times 10^3.$$

Отсюда получим:

$$\alpha = \frac{P_{цб}}{P_{66}}, \alpha = 0.947, \delta = \frac{\alpha \cdot u_{66}}{u_{цб}}, \delta = 1.034.$$

Согласно (31) получим: $u_1 = 2.783 \times 10^3$.

$$u_2 = u_{цб}.$$

Для коэффициентов конструктивного совершенства примем:

$$S_1 = 11.611, S_2 = 15.419, S_3 = 12.036.$$

Будем решать задачу поиска оптимального решения с использованием блока **Given ... Minimize**.

Целевая функция и начальные значения будут:

$$f_{11}(x_1, x_2, x_3) := \frac{s_2}{s_2 - 1} \cdot x_2 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3 + \left[\frac{s_1}{s_1 - 1} \cdot (n + \delta) - \frac{s_2}{s_2 - 1} \cdot \delta \right] \cdot x_1$$

$$x_1 := 5 \quad x_2 := 10 \quad x_3 := 3.$$

Блок **Given ... Minimize** представлен на рисунке 3.9.

Далее с использованием выражений (3.30) находим числа

Циолковского:

$$Z_1 = 2,492;$$

$$Z_2 = 2,38;$$

$$Z_3 = 4,459;$$

$$p_0 = 51,669.$$

Стартовая масса ракета: $m_0 = p_0 \cdot m_{pg} = 315,183$.

Выполним проверку:

$$u_1 \cdot \ln(z_1) + u_2 \cdot \ln(z_2) + u_3 \cdot \ln(z_3) = 9,668 \cdot 10^3.$$

Given

$$\begin{aligned}
 v_{x=1000} - u_1 \ln \left[\frac{1 + \frac{S_2}{S_2-1} \cdot x_2 + \frac{S_3}{S_3-1} \cdot x_3 + \left[\frac{S_1}{S_1-1} (n + \delta) - \frac{S_2}{S_2-1} \cdot \delta \right] \cdot x_1}{1 + \frac{S_2}{S_2-1} \cdot x_2 + \frac{S_3}{S_3-1} \cdot x_3 + \left[\frac{1}{S_1-1} (n + \delta) - \frac{S_2}{S_2-1} \cdot \delta \right] \cdot x_1} \right] - u_2 \ln \left(1 + \frac{S_2}{S_2-1} \cdot x_2 + \frac{S_3}{S_3-1} \cdot x_3 - \delta \cdot x_1 \right) - u_3 \ln \left(1 + \frac{S_3}{S_3-1} \cdot x_3 \right) &\leq 0 \\
 7 \geq \frac{1 + \frac{S_2}{S_2-1} \cdot x_2 + \frac{S_3}{S_3-1} \cdot x_3 + \left[\frac{S_1}{S_1-1} (n + \delta) - \frac{S_2}{S_2-1} \cdot \delta \right] \cdot x_1}{1 + \frac{S_2}{S_2-1} \cdot x_2 + \frac{S_3}{S_3-1} \cdot x_3 + \left[\frac{1}{S_1-1} (n + \delta) - \frac{S_2}{S_2-1} \cdot \delta \right] \cdot x_1} &\geq 2.3 \\
 2 \leq \frac{1 + \frac{S_2}{S_2-1} \cdot x_2 + \frac{S_3}{S_3-1} \cdot x_3 - \delta \cdot x_1}{1 + \frac{S_3}{S_3-1} \cdot x_3 + \frac{1}{S_2-1} \cdot x_2} &\leq 5 \\
 \frac{1 + \frac{S_3}{S_3-1} \cdot x_3}{1 + \frac{1}{S_3-1} \cdot x_3} &\geq 2 \\
 \frac{1 + \frac{S_2}{S_2-1} \cdot x_2 + \frac{S_3}{S_3-1} \cdot x_3 + \left[\frac{S_1}{S_1-1} (n + \delta) - \frac{S_2}{S_2-1} \cdot \delta \right] \cdot x_1}{1 + \frac{S_2}{S_2-1} \cdot x_2 + \frac{S_3}{S_3-1} \cdot x_3 + \left[\frac{1}{S_1-1} (n + \delta) - \frac{S_2}{S_2-1} \cdot \delta \right] \cdot x_1} \cdot \frac{1 + \frac{S_2}{S_2-1} \cdot x_2 + \frac{S_3}{S_3-1} \cdot x_3 - \delta \cdot x_1}{1 + \frac{S_3}{S_3-1} \cdot x_3 + \frac{1}{S_2-1} \cdot x_2} \cdot \frac{1 + \frac{S_3}{S_3-1} \cdot x_3}{1 + \frac{1}{S_3-1} \cdot x_3} &\leq 30 \\
 \alpha \cdot \frac{S_1}{S_1-1} \cdot x_1 - \left(1 + \frac{S_2}{S_2-1} \cdot x_2 + \frac{S_3}{S_3-1} \cdot x_3 \right) &< 0 \\
 \text{Minimize}(f11, x_1, x_2, x_3) &= \begin{pmatrix} 6.145 \\ 16.944 \\ 5.039 \end{pmatrix}
 \end{aligned}$$

Рис. 3.9 – Фрагмент кода

Следует отметить, что рассматриваемая методика является приближенной, так как здесь учитывается только та масса ракеты, которая тем или иным образом участвует в создании потребной характеристической скорости, а именно масса топлива и сухая масса блоков для хранения топлива.

При проектировании реальной ракеты необходимо учитывать также и ту массу, которая непосредственно не используется для создания характеристической скорости, но необходима для конструктивного воплощения ракеты. Это, к примеру, гарантийные запасы топлива, которые с большой вероятностью не используются

для создания характеристической скорости, сбрасываемые в полете створки головного обтекателя, служащие для защиты полезной нагрузки от набегающего воздушного потока при прохождении ракетой плотных слоев атмосферы, сбрасываемые в полете части ракеты, необходимые для крепления блоков друг к другу (хвостовые отсеки, адаптеры полезной нагрузки, диспенсеры).

Понятие «топливо» является условным, так как помимо окислителя и горючего на ракете предусматриваются емкости для хранения других жидкостей, необходимых для создания газа наддува топливных баков (жидкий азот), для работы турбонасосных агрегатов двигателей (перекись водорода). Поэтому выбор значений коэффициентов S_1 , S_2 , S_3 также довольно приблизителен. Кроме того, при тандемно – пакетной схеме ракеты для первой ступени определяется некоторое «взвешенное» значение скорости газовой струи, в то же время коэффициенты S_1 и S_2 определяются для боковых и центрального блоков раздельно. Это также вносит погрешности в расчет.

В процессе проектирования более точные результаты могут быть получены при использовании моделей, в которых детально учитываются параметры ракеты, траектории движения и расход массы во время полета.

3.4.6 Выводы по подразделу

Этап выведения ракетой-носителем полезной нагрузки на орбиту выведения характеризуется малой длительностью и быстрой сменой внешних условий, действующих как на РН, так и ПН, а также дополнительных нагрузок, связанных с температурным воздействием после сброса ГО. Всё управление РН на участке выведения осуществляется автоматически средствами бортовой системой управления. Это относится и к операциям отделения отработанных ступеней РН и хвостового отсека, сброса головного обте-

кателя (ГО) и отделения ПН от РН. В случае возникновения неисправности, система управления (СУ) РН включает систему аварийного спасения, которая в некоторых случаях позволяет избежать или снизить последствия от воздействия аварийной ракеты на пусковое устройства и другие технические средства, а для пилотируемой ракеты спасти экипаж. Ниже на рис. 3.10 приведена циклограмма вывода РН «Союз-2» этапа 1б на опорную орбиту.

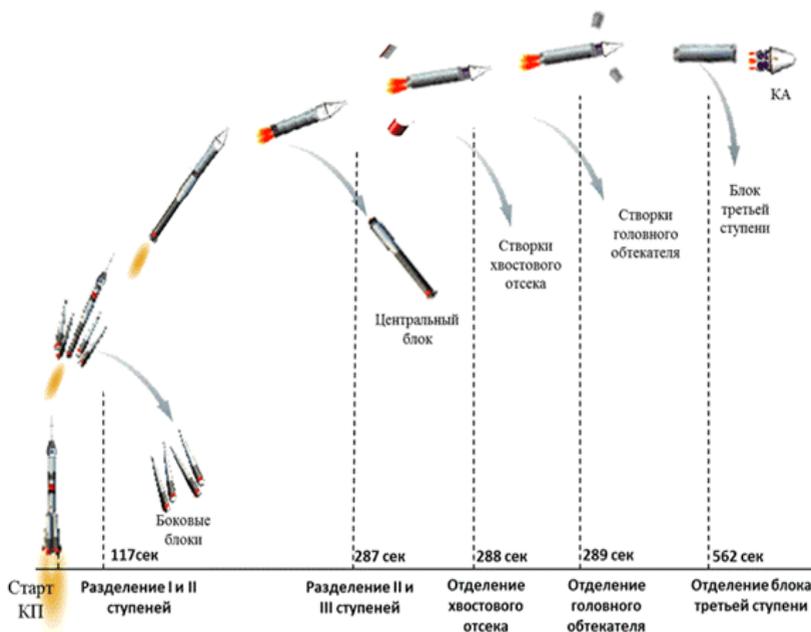


Рис. 3.10 – Циклограмма вывода РН «Союз-2» этапа 1б на опорную орбиту

В целом, задача выбора основных проектных параметров РН всегда сопряжена с большим числом критериев и ограничений. Только четкая постановка задачи с полным учетом всех значимых факторов будет способствовать получению оптимального решения.

В частности, при выборе количества ступеней РН должны быть учтены следующие факторы:

- возможности производства и доставки на космодром запуска составных частей изделия;
- стоимость создания, включающая стоимость разработки, изготовления, изготовления опытных образцов, экспериментальной отработки, летных испытаний и ввода в эксплуатацию;
- надежность выполнения РН задачи выведения, включая безотказную работу всех составляющих РН, таких как, конструкция, система управления, двигательная установка, датчиковая аппаратура, аппаратура связи, и прочие составные части;
- сроки выполнения всех работ, начиная от момента получения ТТЗ на разработку РКК до пуска РН;
- степень развития производственно-технологической базы головного предприятия и его кооперации;
- перспективы дальнейшего применения;
- другие значимые ограничения.

3.5 Динамическая модель упругих изгибных колебаний ракет-носителей и космических аппаратов как балочных конструкций

3.5.1 Уравнения частот и корни уравнений для различных типов закрепления концов балки

На некоторых этапах жизненного цикла конструкции РН и КА, таких как транспортировка на космодром, полет РН на активном участке (воздействие аэродинамических сил и сил от работы двигательной установки (ДУ)) и др. в конструкциях РН и КА возникают вынужденные колебания – периодические колебания элементов конструкции или частей, возникающие под воздействием внешней периодической силы и поддерживаемые ею. Периодичность этих колебаний определяется частотой изменения возбуждающей силы. Энергия для вынужденных колебаний поступает от действия возбуждающей внешней периодической силы. Характер

колебаний определяется как внешней силой, так и физическими параметрами самой системы.

К источникам переменных нагрузок относятся:

- внешние возмущения при транспортировке;
- возмущения обтекающего РН воздушного потока вследствие турбулентности атмосферы;
- вибрации, создаваемые двигателями;
- порывы ветра на стартовом комплексе;
- и др.

Переменные нагрузки вызывают колебания элементов конструкции РН и КА с частотами, равными частотам возбуждающих переменных сил. Наиболее опасным является случай, когда частоты сил, возбуждающих колебания, оказываются близкими или равными частотам собственных колебаний конструкции или ее элементов. Возникающие при этом резонансные колебания характеризуются резким увеличением их амплитуд, что может привести к разрушению конструкции. Продольные колебания конструкции РН с частотами от нескольких долей Гц до 50–100 Гц, возникающие при потере ее продольной устойчивости на активном участке полета, могут привести к нарушению целостности элементов конструкции РН, сбоям в работе приборов и аппаратуры системы управления РН и другим аварийным ситуациям [5, 7].

Для устранения возможности возникновения резонанса и продольной неустойчивости жидкостных РН стараются так выполнить конструкцию и ее элементы, чтобы частоты их собственных колебаний были далеки от частот возбуждающих сил. Это является сложной научно-технической проблемой, требующей решения множества задач. Одной из них является разработка математической модели динамической системы.

Для начала изучения РН как динамической системы можно рассмотреть простейшую задачу определения динамических ха-

рактических (форм, частот) изгибных колебаний балки с постоянными по длине изгибной жесткостью EJ и погонной массы m для различных случаев закрепления концов балки, которая приведена в [5]. Решение задачи начинается с составления уравнение изгибных колебаний балки:

$$\frac{d^2 y}{dt^2} + a^2 \cdot \frac{d^4 y}{dx^4} = 0, \quad (3.34)$$

где $a^2 = \frac{EI}{m}$, $q = -m \cdot \frac{d^2 y}{dt^2}$ – распределенная сила инерции, действующая на единицу длины балки;

$$y = f(x) \cdot \sin(\omega t);$$

EI – изгибная жесткость;

m – погонная масса,

ω – круговая частота собственных колебаний,

и соответствующее ему дифференциальное уравнение форм колебаний:

$$\frac{d^4 f}{dx^4} - \lambda^4 \cdot f = 0; \quad (3.35)$$

$$\text{где } \lambda^4 = \frac{\omega^4}{a^2},$$

решение которого осуществляется посредством применения функций Крылова. С помощью данных функций для различных типов закреплений составляются уравнения частот, решение которых позволяет определить собственные частоты колебаний балки с постоянными по длине изгибной жесткостью и погонной массой.

В задачах космического аппаратостроения наибольший интерес представляют расчетные случаи, соответствующие типам закрепления концов балки, приведенным в табл. 3.1.

Таблица 3.1 – Типовые случаи закрепления

U	Тип закрепления концов балки		Уравнение частот
	$x = 0$ (левый конец)	$x = l$	
1	Свободен	Свободен	$\cos(v) \cdot \operatorname{ch}(v) - 1 = 0$
2	Жестко закреплен	Жестко закреплен	
3	Шарнирно закреплен	Шарнирно закреплен	$\sin(v) = 0$
4	Жестко закреплен	Свободен	$\cos(v) \cdot \operatorname{ch}(v) + 1 = 0$
5	Жестко закреплен	Шарнирно закреплен	$\operatorname{tg}(v) - \operatorname{th}(v) = 0$
6	Свободен	Шарнирно закреплен	

В таблице обозначено: $v = \lambda \cdot l$.

Таким образом, круговая частота:

$$\omega^2 = \left(\frac{v}{l}\right)^4 \cdot \frac{EJ}{m}. \quad (3.36)$$

Большой интерес вызывают случаи, когда балки имеют переменные по длине момент инерции и погонную массу.

3.5.2 Алгоритм расчета форм и частот для балок с переменными по длине жесткостными и массовыми характеристиками

Пусть дифференциальное уравнение упругой линии балки выглядит следующим образом [5]:

$$EJ(x) \cdot \frac{d^2 y}{dx^2} = M(x).$$

Продифференцировав его дважды по x и приняв $y = f(x) \cdot \sin(\omega \cdot t)$ получено уравнение собственных колебаний балки:

$$\frac{d^2}{dx^2} \left[EJ(x) \cdot \frac{d^2 f(x)}{dx^2} \right] - \omega^2 \cdot m(x) \cdot f(x) = 0,$$

где $EJ(x)$ – изгибная жесткость балки,

$m(x)$ – погонная масса,

$f(x)$ – форма свободных колебаний,

ω – круговая частота собственных колебаний.

Для решения полученного уравнения (определения форм f и частот ω) четвертого порядка, оно сводится к системе из четырех дифференциальных уравнений 1-го порядка, путем ввода новых переменных $f_1 = f$, $f_2 = \frac{df}{dx}$, $f_3 = \frac{d}{dx} (EI \frac{d^2f}{dx^2})$, $f_4 = EI \frac{d^2f}{dx^2}$:

$$\begin{cases} \frac{df_1}{dx} = f_2 \\ \frac{df_2}{dx} = \frac{1}{EJ} \cdot f_4 \\ \frac{df_3}{dx} = \omega^2 \cdot m \cdot f_1 \\ \frac{df_4}{dx} = f_3 \end{cases}$$

Граничные условия при различных способах закрепления концов балки имеют вид:

Свободный конец: $f_3 = 0, f_4 = 0$.

Жестко закрепленный конец: $f_1 = 0, f_2 = 0$.

Шарнирно закрепленный конец: $f_1 = 0, f_4 = 0$.

Система уравнений имеет нетривиальное решение лишь при определенных значениях параметра ω . Для n -го номера тона колебаний обозначим параметр через ω_n .

Решение краевой задачи отыскивается в виде [5]:

$$f_i = C_1 \cdot f_i^{(1)} + C_2 \cdot f_i^{(2)} \quad (i = 1, 2, 3, 4),$$

где $f_i^{(1)}$ – решение задачи Коши, когда в качестве двух начальных условий берутся нулевые граничные условия в точке $x = 0$, а два других начальных условия принимаются равными, соответственно 0 и 1 (первая задача Коши);

$f_i^{(2)}$ – решение задачи Коши, когда в качестве двух начальных условий берутся нулевые граничные условия в точке $x = 0$, а два

других начальных условия принимаются равными, соответственно 1 и 0 (вторая задача Коши);

C_1, C_2 – постоянные.

Значения постоянных C_1 и C_2 находятся из решения системы двух однородных уравнений, получаемых при удовлетворении граничным условиям на конце $x = l$. Нетривиальное решение системы возможно, если определитель равен нулю, что имеет место только при собственных значениях параметра ω . Таким образом, задача вычисления собственных частот сводится к нахождению таких значений параметра ω , при которых определитель указанной системы равен нулю.

Каждому n -му тону колебаний соответствуют свои частота ω_n и форма. Для решения задачи нужно знать приближенные значения частот. В качестве приближенных значений можно принять значения частот, соответствующие некоторому однородному стержню с постоянными изгибной жесткостью

$$B_{cp} = \frac{\int_0^l EJ(x)dx}{l} \text{ и погонной массой } m_{cp} = \frac{\int_0^l m(x)dx}{l}.$$

В этом случае приближенные значения квадратов собственных частот могут быть вычислены по формуле:

$$\omega_n^2 = \left(\frac{\nu_n}{l}\right)^4 \cdot \frac{B_{cp}}{m_{cp}}.$$

В табл. 3.2 приведены значения начальных условий для двух задач Коши и корней характеристических уравнений для различных способов закрепления концов балки.

Таблица 3.2 [5]

U	$f_{10}^{(1)}$ $f_{10}^{(2)}$	$f_{20}^{(1)}$ $f_{20}^{(2)}$	$f_{30}^{(1)}$ $f_{30}^{(2)}$	$f_{40}^{(1)}$ $f_{40}^{(2)}$	v_1	v_2	v_n ($n > 2$)
1	1 0	0 1	0 0	0 0	4.73	7.8532	$\frac{2n+1}{2} \cdot \pi$
2	0 0	0 0	0 1	1 0			
3	0 0	1 0	0 1	0 0	π	2π	$n \cdot \pi$
4	0 0	0 0	0 1	1 0	1.8751	4.6941	$\frac{2n-1}{2} \cdot \pi$
5	0 0	0 0	0 1	1 0	3.9266	7.0685	$\frac{4n+1}{4} \cdot \pi$
6	1 0	0 1	0 0	0 0			

Если ввести обозначение $\Omega_n = \omega_n^2$, то условия, которым должны удовлетворять постоянные C_1 и C в решении краевой задачи (а именно, граничные условия при $x = l$), а также соотношения, исходя из выполнения которых определяются значения собственных частот для различных способов закрепления концов балки, приведены в табл. 3.3.

Таблица 3.3 [5]

U	Условия	Соотношения $\Delta(\Omega)$
1	$C_1 \cdot f_{3l}^{(1)} + C_2 \cdot f_{3l}^{(2)} = 0$ $C_1 \cdot f_{4l}^{(1)} + C_2 \cdot f_{4l}^{(2)} = 0$	$f_{3l}^{(1)} \cdot f_{4l}^{(2)} - f_{4l}^{(1)} \cdot f_{3l}^{(2)} = 0$
2	$C_1 \cdot f_{1l}^{(1)} + C_2 \cdot f_{1l}^{(2)} = 0$ $C_1 \cdot f_{2l}^{(1)} + C_2 \cdot f_{2l}^{(2)} = 0$	$f_{1l}^{(1)} \cdot f_{2l}^{(2)} - f_{2l}^{(1)} \cdot f_{1l}^{(2)} = 0$
3	$C_1 \cdot f_{1l}^{(1)} + C_2 \cdot f_{1l}^{(2)} = 0$ $C_1 \cdot f_{4l}^{(1)} + C_2 \cdot f_{4l}^{(2)} = 0$	$f_{1l}^{(1)} \cdot f_{4l}^{(2)} - f_{4l}^{(1)} \cdot f_{1l}^{(2)} = 0$
4	$C_1 \cdot f_{3l}^{(1)} + C_2 \cdot f_{3l}^{(2)} = 0$ $C_1 \cdot f_{4l}^{(1)} + C_2 \cdot f_{4l}^{(2)} = 0$	$f_{3l}^{(1)} \cdot f_{4l}^{(2)} - f_{4l}^{(1)} \cdot f_{3l}^{(2)} = 0$
5	$C_1 \cdot f_{1l}^{(1)} + C_2 \cdot f_{1l}^{(2)} = 0$ $C_1 \cdot f_{4l}^{(1)} + C_2 \cdot f_{4l}^{(2)} = 0$	$f_{1l}^{(1)} \cdot f_{4l}^{(2)} - f_{4l}^{(1)} \cdot f_{1l}^{(2)} = 0$

Выражения для вычисления форм и производных форм приведены в табл. 3.4.

Таблица 3.4 [5]

U	$f_1(x)$	$f_2(x)$
1	$C_1 \cdot [f_1^{(1)}(x) - \frac{f_{3l}^{(1)}}{f_{3l}^{(2)}} \cdot f_1^{(2)}(x)]$	$C_1 \cdot [f_2^{(1)}(x) - \frac{f_{3l}^{(1)}}{f_{3l}^{(2)}} \cdot f_2^{(2)}(x)]$
2	$C_1 \cdot [f_1^{(1)}(x) - \frac{f_{1l}^{(1)}}{f_{1l}^{(2)}} \cdot f_1^{(2)}(x)]$	$C_1 \cdot [f_2^{(1)}(x) - \frac{f_{1l}^{(1)}}{f_{1l}^{(2)}} \cdot f_2^{(2)}(x)]$
3		
4	$C_1 \cdot [f_1^{(1)}(x) - \frac{f_{3l}^{(1)}}{f_{3l}^{(2)}} \cdot f_1^{(2)}(x)]$	$C_1 \cdot [f_2^{(1)}(x) - \frac{f_{3l}^{(1)}}{f_{3l}^{(2)}} \cdot f_2^{(2)}(x)]$
5	$C_1 \cdot [f_1^{(1)}(x) - \frac{f_{1l}^{(1)}}{f_{1l}^{(2)}} \cdot f_1^{(2)}(x)]$	$C_1 \cdot [f_2^{(1)}(x) - \frac{f_{1l}^{(1)}}{f_{1l}^{(2)}} \cdot f_2^{(2)}(x)]$
6		

Краевая задача решается для каждого тона колебаний в отдельности и состоит из нескольких шагов. На каждом шаге решается первая и вторая задачи Коши и проверяется выполнение граничных условий на правом конце балки. Граничные условия для каждого U приведены в правом столбце табл. 4. Решение на каждом шаге вычисляется для определенного значения параметра $\Omega = \omega^2$, входящего в правую часть системы дифференциальных уравнений. Начальные условия перед решением краевой задачи определяются следующим образом. Задается номер nt тона колебаний и приближенные граничные значения области поиска параметра Ω : Ω_r – начальное значение, Ω_k – конечное значение.

Для 1-го тона колебаний ($nt = 1$) $\Omega_r = 0$ и $\Omega_k = \Omega_{nt-1}$, т.е. $\Omega_k = \Omega_0$, где вектор Ω вычислен ранее для однородного стержня с характеристиками B_{cp} и m_{cp} . Для 2-го тона колебаний $nt = 2$, Ω берется равным значению Ω , полученному в результате решения

краевой задачи для первого тона, а $\Omega_k = \Omega_{m-1}$ (то есть $\Omega_k = \Omega_1$) и так далее.

По Ω_k и Ω_r вычисляется шаг решения краевой задачи

$$\delta\Omega = \frac{\Omega_k - \Omega_r}{C},$$

где C – константа, выбирается из диапазона $C \in [3, 10]$.

Вводится переменная j – номер шага решения краевой задачи. Параметр $\Omega = \omega^2$ для j – го шага равен $\Omega_r + \delta\Omega \cdot j$ и определяется непосредственно при описании функции $D(x, f)$, задающей алгоритм вычисления правых частей системы дифференциальных уравнений.

Решение краевой задачи по шагам продолжается до тех пор, пока величина $\Delta(\Omega)$, вычисляемая на каждом шаге и определяемая значениями переменных на правом конце балки не изменит свой знак.

Далее с заданной точностью находится величина параметра Ω , при которой выполняются граничные условия на правом конце и значение искомой частоты.

Используя соотношения из табл.5 можно построить графики форм и производных форм упругих колебаний конструкции. Производные форм находят применение, например, при выборе мест установки чувствительных элементов систем управления РН и КА.

Пример 7

Рассчитать формы, производные форм и частот для нескольких тонов упругих колебаний балки, жесткостные и массовые ха-

раактеристики которой, задаются на 11 участках с помощью векторов B и m соответственно конструкции (см. рис. 3.11).

Тип закрепления концов балки: $U = 1$.

$$B = \begin{pmatrix} 1.75 \cdot 10^3 \\ 1.25 \cdot 10^3 \\ 1.25 \cdot 10^3 \\ 2.5 \cdot 10^3 \\ 2.5 \cdot 10^3 \\ 0.75 \cdot 10^3 \\ 1.5 \cdot 10^3 \\ 1.0 \cdot 10^3 \\ 1.0 \cdot 10^3 \\ 1.5 \cdot 10^3 \\ 1.5 \cdot 10^3 \end{pmatrix} \quad m = \begin{pmatrix} 0.2 \\ 0.9 \\ 0.9 \\ 0.2 \\ 0.2 \\ 1.2 \\ 0.3 \\ 0.8 \\ 0.8 \\ 0.5 \\ 0.5 \end{pmatrix}$$

Рис. 3.11 – Жесткостные и массовые характеристики балки

Программная реализация решения задачи на MathCad приведена на рис. 3.12 – 3.16.

Для расчета характеристик 2-го тона колебаний в программе нужно изменить 2 параметра в составе исходных данных для решения краевой задачи:

$$nt = 2 \text{ и } \Omega r = 126.813.$$

Последняя величина получена при решении краевой задачи для 1-го тона. Для расчета характеристик 3-го тона колебаний поступаем аналогично.

$$B = \begin{pmatrix} 1.75 \cdot 10^3 \\ 1.25 \cdot 10^3 \\ 1.25 \cdot 10^3 \\ 2.5 \cdot 10^3 \\ 2.5 \cdot 10^3 \\ 0.75 \cdot 10^3 \\ 1.5 \cdot 10^3 \\ 1.0 \cdot 10^3 \\ 1.0 \cdot 10^3 \\ 1.5 \cdot 10^3 \\ 1.5 \cdot 10^3 \end{pmatrix} \quad m = \begin{pmatrix} 0.2 \\ 0.9 \\ 0.9 \\ 0.2 \\ 0.2 \\ 1.2 \\ 0.3 \\ 0.8 \\ 0.8 \\ 0.5 \\ 0.5 \end{pmatrix}$$

$$B_{cp} = \frac{\sum_{i=0}^{10} B_i}{11} \quad m_{cp} = \frac{\left(\sum_{i=0}^{10} m_i \right)}{11}$$

$$B_{cp} = 1.5 \times 10^3 \quad m_{cp} = 0.591$$

$$B1(x) = \begin{cases} (1.75 \cdot 10^3) & \text{if } 0 \leq x \leq 1 \\ (1.25 \cdot 10^3) & \text{if } 1 < x \leq 3 \\ (2.5 \cdot 10^3) & \text{if } 3 < x \leq 5 \\ (0.75 \cdot 10^3) & \text{if } 5 < x \leq 6 \\ (1.5 \cdot 10^3) & \text{if } 6 < x \leq 7 \\ (1.0 \cdot 10^3) & \text{if } 7 < x \leq 9 \\ (1.5 \cdot 10^3) & \text{if } 9 < x \leq 11 \end{cases} \quad m1(x) = \begin{cases} 0.2 & \text{if } 0 \leq x \leq 1 \\ 0.9 & \text{if } 1 < x \leq 3 \\ 0.2 & \text{if } 3 < x \leq 5 \\ 1.2 & \text{if } 5 < x \leq 6 \\ 0.3 & \text{if } 6 < x \leq 7 \\ 0.8 & \text{if } 7 < x \leq 9 \\ 0.5 & \text{if } 9 < x \leq 11 \end{cases}$$

$$U = 1$$

$$f10 = \begin{cases} f10_2 = 0 \\ \text{if } U = 2 \vee U = 4 \vee U = 5 \\ \quad \begin{cases} f10_0 = 0 \\ f10_1 = 0 \\ f10_3 = 1 \end{cases} \\ \text{if } U = 1 \vee U = 6 \\ \quad \begin{cases} f10_1 = 0 \\ f10_3 = 0 \\ f10_0 = 1 \end{cases} \\ \text{if } U = 3 \\ \quad \begin{cases} f10_0 = 0 \\ f10_3 = 0 \\ f10_1 = 1 \end{cases} \\ f10 \end{cases}$$

$$f20 = \begin{cases} f20_0 = 0 \\ f20_3 = 0 \\ \text{if } U = 2 \vee U = 3 \vee U = 4 \vee U = 5 \\ \quad \begin{cases} f20_1 = 0 \\ f20_2 = 1 \end{cases} \\ \text{if } U = 1 \vee U = 6 \\ \quad \begin{cases} f20_2 = 0 \\ f20_1 = 1 \end{cases} \\ f20 \end{cases}$$

Рис. 3.12 – Фрагмент примера 7 в MathCad, лист 1

Проверка начальных условий для U=1

$$f10 = \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad f20 = \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

Вычисления корней характеристических уравнений

r = 3

$$\nu = \begin{cases} \nu_0 = 4.73 & \text{if } U = 1 \vee U = 2 \\ \nu_1 = 7.8532 & \text{if } U = 1 \vee U = 2 \\ \text{for } i \in 2..r-1 \\ \nu_i = [2 \cdot (i+1) + 1] \cdot \frac{\pi}{2} & \text{if } (U = 1 \vee U = 2) \wedge r > 1 \\ \nu_0 = \pi & \text{if } U = 3 \\ \nu_1 = 2 \cdot \pi & \text{if } U = 3 \\ \text{for } i \in 2..r-1 \\ \nu_i = (i+1) \cdot \pi & \text{if } U = 3 \wedge r > 1 \\ \nu_0 = 1.8751 & \text{if } U = 4 \\ \nu_1 = 4.6941 & \text{if } U = 4 \\ \text{for } i \in 2..r-1 \\ \nu_i = [2 \cdot (i+1) - 1] \cdot \frac{\pi}{2} & \text{if } U = 4 \wedge r > 1 \\ \nu_0 = 3.9266 & \text{if } U = 5 \vee U = 6 \\ \nu_1 = 7.0685 & \text{if } U = 5 \vee U = 6 \\ \text{for } i \in 2..r-1 \\ \nu_i = [4 \cdot (i+1) + 1] \cdot \frac{\pi}{4} & \text{if } (U = 5 \vee U = 6) \wedge r > 1 \end{cases}$$

j_н = 11

x = 0..10

Начальные условия

Первая задача Коши

Вторая задача Коши

Для :U=1

$$f10 = \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

$$f20 = \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

$$\nu = \begin{pmatrix} 4.73 \\ 7.853 \\ 10.996 \end{pmatrix}$$

$$\Omega_{\text{нн}} = \left(\frac{\nu}{1}\right)^4 \cdot \frac{\text{Бсп}}{\text{мсп}}$$

$$\Omega = \begin{pmatrix} 86.785 \\ 659.457 \\ 2.534 \times 10^3 \end{pmatrix}$$

$$nt = 1 \quad C_{\text{нн}} = 4 \quad \Omega r = 0 \quad \Omega k = \Omega_{nt-1}$$

$$\delta\Omega = \frac{\Omega k - \Omega r}{C} \quad j = 6$$

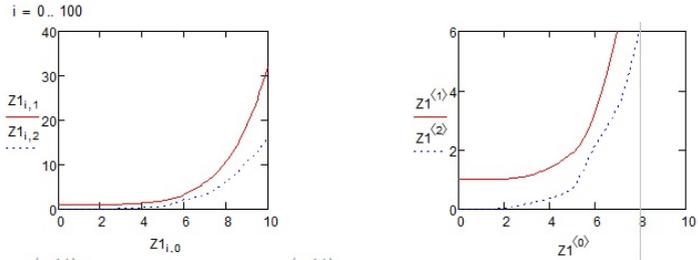
$$D(x, f) = \begin{bmatrix} f_1 \\ \frac{1}{B1(x)} \cdot f_3 \\ (\Omega r + \delta\Omega \cdot j) \cdot m1(x) \cdot f_0 \\ f_2 \end{bmatrix}$$

Z1 = Bulstoer(f10, 0, 10, 100, D)

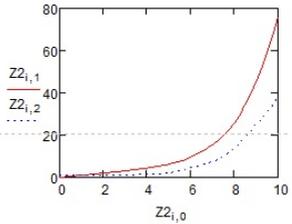
Z1_{100,1} = 32.031

Z1_{100,2} = 15.943

Рис. 3.13 – Фрагмент примера 7 в MathCad, лист 2



$\max(Z1^{(1)}) = 32.031$ $\max(Z1^{(2)}) = 15.943$
 $Z1_{100,1} = 32.031$ $Z1_{100,2} = 15.943$
 $Z2 = \text{Bulstoer}(f20, 0, 10, 100, D)$
 $Z2_{100,1} = 75.77$



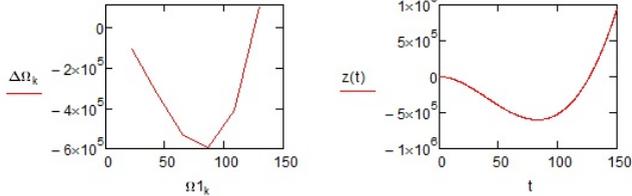
$a1 = Z1_{100,3}$ $a3 = Z2_{100,3}$
 $a2 = Z1_{100,4}$ $a4 = Z2_{100,4}$
 $a = a1 \cdot a4 - a2 \cdot a3$

$a = \begin{cases} a1 & \text{if } U = 1 \vee U = 4 \\ a2 & \text{otherwise} \end{cases}$
 $a2 = \begin{cases} a3 & \text{if } U = 2 \\ a4 & \text{otherwise} \end{cases}$
 $a3 = \begin{cases} a1 & \text{if } U = 1 \vee U = 4 \\ a2 & \text{otherwise} \end{cases}$
 $a4 = \begin{cases} a3 & \text{if } U = 2 \\ a4 & \text{otherwise} \end{cases}$
 $b = a1 \cdot a4 - a2 \cdot a3$
 b

$a = 1.066 \times 10^5$
 $\Delta\Omega = \begin{pmatrix} 0 \\ -1.073 \times 10^5 \\ -3.302 \times 10^5 \\ -5.327 \times 10^5 \\ -5.95 \times 10^5 \\ -4.122 \times 10^5 \\ 1.058 \times 10^5 \end{pmatrix}$

Рис. 3.14 – Фрагмент примера 7 в MathCad, лист 3

$k = 1..j$ $\Omega 1_k = \Omega r + \delta \Omega \cdot k$
 $\Omega 1^T = (0 \ 21.696 \ 43.392 \ 65.089 \ 86.785 \ 108.481 \ 130.177)$
 $\Delta \Omega^T = (0 \ -1.073 \times 10^5 \ -3.302 \times 10^5 \ -5.327 \times 10^5 \ -5.95 \times 10^5 \ -4.122 \times 10^5 \ 1.058 \times 10^5)$
 $S_{\Omega} = \text{cspline}(\Omega 1, \Delta \Omega)$ $z(t) = \text{interp}(S, \Omega 1, \Delta \Omega, t)$



$\text{Kor}(z, x1, x2) = \text{while } |x1 - x2| > \text{TOL}$
 $\quad \left| \begin{array}{l} x3 = \frac{x1 + x2}{2} \\ x1 = x3 \text{ if } \Phi(z(x1)) = \Phi(z(x3)) \\ x2 = x3 \text{ otherwise} \end{array} \right.$

$\text{Kor}(z, 100, 150) = 126.813$

$$\omega 1 = \sqrt{126.813} \quad \omega 1 = 11.261$$

$$\text{ch1} = \frac{\sqrt{126.813}}{2 \cdot \pi} \quad \text{ch1} = 1.792$$

$$Z1^{(1)} = Z1^{(1)} - \frac{a1}{a3} \cdot Z2^{(1)}$$

$$Z1^{(2)} = Z1^{(2)} - \frac{a1}{a3} \cdot Z2^{(2)}$$

$$Z1^{(1)} = \begin{cases} \frac{Z1^{(1)}}{Z1_{0,1}} & \text{if } U = 1 \vee U = 6 \\ \frac{Z1^{(1)}}{Z1_{100,1}} & \text{if } U = 2 \vee U = 4 \vee U = 5 \end{cases}$$

$$Z1^{(2)} = \begin{cases} \frac{Z1^{(2)}}{Z1_{0,1}} & \text{if } U = 1 \vee U = 6 \\ \frac{Z1^{(2)}}{Z1_{100,1}} & \text{if } U = 2 \vee U = 4 \vee U = 5 \end{cases}$$

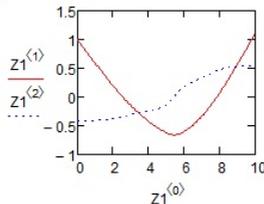


Рис. 3.15 – Фрагмент примера 7 в MathCad, лист 4

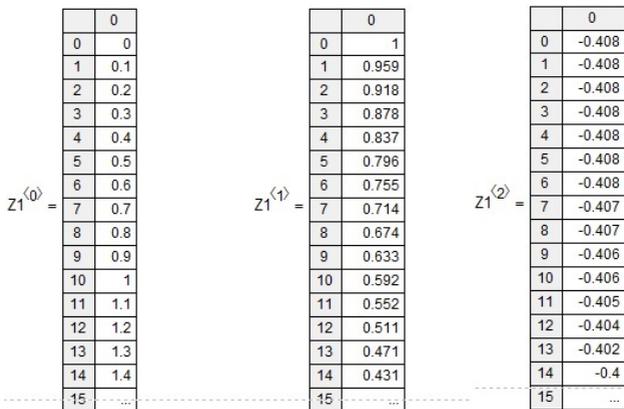


Рис. 3.16 – Фрагмент примера 7 в MathCad, лист 5

Контрольные вопросы

1. Перечислите основные числовые показатели в задачах проектирования ракет-носителей.
2. Выведите уравнение Мещерского.
3. Выведите формулу Циолковского.
4. Что такое потребная характеристическая скорость и на что она расходуется?
5. В чем отличие потребной характеристической скорости от располагаемой характеристической скорости?
6. Какой принцип проектирования заложен в алгоритме определения массовых характеристик из условий обеспечения минимальной стартовой массы РН?
7. Почему одноступенчатая РН при выведении ПН на орбиту Земли является менее выгодной чем многоступенчатая?
8. Перечислите достоинства и недостатки алгоритма определения массовых характеристик из условий обеспечения минимальной стартовой массы РН.

9. Какой принцип проектирования заложен в алгоритме определения массовых характеристик с использованием метода Монте-Карло?

10. Чем алгоритм определения массовых характеристик с использованием метода Монте-Карло отличается от алгоритма определения массовых характеристик из условий обеспечения минимальной стартовой массы РН?

11. Какой принцип проектирования заложен в алгоритме оптимального распределения масс, как задаче математического программирования?

12. Какой принцип проектирования заложен в алгоритме выбора массовых характеристик методом Монте-Карло путем случайного перераспределения характеристической скорости по ступеням?

13. Чем алгоритм выбора массовых характеристик методом Монте-Карло путем случайного перераспределения характеристической скорости по ступеням отличается от предыдущих?

14. Почему изменяется масса РН при изменении количества ступеней?

15. Какой принцип проектирования заложен в алгоритме оптимального распределения масс для РН с тандемно-пакетной схемой соединения блоков?

16. Какое количество ступеней у РН для выведения ПН на околоземную орбиту является оптимальным?

17. Как выглядит уравнение прогибов и уравнение изгибных колебаний балки?

18. Что такое уравнение частот в задаче определения динамических характеристик изгибных колебаний балки?

19. Как выглядит алгоритм расчета форм и частот для балок с переменными по длине жесткостными и массовыми характеристиками?

20. Для чего необходимо рассчитывать конструкции РН и КА на собственные частоты колебаний?

21. Где находит применение знание производных формы упругих колебаний конструкции?

22. Перечислите источники колебания конструкции РН на всех этапах эксплуатации.

23. Меняются или нет собственные частоты колебаний РН в полете и почему?

24. Что такое резонанс? Чем он опасен?

4 МОДЕЛИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

4.1 Моделирование бортовой аппаратуры и компоновка

4.1.1 Основы анализа пространственной компоновки с использованием R -функции

Рассмотрим один из подходов к решению задач твердотельного моделирования конструкций, основанный на применении базовых элементов форм (БЭФ) и программ вычисления R -функций для БЭФ и конструкции в целом. В простейшем случае трехмерный образ поверхности конструкции (КА, РН) может синтезироваться из БЭФ с помощью логических операций «И», «ИЛИ», «НЕ». Информация о способе объединения БЭФ в единую конструкцию (компоновку) содержится в R -функции конструкции. Программа вычисления R -функции конструкции является, в сущности, математическим описанием объемной модели конструкции.

Основное свойство R -функции для выделенной области пространства в рассматриваемом случае состоит в том, что внутри области она положительна, на границе равна нулю, вне области – отрицательна. R -функции всюду непрерывны. Вследствие того, что R -функции несут в себе больше информации, чем обычные булевские функции, использование R -функций гораздо предпочтительнее. Это объясняется тем, что по модулю значения R -функции для точки можно судить о расстоянии этой точки до поверхности тела.

R -функции широко применяются:

- в прикладной геометрии (задачи оптимального раскроя и упаковки, геометрической миниатюризации аппаратуры);
- в программировании математическом (методы отыскания оптимальных решений);

- в механике (контактные задачи теории упругости, изгиб и колебание пластин, кручение стержней сложного сечения);
- электродинамике (расчет полей, задачи дифракции);
- теплофизике;
- гидродинамике;
- в конструктивной теории функций (обобщение формул Тейлора);
- и в других отраслях науки и техники.

Такой широкий диапазон применения R -функций объясняется тем, что с их помощью удалось ввести в классический непрерывный анализ методы конечной математики и алгебры логики. В частности, с их помощью оказалось возможным существенно расширить средства аналитической геометрии, обеспечить возможность построения (в единой аналитической форме) уравнений геометрических объектов практически произвольной формы.

Пусть заданы две области тела A и B пространства с определенными на них R -функциями $R_A(x)$ и $R_B(x)$. Значения R -функций для областей пространства, полученных в результате выполнения операций объединения (4.1), пересечения (4.2), отрицания (4.3), могут быть вычислены с помощью соотношений:

$$R_{A \cap B}(x) = \frac{1}{2} \left(R_A(x) + R_B(x) + \left| R_A(x) - R_B(x) \right| \right) \quad (4.1)$$

$$R_{A \cup B}(x) = \frac{1}{2} \left(R_A(x) + R_B(x) - \left| R_A(x) - R_B(x) \right| \right) \quad (4.2)$$

$$R_{-A}(x) = -R_A(x) \quad (4.3)$$

Рассмотрим базовые элементы форм и программы вычисления R -функций для них.

Шар задается одним параметром – радиусом шара (r). Начало системы координат совпадает с центром шара (рис. 4.1).

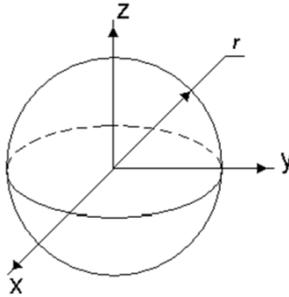


Рис. 4.1 – Шар

Уравнение шара имеет вид:

$$x^2 + y^2 + z^2 = r^2,$$

где r – радиус шара.

Пример

Составить в MathCad код для вычисления R -функции шара.

Так как нас интересует та часть пространства, которая расположена внутри шара, то R -функция внутри шара должна быть больше нуля.

Предикатное уравнение будет иметь вид:

$$D = (r^2 - x^2 - y^2 - z^2 \geq 0).$$

Программа вычисления значения R -функции для шара в точке (x, y, z) представлена на рис. 4.2.

$$\text{Shar}(r, x, y, z) := \begin{cases} r^2 - x^2 - y^2 - z^2 \\ r^2 \end{cases}$$

Рис. 4.2 – Код для вычисления

Проверка работы R -функции:

$\text{Shar}(10,1,3,5) = 65$ – точка находится внутри шара;

$\text{Shar}(10,7,12,5) = -118$ – точка находится снаружи шара.

Произвольный цилиндр задается двумя параметрами – радиусом r и высотой h (рис. 4.3). Пусть начало системы координат совпадает с центром нижнего основания цилиндра. Ось Z совпадает с осью симметрии цилиндра.

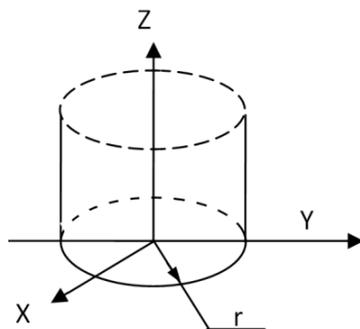


Рис. 4.3 – Произвольный полуцилиндр

Уравнение бесконечного цилиндра имеет вид:

$$x^2 + y^2 = r^2,$$

где r – радиус цилиндра.

Пример

Составить в MathCad код для вычисления R -функции произвольного цилиндра.

Так как нас интересует та часть пространства, которая расположена внутри цилиндра, то R -функция внутри цилиндра должна быть больше нуля. Тогда предикатное уравнение будет иметь вид:

$$r^2 - x^2 - y^2 \geq 0.$$

Это уравнение интересующей нас области пространства, заключенной внутри цилиндра. Её R -функция будет иметь вид:

$$R_A = r^2 - x^2 - y^2.$$

Предикатное уравнение ограничивающих плоскостей по оси z можно составить, предварительно записав два неравенства: $z \geq 0$, $h - z \geq 0$.

Перемножив левые части этих неравенств, получим предикатное уравнение для области пространства, ограниченного двумя плоскостями:

$$z \cdot (h - z) \geq 0.$$

Её R -функция будет иметь вид:

$$R_B = z \cdot (h - z).$$

Предикатное уравнение с учетом операции пересечения R_A и R_B :

$$D = (r^2 - x^2 - y^2 \geq 0) \wedge (z \cdot (h - z) \geq 0).$$

Программа вычисления значения R -функции для произвольного цилиндра представлена на рис. 4.4:

$$\text{cil}(r, h, x, y, z) := \begin{cases} k \leftarrow r^2 - x^2 - y^2 \\ \text{rf} \leftarrow \frac{1}{2} \cdot (k + h \cdot z - z^2 - |k - h \cdot z + z^2|) \\ \text{rf} \end{cases}$$

Рис. 4.4 – Код для вычисления

Уравнение **конической поверхности** (см. рис. 4.5) записывается в форме:

$$\frac{x^2}{r^2} + \frac{y^2}{r^2} - \frac{z^2}{h^2} = 0.$$

Пример

Составить в MathCad код для вычисления R -функции произвольного конуса.

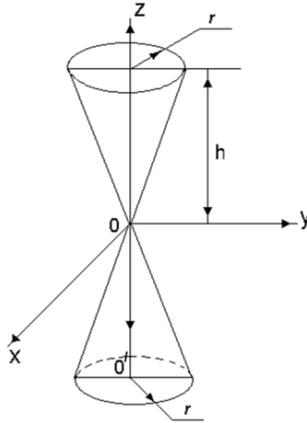


Рис. 4.5 – Коническая поверхность

Конус определяется двумя параметрами – высотой h и радиусом основания r . Конус может быть получен из конической поверхности в результате параллельного переноса системы координат из точки O в точку O' и отсечения частей пространства с координатами $z > h$ и $z < 0$.

Предикатное уравнение для конуса запишется в виде:

$$D = \left(\frac{(z-h)^2}{h^2} - \frac{x^2 + y^2}{r^2} \geq 0 \right) \wedge (z \cdot (h-z) \geq 0).$$

Программа вычисления значения R -функции для конуса представлена на рис. 4.6.

$$\text{con}(r, h, x, y, z) := \begin{cases} k \leftarrow \left(\frac{z-h}{h} \right)^2 - \frac{(x^2 + y^2)}{r^2} \\ \text{rf} \leftarrow \frac{1}{2} \cdot (k + h \cdot z - z^2 - |k - h \cdot z + z^2|) \\ \text{rf} \end{cases}$$

Рис. 4.6 – Код для вычисления

Параллелепипед задается тремя параметрами – длинами ребер a , b , c (см. рис. 4.7).

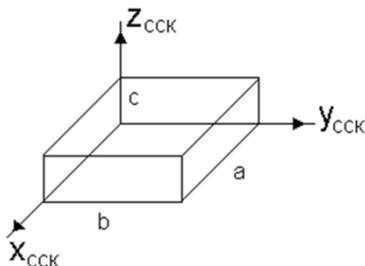


Рис. 4.7 – Параллелепипед

У параллелепипеда плоскости граней параллельны координатным плоскостям. Положим, что одна из вершин параллелепипеда совпадает с началом координат.

Пример

Составить в MathCad код для вычисления R -функции произвольного параллелепипеда.

Предикатное уравнение для параллелепипеда:

$$D = [((c - z) \cdot z \geq 0) \wedge ((b - y) \cdot y \geq 0)] \wedge ((a - x) \cdot x \geq 0).$$

Программа вычисления значения R -функции представлена на рис. 4.8.

$$\text{par}(a, b, c, x, y, z) := \left| \begin{array}{l} k1 \leftarrow c \cdot z - z^2 \\ k2 \leftarrow b \cdot y - y^2 \\ k3 \leftarrow a \cdot x - x^2 \\ rf \leftarrow \frac{1}{2} \cdot \left[\frac{1}{2} \cdot (k1 + k2 - |k1 - k2|) + k3 - \frac{1}{2} \cdot (k1 + k2 - |k1 - k2|) - k3 \right] \\ rf \end{array} \right.$$

Рис. 4.8 – Код для вычисления

Тор задан двумя параметрами (рис.): r_1 – радиус осевой линии тора, r_2 – радиус круга в сечении тора (см. рис. 4.9).

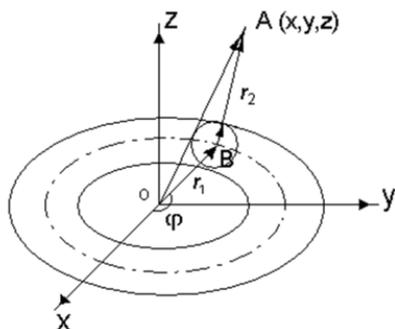


Рис. 4.9 – Тор

Пример

Составить в MathCad код для вычисления R-функции тора.

Через точки O и A (см. рис. 4.9) проведем плоскость перпендикулярную плоскости XOY. Плоскость пересекает осевую линию в точке B.

В качестве значения R-функции в точке A(x,y,z) принимается величина $r_2^2 - |BA|^2$.

Программа вычисления значения R-функции тора представлена на рис. 4.10.

$$\text{tor}(r_1, r_2, x, y, z) := \left| \begin{array}{l} s \leftarrow \text{acos}\left(\frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2}}\right) \\ s \leftarrow -s \text{ if } y < 0 \\ x1 \leftarrow r_1 \cdot \cos(s) \\ (y1 \leftarrow r_1 \cdot \sin(s) \quad z1 \leftarrow 0) \\ r \leftarrow (x - x1)^2 + (y - y1)^2 + (z - z1)^2 \\ rf \leftarrow r_2^2 - r \\ rf \end{array} \right.$$

Рис. 4.10 – Код для вычисления

Бак задан четырьмя параметрами (рис. 4.11): r_1 – радиус цилиндрической обечайки, r_2 – радиус нижнего днища, r_3 – радиус верхнего днища, h – высота цилиндрической обечайки. На параметры накладываются ограничения: $r_2 \geq r_1$, $r_3 \geq r_1$.

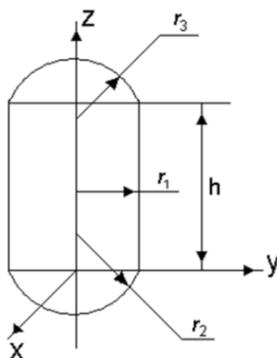


Рис. 4.11 – Бак

Пример

Составить в MathCad код для вычисления R-функции бака.

R-функция бака формируется как R-функция объединения цилиндра и двух шаровых сегментов.

Предикатное уравнение цилиндра:

$$D_{cil} = (r_1^2 - x^2 - y^2 \geq 0) \wedge (z \cdot (h - z) \geq 0).$$

Предикатное уравнение сегмента нижнего основания:

$$D_1 = (r_2^2 - ((x - x_0)^2 + (y - y_0)^2 + (z - z_0)^2) \geq 0) \wedge (z \leq 0),$$

где (x, y, z) – координаты точки, в которой вычисляется значение R-функции;

(x_0, y_0, z_0) – координаты центра шара, из которого вырезается нижний сегмент.

Так как координаты центра шара: $(0, 0, \sqrt{r_2^2 - r_1^2})$, то

$$D_1 = \left(r_2^2 - \left(x^2 + y^2 + \left(z - \sqrt{r_2^2 - r_1^2} \right)^2 \right) \geq 0 \right) \wedge (-z \geq 0).$$

Предикатное уравнение сегмента верхнего основания:

$$D_2 = \left(r_3^2 - \left(x^2 + y^2 + \left(z - h + \sqrt{r_3^2 - r_1^2} \right)^2 \right) \geq 0 \right) \wedge (z - h \geq 0),$$

где $(0, 0, h - \sqrt{r_3^2 - r_1^2})$ – координаты центра шара, из которого вырезан верхний сегмент.

Окончательно предикатное уравнение для бака запишется в виде:

$$D = (D_{cil} \vee D_1) \vee D_2.$$

Программа вычисления значения R -функции бака в точке (x, y, z) представлена на рис. 4.12.

$$\text{bak}(r_1, r_2, r_3, h, x, y, z) := \left| \begin{array}{l} k1 \leftarrow r_1^2 - x^2 - y^2 \\ dcil \leftarrow \frac{1}{2} \cdot (k1 + h \cdot z - z^2 - |k1 - h \cdot z + z^2|) \\ k1 \leftarrow r_2^2 - x^2 - y^2 - \left(z - \sqrt{r_2^2 - r_1^2} \right)^2 \\ d1 \leftarrow \frac{1}{2} \cdot (k1 - z - |k1 + z|) \\ k1 \leftarrow r_3^2 - x^2 - y^2 - \left(z - h + \sqrt{r_3^2 - r_1^2} \right)^2 \\ d2 \leftarrow \frac{1}{2} \cdot (k1 + z - h - |k1 - z + h|) \\ k1 \leftarrow \frac{1}{2} \cdot (dcil + d1 + |dcil - d1|) \\ rf \leftarrow \frac{1}{2} \cdot (k1 + d2 + |k1 - d2|) \\ rf \end{array} \right.$$

Рис. 4.12 – Код для вычисления

Поверхность референц-эллипсоида, определяющего поверхность Земли с учётом слоя высотой ΔH (возвышение местности) можно представить в виде:

$$x^2 + y^2 + z^2(1 + \varepsilon^2) = (ac + \Delta H)^2,$$

где ac – большая полуось эллипсоида;

$\varepsilon^2 = 0.006738525$ – квадрат второго эксцентриситета эллипсоида.

Пример

Составить в MathCad код для вычисления R -функции референц-эллипсоида.

Программа вычисления значения R -функции референц-эллипсоида представлена на рис. 4.13.

$$\text{Rf}(r, \Delta H) := \begin{cases} \left(\varepsilon^2 \leftarrow 0.0067385 \quad ac \leftarrow 6378.14 \quad x \leftarrow r_0 \quad y \leftarrow r_1 \quad z \leftarrow r_2 \right) \\ d \leftarrow (ac + \Delta H)^2 - x^2 - y^2 - z^2 \cdot (1 + \varepsilon^2) \\ d \end{cases}$$

Рис. 4.13 – Код для вычисления

Для проверки работы кода зададим исходные данные:

$$r1 := \begin{pmatrix} 6900 \\ 1000 \\ 500 \end{pmatrix}, \quad r2 := \begin{pmatrix} 4500 \\ 400 \\ 200 \end{pmatrix}, \quad \Delta H := 0.$$

Результат работы программы следующий:

$$\text{Rf}(r1, \Delta H) = -8.181 \times 10^6 ;$$

$$\text{Rf}(r2, \Delta H) = 2.023 \times 10^7 .$$

Знак минус говорит о том, что точка находится вне референц-эллипсоида, а знак плюс – внутри референц-эллипсоида.

Пример

Вычислить расстояния до поверхности референц-эллипсоида из точки, заданной своими координатами в инерциальной системе координат (ИСК), по направлению луча, определяемому ортом e . Координаты орта задаются также в ИСК.

В качестве входных параметров задаются: (X, Y, Z) – координаты точки в ИСК, (e_x, e_y, e_z) – орты направления луча, ΔH – возвышение местности над референц-эллипсоидом.

Если луч пересекается с эллипсоидом, то координаты точки пересечения должны удовлетворять уравнению эллипсоида, с одной стороны, а с другой, должны лежать на луче с координатами:

$$x = X + m \cdot e_x; y = Y + m \cdot e_y; z = Z + m \cdot e_z,$$

где m – искомое расстояние.

Если подставить координаты точки в уравнение эллипсоида, то получим квадратное уравнение относительно m вида:

$$Am^2 + Bm + C = 0,$$

где $A = e_z^2 \varepsilon_2$;

$$B = 2[X \cdot e_x + Y \cdot e_y + Z \cdot e_z (1 + \varepsilon_2)];$$

$$C = X^2 + Y^2 + Z^2 (1 + \varepsilon_2) - (a_c + \Delta H)^2.$$

Решение имеется при $B^2 - 4AC \geq 0$ и имеет вид:

$$m = \min \left(-B - \sqrt{B^2 - 4AC}, -B + \sqrt{B^2 - 4AC} \right) / (2A).$$

В противном случае решения нет, луч проходит мимо эллипсоида.

Программа вычисления расстояния до поверхности референц-эллипсоида представлена на рис. 4.14.

$$\text{Re}(X, Y, Z, ex, ey, ez, \Delta H) := \left\{ \begin{array}{l} a \leftarrow 6378.14, \varepsilon_2 \leftarrow 0.0067385 \\ A \leftarrow 1 + \varepsilon_2 \cdot ez^2 \\ B \leftarrow 2 \cdot [ex \cdot X + ey \cdot Y + ez \cdot Z \cdot (1 + \varepsilon_2)] \\ C \leftarrow X^2 + Y^2 + Z^2 \cdot (1 + \varepsilon_2) - (a + \Delta H)^2 \\ D \leftarrow \sqrt{B^2 - 4 \cdot A \cdot C} \\ R \leftarrow \min\left(\frac{-B - D}{2 \cdot A}, \frac{-B + D}{2 \cdot A}\right) \text{ if } B^2 - 4 \cdot A \cdot C \geq 0 \\ R \end{array} \right.$$

Рис. 4.14 – Код для вычисления

Для проверки работы кода зададим исходные данные.

Если $a = 6378.14$ – большая полуось референц-эллипсоида, то малая полуось референц-эллипсоида равна:

$$b = 6378.14 \cdot \left(1 - \frac{1}{298.26}\right) = 6357.$$

Примем:

$$\text{а) } R_s = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 7357 \end{pmatrix}, e = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ -1 \end{pmatrix}, \Delta H = 0, \text{ тогда получим:}$$

$$\text{Re}(R_{s0}, R_{s1}, R_{s2}, e_0, e_1, e_2, \Delta H) = 1 \cdot 10^3;$$

$$\text{б) } R_{s1} = \begin{pmatrix} 7378.14 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}, e_1 = \begin{pmatrix} -1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}, \Delta H = 0, \text{ получим}$$

$$\text{Re}(R_{s1_0}, R_{s1_1}, R_{s1_2}, e_{1_0}, e_{1_1}, e_{1_2}, \Delta H) = 1 \cdot 10^3;$$

$$\text{в) } R_{s2} = \begin{pmatrix} 7378.14 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}, e_2 = \begin{pmatrix} -0.9 \\ 0.2 \\ 0.387 \end{pmatrix}, \Delta H_1 = 0.5$$

$$\text{Re}(R_{s2_0}, R_{s2_1}, R_{s2_2}, e_{2_0}, e_{2_1}, e_{2_2}, \Delta H_1) = 1,132 \cdot 10^3.$$

4.1.2 Твердые модели бортовой аппаратуры и космического аппарата в первом приближении.

Компоновка космического аппарата

Компоновка КА – это процесс размещения и объединения его составных частей в заданном объеме. Располагаемый объем для компоновки КА определяется совокупностью ограничений.

Компоновка включает:

- определение зоны размещения КА;
- группирование бортового оборудования и выбор геометрической формы КА и его элементов;
- распределение элементов бортовых систем на КА;
- выбор несущего комплекса (несущая схема и конструкция) КА;
- расчет инерционно-массовых характеристик.

В процессе компоновки выстраивают последовательно компоновочную, конструктивно-компоновочную схемы (ККС) и 3D-модель КА. ККС КА – графическое изображение его основных частей, несущих конструкций и связей между ними. При решении компоновочных задач КА различают внутреннюю и внешнюю компоновку [8]: внутренняя – внутри корпуса, внешняя – на корпусе.

Следует обратить внимание на то, что все характеристики КА в той или иной степени зависят от его компоновки. Трудности компоновки усугубляются тем, что требования к ней противоречивы и компоновочные задачи трудно формализуемы. Обычно при компоновке возможно множество решений, от выбора которых зависит качество КА. Нетрадиционные компоновочные схемы подлежат всестороннему исследованию, которое относится к числу актуальных работ. Окончательная проверка правильности компоновочных решений проводится при помощи сложных имитационных моделей КА.

При компоновке КА в первую очередь необходимо обеспечить работу целевой аппаратуры, поэтому необходимо знать требования к ее компоновке на КА. При компоновке платформы КА зачастую приходится работать в условиях недостаточности исходных данных. Поэтому компоновка прорабатывается не только для случая полета, но и для случаев выведения КА на орбиту, его транспортировки и т.д.

При компоновке КА необходимо обеспечить [8]:

- положение КА в полете относительно Земли и вектора скорости;
- отсутствие затенения внешней аппаратуры другой аппаратурой или элементами конструкции;
- защиту КА от воздействия среды, в частности защиту оптических приборов и солнечных батарей от воздействия паров топлива и газов;
- согласование габаритов КА с зоной полезного груза и габаритами средств выведения;
- совместимость габаритов КА и наземных транспортных средств;
- минимизацию массы и объема бортовых обеспечивающих систем и несущего комплекса;
- выполнение требований к КА как объекту управления;
- безопасное разделение частей;
- благоприятный тепловой режим в процессе всей эксплуатации;
- динамическое и радиоэлектронное взаимодействие элементов и частей в составе КА и РКН;
- рациональное по времени проведение монтажно-демонтажных работ при изготовлении и эксплуатации;
- технологические ограничения и требования;
- надежность и живучесть несущего комплекса и др.

После определения перечня бортовой аппаратуры, расчета их массовых и габаритных характеристик и выбора компоновочной схемы элементы распределяют по несущему комплексу.

Внутри корпуса размещаются АБ, приборы СУ, БЦВМ, акселерометры, двигатели-маховики, КДУ с топливными баками и другая БА, не требующая внешнего размещения.

Вне корпуса размещаются антенно-фидерные устройства (АФУ), солнечная батарея (СБ) с механизмами раскрытия и фиксации, приводы СБ, солнечные датчики, звездные датчики.

На корпусе размещаются – тепловые радиаторы, теплозащитное покрытие, экрановакуумная теплоизоляция (ЭВТИ), батарея фотоэлектрическая (БФ) (при необходимости).

При первом построении рекомендуется выбрать простую компоновочную схему. Усложняют ее по мере необходимости. Таким же образом поступают при разработке ККС.

Предварительному выбору компоновки предшествует анализ существующих схем и в первую очередь схем КА-аналогов, а также требований к ним. Анализируется возможность использования существующих, хорошо зарекомендовавших себя компоновок, которые удовлетворяют требованиям новой разработки.

Аэродинамическая схема важна для низкоорбитальных КА, поскольку на этих орбитах аэродинамические моменты значительны. В этом случае КА можно разделить на две группы по расположению относительно поверхности Земли (рис. 4.15):

- с горизонтальной схемой;
- с вертикальной схемой.

В горизонтальной схеме продольная ось КА располагается по вектору скорости. Достоинством этой схемы является: небольшое сечение мишени КА и, следовательно, минимальные расходы топлива на поддержание орбиты. Недостаток – сложность размещения длиннофокусных оптических устройств [9].

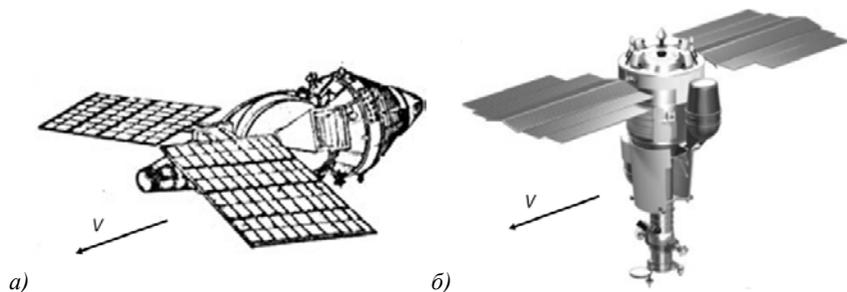


Рис. 4.15 – Аэродинамические схемы КА:
a – горизонтальная схема; *б* – вертикальная схема

В вертикальной схеме продольная ось КА в процессе полета ориентирована по местной вертикали. Достоинством этой схемы является удобство размещения на КА длиннофокусных оптических устройств, солнечных батарей, антенных устройств связи со спутниками – ретрансляторов. Недостаток – большое миделево сечение, приводящее к увеличению возмущающих аэродинамических моментов относительно центра масс.

Условно компоновку можно разделить:

- на геометрическую;
- инерционно-массовую;
- функциональную;
- конструктивно-силовую;
- аэродинамическую.

Главные критерии качества компоновки КА:

- обеспечение максимальной эффективности целевого оборудования;
- минимальная масса элементов конструкции и бортового оборудования;
- минимальный расход энергии рабочего тела и электроэнергии;

- требуемая надежность элементов конструкции и систем бортового оборудования;
- унификация элементов конструкции КА и бортового оборудования;
- трудозатраты и стоимость изготовления КА;
- эксплуатационные затраты, как сумма работ по монтажу, демонтажу, наладке приборов с учетом графиков их обслуживания и замены, а также с учетом показателей надежности элементов (например, наработки на отказ).

Рассмотрим пример, когда исходные данные для компоновки берутся из программы «Sintez».

Построение КА ДЗЗ следует начинать с построения отдельных приборов и блоков. Характеристики отдельных систем и блоков, по которым формируется 3D-модель, берутся из файла с результатами.

Необходимо брать следующие характеристики: масса, объем, диаметр (если есть), длина (если есть), плотность, количество и др. Как правило, большинство приборов будут представлять собой прямоугольный параллелепипед, для построения которого потребуются значения:

- массы;
- объема;
- пропорций корпуса прибора;
- средняя плотность компоновки.

Построение модели выполняется в любой САД системе (программное обеспечение (ПО) Solid Works, КОМПАС, и т.д.).

Для построения 3D-модели прибора необходимо приравнять к выражению для пропорций корпуса объем, полученный по результатам расчета. Из данного уравнения можно найти размеры сторон прибора.

Далее следует построить модель прибора. После построения прибора следует присвоить данной модели определенную плотность с тем, чтобы масса модели соответствовала расчетной массе КА. Сделать это можно в соответствующих разделах ПО. Например, в ПО Solid Works необходимо зайти во вкладку «Анализировать», далее «Массовые характеристики». В открытом окне можно увидеть массово-геометрические характеристики прибора. Объем прибора должен совпадать с расчетным. Далее устанавливаем требуемую плотность. Нажимаем кнопку «Параметры», ставим флажок «Использовать параметры пользователя» и вводим среднюю плотность компоновки прибора, которую берем из файла с расчетами. Нажимаем кнопку «ОК» и проверяем результат. Масса прибора должна стать равной расчетной.

Далее формируется модель сборки. Для этого открывается новая сборка, в которую по порядку добавляются все построенные приборы.

Теперь путем передвижений и применения сопряжений необходимо разместить все приборы в область, близкую по форме к прямоугольному параллелепипеду (или другую, выбранную вами – см. материал далее). При этом необходимо выдерживать расстояние между приборами (40–60 мм) и требование к минимальному свободному объему. Указанное расстояние предусматривается с целью обеспечения работ монтажников при сборке КА.

После того, как все приборы, включая баки, размещены в нужной области, приступаем к построению корпуса. Для этого необходимо измерить расстояние между крайними точками сборки по трем взаимно перпендикулярным осям. Эти измерения и будут размерами корпусных панелей. Обратите внимание, что приборы крепятся непосредственно на панелях, поэтому измерять нужно именно расстояние между крайними плоскостями крайних приборов сборки. Также учтите, что панели имеют определенную тол-

щину, соответствующую выбранному типу: сотопанель, фрезерованная панель и проч. а их соединение схематично выглядит так, как показано на рис. 4.16.

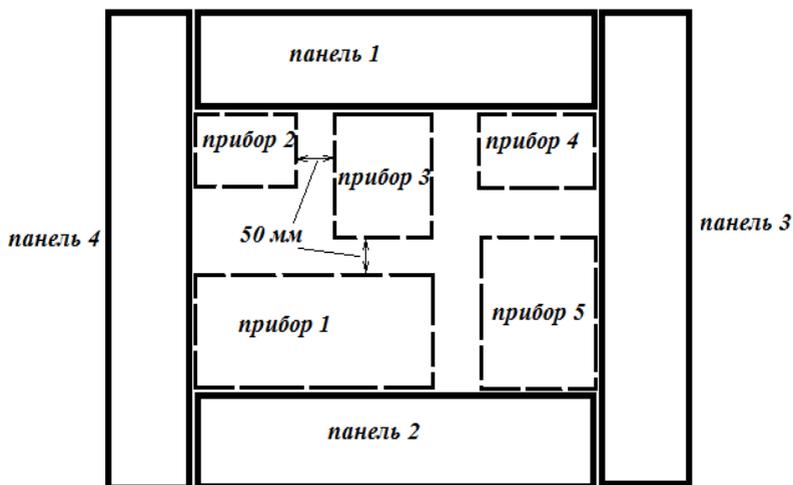


Рис. 4.16 – Схема компоновки МКА

Таким образом, к измеренным расстояниям в некоторых случаях необходимо добавить еще толщины панелей, чтобы обеспечить их правильную стыковку.

Предлагается на выбор три различных вида компоновки:

а) системы компонуются вокруг целевой аппаратуры (ЦА), например, объектива (рис. 4.17);

б) системы компонуются в отдельном отсеке (рис. 4.18);

в) все системы и объектив компонуются в одном отсеке прямоугольного вида (рис. 4.19).

Компоновка КА для первой итерации может выглядеть так, как представлено на рис. 4.20.

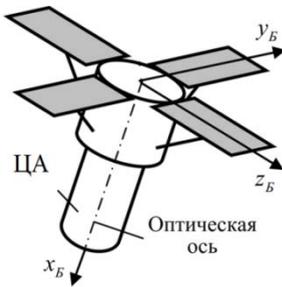


Рис. 4.17 – Компоновка вокруг ЦА

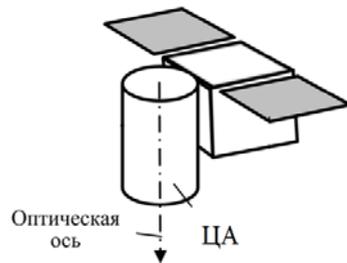


Рис. 4.18 – Компоновка ЦА на корпусе

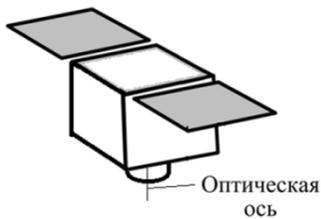


Рис. 4.19 – Компоновка внутри корпуса

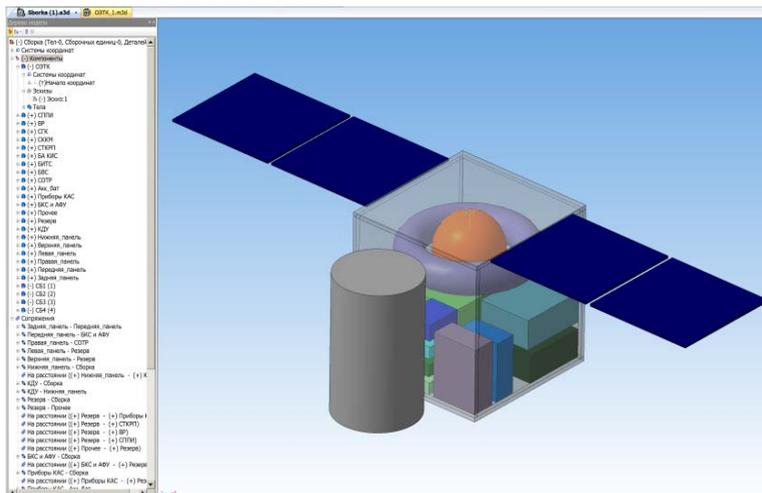


Рис. 4.20 – Компоновка КА для первой итерации

4.1.3 Инженерная модель бортовой аппаратуры, разработанная на основе габаритного чертежа

Модель бортовой аппаратуры для КА может быть разработана на основе габаритных чертежей (ГЧ). ГЧ предназначен для выполнения проектно-конструкторских работ при создании изделия. ГЧ содержит необходимые габаритные и установочные размеры, посадочные плоскости прибора, сведения о моментах инерции и положении центра масс и другие сведения, необходимые для компоновщика изделия или отсека. Указанные сведения расположены на видах чертежа, а также над основной надписью чертежа. Для разработки твердотельной модели потребуется изучение следующих сведений ГЧ:

- геометрия прибора;
- размеры прибора, влияющие на габариты;
- места размещения разъемов;
- места размещения зон разъемов и зон обзора;
- масса прибора.

Пример ГЧ приведен на рис. 4.21.

Результатом разработки твердотельной модели является сборка, состоящая из следующих частей:

- модели прибора (одна или несколько деталей);
- модели зоны разъемов (одной или нескольких);
- модели зоны обзора (одной или нескольких) – при необходимости.

Модель зоны обзора выстраивается согласно данным ГЧ. Зона обзора представляет собой ту зону, которая не должна затеняться никаким внешним элементом КА для нормальной работы прибора. Зона не является материальным объектом, однако очень важна для правильного расположения прибора и окружающих его внешних приборов и конструкции.

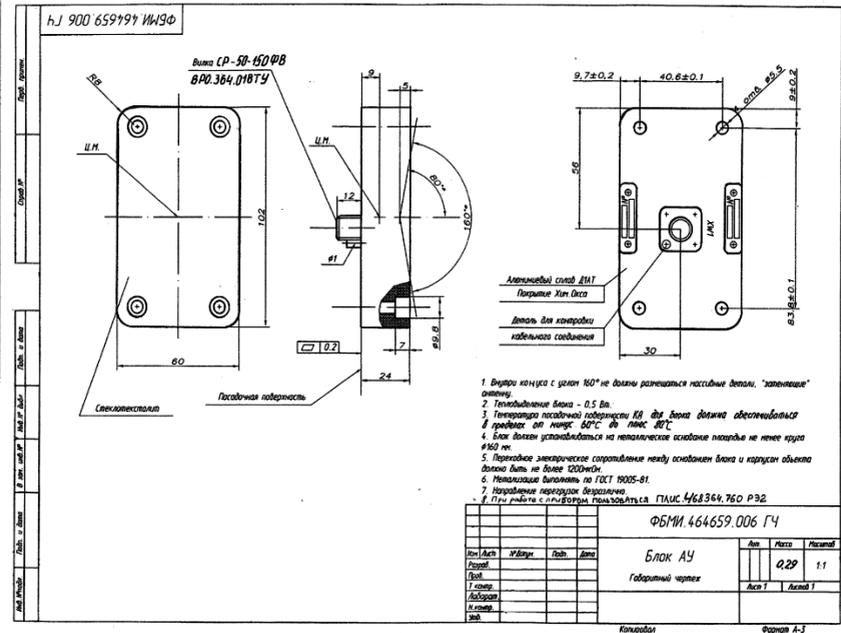


Рис. 4.21 – ГЧ на блок антенного устройства для КА

Зона разъемов может быть не указана в ГЧ. Зона разъемов представляет собой зону, в которой после сборки находятся соединяющая приборы бортовая кабельная сеть. В этой зоне не должны размещаться никакие другие приборы или их зоны. Данная зона также не является материальным объектом, однако очень важна для правильного расположения прибора в условиях наличия других приборов и конструкции.

На рис. 4.22 показан пример выполнения модели сборки прибора, содержащего зону обзора.

Результатом компоновки второй итерации модель КА еще более прорабатывается. Уточняется взаимное размещение аппаратуры, прокладка бортовой кабельной сети, центровка аппарата, суммарная масса аппаратуры на каждой панели корпуса и т.д.

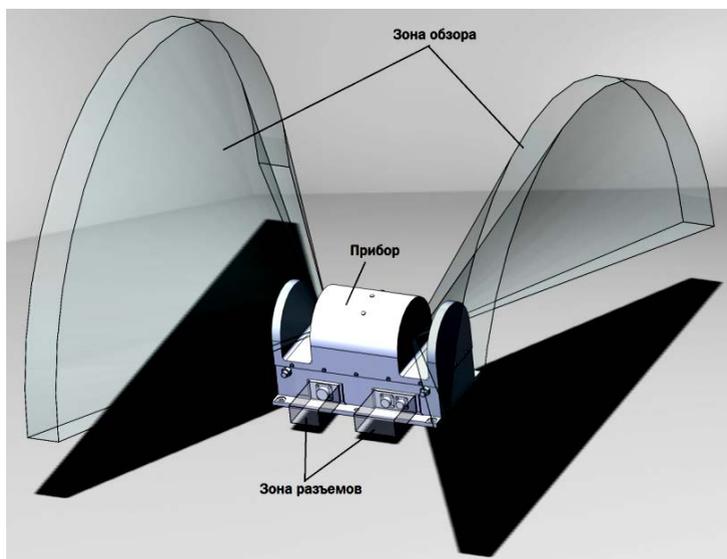


Рис. 4.22 – Сборка прибора

Кроме указанных выше критериев компоновки, учитываются следующие ограничения:

- максимальное удаление магнитометра от электромагнитов;
- блок передатчика расположен максимально близко к антенне ВРЛ;
- аккумуляторная батарея размещена максимально близко к СБ;
- АФУ и электромагниты размещаются снаружи корпуса;
- минимальная длина и масса бортовой кабельной сети;
- удовлетворение требований по размещению центра масс полезной нагрузки РН;
- удовлетворение требований установки под обтекатель РН, особенно при попутном запуске.
- оптимальная форма с точки зрения баллистики и энерго-схема, если СБ расположена на корпусе;

- оптимальное размещение аппаратуры и агрегатов КА, обеспечивающее требуемый температурный фон для всей бортовой аппаратуры, удобство работы при подготовке к запуску;
- минимальное перемещение центра масс и изменение момента инерции при расходовании топлива;
- возможность совершенствования КА в пределах данной конструкции;
- относительная простота изготовления и сборки;
- и прочее.

Пример разработки компоновки второй итерации приведен на рис. 4.23.

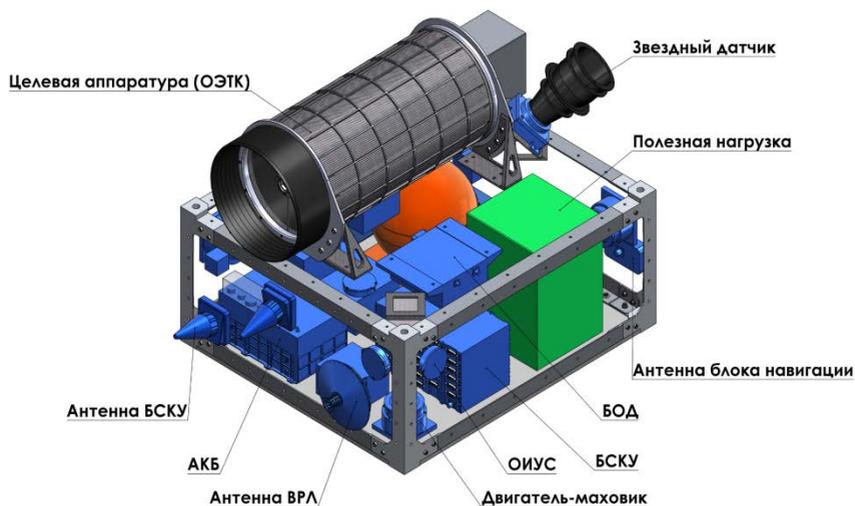


Рис. 4.23 – Компоновка КА для второй итерации

В процессе дальнейшего проектирования становится все меньше неизвестной информации относительно бортовой аппаратуры, конструкции и КА в целом, средства запуска и других организационно-технических факторах. Компоновка одной из оконча-

тельных итераций приведена на рис. 4.24. На рисунке показана компоновка корпусной панели МКА ДЗЗ. Видны приборы, бортовая кабельная сеть (БКС), закладные элементы крепления наружной аппаратуры.

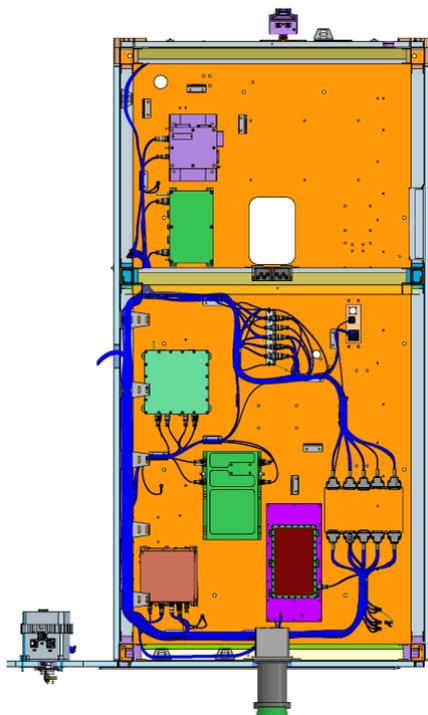


Рис. 4.24 – Компоновка КА на заключительном этапе конструирования

4.1.4 Инженерная модель космического аппарата, разработанная под руководством принципов нисходящего проектирования

Модели МКА ДЗЗ могут создаваться в соответствии с методикой нисходящего проектирования, как например, в системе автоматизированного проектирования Creo Parametric 2.0 [10].

В процессе моделирования разрабатываются:

- эскизная модель (модель мастер-геометрии) или управляющая сборка проектанта (УСП);
- управляющая модель или управляющая сборка конструктора (УСК);
- модель сборки.

Эскизная модель создается в целях обеспечения более детальной эскизной проработки проекта – определение концептуального облика изделия.

Эскизная модель предназначена для:

- определения предварительного расположения бортового состава;
- предварительной прорисовки конструктивного облика МКА с учётом основных трас БКС.

К примеру, сборка одного из перспективных малых КА ДЗЗ (см. рис. 4.25) содержит 129 файлов.

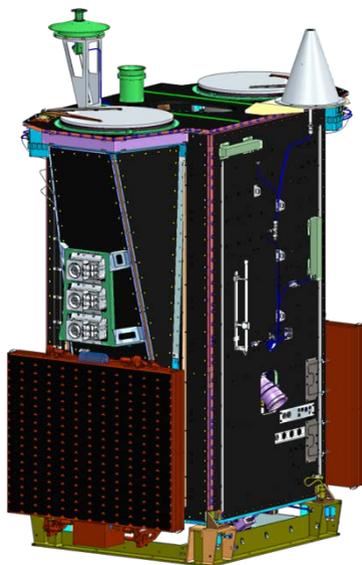


Рисунок 4.25 – Общий вид изделия

Работа с перемещением БА проводится в модели мастер-геометрии КА007.0000-001УСП, где в дереве можно увидеть размещение групп с наименованием систем координат (рис. 4.26, 4.27). Модели блоков аппаратуры привязаны к системам координат мастер-геометрии.

Для просмотра модели необходимо запустить головной файл «КА007_0000-0USP.asm». Создание моделей деталей в данной сборке может выполняться несколькими сотрудниками, однако с головной сборкой (создание комбинированных представлений) сотрудники могут работать только по очереди.

Управляющая модель создана в целях обеспечения более детальной проработки конструктивного облика изделия. Модель является управляющей структурой конструктора и предназначена для проведения изменений в моделях последующих уровней.

В модели 200.0000-0УСК работа подразделяется на работу в головной сборке и работу в подборках. Представления модели могут создаваться как в головной сборке, так в подборках, а также в моделях, предназначенных для передачи исходных данных – моделях распределения пространства.

Структура модели представлена на рис. 4.28.

В модели 200.0000-0УСК приведено разделение изделия на составные части – структура изделия.

Комбинированные представления создаются аналогично построению в модели КА007.0000-0УСП.

В подборках создаются данные, необходимые для объединения информации сборки по назначению отверстий и отработки этапности изготовления отверстий, привязок и передачи на последующие уровни, включая. Таким образом организуется совместная (параллельная) работа с изделием. Работа с комбинированными представлениями в каждой сборке осуществляется последовательно.

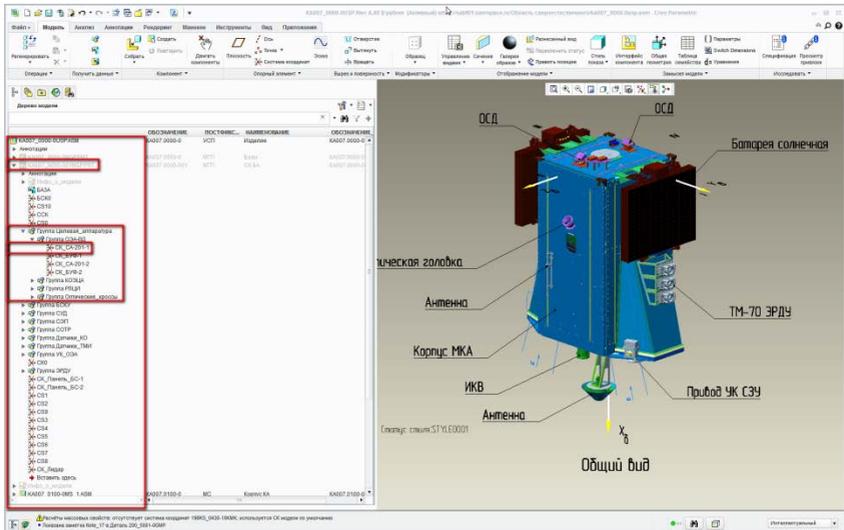


Рис. 4.26 – Работа с моделью КА007.0000-001УСП

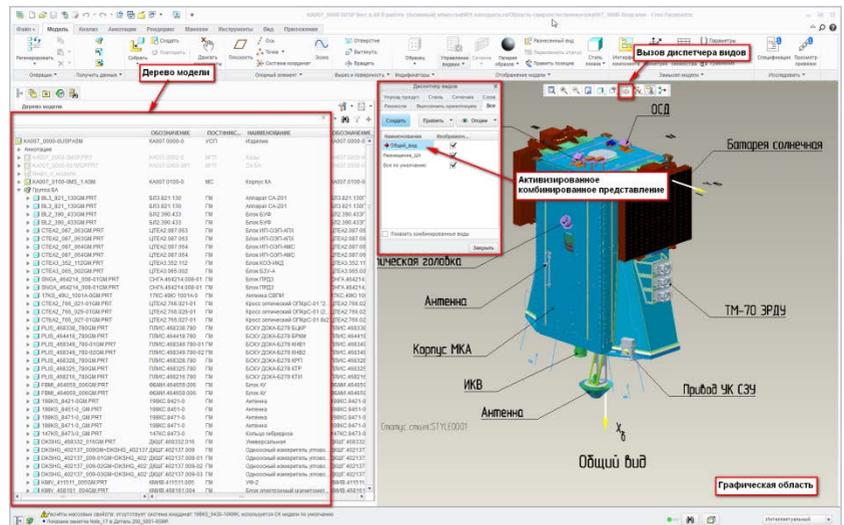


Рис. 4.27 – Просмотр модели КА007.0000-001УСП

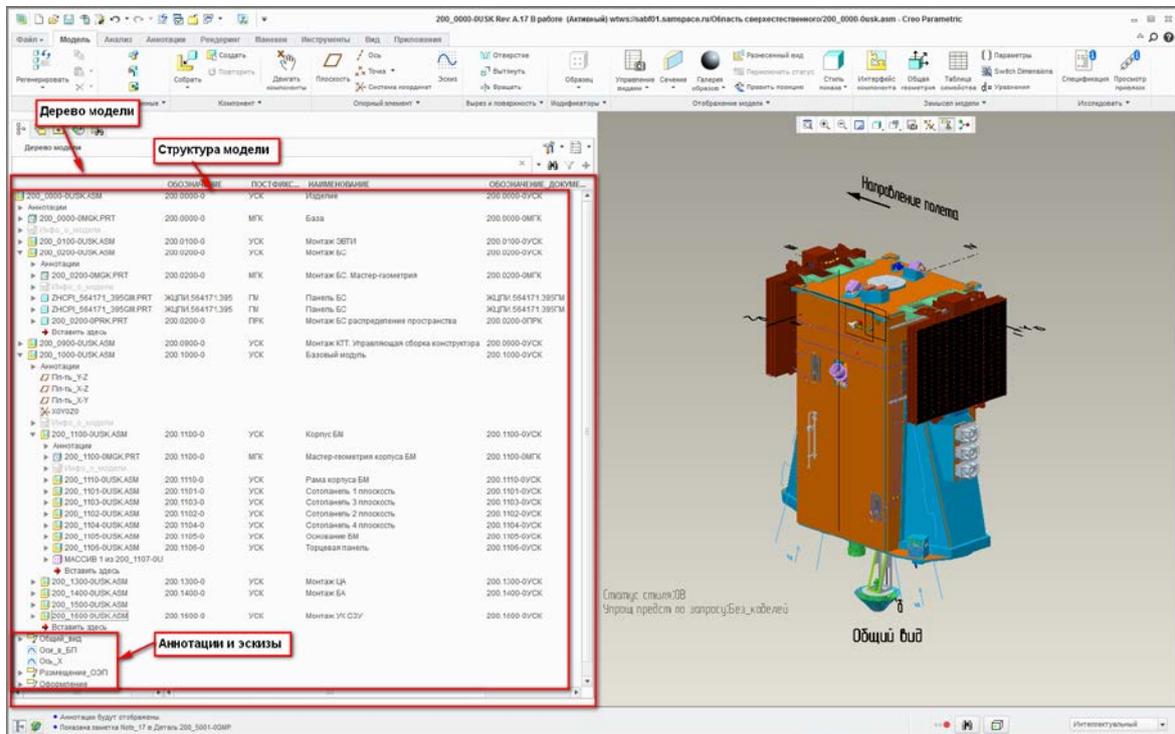


Рис. 4.28 – Структура модели 200.0000-0YUSK

Модель сборки создана в целях обеспечения этапа разработки макетной КД на КА. Модель 200.0000-0МС является уникальной полной моделью КА и содержит все входящие в неё компоненты.

Структура сборки соответствует структуре 200.0000-0УСК и представлена на рис. 4.29.

Учитывая большое число компонентов, для обеспечения работоспособности головной сборки были созданы электронные макеты сборочных единиц (МСЕ). МСЕ содержат облегчённую геометрию сборочных единиц (групп, подгрупп, узлов) входящих в изделие (головную сборку 200.0000-0МС) и создаются одной моделью, что, во-первых, облегчает работу с моделями верхних уровней, а во-вторых, позволяет снизить время работы с проектом в целом.

Модели созданы на основе 200.0000-0УСК, а так же КА007.0000-0УСП.

В подборках настроены комбинированные представления, которые дают полное представление о внешнем и внутреннем устройстве изделия (рис. 4.30, 4.31).

Если необходима корректировка в части корпусных деталей, то доработка в отдельных случаях может быть выполнена без изменения управляющей структуры.

Если необходимо перемещение компонентов либо добавление новых, то необходимо вначале внести изменения в соответствующие под сборки 200.0000-0УСК. Заключительный этап – регенерация соответствующих подборок (деталей).

Разработанная макетная КД (3D-модели с комбинированными представлениями) представляет собой электронный макет изделия КА, который позволяет провести технологические проработки, а так же работы по изготовлению и сборке изделия.

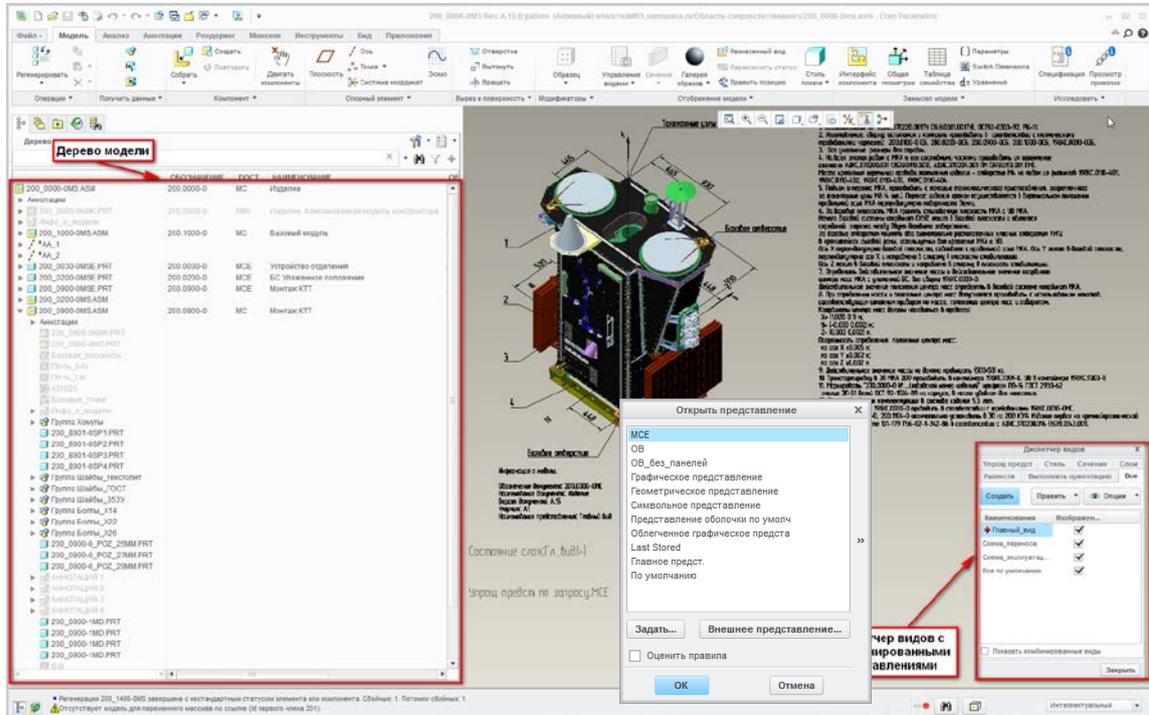


Рис. 4.29 – Работа с моделью 200.0000-0МС и её структура

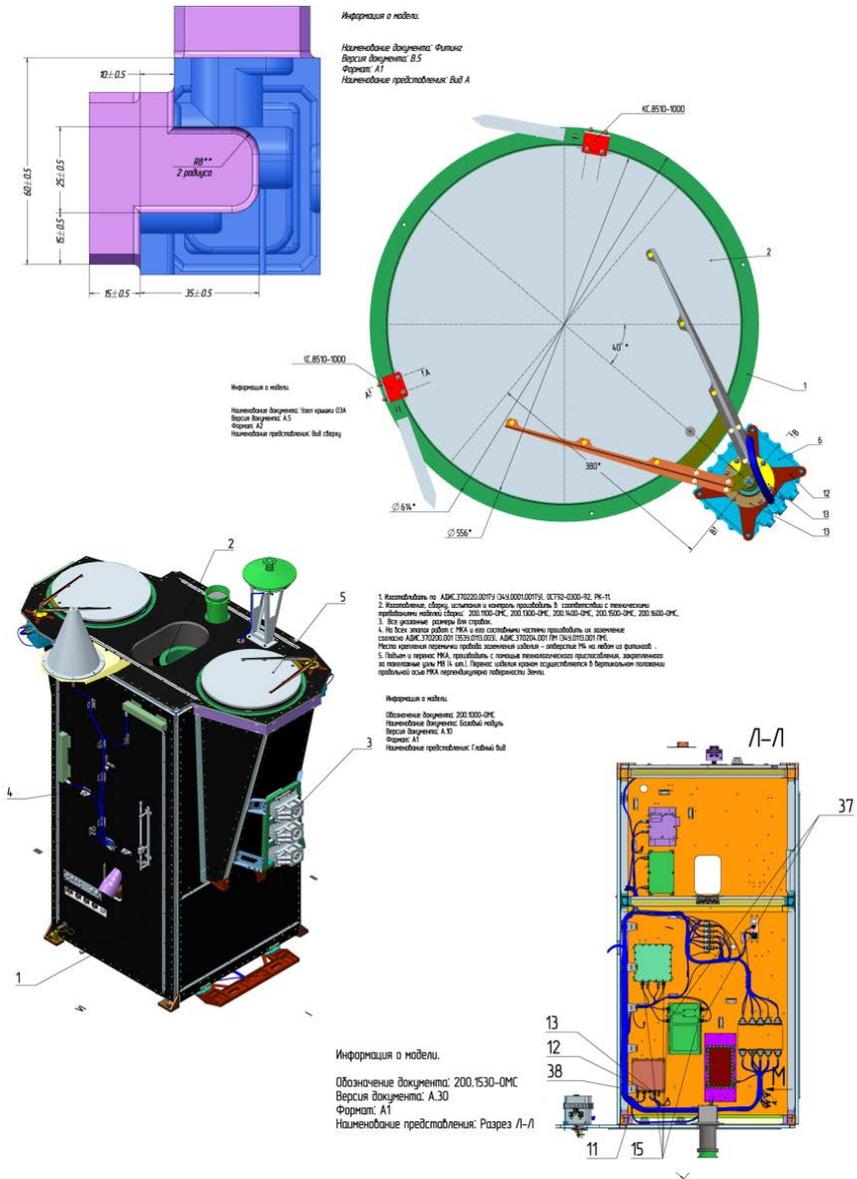


Рис. 4.30 – Отображение комбинированных представлений в подборках

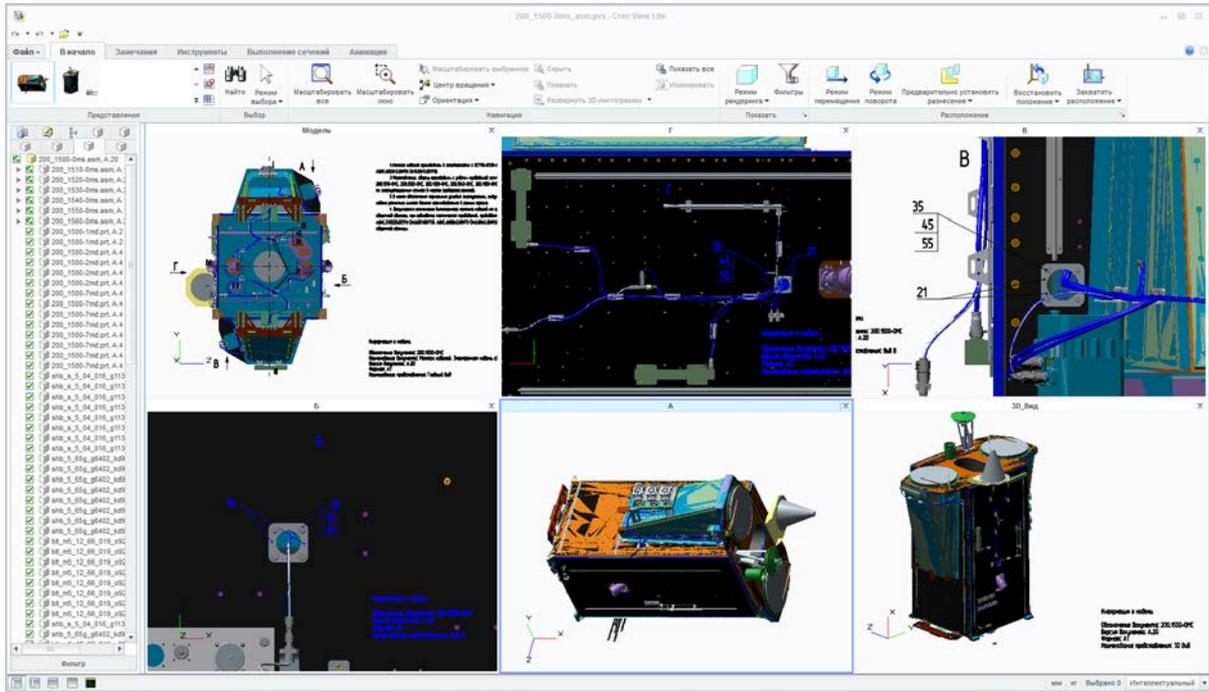


Рис. 4.31 – Отображение комбинированных представлений в Creo View

4.2 Моделирование энергобаланса космического аппарата дистанционного зондирования Земли

4.2.1 Схема функционирования космического аппарата и циклограмма энергопотребления

Для анализа энергобаланса необходимо знать:

- параметры рабочей орбиты;
- компоновочную схему КА в части размещения ЦА и СБ, возможности переориентации СБ, а также затенения СБ;
- режимы ориентации КА на типовых витках полета. Это необходимо для определения освещенности БФ;
- характеристики СЭП, такие, как площадь БФ, емкость АБ, КПД БФ, КПД АБ, и проч.;
- энергопотребление всей БА во всех режимах ее работы;
- циклограммы включения БА в различные режимы.

Параметры рабочей орбиты, как правило, определяются на самых ранних этапах проектирования КА, как и его компоновка. А вот режимы ориентации могут еще некоторое время уточняться, являясь предметом энергетической и организационной оптимизации.

Для КА ДЗЗ свойственны следующие режимы ориентации:

- вхождение в сеанс связи с НКУ и закладка на борт рабочей программы или другой информации или передача на наземный комплекс приема информации (НКПИ) целевой или телеметрической информации. При этом КА ориентируется приемными или передающими антеннами на Землю. Такой тип ориентации условно называется «ориентация в орбитальной системе координат (ОСК)»;

- построение трехосной ориентации в инерциальной системе координат (ИСК) (с ориентацией БФ на Солнце). Это требуется для восполнения заряда АБ. Такой тип ориентации условно называется «солнечная ориентация» (СО);

– проведение съемки Земли. При этом КА ориентируется в гармонической орбитальной системе координат (ГОСК).

Для реализации указанных режимов КА совершает соответствующие пространственные развороты.

Для КА ДЗЗ, с классической схемой компоновки оптикоэлектронной аппаратурой (ОЭА), СБ, чувствительных элементов СУД и антенн бортового комплекса управления и ЦА схема функционирования выглядит следующим образом (см. рис. 4.32). В то время, когда КА не совершает целевую работу (съемку поверхности Земли) или передачу целевой информации на НКПИ, он совершает орбитальный полет в СО. Интервал съёмки Земли располагается только на световой части витка.

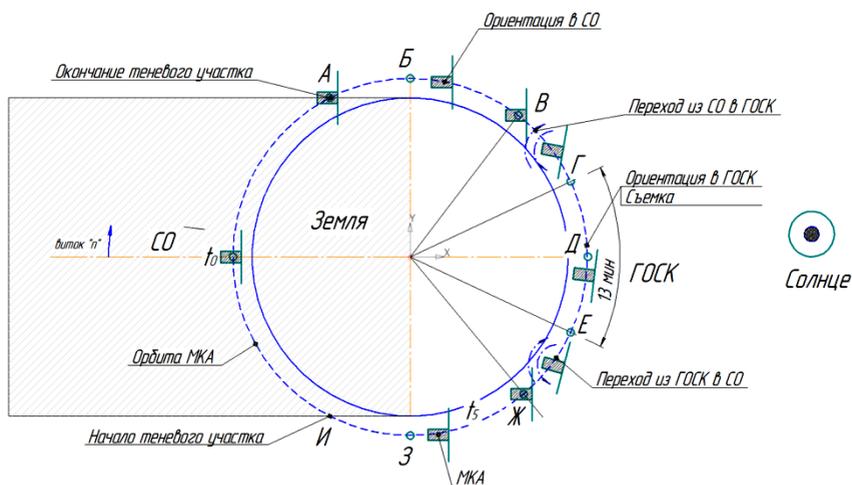


Рис. 4.32 – Схема полета МКА с ОЭА

Перенацеливание осей визирования ЦА при съемке осуществляется разворотом корпуса КА. Максимальная суммарная продолжительность съёмки на витке определяется требованиями ТТЗ и объясняется:

- необходимостью передачи накопленной целевой информации на НКПИ;
- необходимостью включения двигательной установки в целях коррекции параметров орбиты;
- необходимостью подзарядить АБ, емкость которой не восполнена;
- необходимостью проведения других технологических операций.

В отличие от КА с ОЭА, спутник с радиолокационной аппаратурой совершает орбитальный полёт при постоянной СО. Такая ориентация позволяет большую часть времени иметь возможность подзаряжать АБ. Интервал времени работы ЦА при этом может располагаться как на световой, так и на теневой части витка. На участке работы ЦА и в сеансе связи с НКПИ должна обеспечиваться ориентация КА в ОСК.

Планирование работы аппаратуры ДЗЗ также должно осуществляться с учётом обеспечения на борту заданного теплового режима и энергобаланса.

В процессе работы ЦА выполнение программных разворотов не предусматривается. Программные развороты реализуются, например, при последовательном снятии нескольких маршрутов, произвольно расположенных относительно подспутниковой точки.

При попадании КА в зоны радиовидимости наземных средств на борт передается информация для управления КА или сбрасывается телеметрическая информация (ТМИ) и целевая информация. Обычно, количество попаданий МКА в зону видимости одного НКУ – от 5 до 6 раз в сутки. Для проектных расчетов принимается равным 5.

Кроме того, возможен режим неориентированного полёта (НП), в который КА переходит при отказе системы управления движением (СУД).

При нарушении энергобаланса в НП в случае глубокого разряда АБ в СЭП должно предусматриваться отключение выходного напряжения СЭП на время полного заряда АБ от БС.

В течение всего срока активного существования (Тас) проводятся уточнения параметров движения центра масс (ПДЦМ) КА с использованием аппаратуры спутниковой навигации, а также маневры поддержания параметров орбиты и трассы полета.

Циклограмма энергопотребления представляет собой график энергопотребления бортовой аппаратурой на рассматриваемом временном интервале. С учетом вышесказанного циклограмма энергопотребления КА ДЗЗ для типового витка полета может выглядеть так, как показано на рис. 4.33. В соответствии с данной циклограммой график зависимости $\cos\alpha = f(t)$ представлен на рис. 4.34.

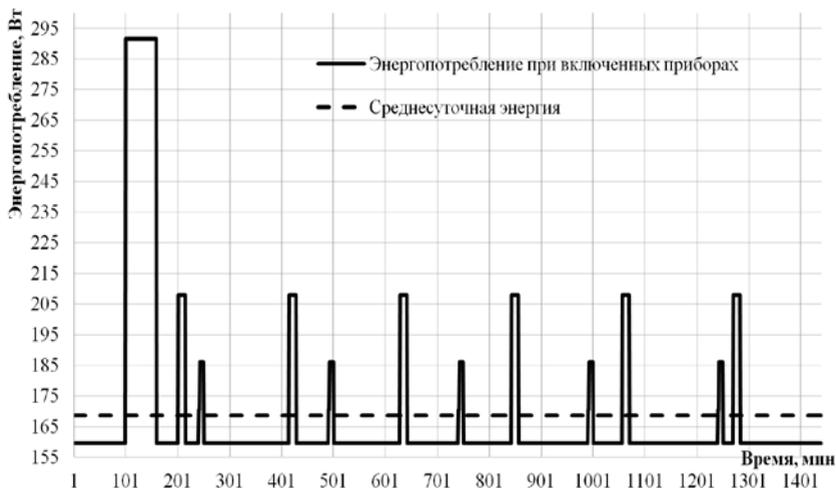


Рис. 4.33 – Циклограмма энергопотребления КА ДЗЗ для типового витка полета

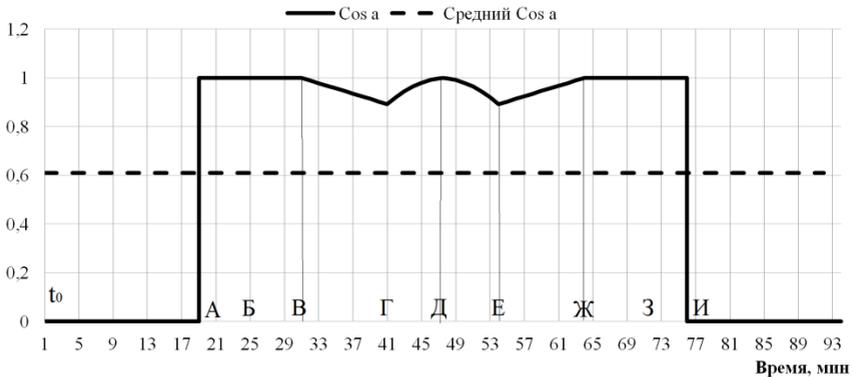


Рис. 4.34 – График зависимости $\cos \alpha = f(t)$

4.2.2 Математическая модель системы электропитания

Требуемая мощность БФ на конец срока активного существования определяется согласно выражению [11]:

$$P_{\text{БФ}} = \frac{P_{\text{н ср сут}} + P_{\text{СЭП}}}{\eta_{\text{КАС}} \cdot \eta_{\text{АБ}} \cdot \overline{\cos \alpha}},$$

где $P_{\text{н ср сут}}$ – среднесуточная мощность нагрузки;

$P_{\text{СЭП}}$ – собственное потребление системы электропитания;

$\eta_{\text{КАС}}$ – среднее значение КПД комплекса автоматики и стабилизации напряжения (КАС);

$\eta_{\text{АБ}}$ – среднее значение КПД АБ;

$\overline{\cos \alpha}$ – средний (интегральный) за виток полета КА косинус угла между направлением на Солнце и нормалью к поверхности БФ, который определяется по следующей зависимости:

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

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

Площадь БФ определяется через удельную мощность БФ на конец срока активного существования T_{ac} :

$$S_{БФ} = \frac{P_{БФ}}{P_{уд}},$$

где $S_{БФ}$ – площадь БФ;

$P_{уд}$ – удельная мощность БФ.

Необходимая емкость АБ определяется по соотношению

$$C = \frac{W_{АБ}}{U_{ср.р}},$$

где $W_{АБ}$ – необходимая энергия АБ;

$U_{ср.р}$ – среднее значение разрядного напряжения аккумуляторной батареи.

Необходимая энергия АБ определяется по формуле:

$$W_{АБ} = \frac{(P_{Н}^T + P_{сэп})\tau_T + (P_{Н}^{АН} + P_{сэп})\tau_{АН}}{\eta_{ру} \cdot \eta_{зу}},$$

где $P_{Н}^T$ – среднее значение мощности нагрузки на теневом участке;

$P_{Н}^{АН}$ – средняя мощность нагрузки на участке работы аппаратуры наблюдения;

τ_T – длительность теневого участка орбиты;

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

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

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

Далее, при необходимости, определяются массы составных элементов СЭП.

4.2.3 Модель энергобаланса

Модель энергобаланса КА можно представить в виде неравенства:

$$W_{BC} \leq W_{CB} + W_{AB},$$

где W_{BC} – энергия, необходимая для работы бортовых систем в течении рассматриваемого промежутка времени t ;

W_{CB} – энергия, получаемая от СБ;

W_{AB} – энергия, получаемая от АБ.

Энергия, необходимая для работы бортовых систем, вычисляется по формуле:

$$W_{BC} = N_{BC} \cdot t.$$

Модель энергопотребления бортовых систем КА можно представить в виде выражения:

$$N_{BC} = N_{OC} \cdot N_{ЦС}.$$

где N_{OC} – мощность обеспечивающей систем,

$N_{ЦС}$ – мощность целевых систем.

Мощность обеспечивающих систем вычисляется по формуле:

$$N_{OC} = \sum_{i=1}^n N_{OCi,j},$$

где $N_{OCi,j}$ – мощность системы;

i – идентификационный номер системы;

j – режим работы КА;

n – количество обеспечивающих систем.

Мощность целевых систем в зависимости от режима работы либо принимается равной 0 (КА не выполняет никаких целевых задач), либо вычисляется в зависимости по формуле:

$$N_{ЦС} = \sum_{i=1}^m N_{ЦСi,j},$$

где $N_{ЦСi,j}$ – мощность целевой системы;

i – идентификационный номер системы;

j – режим работы КА;

m – количество целевых систем.

$N_{Oci,j}$ и $N_{Цci,j}$ находятся из циклограмм работы целевых и обеспечивающих систем.

В качестве накопителей энергии применяются, как правило, АБ, хотя возможны и другие виды накопителей, такие как электроконденсаторные, маховичные и сверхпроводящие соленоиды. Накопители энергии предназначены для накопления излишков энергии на участках работы потребителя с малой нагрузкой и расходования энергии, когда потребляемая энергия превосходит возможности источника энергии.

Глубина разряда АБ определяется следующим образом:

$$Q_{pn}^i = Q_{pn}^{i-1} + \Delta Q_{pn}^i,$$

где Q_{pn}^i – глубина разряда n -й АБ на конец i -го временного интервала;

Q_{pn}^{i-1} – глубина разряда n -й АБ по завершении $i-1$ временного интервала;

ΔQ_{pn}^i – количество электричества, сообщённого АБ или на заряде, или отданное АБ на разряде на i -ом интервале (А*Ч). Если $Q_{pn}^i < 0$, то $Q_{pn}^i = 0$. При $i = 1$ значение $Q_{pn}^{i-1} = Q_{pn}^i$, последнее на предыдущем участке.

$$\Delta Q_{pn}^i = I_{АБn}^i \cdot \Delta t_i,$$

где $I_{АБn}^i$ – ток n -й аккумуляторной батареи в А;

Δt_i – длительность i -го интервала времени.

Направление тока заряд разряд АБ определяется неравенством:

$$P_{БФ}^i - (P_n^i + P_{соб}) > 0, \quad (4.4)$$

где $P_{БФ}^i$ – мощность БФ на i -ом интервале времени, Вт;

P_n^i – мощность нагрузки, Вт;

$P_{соб}$ – собственное потребление СЭП, Вт.

Мощность на i -ом интервале, заданная циклограммой, рассчитывается по формуле:

$$P_n^i = I_n^i \cdot 27,0,$$

где I_n^i – ток нагрузки на i -ом интервале.

Модель мощности, вырабатываемой энергоустановкой спутника можно представить в следующем виде:

$$N_{СБ} = N_{удСБ}^S \cdot S_{СБ} \cdot \cos \alpha,$$

где $N_{удСБ}^S$ – удельная мощность, снимаемая с единицы площади СБ при условии максимальной освещенности [Вт/м²];

$S_{СБ}$ – площадь СБ;

$\cos \alpha$ – косинус угла между направлением на Солнце и нормалью к поверхности СБ.

Как правило, ток разряда АБ ограничивается. Если по результатам расчета $I_{АБn}^i > 15$ то $I_{АБn}^i = 15$ А.

При невыполнении неравенства (4.4) расчёт тока производить по формуле для расчёта разрядного тока АБ [7]:

$$I_{АБn}^i = K_p^{АБn} \cdot \frac{P_n^i - 0,93 \cdot P_{БФ}^i}{27,6 \cdot N_{АБ}},$$

где $K_p^{АБn}$ – коэффициент, учитывающий характеристики каждой АБ при разряде в течение заданного ресурса. В начале эксплуатации $K_p^{АБn} = 1$.

Для расчёта суммарной глубины разрядам используем выражение:

$$Q_{Сум,pi} = \sum_0^{n=5} Q_{pn}^i < Q_{max}.$$

4.2.4 Моделирование энергоданса

На основе описанных выше моделей, а также с учетом других моделей и алгоритмов, учитывающих условия функционирования КА ДЗЗ, может быть разработано ПО, с помощью которого можно

анализировать энергобаланс КА с имитацией реальных условий эксплуатации. Один из существующих методов имитационного моделирования с учетом энергобаланса рассмотрен в [12].

ПО для имитационного моделирования может представлять собой набор инструментов, позволяющих:

- осуществлять имитационное моделирование полёта КА и его целевого функционирования;
- рассчитывать различные показатели функционирования элементов бортовых систем КА (эффективность работы панелей СБ, энергопотребление);
- осуществлять визуальный контроль орбитального движения КА, его нахождения в солнечном пятне или в тени;
- производить ввод сложных структурированных исходных данных, таких как геометрические параметры космического аппарата и циклограмма энергопотребления бортовых систем

Главное окно подобного программного обеспечения представлено на рис. 4.35.

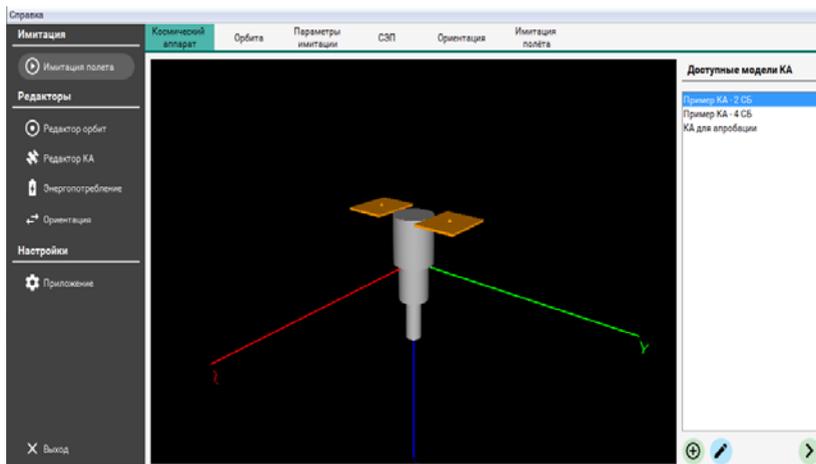


Рис. 4.35 – Основное окно программы

В левой части этого окна расположена панель навигации, содержащая кнопки переключения между основными инструментами приложения:

- «Имитационное моделирование полёта КА»;
- «Редактор орбит»;
- «Редактор геометрии космического аппарата»;
- «Редактор схемы энергопотребления»;
- «Редактор схемы ориентации в процессе полёта»;
- «Настройки приложения».

Программное обеспечение предоставляет пользователю набор редакторов, с помощью которых производится ввод исходных данных. Исходные данные делятся на несколько независимых групп:

1. «Геометрические параметры КА»;
2. «Параметры орбиты»;
3. «Схема энергопотребления КА»;
4. «Схема ориентации КА».

Эти группы исходных данных могут задаваться независимо друг от друга с помощью соответствующих редакторов. При этом введенные данные могут быть сохранены на диск изолированно друг от друга, что позволяет комбинировать различные исходные данные (например, расчет энергобаланса одного КА при движении по различным орбитам).

Так, ввод исходных данных по геометрическим параметрам КА осуществляется в редакторе КА, окно которого приведено на рис. 4.36.

Геометрическая модель КА формируется из геометрических примитивов, таких как параллелепипед, сфера, цилиндр, конус и панель. Стоит отметить, что расчет мощности, производимой СБ в процессе полета, напрямую зависит от пространственного положения панели (учитывается при расчете $\cos\alpha$) и площади панели.

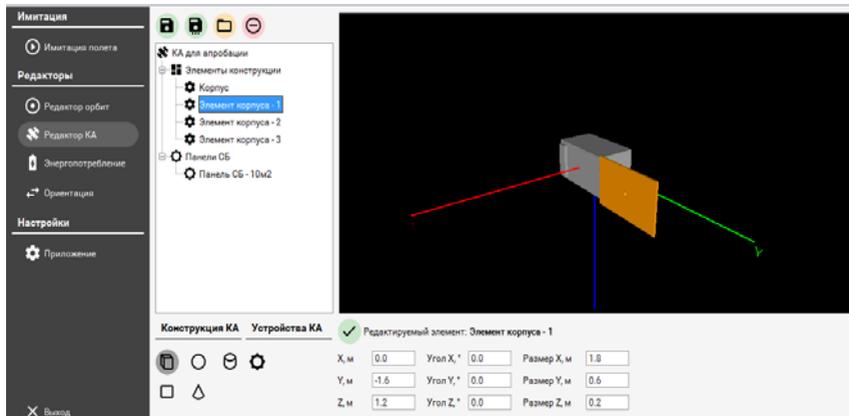


Рис. 4.36 – Редактор геометрии КА

Размеры и пространственное положение элементов КА задается в системе координат XYZ, где ось Y совпадает с направлением полёта КА, X совпадает по направлению с вектором, направленным от КА к центру Земли, а ось Z – дополняет систему координат до правой тройки. Пространственное положение каждого элемента задается путем ввода его координат X, Y, Z (положение центра элемента), а также трех углов вращения относительно этих же осей (для некоторых элементов ввод углов поворота не требуется – например, для сферы).

Аналогичным образом устроен редактор орбит, изображенный на рис. 4.37.

В левой части панели редактора орбит расположены поля для ввода параметров орбиты. В нижней части панели расположены справочные элементы – продолжительность витка на данной орбите, а также поле для ввода проверочной даты (изменяя дату в данном поле или с помощью ползунка, можно посмотреть, как меняется положение орбиты, Земли и Солнца в зависимости от времени).



Рис. 4.37 – Редактор орбит

Ввод исходных данных по схеме ориентации КА производится в соответствующем редакторе, окно которого изображено на рис. 4.38. Под схемой ориентации подразумевается набор правил, по которым КА совершает отклонения по углам тангажа и крена в процессе полёта.

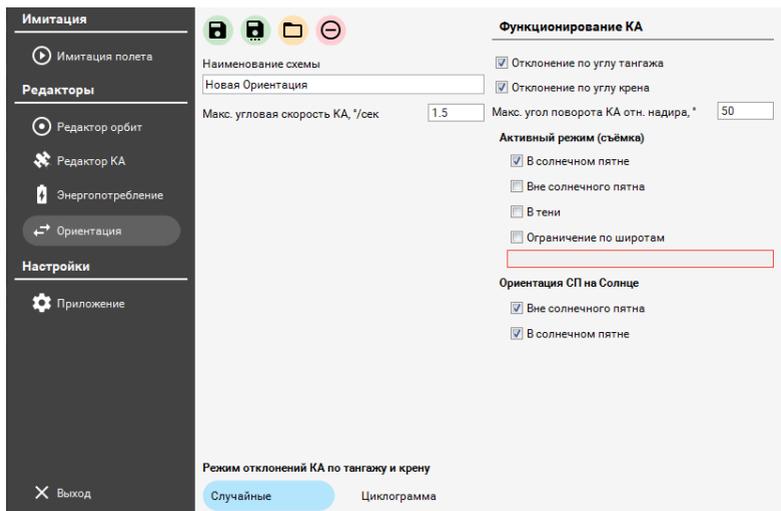


Рис. 4.38 – Ввод данных по схеме ориентации КА

Приложение позволяет использовать два различных режима задания схемы ориентации КА:

- случайные отклонения по тангажу и крену;
- циклограмма отклонений по тангажу и крену.

Помимо активного режима, предусмотрен режим ориентации КА панелями СБ на Солнце. Полет КА в таком режиме возможен в двух областях – в световом пятне и вне его, но не в тени. Ориентация КА панелями СБ на Солнце возможна только в том случае, если КА на данном участке не совершает съемку.

В случае, если выбран режим отклонений КА по заданной циклограмме, окно ввода данных принимает вид, представленный на рис. 4.39.

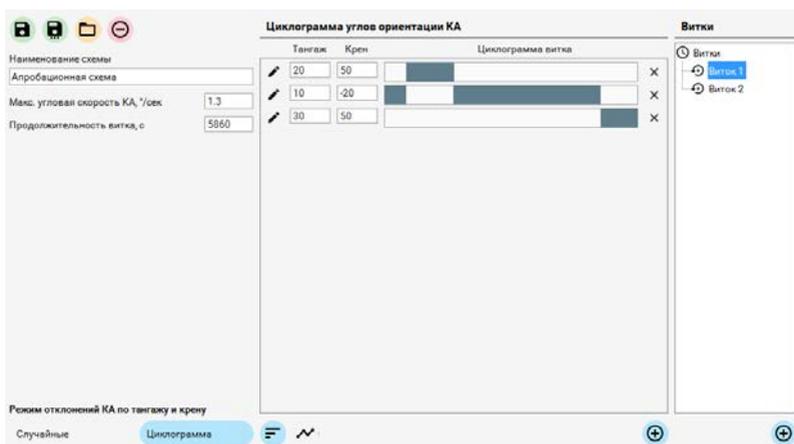


Рис. 4.39 – Ввод данных по циклограмме отклонений КА

В центральной части данной панели расположен список различных углов отклонения КА. В данном примере КА функционирует только в трех различных положениях. Для каждого положения задаются временные интервалы, в которых КА должен принимать заданное положение.

Исходные данные по схеме энергопотребления задаются в редакторе, окно которого приведено на рис. 4.40.

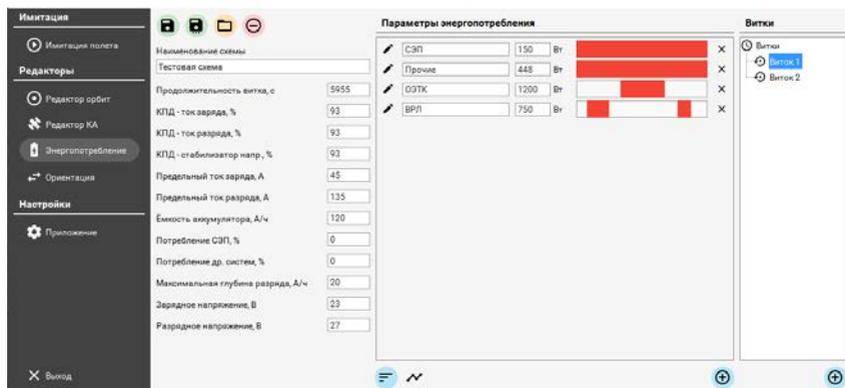


Рис. 4.40 – Редактор схемы энергопотребления

Под схемой энергопотребления понимается совокупность исходных данных, описывающих параметры СЭП и циклограмму потребления энергии бортовой аппаратурой КА.

В данном редакторе задаются:

- параметры СЭП (поля для ввода в левой части панели);
- циклограмма энергопотребления.

Данные по циклограмме энергопотребления задаются аналогично циклограмме ориентации КА. Но, в отличие от угла тангажа и крена, вводятся название БА и мощность энергопотребления в активном режиме. Ввод интервалов, на которых работает та или иная БА, полностью аналогичен вводу данных по интервалам положения КА по углам тангажа и крена.

Для отображения циклограммы суммарного энергопотребления необходимо нажать на кнопку-переключатель с изображением графика в нижней части экрана (рис. 4.41).

Для того, чтобы запустить имитацию полёта, необходимо выбрать соответствующий пункт меню навигации.

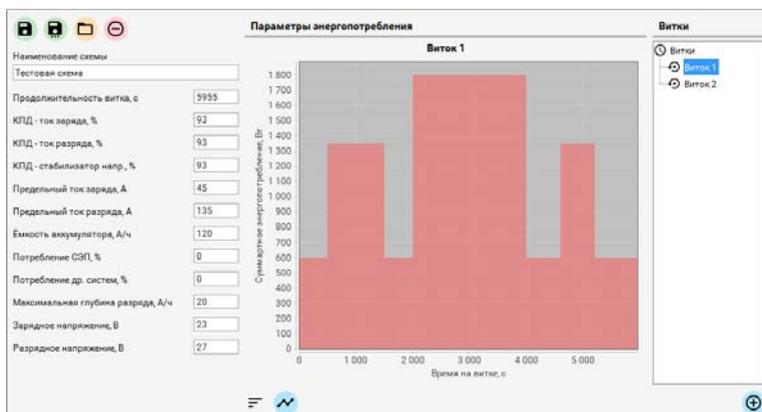


Рис. 4.41 – Суммарная циклограмма энергопотребления

После этого необходимо последовательно выбрать:

- модель КА, для которого проводится моделирование полёта;
- орбиту КА;
- параметры имитации (вводятся каждый раз заново);
- схему энергопотребления;
- схему ориентации КА в полёте.

После того, как все необходимые исходные данные введены, приложение отобразит окно имитации полёта (рис. 4.42).

В процессе имитации приложение производит расчеты, записывая их результаты во временные файлы на диск. Окно с результатами имитации приведено на рис. 4.43 – 4.45.

Показатели работы панелей СБ представлены на рис. 4.43 по отдельным виткам и по суткам полёта.

В зависимости от выбранного в древе временных интервалов (в левой части панели) элемента отображается график среднего $\cos\alpha$ выбранной панели СБ или интегральное значение по всем панелям СБ. Панель СБ можно выбрать в списке в правой части экрана.

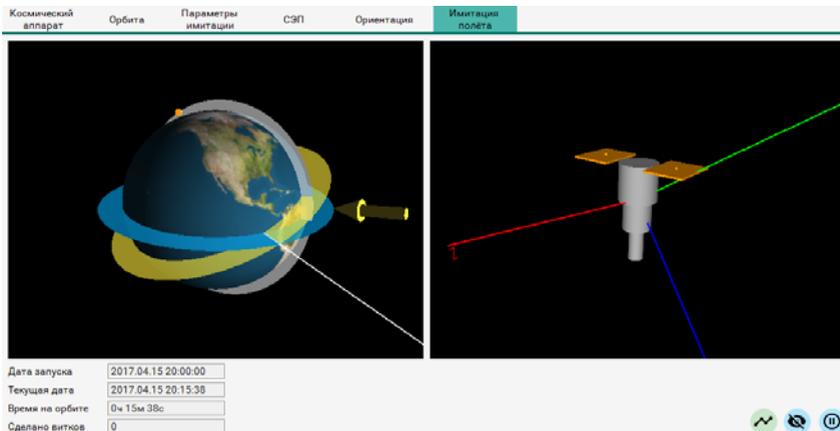


Рис. 4.42 – Панель имитации полёта КА

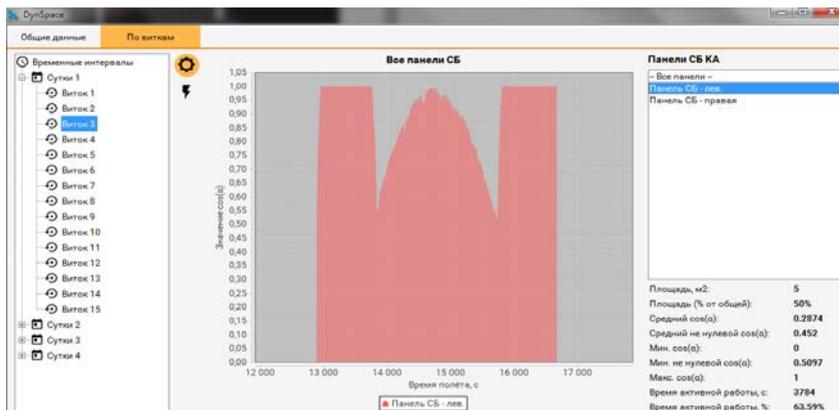


Рис. 4.43 – График и значения $\cos\alpha$ на отдельном витке

Аналогичным образом отображается информация по суткам полёта (рис. 4.44).

Для отображения информации по СЭП необходимо нажать на кнопку-переключатель с изображением молнии. В результате этого появится панель, демонстрирующая графики изменения параметров СЭП (рис. 4.45):

- потенциальная мощность;
- энергопотребление;
- дефицит мощности СБ;
- избыток мощности СБ;
- ток заряда СБ;
- ток разряда СБ;
- заряд АБ.

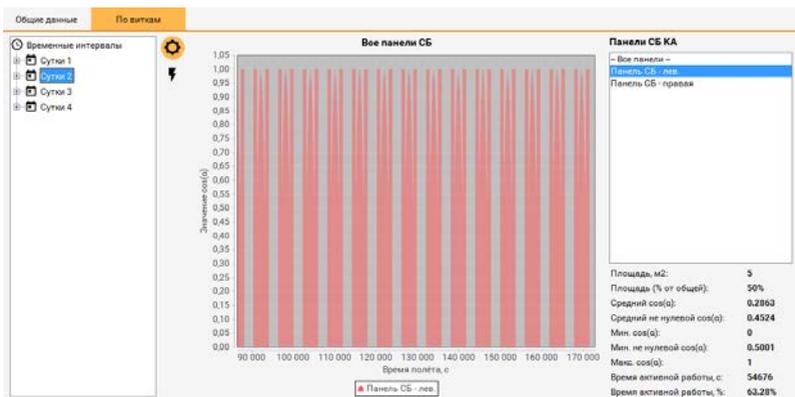


Рис. 4.44 – График и значения $\cos\phi$ за сутки полёта



Рис. 4.45 – Графики дефицита мощности и заряда аккумулятора за виток

4.3 Автоматизированная система управления

4.3.1 Основные сведения

Наблюдаемое в настоящее время интенсивное развитие космических средств зондирования Земли обусловлено эффективностью решения с их помощью множества задач производственно-экономического и научно-технического назначения. Следует учитывать, что требования к управлению КА ДЗЗ с точки зрения требуемых точностей, динамики управления, автономности, производительности КА и других характеристик оказываются, как правило, выше, чем для автоматических КА другого назначения [13]. Поэтому решения, которые будут рассматривать далее, имеют достаточно универсальный характер и находят отражение в структуре и математических моделях автоматизированной системы управления (АСУ) КА, в структуре и математических моделях бортового программного обеспечения (БПО), в характеристиках систем бортового комплекса управления (БКУ) и аппаратуры зондирования (АЗ).

АСУ осуществляет управление полётом КА и создается в виде двух комплексов управления: БКУ и НКУ, связанных между собой командной радиолинией управления и радиолинией бортовой телеметрической системы.

Управляющая информация передается на борт КА в виде команд управления, а также в виде специально организованных информационных массивов рабочей программы (РП). Контрольная информация принимается с борта КА, как правило, в виде информации оперативного контроля (ИОК) и ТМИ.

Характеристики АСУ КА в значительной степени определяют проектно–конструкторские решения по КА и прямо влияют на реализацию требуемых целевых параметров КА, качество получаемой информации.

Составные части АСУ:

– НКУ – географически распределенная структура наземных средств управления и контроля, связанных между собой линиями передачи данных и команд. Это, прежде всего, ЦУП и Центры обработки телеметрической информации (ЦОТМИ). Периферийные структурные элементы НКУ – наземные измерительные пункты (НИП), которые оснащены средствами приема с КА и передачи информации на КА;

– БКУ КА – это совокупность бортовой аппаратуры (БА), решающей задачи управления и контроля функционирования БА и КА в целях решения задачи полета в соответствии с командами и командной информацией, поступающей с НКУ. Соответственно, БКУ должен включать в свой состав средства приема информации с НКУ и средства передачи информации в НКУ, средства исполнения принятых команд, средства обработки принятой информации, средства обеспечения требуемой стабилизации и ориентации КА, средства отсчета времени и синхронизации, средства сбора и накопления контрольной информации.

Распределение функций между НКУ и БКУ складывается в зависимости от уровня развития управляющей и контрольно-измерительной техники и поставленных перед КА задач.

Разработка АСУ КА ДЗЗ развивалась от «простых» к «сложным» по мере роста требований к КА: от АСУ для КА ДЗЗ первого поколения типа «Зенит» до АСУ современных КА типа «Ресурс». Повышались требования к функциональным возможностям КА, к точностным характеристикам, к оперативности доставки информации ДЗЗ, к автономности, к сроку работы на орбите. Постоянно совершенствовались конструктивно-компоновочная схема и приборно-аппаратурная база КА.

4.3.2 Автоматизированная система управления космическими аппаратами дистанционного зондирования Земли типа «Ресурс»

Прежде всего, построение АСУ КА типа «Ресурс» диктуется тем, что это автоматические КА с высокой степенью автономности полета и принципиально новыми для них были решения, заложенные в разработку БКУ.

В состав БКУ в качестве центрального управляющего звена, решающего задачи взаимосогласованного управления всех подсистем БКУ, целевой и обеспечивающей аппаратуры, введена бортовая цифровая вычислительная система с многофункциональным бортовым программным обеспечением. Это позволило существенно перераспределить задачи управления между НКУ и БКУ, заметно расширить возможности и автономность БКУ.

Идея создания полностью цифрового борта КА на базе центральной БЦВМ, ресурсы которой позволяли бы решить большинство задач управления, родилась и была реализована впервые в СССР в Центральном специализированном конструкторском бюро (ЦСКБ) (г. Куйбышев) в начале 70-х годов.

Для реализации этой идеи необходимо было решить ряд сложных научно-технических задач:

– создать БЦВМ с обширным устройством ввода-вывода информации (УВВ) – это часть вычислительной системы, с помощью которого обеспечивается информационный обмен между БЦВМ и БА КА. Одной из основных функций УВВ является прямое преобразование электрических сигналов процессора в сигналы, воспринимаемые БА (цифровой, аналого-цифровой и аналоговый коды) и обратное преобразование электрических сигналов, выдаваемых БА, в сигналы, воспринимаемые процессором;

– создать БА, которая могла бы обмениваться информацией по выбранным типам сигналов УВВ с БЦВМ;

– решить проблему многозадачной работы БПО, так как множество процессов управления надо было обслуживать асинхронно и параллельно;

– создать технологию проектирования многозадачного БПО, проектного распределения ресурсов БЦВМ между процессами;

– создать инструментальные средства и технологию отладки БПО, так как, учитывая отводимую в управлении КА роль БЦВМ, ошибки БПО могут иметь критический характер;

– создать стратегию безопасности и аварийной защиты БПО и КА, так как стало понятным, что реально возможный объем проведенной отладки и наземных испытаний не давали полной гарантии на отсутствие проявления скрытых ошибок БПО и отказов БА в полете;

– решить вопросы технологической защиты БПО в процессе его разработки;

– решить стратегию документирования БПО и процесса его разработки. Определить виды и содержание документов по БПО и БЦВМ на всех этапах разработки КА и многое другое.

Основная особенность БЦВМ связана со схемой ее резервирования. Она резервирована по мажоритарному принципу, т.е. путем троирования с восстанавливающими (мажоритарными) органами не только по входу и выходу устройств, но и на многих промежуточных слоях и это сочеталось с наличием средств автоматически устанавливающих правильную информацию во введенных резервных устройствах и включающих их в работу.

Все это надо делать без прекращения нормального функционирования БЦВМ в реальном времени,

За отказосбоеустойчивость пришлось заплатить более чем трехкратным увеличением массы и энергопотребления БЦВМ, но зато БЦВМ выдерживала десятки канальных отказов в различных

устройствах и ни разу ни на одном КА не явилась причиной выхода его из строя.

Обеспечение отказосбоеустойчивости подобным образом делает этот механизм абсолютно прозрачным для программистов и позволяет им «не брать в голову» программные способы достижения отказосбоеустойчивости, что еще более повышает эффективность БПО.

Современное БКУ представляет собой совокупность бортовых систем с большим по объему высокоэффективным бортовым информационным и управляющим программным обеспечением.

Поэтому можно сформулировать следующие основные принципы построения АСУ:

- высокая автономность КА за счет передачи части функций управления КА с НКУ в БКУ, что стало возможно в результате насыщения бортовых систем и бортовой аппаратуры вычислительными средствами;

- навигационное обеспечение процесса функционирования КА и наземного сегмента в составе НКУ и наземного комплекса приема обработки и распространения информации (НКПОР) осуществляется с использованием навигационной информации, полученной на борту КА системой спутниковой навигации с выдачей данной информации из БКУ в НКУ;

- организация на борту КА контроля состояния КА по телеметрической информации по допусковому принципу. В составе ТМИ имеются массивы цифровой информации, формируемые бортовой вычислительной системой (БВС) и вычислительными средствами бортовых систем. Эти массивы называют программной телеметрической информацией (ПрТМИ);

- осуществление оперативного контроля функционирования КА в НКУ по информации оперативного контроля (ИОК). Передача ИОК в НКУ обеспечивается по обратному каналу БА командно-

измерительной системы (КИС). ИОК – это ограниченный объем информации, формируемый БВС в виде массивов цифровой информации и содержащий обобщенную информацию об отказах БА и ошибках в БПО, информацию о выполнении целевых задач и баллистическую информацию. ИОК, как правило, содержит также ограниченный объем телеметрируемых параметров приборной ТМИ.

Применение информации телеизмерений допускается, как правило, при возможном отказе аппаратуры КА, при летно-конструкторских испытаниях и в сутки проведения профилактического контроля.

– БКУ должен обеспечить постоянный автоматический контроль технического состояния бортовых систем КА, контроль работоспособности БПО и отработки РП с необходимой периодичностью и достоверностью. В процессе контроля должна осуществляться выдача в БА и НКУ необходимых данных для адаптивного изменения в случае возможных отказов в БА.

Кроме того, при разработке системы контроля должны учитываться требования в части необходимости обеспечения автономного полета КА. Должна быть предусмотрена возможность автоматического формирования и выдачи из БКУ КА сигнала «Вызов НКУ» при наличии на борту КА нештатной ситуации, а в НКУ осуществляется дежурный прием этого сигнала и соответствующее планирование работы средств НКУ;

– автоматическое восстановление работоспособности КА путем организации средствами БКУ автономного перехода на аппаратные и функциональные резервы при возникновении неисправностей;

– сокращение состава привлекаемых средств НКУ на основе использования малопунктной (однопунктной) технологии управления.

Одним из методов управления КА, обеспечивающего высокие точностные параметры наведения, является, программно-координатный метод управления КА. Суть программно-координатного метода управления заключается в том, что планирование включений аппаратуры наблюдения, расчет необходимых уставок для наведения КА на объекты наблюдения, время совершения программных поворотов, выбор типа исполнительных органов для совершения поворотов в зависимости от взаимного расположения целей в процессе перенаведения, навигационное обеспечение процесса функционирования КА и другие определения производятся автономно на борту КА по заданным с Земли географическим координатам целей, их протяженности и высоте расположения над поверхностью мирового океана и ряд других технологических данных [13].

Реализация программно-координатного метода управления, позволила не только существенно (в 3–4 раза) повысить точность наведения КА на объекты наблюдения, но и резко повысить оперативность и производительность работы и автономность полета спутника.

Функциональная структура БКУ представлена на рис. 4.46.

На рис. 4.46 обозначено: ОС – организующая система; ССН – система спутниковой навигации; КРЛ – командная радиолиния; СОС – система ориентации и стабилизации; БСУ – бортовое синхронизирующее устройство; АЗ – аппаратура зондирования; КДУ – корректирующая двигательная установка; СТР – система терморегулирования; СЭП – система электропитания.

Основой БКУ является ОС, которая обеспечивает требуемую автономность решения штатных задач и управление в аномальных ситуациях. В структуре ОС пять функциональных элементов (подсистем), реализованных в виде совокупностей бортовых программ.

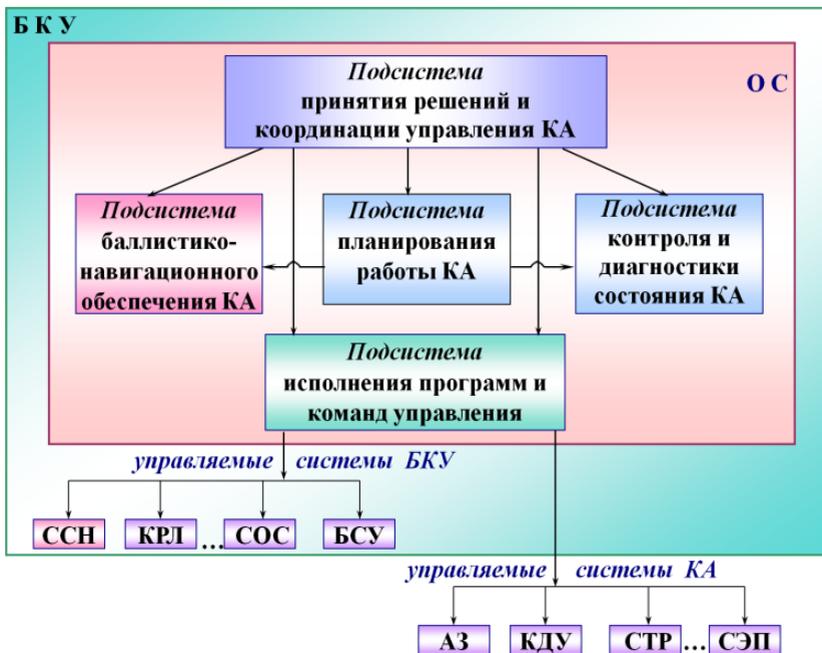


Рис. 4.46 – Функциональная структура БКУ

Верхний уровень – подсистема принятия решений и координации управления КА обеспечивает взаимосвязанное функционирование всех подсистем ОС, исходя из текущей обстановки на борту КА.

Нижний уровень – подсистема исполнения принятых решений, т.е. команд управления на бортовые системы.

Наличие трех автономных подсистем среднего уровня (бортовое планирование, контрольно-диагностическое и баллистико-навигационное обеспечение) обеспечивает требуемый уровень управления полётом КА, а функциональное наполнение этих подсистем определяет степень интеллектуализации процессов управления.

Организирующие функции в БКУ выполняются программами верхнего уровня иерархии бортового программного обеспечения – программами планирования и комплексного функционирования.

Исходными данными для планирования работы КА в БКУ является заданная РП. После обработки массива РП, заложенной на борт КА, производится вызов программы общего планирования. Программа общего планирования работает с витковой периодичностью.

Под планированием понимается процесс расчета и реализации необходимой временной программы работы алгоритмов, осуществляющих взаимосвязанное управление бортовыми системами в реальном времени с целью выполнения рабочей программы.

В процессе планирования для получения максимальной точности решения задач дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) пересчет координат заданных объектов наблюдения во временную программу работы целевой аппаратуры производится по навигационной информации, полученной по результатам измерений ССН.

Формирование временной диаграммы работы БА производится с учетом текущего реального состояния БПО, БА и КА в целом на момент планирования.

Поэтому управление КА, как сложной технической системой требует знания следующих видов информации:

- текущее состояние системы;
- состояние системы в прошедшие моменты времени;
- прогнозируемые состояния системы на заданные моменты времени;
- изменения состояния элементов системы на интервале до заданного момента времени;
- цифровые модели функционирования системы во взаимодействии с окружающей средой на текущий момент и на прогнозируемые интервалы времени.

Что, разумеется, без БВС иметь невозможно.

Очень важно, что в процессе планирования отработки задач производится контроль корректности исходных данных, заданных для их реализации, в части:

- возможности отработки задач в зависимости от реального состояния КА;
- наличия достаточного интервала времени между режимами комплексного функционирования.

При превышении ограничений реализация задачи отменяется.

Работа программ планирования начинается на начальном участке орбитального полета. Под начальным участком орбитального полета понимается интервал от отделения КА от РН до приведения его в состояние готовности к решению целевой задачи.

В процессе исследований динамики управления полетом КА, определены классы функционально подобных (но параметрически различающихся) угловых движений, совершаемых КА при выполнении целевых функций, которые соответствуют определенным этапам (участкам) его полета. Это:

- приведение КА в ориентированное положение;
- зондирование маршрутов съемки;
- межмаршрутные интервалы;
- зоны проведения маневров КА на орбите;
- участки ориентирования панелей солнечных батарей на Солнце;
- участки сброса целевой информации на пункты приема

Это позволило построить для каждого такого класса движений типовые программы управления функционированием КА – режимы полета.

В итоге весь орбитальный участок полета КА может быть представлен последовательностью временных отрезков, на каждом из которых БКУ реализует один из следующих режимов:

- режим приведения КА в ориентированное положение;
- режим работы аппаратуры наблюдения;
- режим доставки информации наблюдения;
- режим проведения маневра;
- режим уточнения параметров движения центра масс КА и др.

Программы, организующие комплексное функционирование БА при выполнении данных задач, в соответствии со структурой БПО, относятся к программам режимов.

К моменту начала каждого маршрута БКУ обеспечивает необходимое положение оптической оси по каналу крена путем совершения программного поворота по крену (ППК) и управление соответствующим блоком аппаратуры наблюдения. Если интервал времени от окончания одного маршрута до начала следующего достаточен для проведения ППК на необходимый угол с помощью СГК, то производится ППК на СГК. Программный поворот на СГК предпочтителен потому, что при этом не тратится не восполняемый запас рабочего топлива на борту КА. Тем не менее, если требуется значительное быстродействие, не обеспечиваемое при использовании СГК, то ППК производится с применением управляющих реактивных двигателей, так как их располагаемый управляющий момент существенно выше, чем у СГК.

На всем протяжении режима БКУ обеспечивает гармоничский разворот КА по каналу рыскания с целью компенсации вращения Земли.

Структурная схема БКУ представлена на рис. 4.47 [13].

В состав БКУ КА типа «Ресурс» входят следующие основные системы:

- бортовая вычислительная система;
- бортовая аппаратура программно-траекторной радиолинии;
- бортовое синхронизирующее координатно-временное устройство;

- система трансляции команд и распределения питания (СТКРП).
- ССН;
- система управления движением;
- бортовая система телеметрических измерений (БСТИ).



Рис. 4.47 – Структурная схема БКУ

Основным каналом информационного и управляющего обмена БВС с БА является мультиплексный канал обмена (МКО), так как основная часть БА БКУ, обеспечивающих систем и целевой аппаратуры в своем составе имеют вычислительные средства – оконечные устройства, которые наряду с обеспечением информационного обмена с БВС осуществляют управление непосредственно бортовой аппаратурой [13].

Приведем пояснения по указанным выше системам.

Бортовое синхронизирующее координатно-временное устройство (БСКВУ) осуществляет выдачу синхросигналов и оцифровку секундных интервалов шкалы времени в БА, обеспечивая синхронную работу БА в едином времени, и проводит навигационные измерения по навигационным спутникам.

БСТИ осуществляет сбор, запоминание и передачу по собственному радиоканалу на НКУ телеметрической информации, необходимой для проведения анализа технического состояния и функционирования бортовых систем, агрегатов и конструкции КА.

В составе БКУ КА штатно эксплуатируется автономная ССН с использованием радионавигационного поля систем ГЛОНАСС и GPS. Структурная схема ССН представлена на рис. 4.48.

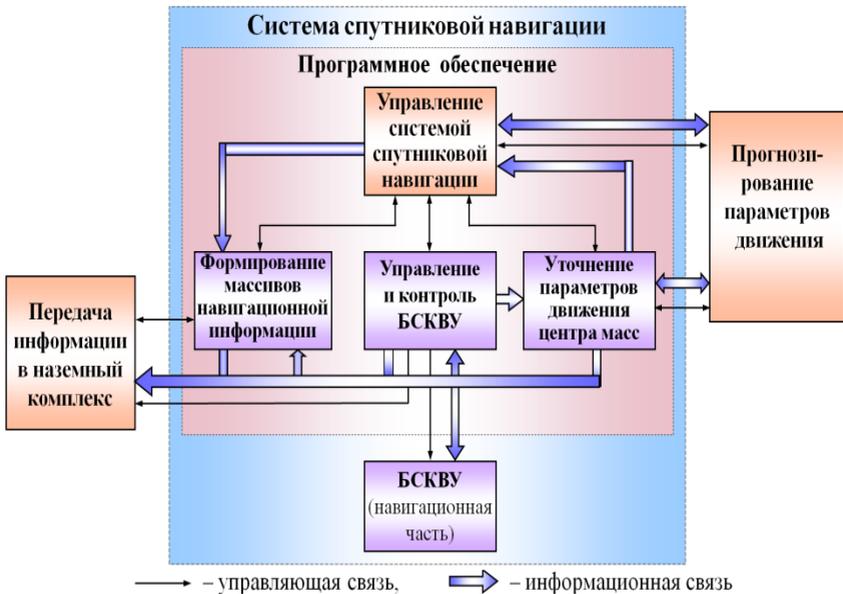


Рис. 4.48 – Структурная схема ССН

В качестве аппаратуры для проведения навигационных измерений по навигационным спутникам на КА типа «Ресурс» используется БСКВУ, решающее функциональные задачи по проведению измерений дальностей (D_i) и их производных (\dot{D}_i) и получению результатов одномоментных навигационных определений (ОНО). Это $t, X, Y, Z, V_x, V_y, V_z$.

Мозговым центром ССН является программно-алгоритмическое обеспечение ССН, которое реализует следующие функциональные задачи [13]:

- периодическое включение программ ССН с целью выдачи ПДЦМ КА в БКУ и формирования контрольной информации о работе ССН;

- управление БСКВУ в предусмотренных режимах работы: съёма шкалы времени БСКВУ, съёма навигационной информации и контроля работоспособности БСКВУ;

- определение или уточнение ПДЦМ КА с использованием метода динамической фильтрации;

- формирование массивов навигационной и контрольной информации, выдачи их в зоны ИОК и ПрТМИ для контроля функционирования ССН, оценки характеристик ССН и использования в НКУ;

- прогнозирование ПДЦМ КА на необходимый момент времени.

Необходимость обеспечивать бортовой комплекс управления навигационной информацией в режиме непосредственного управления функционированием КА, наличие погрешностей в одномоментных навигационных определениях, дискретность поступления измерений в систему, а также вычислительные возможности БКУ определяют выбор вида навигационного алгоритма.

Например, при обработке одномоментных навигационных определений для фильтрации случайных ошибок применяется метод динамической фильтрации с использованием фильтра Калмана.

Фильтр Калмана, реализованный в ССН в скалярной форме с расчетом матрицы перехода по аналитическим формулам, является линейным рекуррентным динамическим дискретным фильтром, работающим по выборке нарастающего объема.

Система позволяет выполнять с необходимой точностью задачи навигационного обеспечения как бортовых потребителей, так и потребителей наземной инфраструктуры с целью эксплуатации КА по целевому назначению без привлечения наземных измерительных средств.

4.3.3 Особенности формирования программ управления

Для формирования программ управления угловым движением КА используется типовая совокупность параметров, определяющих положение осей КА в выбранном базисе: кинематические параметры (матрица направляющих косинусов, кватернионы, углы Эйлера-Крылова); векторы угловой скорости $\vec{\omega}(t)$; векторы углового ускорения $\vec{\epsilon}(t)$.

В процессе реализации программы полета КА типа «Ресурс» возможно возникновение неисправностей в БА, агрегатах, механизмах или элементах конструкции КА, причиной которых является либо конечная величина их технической надежности, либо влияние на их работоспособность последствий неисправности какой-либо другой системы КА. Контроль работоспособности как уже было сказано выше, выявление аномальных ситуаций (АС) и их диагностика являются необходимыми элементами при организации управления КА и построении АСУ КА.

В зависимости от характера неисправности задача восстановления или сохранения работоспособности КА решается одним из следующих методов [13]:

– с помощью средств, встроенных в каждую конкретную систему;

- с помощью средств БКУ;
- с помощью средств НКУ.

С помощью встроенных в систему средств контроля и схемной автоматики при возникновении отказа осуществляется автоматическое устранение отказа.

С помощью БКУ организуется управление КА при возникновении неисправностей, критичных ко времени выдачи управляемых воздействий, с целью предотвращения возникновения опасных последствий для КА.

Широко используются функциональные и тестовые методы контроля работоспособности и технического диагностирования.

Методы бортового функционального контроля отличаются тем, что практически все они реализованы программными средствами БПО БКУ. Программы контроля работают в фоновом режиме, не мешая штатным алгоритмам. Основой многих из них служат эталонные математические модели контуров или процессов управления, тщательно отработанные в наземных условиях, в том числе, при имитационном моделировании функционирования систем.

Для тех аварийных отказов, которые могут инициировать отказы других систем и элементов, а также нарушения координации работы элементов, эффективным инструментом является так называемый контур «аварийной защиты».

Основная функция этого контура – перевод систем БКУ и КА в одно из перечисленных ниже допустимых состояний (в зависимости от выявленной на борту КА ситуации), в которых КА может находиться достаточно длительное время:

– ориентированный дежурный полет. Перевод осуществляется когда причины нештатной ситуации локализованы и их последствия определены бортовыми средствами контроля. Сохраняются: ориентация КА, сеансы связи с НКУ, переключки панелей солнечных батарей, уточнение параметров движения центра масс и за-

прещается решение задач наблюдения и других динамических операций;

– неориентированный полет (НП). Перевод осуществляется когда причины и возможные последствия угрожают работоспособности КА или не однозначны в рамках принятой модели контроля (искажение данных в ОЗУ БВС, потеря ориентации и стабилизации и др.). БКУ организует выполнение только задачи проведения сеансов связи (система управления движением выключена).

При этом возможно возобновление работы КА после устранения аномальной ситуации: в первом случае – средствами БКУ, а во втором – только с помощью средств НКУ. Бортовые математические модели реагирования на список аварийных ситуаций содержатся в бортовом программном обеспечении БКУ.

Это, как правило, специальный режим «Управление в нештатных ситуациях», условное обозначение Р11.

Исходя из сказанного ранее в рамках этой стратегии можно сформулировать в целом, что техника обеспечения информационной безопасности базируется прежде всего:

– на наличии перечня математических моделей априори возможных нештатных ситуаций, выход из которых был проработан на проектной стадии и заключается в стратегии их автоматического обнаружения и парирования «защитой» на борту КА;

– на встроенном контроле работоспособности КА и БПО, который осуществлялся на многих уровнях:

а) аппаратными средствами БВС обобщенно с выходом на внутренние прерывания в случае обнаружения аппаратурой БВС нештатных ситуаций типа переполнения регистра результатов, «зависания» и т.п.;

б) средствами ОС БВС обобщенно с выходом на программное прерывание в случае обнаружения нештатных ситуаций, типа превышения допустимого времени занятости процессора одной задачей определенного приоритета, занесения отрицательной уставки времени и т.п.;

в) средствами БПО, осуществляющими функциональный контроль, типа выполнения заданной функции за заданное время и т.п. Эти средства БПО сосредоточены в специальных контрольных алгоритмах – математических моделях, либо распределены по функциональным алгоритмам БПО.

4.3.4. Структура БПО БКУ

Структура БПО БКУ приведена на рис. 4.49. Она включает в себя два крупных блока программ: общее БПО и специальное БПО.

В состав общего БПО входят бортовая операционная система, а также драйверы устройств БВС (ввода–вывода данных, отсчета времени частных вычислительных процессов, диспетчеризации, мультипрограммного функционирования и т.п.). В целом, средства общего БПО предназначены для организации вычислительного процесса и функций взаимодействия с внешними системами – элементами БКУ и КА.

Процесс проектирования общего БПО определяется свойствами материальной части БВС (объем памяти постоянного запоминающего устройства (ПЗУ) и оперативного запоминающего устройства (ОЗУ), производительностью или скоростью вычислительных операций и др.) и характером задач, выполняемых КА и БКУ, а, следовательно, функциями специального БПО.



БНО - баллистико-навигационное обеспечение

ПУУД - программа управления угловым движением (наведение СПА на цель)

Рис. 4.49 – Структура БПО БКУ

Специальное БПО предназначено для реализации системных функций БКУ. Оно представляет собой совокупность математических моделей – блоков, реализующих управление функционированием приборов, агрегатов и взаимосвязанную работу бортовой аппаратуры, а именно – планирование задач, навигационно-баллистическое обеспечение, контрольно-диагностическое обеспечение, управления ориентацией КА, управление движением КА, управление целевой аппаратурой, управление энергообеспечением систем КА и т.п. Конечная цель всех этих управлений – это достижение высоких значений критериев функционирования КА ДЗЗ в целом, т. е. качества получаемой информации, оперативности, производительности и других характеристик.

Функции БВС как центрального управляющего звена АСУ КА и, следовательно, АСУ КА в целом обеспечиваются в определяющей степени возможностями БПО. Фактически БПО является системообразующей математической моделью БКУ.

При работе в реальном масштабе времени суммарное время решения задачи плюс время ожидания начала решения из-за занятости процессора и время выдачи управляющих воздействий на соответствующую БА должно удовлетворять динамике того контура системы, в работе которого участвует данная программа БПО.

При превышении определенной величины этого суммарного времени увеличивается запаздывание в контуре системы управления, ухудшается качество процессов управления, а в некоторых случаях возможно невыполнение функциональной задачи, например, срыв слежения за астроориентиром.

Работа в реальном масштабе времени может быть обеспечена корректным выбором быстродействия БЦВМ и организа-

цией вычислительного процесса таким образом, что наиболее «нетерпеливые» и высоко динамичные задачи, допускающие минимальную задержку в решении, «обслуживаются» процессором БЦВМ в первую очередь.

Поэтому для сложной многофункциональной системы управления КА, как правило, выбирается приоритетная асинхронная организация вычислительного процесса как обладающая более высокой гибкостью и меньшей чувствительностью к случайным или систематическим колебаниям времени исполнения программ.

Приоритетное многозадачное обслуживание заключается в том, что вся совокупность решаемых задач разбивается на группы, исходя из допустимых, т. е. не влияющих на точность и качество решения, задержек при управлении. При этом чем выше приоритет, тем меньше допустимая задержка. Абсолютный приоритет предполагает, что приостанавливается решение всех других задач, кроме реализации программы с абсолютным приоритетом.

Организация коллективной разработки БПО требует ответа на основной вопрос: кто будет разрабатывать конкретные программы? Альтернативы две: разработчик системы или специальные люди – программисты, объединенные в собственную организационную структуру.

Организация работ по принципу «разработчик системы – разработчик программного обеспечения для нее» обладает, на наш взгляд, явным преимуществом. Отсутствуют организационно – технические стыки, на которых обычно разворачиваются события по созданию оптимальных для реализации в рамках ограничений по возможностям БЦВМ алгоритмов управления, по поиску и устранению ошибок и неисправностей, минимиза-

ции сроков разработки БПО. Поэтому, например, начиная с КА «Янтарь – 2К» в ЦСКБ данный вопрос был решен однозначно в пользу организационного совмещения разработчика системы и БПО для нее.

Понимание того, что непосредственно программирование задач занимает меньшую долю в общей трудоёмкости разработки подобного высоконадёжного БПО, тогда как отладка, наоборот, составляет преобладающую её часть, к настоящему времени выработаны следующие принципиальные решения по технологии разработки БПО:

- БПО структурируется на части имеющие функциональное назначение и относительно небольшой размер. Объем задачи (программы БПО) реального времени, поручаемый для разработки одному исполнителю, объективно ограничен сверху возможностью человека по безошибочной переработке большого объема информации. Это упрощает процессы создания и эксплуатации больших программ и существенно повышает их надежность.

- сборка ПО осуществляется в «пространстве и во времени», через операционную систему реального времени;

- отладка ПО проводится в два этапа: автономная и комплексная.

Основная цель автономной отладки – проверить и убедиться в соответствии внутренней логики программы логике алгоритма, добиться необходимой точности в расчетах, в том числе и в особых (критических) точках – в точках, где функция принимает граничные значения, нулевые значения, где изменяется знак функции и знак производной.

На этапах автономной отладки осуществляется проверка программ по взаимодействию с программами и математически-

ми моделями бортовой аппаратуры, которые возвращаются в обратившуюся программу с передачей ей вычисленных параметров. Проверяется взаимодействие, последовательность работы блоков программы.

Основными задачами комплексной отладки являются:

а) проверка работы всей системы бортовых программ в процессе решения функциональных задач. В том числе: проверка и корректировка взаимодействия программ по информации и передачам управления; проверка правильности взаимодействия программ в реальном времени.

Подыгрывая запросам БПО на обмен либо с реальной аппаратурой, либо с ее моделями, регистрируя и анализируя в отладочной среде потоки данных, обменов и управления можно реализовать различные варианты работы системы управления и БПО и можно делать вывод о наличии или отсутствии ошибок в БПО, для чего, конечно, необходимо знание эталонных правильных результатов. Поэтому параллельно с разработкой БПО разрабатывается цифровая имитационная модель внешней среды, состоящая из математической модели движения центра масс КА, модели его движения относительно центра масс, а также математических моделей всех датчиков, исполнительных органов и других элементов систем, получающих или выдающих информацию на БЦВМ.

Этот программный комплекс взаимосвязанных моделей по объему близок объему отлаживаемого БПО и должен позволять в условиях имитации реального масштаба времени:

1. Моделировать для отладки БПО процессы управления, протекающие в системе с учетом работы реальных отлаживаемых программ БВС.

2. Имитировать нештатные ситуации в БА путём внесения соответствующих поправок в имитационные модели БА.

3. Регистрировать результаты моделирования для анализа отлаженности БПО.

4. Повторять при необходимости моделирование с любой точки останова.

Программный комплекс моделей для КА типа «Ресурс» создан в отдельной вычислительной системе моделей внешней среды, связанной с системной БВС. Стенд, состоящий из этих двух машин, был назван наземным комплексом отладки (НКО).

Для моделирования в НКО времени используется «стар-стопный» режим работы системной БВС и ЦВМ – модели, что обусловлено большим временем работы имитационной модели внешней среды.

Методология отладки БПО предусматривает при обнаружении ошибки повторения участка работы БПО, на котором проявилась ошибка. Это повторение должно проводиться как минимум два раза (для локализации ошибки и для контрольного прогона после ее устранения).

Цифровая имитационная модель обеспечивает при этом абсолютную повторяемость результатов, чего нельзя сказать о физических моделях или реальной аппаратуре, которые могут иметь некоторый разброс выходных характеристик из за наличия допусков на комплектующие элементы, питающее напряжение и т.п.

Современные комплекты БПО включают более тысячи программ, работающих в реальном времени, максимальное время переключения программ доли миллисекунд. Число управляющих и информационных межпрограммных связей более трех с половиной тысяч по каждому виду. Естественно, что резко вы-

росли объемы ПЗУ (ПЗУ_к – это ПЗУ констант, а ПЗУ_с – это собственно системное ПЗУ) и ОЗУ. О трудоемкости процесса создания БПО свидетельствует в значительной мере объем отладки: например, нужно пройти более полтысячи витков полета КА в реальном времени, а каждый виток это 90 минут чистого времени не считая время работы еще и комплекса программ моделей. Сюда нужно добавить еще и время на программирование, автономную отладку и устранение ошибок. В целом на создание БПО для конкретного КА требуется 2-3 года.

Контрольные вопросы

1. Что такое R-функции и где они могут быть использованы при разработке РКТ?

2. Как записываются R-функции для областей пространства, полученных в результате выполнения операций объединения, пересечения и отрицания?

3. Что такое компоновка изделия РКТ и какие операции (действия) она включает?

4. Что необходимо обеспечить при компоновке КА?

5. Перечислите главные критерии качества компоновки КА.

6. Что такое ГЧ, для чего он нужен и что содержит?

7. Какие критерии и ограничения следует учитывать при компоновке КА?

8. Какие преимущества предоставляют средства автоматизации проектно-конструкторских работ, функционирующие под руководством принципов нисходящего проектирования (на примере Creo Parametric 2.0)?

9. Опишите типовую схему функционирования КА ДЗЗ.

10. Приведите основные уравнения математической модели системы электропитания.

11. Что такое АСУ и из каких частей она состоит?
12. Каковы основные принципы построения АСУ?
13. Что такое программно-координатный метод управления КА?
КА?
14. Какие виды информации требуются для управления сложной технической системой?
15. Что такое БКУ КА и из каких частей он состоит?
16. Какие функциональные задачи реализует программно-алгоритмическое обеспечение ССН БКУ КА?
17. Каковы особенности формирования программ управления КА ДЗЗ?

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В учебном пособии изложено описание имитационных моделей различного типа, описывающих функционирование ракетно-космических комплексов на разных этапах жизненного цикла.

Учебное пособие разработано в целях формирования у студентов понимания необходимости реализации единого системного подхода при создании и эксплуатации образцов РКТ.

Учебное пособие предназначено для подготовки студентов, обучающихся по специальности 24.05.01 «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов».

В первой главе настоящего учебного пособия кратко изложены этапы создания изделий ракетно-космической техники.

Во второй главе описаны имитационные модели, используемые при создании изделий РКК.

В третьей главе изложены модели функционирования РН.

В четвертой главе изложены модели функционирования КА ДЗЗ.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Пузин, Ю.Я. Основы устройства и эксплуатации космических комплексов: учебное пособие [Текст] // Ю.Я. Пузин, С.Л. Сафронов. – Самара: Изд-во Самарского университета, 2022. – 236 с.: ил.

2. Холодкова, Н.В. Математическое моделирование технологических процессов: учеб. пособие [Текст] // Н.В. Холодкова, С.А. Смирнов. – Иваново: Иван. гос. хим.-технол. ун-т, 2019. – 88 с.

3. Аншаков, Г.П. Математические модели поддержания низкой орбиты космического аппарата с помощью электрореактивных двигателей с учетом ограничений по электропитанию [Текст] / Г.П. Аншаков, В.В. Салмин, В.В. Волоцуев // Информационные технологии и нанотехнологии. Сборник трудов ИТНТ-2018. – Самара: Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева. 2018. – С. 2813–2820.

4. Зарубин, В.С. Математическое моделирование в технике [Текст] / В.С. Зарубин. – Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. – 496 с.

5. Кирилин, А.Н. Проектирование, динамика и устойчивость движения ракет-носителей: Методы, модели, алгоритмы, программы в среде MathCad [Текст] / А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, А.В. Соллогуб. – М.: Машиностроение-Полет, 2013. – 296 с.

6. Кирилин, А.Н. Выбор основных проектных характеристик и формирование конструктивного облика ракет-носителей: учебник [Текст] / А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, В.И. Куренков. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2015. – 448 с.: ил.

7. Натанзон М.С. Продольные автоколебания жидкостной ракеты / М.С. Натанзон. – М.: Машиностроение, 1977. – 208 с.

8. Гуцин, В.Н. Основы устройства космических аппаратов: учебник для вузов [Текст] / В.Н. Гуцин. – М.: Машиностроение, 2003. – 272с.: ил.

9. Козлов, Д.И. Конструирование автоматических космических аппаратов [Текст] / Д.И. Козлов, Г.П. Аншаков, В.Ф. Агарков и др. – М.: Машиностроение, 1996. – 448 с., ил.

10. Современные подходы к созданию малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли на базе унифицированных платформ: монография / С.Л. Сафронов [и др.]; под ред. В.В. Салмина. – Самара: Изд-во Самарского университета, 2019. – 276 с.

11. Куренков, В.И. Основы проектирования космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли. Расчёт основных характеристик и формирование проектного облика [Текст] / В.И. Куренков. – Самара: Изд-во Самар. ун-та, 2020.

12. Куренков, В.И. Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения [Текст]: учебное пособие / В. И. Куренков, В. В. Салмин, Б. А. Абрамов. – Самара: Изд-во Самарского государственного аэрокосмического университета, 2006. – 296 с.

13. Кирилин, А.Н. Космическое аппаратостроение: Научно-технические исследования и практические разработки АО «РКЦ «Прогресс» [Текст] / А.Н. Кирилин, Г.П. Аншаков, Р.Н.Ахметов и др.; под ред. А.Н. Кирилина. – Самара: 2017. – 376 с.: илл.

Учебное издание

*Аншаков Геннадий Петрович,
Баранов Дмитрий Александрович,
Сафронов Сергей Львович*

**ИМИТАЦИОННЫЕ МОДЕЛИ
ДЛЯ СОЗДАНИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИИ
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ**

Учебное пособие

Редакционно-издательская обработка
И.И. Спиридоновой

Подписано в печать 23.10.2023. Формат 60×84 1/16.

Бумага офсетная. Печ. л. 11,5.

Тираж 120 экз. (1-й з-д 1-27). Заказ .

Арт. – 2(Р2УП)/2023.

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)
443086, САМАРА, МОСКОВСКОЕ ШОССЕ, 34.

Издательство Самарского университета.
443086, Самара, Московское шоссе, 34.

