

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ  
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

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

**МЕТОДИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ И ПРОГРАММНЫЕ КОМПЛЕКСЫ,  
ОРИЕНТИРОВАННЫЕ НА СОЗДАНИЕ НОВЫХ ПРОИЗВОДСТВЕННЫХ  
И ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ НИСХОДЯЩЕГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ  
С ВОЗМОЖНОСТЬЮ ДИСТАНЦИОННОГО ДОСТУПА К РЕСУРСАМ ЦЕНТРА  
КОЛЛЕКТИВНОГО ПОЛЬЗОВАНИЯ, ДЛЯ ФОРМИРОВАНИЯ ПРОЕКТНОГО  
ОБЛИКА И СИНТЕЗА ВИРТУАЛЬНЫХ ИЗДЕЛИЙ  
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ**

Электронный ресурс

Работа выполнена в 2013 году по мероприятиям блока 2 «Развитие и повышение эффективности научно-инновационной деятельности» и блока 3 «Развитие информационной научно-образовательной среды и инфраструктуры» Программы развития Государственного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева» на 2009 – 2018 годы.

САМАРА  
2013

УДК629.78 (075)  
ББК39.62я7  
М545

Составители: **Салмин Вадим Викторович, Старинова Ольга Леонардовна, Куренков Владимир Иванович и др.**

Рецензент: Зам. Генерального конструктора ГНПР ЦСКБ-Прогресс, д.т.н., профессор С.И.Ткаченко

**Методическое обеспечение и программные комплексы, ориентированные на создание новых производственных и информационных технологий нисходящего проектирования с возможностью дистанционного доступа к ресурсам центра коллективного пользования, для формирования проектного облика и синтеза виртуальных изделий ракетно-космической техники**

[Электронный ресурс] / М-во образования и науки РФ, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т); сост. В. В. Салмин, О.Л.Старинова, В.И.Куренков и др. - Электрон. текстовые и граф. дан. (21,4 Мбайт). - Самара, 2013. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

Разработаны теоретические основы, модели и методики нисходящего проектирования для формирования проектного облика, оптимизации характеристик и синтеза виртуальных изделий ракетно-космической техники.

Разработаны новые производственные и информационные технологии проектирования изделий ракетно-космической техники с возможностью дистанционного доступа к ресурсам центра коллективного пользования.

Разработан программно-аппаратный комплекс «научно-образовательная виртуальная лаборатория «Проектирование мониторинговых и транспортных космических систем» для включения в грид систему.

Электронное методическое обеспечение предназначено для аспирантов и научных работников, специализирующихся в области проектирования ракетно-космических систем и техники.

Разработано на кафедре летательных аппаратов.

© Самарский государственный  
аэрокосмический университет, 2013

## ОБОЗНАЧЕНИЯ И СОКРАЩЕНИЯ

АС	– активное существование
АФАР	– активно-фазированные антенные решётки
БТЛС	- бортовой терминал лазерной связи
БС	– бортовая система
ВРЛ	– высокоскоростная радиолиния
ДЗЗ	– дистанционное зондирование Земли
КА	– космический аппарат
КС	– космическая система
МКС	– международная космическая станция
МЛСПИ	– межспутниковая лазерная система передачи информации
МТА	– межорбитальный транспортный аппарат
НП	– направление полёта
НППИ	– наземные пункты приема информации
НС	– навигационный спутник
ОН	– объект наблюдения
ОСК	– орбитальная система координат
ОТС	– организационно-техническая система
ОЭТК	– оптико-электронный телескопический комплекс
ПЗС	– прибор с зарядовой связью
ПО	– программное обеспечение
РВС	– распределенная вычислительная система
РКТ	– ракетно-космическая техника
РКИ	– ракетно-космические изделия
РЛН	– радиолокационное наблюдение
РН	– ракета-носитель
РО	– радиаторов охлаждения
СБ	– солнечная батарея
СГК	– силовой гироскопический комплекс
СК	– система координат
СОТР	– система обеспечения теплового режима
СП	– спутник-ретранслятор

ССН	– система спутниковой навигации
СТС	– сложная техническая система
ТЗ	– техническое задание
ТКА	- транспортный космический аппарат
ТТЗ	– тактико-техническое задание
ТТТ	– тактико-технические требования
УС	– управляющая сборка
ФАР	– фазированная антенная решётка

## СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	11
1 РАЗРАБОТКА ТЕОРЕТИЧЕСКИХ ОСНОВ, МОДЕЛЕЙ И МЕТОДИК НИСХОДЯЩЕГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ДЛЯ ФОРМИРОВАНИЯ ПРОЕКТНОГО ОБЛИКА, ОПТИМИЗАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК И СИНТЕЗА ВИРТУАЛЬНЫХ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ.....	14
1.1 Формирование требований к новым информационным технологиям проектирования изделий РКТ, разработка технологий нисходящего проектирования .....	14
1.1.1 Обзор современных САД-систем.....	14
1.1.2 Формирование требований к новым информационным технологиям проектирования .....	23
1.2 Теоретические основы проблемно-ориентированных автоматизированных систем выбора основных проектных характеристик изделий РКТ.....	26
1.2.1 Метод синтеза изделий РКТ на основе создания проблемно-ориентированных автоматизированных систем проектирования .....	26
1.2.2 Разработка алгоритмов проблемно-ориентированного автоматизированного проектирования РКТ.....	29
1.3 Разработка теоретических основ для формирования проектного облика и имитационного моделирования движения изделий РКТ (18).....	42
1.3.1 Методы синтеза проектного облика изделий РКТ .....	42
1.3.2 Разработка теоретических основ для формирования проектного облика ракет-носителей и блоков выведения.....	45

1.3.3 Разработка теоретических основ моделирования функционирования КА ДЗЗ и моделей для формирования проектного облика КА ДЗЗ .....	46
1.3.4 Разработка теоретических основ для формирования проектного облика и моделирования функционирования транспортных КА .....	47
1.3.5 Разработка моделей для формирования проектного облика малого КА научного назначения с использованием технологий нисходящего проектирования .....	51
1.3.6 Разработка теоретических основ проектирования систем управления информационными спутниками .....	55
1.4 Разработка методики конечно-элементного моделирования и оптимизации силовых конструкций ракетно-космической техники .....	69
1.4.1 Конечно-элементное моделирование в проектировании изделий РКТ .....	69
1.4.2 Оптимизация силовых конструкций изделий РКТ с использованием конечно-элементного проектирования .....	80
1.5 Разработка технологии нисходящего проектирования изделий РКТ с использованием ресурсов центров коллективного пользования СГАУ .....	85
1.5.1 Технология нисходящего проектирования .....	85
1.5.2 Типовая схема разработки изделия РКТ на этапе проектной разработки .....	95
1.5.3 Использование ресурсов центров коллективного пользования СГАУ для проектирования изделий РКТ .....	96
<b>2 РАЗРАБОТКА НОВЫХ ПРОИЗВОДСТВЕННЫХ И ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ С ВОЗМОЖНОСТЬЮ ДИСТАНЦИОННОГО ДОСТУПА К РЕСУРСАМ</b>	

ЦЕНТРА КОЛЛЕКТИВНОГО ПОЛЬЗОВАНИЯ .....	100
2.1 Разработка информационных технологий проектирования ракет-носителей и блоков выведения .....	100
2.1.1 Разработка моделей для формирования проектного облика РН и блока выведения .....	100
2.1.2 Разработка методического обеспечения для проектирования РН и блоков выведения с целью создания виртуальных изделий РКТ .....	106
2.1.3 Разработка методики конечно-элементного моделирования и оптимизации силовой конструкции РН и блоков выведения.....	113
2.2 Разработка информационных технологий проектирования КА ДЗЗ .....	122
2.2.1 Разработка моделей для формирования проектного облика и моделирования целевого функционирования КА ДЗЗ .....	122
2.2.2 Разработка методики конечно-элементного моделирования и оптимизации силовой конструкции КА ДЗЗ .....	135
2.3 Разработка информационных технологий проектирования и моделирования функционирования транспортных КА с ЭРДУ .....	138
2.3.1 Разработка методики оптимизации характеристик и синтеза виртуальных изданий транспортных КА.....	138
2.3.2 Разработка параметрических моделей энергодвигательной установки транспортного КА.....	141
2.3.3 Разработка методического обеспечения для расчета законов управления транспортного КА.....	160
2.3.4 Разработка моделей и законов управления ориентацией транспортного КА и малого КА научного назначения .....	167
2.4 Разработка информационных технологий для проектирования и моделирования целевого функционирования малых КА научного назначения.....	181

2.4.1 Технологии проектирования и моделирования целевого функционирования малых КА научного назначения.....	181
2.4.2 Разработка методического обеспечения для расчета законов управления малого КА научного назначения.....	184
2.4.3 Методы проектирования универсальных платформ малых космических аппаратов .....	196
2.5 Разработка параметрических моделей бортовых обеспечивающих систем в системе твердотельного моделирования и разработка пользовательского интерфейса программно-аппаратного комплекса, сопряженного с грид-системой.....	211
2.5.1 Особенности создания параметризированной библиотеки 3D моделей в системе Pro/Engineer.....	211
2.5.2 Разработка пользовательского интерфейса программно-аппаратного комплекса, сопряженного с грид-системой .....	217
<b>3 РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНО-АППАРАТНОГО КОМПЛЕКСА «НАУЧНО-ОБРАЗОВАТЕЛЬНАЯ ВИРТУАЛЬНАЯ ЛАБОРАТОРИЯ «ПРОЕКТИРОВАНИЕ МОНИТОРИНГОВЫХ И ТРАНСПОРТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ» ДЛЯ ВКЛЮЧЕНИЯ В ГРИД СИСТЕМУ .....</b>	<b>222</b>
3.1 Разработка описания и руководства пользователя программно-аппаратного комплекса .....	222
3.1.1 Общие сведения о распределенных вычислительных системах .....	222
3.1.2 Требования, предъявляемые к распределенным вычислительным системам .....	223
3.1.3 Выбор платформы для распределенных вычислений и централизованного хранения данных программно-аппаратного комплекса.....	225

3.1.4 Обзор ключевых компонент программно-аппаратного комплекса.....	232
3.1.5 Назначение и состав программно-аппаратного комплекса «Научно-образовательная виртуальная лаборатория «Проектирование мониторинговых и транспортных космических систем».....	241
3.1.6 Обеспечение совместной работы в пространстве распределенного программно-аппаратного комплекса .....	247
3.2 Разработка модуля программно-аппаратного комплекса для проектирования РН и разгонных блоков .....	253
3.2.1 Программное обеспечение для проектирования РН и разгонных блоков.....	253
3.2.2 Формирование таблиц для базы данных по конструкции отсеков РКТ .....	255
3.2.3 Графическое отображение результатов моделирования поведения РН в процессе выведения .....	258
3.3 Разработка модуля для формирования проектного облика КА ДЗЗ для программно-аппаратного комплекса с использованием технологий нисходящего проектирования .....	265
3.3.1 Программное обеспечение для проектирования КА ДЗЗ.....	265
3.3.2 Программное обеспечение для выбора проектных характеристик электрореактивного энергодвигательного модуля низкоорбитального КА наблюдения с длительным сроком существования .....	279
3.3.3 Разработка базы данных типовых элементов целевой аппаратуры КА ДЗЗ в системе твердотельного моделирования.....	292
3.3.4 Составление таблиц базы данных типовых элементов целевой аппаратуры КА ДЗЗ в системе твердотельного моделирования .....	298

3.3.5 Заполнение таблиц базы данных типовых элементов целевой аппаратуры КА ДЗЗ в системе твердотельного моделирования .....	306
3.4 Разработка модуля для транспортного КА для программно-аппаратного комплекса.....	313
3.4.1 Программное обеспечение для проектно-баллистической оптимизации транспортных КА с ЭРДУ .....	313
3.4.2 Программное обеспечение для проектно-баллистической оптимизации транспортных КА с использованием химического разгонного блока и ЭРДУ .....	329
3.4.3 Программное обеспечение для моделирования селеноцентрического движения транспортных КА с ЭРДУ .....	340
3.4.4 Разработка электронной библиотеки моделей типовых элементов бортовых обеспечивающих систем транспортного КА .....	342
3.5 Разработка модуля программно-аппаратного комплекса для проектирования малого КА научного назначения .....	356
3.5.1 Программное обеспечение для формирования проектного облика и моделирования функционирования малого КА научного назначения .....	356
3.4.2 Графическое отображение результатов моделирования целевого функционирования малого КА научного назначения .....	381
ЗАКЛЮЧЕНИЕ .....	385
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ .....	388

## ВВЕДЕНИЕ

Основные положения политики РФ в области космической деятельности на период до 2030 года [113] предусматривает ускоренное развитие космических мониторинговых и транспортных систем с повышенными массово-энергетическими характеристиками и экономическими показателями. В Российскую космическую программу были включены проекты, связанные с созданием космических систем слежения, контроля и мониторинга подвижных объектов и созданием транспортно-энергетических модулей. Сегодняшний этап развития различных отраслей промышленности, включая производство изделий ракетно-космической техники (РКТ), являющихся сложными наукоемкими объектами, требует широкого применения новейших информационных технологий. Это объясняется тем, что современный рынок изделий РКТ характеризуется высокой степенью конкуренции, а одним из наиболее действенных способов обеспечения конкурентоспособности является уменьшение времени проектно-производственного цикла. Решение этой задачи не мыслится без таких информационных технологий, как автоматизированное управление инженерными данными, управление и работа с большими сборками, параллельное проектирование при реализации комплексных проектов с участием большого количества исполнителей. Не менее важным является внедрение современных методов организации проектного процесса, которые должны обеспечивать быструю и качественную разработку изделий при условии обеспечения соответствующего качества и надежности инженерных и конструкторских решений.

Тенденция компьютерной поддержки проектирования изделий РКТ также обусловлена возрастающими требованиями к эффективности функционирования изделий ракетно-космической техники и их систем, в частности, эффективности функционирования по целевому назначению. В этой связи происходит постоянное совершенствование и усложнение самих объектов проектирования, процессов их функционирования, увеличения функциональных связей между системами и элементами, процессов совершенствования конструкции изделий РКТ и процессов управления. При этом часто происходит взаимовлияние проектных характеристик, особенно с учётом баллистических схем перелёта, используемых двигателей, законов управления движением и ориентацией изделий РКТ.

Перспективными при создании РКТ считаются методы компьютерной поддержки проектирования с использованием больших интегрированных систем проектирования в сочетании с распределёнными вычислительными ресурсами, которые можно использовать для расчёта частных характеристик изделий РКТ.

Очевидно, что чем большее количество возможных вариантов реализации проектного облика изделий РКТ рассмотрено, тем совершеннее может быть выбранный для реализации проект КА. Большое количество вариантов можно рассматривать только с помощью автоматизации проектных работ. Большую роль при выборе проектных решений играют методы оптимизации, которые применимы начиная от конструкций корпусов и элементов РКТ, кончая сложными законами управления.

Однако в технической и научной литературе подобные исследования представлены не очень широко. В частности, в недостаточной степени развиты методы нисходящего проектирования применительно к новым изделиям РКТ. Частные характеристики изделий и систем РКТ рассчитываются независимо друг от друга по программам, которые не увязаны между собой в единый программный комплекс или в единую систему. Для сокращения времени начального этапа проектирования желательно создать программное обеспечение, которое было бы увязано по всем параметрам и с помощью которого можно было бы оперативно принимать проектные решения. Разработки распределённых вычислительных систем применительно к ракетно-космической технике представлены в недостаточной мере.

Особое место занимают вопросы подготовки специалистов в ВУЗах для ракетно-космической отрасли, способных ориентироваться в вопросах информационной поддержки этапа проектирования изделий и систем РКТ и владеть основными инструментальными методами. Поэтому имеется необходимость не только создавать новые информационные технологии, но и одновременно создавать учебно-методические разработки для продвижения новых технологий.

Целью работы является разработка методического обеспечения и программных комплексов, ориентированных на создание новых производственных и информационных технологий нисходящего проектирования с возможностью дистанционного доступа к ресурсам центра коллективного пользования, для формирования проектного облика и синтеза виртуальных изделий ракетно-космической техники (КА ДЗЗ, ракета-носитель, блок выведения, транспортный КА, малый КА научного назначения).

Для реализации данной цели разработаны:

- теоретические основы, моделей и методик нисходящего проектирования для формирования проектного облика, оптимизации характеристик и синтеза виртуальных изделий ракетно-космической техники;

- новые производственные и информационных технологии проектирования изделий ракетно-космической техники с возможностью дистанционного доступа к ресурсам центра коллективного пользования;

- программно-аппаратный комплекс «Научно-образовательная виртуальная лаборатория «Проектирование мониторинговых и транспортных космических систем» для включения в грид систему».

Отчёт состоит из трёх разделов, названия которых соответствуют представленному выше перечню реализаций поставленных целей.

Внутренняя структура первых двух разделов построена в соответствии с направлениями исследования ракетно-космической техники, то есть в каждом разделе присутствуют подразделы, касающиеся исследованиям в области: ракеты-носителей и блоков выведения, космических аппаратов дистанционного зондирования Земли, транспортных аппаратов и малых космических аппаратов научного назначения. В каждом из подразделов представлены соответствующие новые разработки. Работы, предусмотренные в техническом задании встроены в подразделы в виде отдельных пунктов с соответствующими заголовками.

Третий раздел посвящен разработке программно-аппаратного комплекса, объединяющего разработанные программы в единую систему – грид-ситсему. Проведён выбор платформы для распределенных вычислений и централизованного хранения данных программно-аппаратного комплекса. Разработана структура и информационные связи научно-образовательной виртуальной лаборатории «Проектирование мониторинговых и транспортных космических систем». Приведено содержание научно-образовательной виртуальной лаборатории «Проектирование мониторинговых и транспортных космических систем».

Отдельные результаты, полученные при выполнении настоящих работ, внедрены в Государственном научно-производственном ракетно-космическом центре (ГНПРКЦ) «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара, в РКК «Энергия», г. Королёв Московской обл.

# 1 РАЗРАБОТКА ТЕОРЕТИЧЕСКИХ ОСНОВ, МОДЕЛЕЙ И МЕТОДИК НИСХОДЯЩЕГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ДЛЯ ФОРМИРОВАНИЯ ПРОЕКТНОГО ОБЛИКА, ОПТИМИЗАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК И СИНТЕЗА ВИРТУАЛЬНЫХ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

## 1.1 Формирование требований к новым информационным технологиям проектирования изделий РКТ, разработка технологий нисходящего проектирования

### 1.1.1 Обзор современных САД-систем

#### 1.1.1.1 Система автоматизированного проектирования Pro/ENGINEER

Pro/ENGINEER - система автоматизированного проектирования, инженерного анализа и подготовки производства изделий любой сложности и назначения. Pro/ENGINEER является ядром интегрированного комплекса автоматизации предприятия, с помощью которого осуществляется поддержка жизненного цикла изделия в соответствии с концепцией CALS-технологий, включая двунаправленный обмен данными с другими Windows-приложениями и создание интерактивной документации.

На рисунке 1.1 представлен общий вид окна сборки в Creo 1.0. Слева – древо входящих подборок. Отметим, что система Creo 1.0 является одной из последних версий системы Pro/ENGINEER.

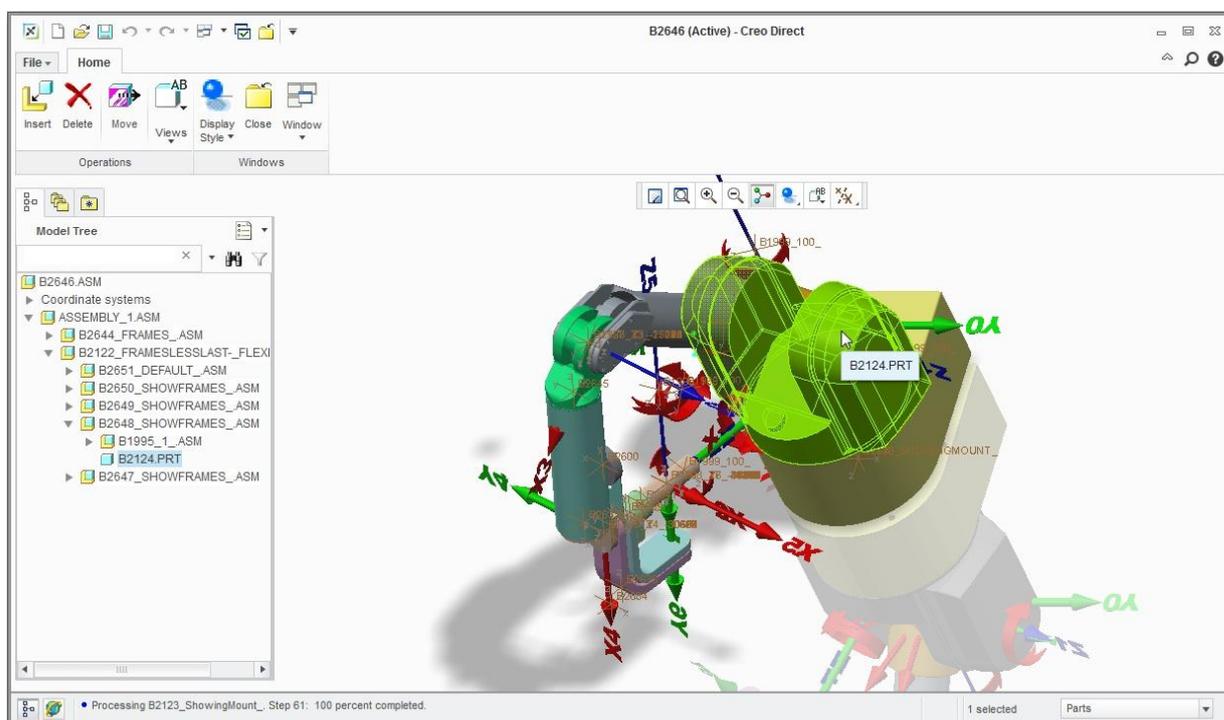


Рисунок 1.1 – Интерфейс Creo 1.0

Преимущества и недостатки Pro/ENGINEER.

### Преимущества:

- при распространении используется модульный подход;
- предоставляется «плавающая» сетевая лицензия;
- хорошо реализована возможность создания документации;
- имеются библиотеки стандартизированных по ГОСТ элементов;
- имеется удобная и полная справка;
- распространяется бесплатная учебная версия;
- обучение несложно даже для человека, никогда не работавшего с CAD;
- система является параметрической, что облегчает 2D и 3D черчение;
- очень удобен модуль 2D черчения;
- имеется система проектирования деталей, гнутых из листового металла;
- обеспечивается кинематический анализ механизмов, расчёт упругих деталей и зубчатых передач;
- возможны расчёты на прочность, жёсткость, устойчивость, частотный и тепловой анализ и множество других;
- имеется возможность параметризации как в 2D, так и в 3D;
- имеется огромное количество подключаемых модулей;
- система отлично работает с большими сборками;
- наличествует 2x SDK;
- отлично реализована возможность получения фотореалистичных моделей;
- обеспечивается хорошая интеграция с NVidiaQuadro;
- имеется бесплатная версия для студентов;
- существует огромное количество различных обучающих курсов.

### Недостатки:

- имеются недоработки с модификацией импортированных моделей;
- нет хорошего инструментария проверки ошибок построения;
- модуль создания чертежей имеет ряд недостатков, связанных с кастомизацией;
- система - средней сложности, начать пользоваться может и новичок, но для полного понимания потребуется обучения;
- требуются значительные ресурсы ПК;
- максимальная отдача обеспечивается только на видеокартах NVidiaQuadro.

Резюме. САПР Pro/ENGINEER (Creo) на сегодняшний день – одна из самых мощных и многофункциональных САПР. В совокупности с многоязыковой локализацией, предоставляемым API и бесплатной версией для студентов, она является отличным решением как для университетов, так и для крупных инженерных фирм. Функционал,

позволяющий строить фотореалистичные изображения отличного качества, – отличное решение для сопутствующих дизайнерских работ.

### 1.1.1.2 Система автоматизированного проектирования КОМПАС-3D

КОМПАС – система автоматизированного проектирования, разработанная российской компанией «АСКОН» с возможностями оформления конструкторской документации согласно стандартам серии ЕСКД. Поставляется в двух вариантах: КОМПАС-График и КОМПАС-3D предназначенных для плоского черчения и трёхмерного проектирования, соответственно. КОМПАС-График может использоваться как в качестве полностью интегрированного в КОМПАС-3D модуля работы с чертежами и эскизами, так и в качестве самостоятельного продукта, полностью решающего задачи 2D-проектирования и выпуска документации.

Моделирование изделий в КОМПАС-3D можно вести как: «снизу вверх» (используя готовые компоненты), так и «сверху вниз» (проектируя компоненты в контексте конструкции), опираясь на компоновочный эскиз (например, кинематическую схему), либо смешанным способом. Благодаря такому подходу обеспечивается легкая модификация получаемых моделей.

Внешний вид интерфейса КОМПАС-3D представлен на рисунке 1.2.

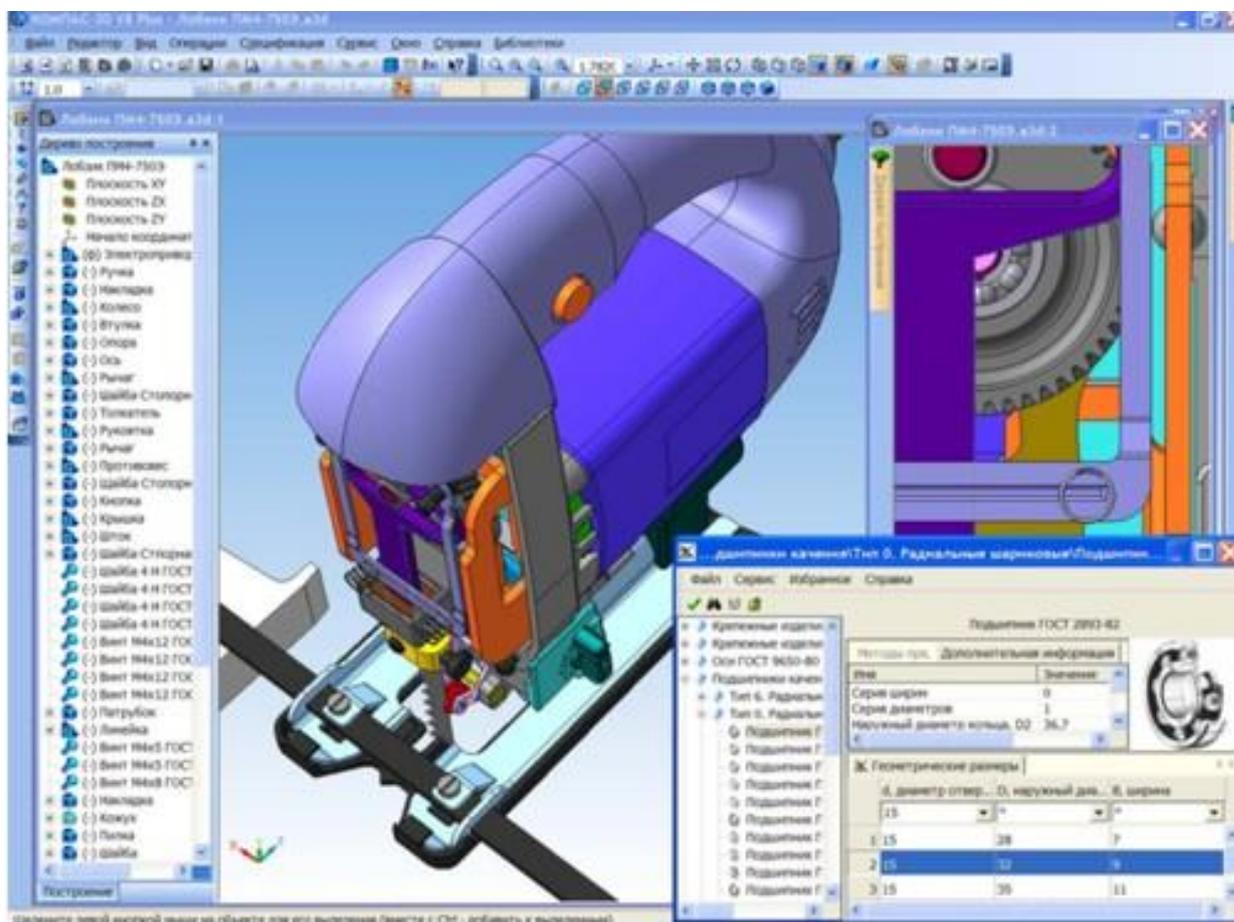


Рисунок 1.2 - Окно проектирования.

Преимущества и недостатки Компас 3D:

Система обладает следующим рядом преимуществ:

- система легка для изучения, особенно людям без опыта работы в 3D;
- наличествуют обширные библиотеки стандартизированных по ГОСТ элементов;
- система отечественная, поэтому отсутствуют проблемы с локализацией;
- система имеет относительно невысокую стоимость;
- удобно оформлять чертежи в соответствии с нормами ЕСКД;
- система легкодоступна, распространяется бесплатная учебная версия;
- имеются инструменты трассировки трубопроводов, кабелей и жгутов;
- имеется модуль проектирования электрических цепей;
- имеются возможности параметризации;
- имеет продуманный модуль 2D черчения;
- есть возможность проектирования деталей, гнутых из листового металла;
- поддерживается расчёт упругих деталей;
- есть встроенная система обучения;
- обладает относительно удобным и несложным интерфейсом.

В то же время имеются следующие недостатки:

- затруднено последующее переучивание на другие системы, особенно «тяжёлые»;
- система удобна для создания чертежей, но менее удобна для проектирования;
- в системе нет кинематического, прочностного, температурного, частотного анализа;
- недостаточно продумана система спецификации;
- система развивается крайне медленно;
- отсутствует возможность эргономического расчёта;
- очень слабы возможности создания фотореалистичного изображения;
- систему трудно и дорого модифицировать под свои нужды;
- система поверхностного моделирования слаба;
- отсутствуют инструменты резервирования объёмов;
- иногда возникают проблемы с импортированием моделей из других САД.

Резюме. КОМПАС – отличная система для автоматизации черчения. Но если требуется проектирование в 3D, а не плоское черчение, то КОМПАС менее предпочтителен, чем SolidWorks или Pro/Engineer. Компас не оптимизирован в плане параметризации, и его графическое ядро очень медленно работает с 3D-графикой. Это

является следствием того, что АСКОН сам разрабатывал ядро, а не воспользовался одним из готовых решений.

### 1.1.1.3 Система автоматизированного проектирования САТИА

CATIA (Computer Aided Three-dimensional Interactive Application) –система автоматизированного проектирования французской фирмы Dassault Systemes. Это комплексная система автоматизированного проектирования (CAD), технологической подготовки производства (САМ) и инженерного анализа (САЕ), включающая в себя передовой инструментарий трёхмерного моделирования, подсистемы программной имитации сложных технологических процессов, развитые средства анализа и единую базу данных текстовой и графической информации.

На рисунке 1.3 представлен пользовательский интерфейс системы САТИА в режиме «работа со сборкой».

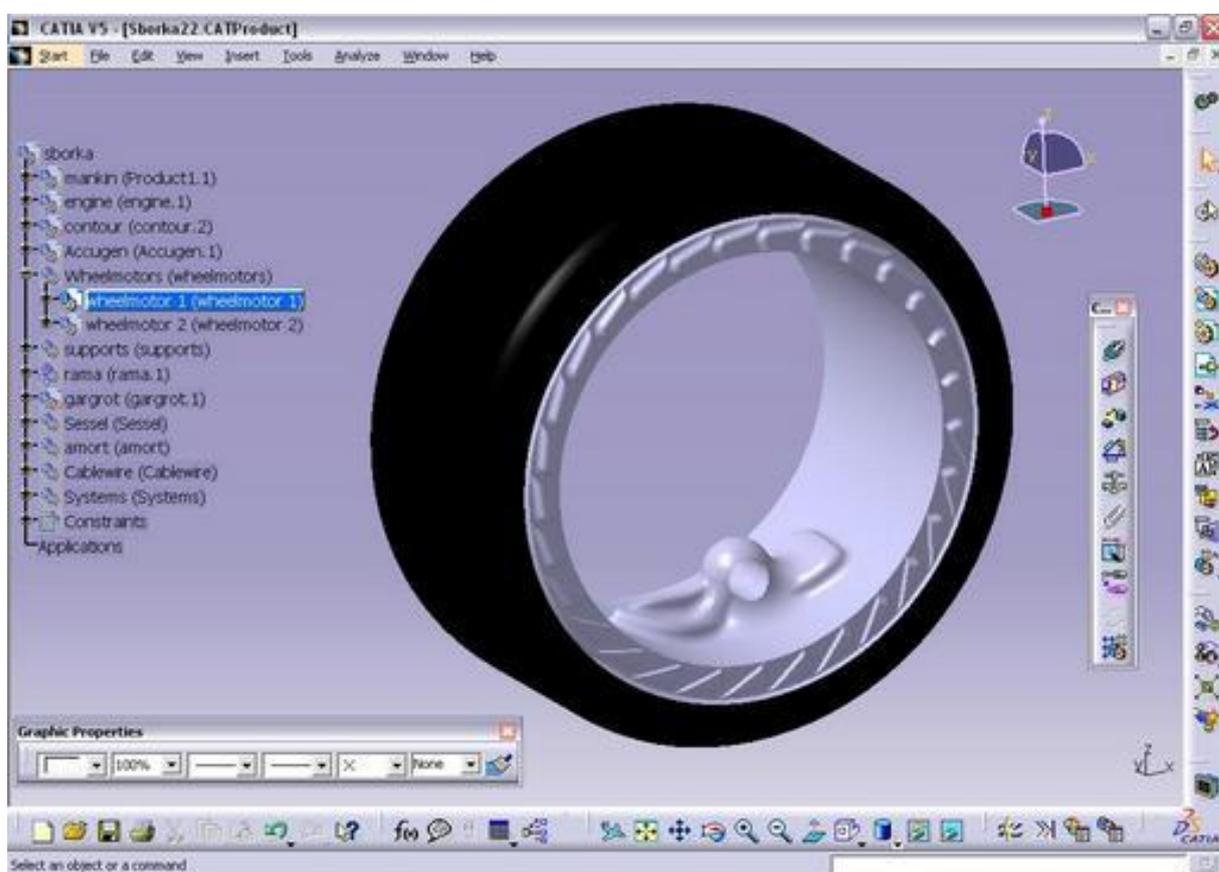


Рисунок 1.3 - Окно проектирования, режим «работа со сборкой»

Преимущества и недостатки.

Преимущества системы:

- огромные возможности расчёта (в т.ч. прочностного) методом конечных элементов;
- отлично реализованные функции работы с поверхностями;

- продвинутая возможность трассировки внутренней проводки, трассировки систем;

- удобство совместного проектирования при участии более одного разработчика;
- отличная система проектирования деталей, гнутых из листового металла;
- возможность кинематического анализа механизмов;
- возможность эргономического анализа как статики, так и кинематики;
- хороший контроль поля зрения, зон досягаемости, усилий управления;
- эстетичный, продуманный и достаточно удобный интерфейс.

#### Недостатки:

- значительная цена - 200 000 у. е. за 5 рабочих мест;
- практическое отсутствие учебной литературы на русском языке;
- необходимость долгого обучения, сложная адаптация;
- нетривиальные сочетания нажатий кнопок мыши для управления, сложность и непривычность интерфейса для большинства пользователей;
- слабая развитость модуля создания чертежей;
- сложность системы для новичков;
- необходимость значительных ресурсов ПК;
- невысокие возможности
- построения фотореалистичного изображения;
- ограниченная поддержка российских ГОСТов.

Резюме. САТИА – созданная специально для авиастроителей система с огромным количеством возможностей. Типичные задачи - нагружение балки, сложная сборка с трассировкой систем, температурное распределение и т.д. Освоение системы требует значительных усилий, самостоятельное изучение практически невозможно.

### **1.1.1.4 Система автоматизированного проектирования T-Flex**

Продукт T-Flex CAD – российская система автоматизированного проектирования, разработанная компанией «Топ - Системы». Система объединяет параметрические возможности трехмерного моделирования со средствами создания и оформления конструкторской документации. T-Flex CAD является ядром комплекса T-FLEX CAD/CAM/CAE/CAPP/PDM, – набора средств для решения задач технической подготовки производства в различных отраслях промышленности.

T-Flex применяется в основном на отечественных машиностроительных предприятиях. Используют T-Flex и некоторые предприятия, связанные с авиастроением, такие как АО «Аэроприбор-Восход», Аэроэлектромаш, ОАО «Гипрониавиапром»,

АНПП «Темп-Авиа», Авиационная корпорация «Рубин», фирма «Авиатест», а также Центральный Аэрогидродинамический Институт им. Н.Е. Жуковского.

Единый комплекс T-FLEX CAD/CAM/CAE/CAPP/PDM включает в себя PDM - систему электронного документооборота и управления проектами.

На рисунке 1.4 представлен пользовательский интерфейс системы T-FLEX. Слева на рисунке расположено дерево модели, справа – инструменты панели «вид», снизу – панель эскизного черчения, сверху – стандартная и системная панели инструментов.

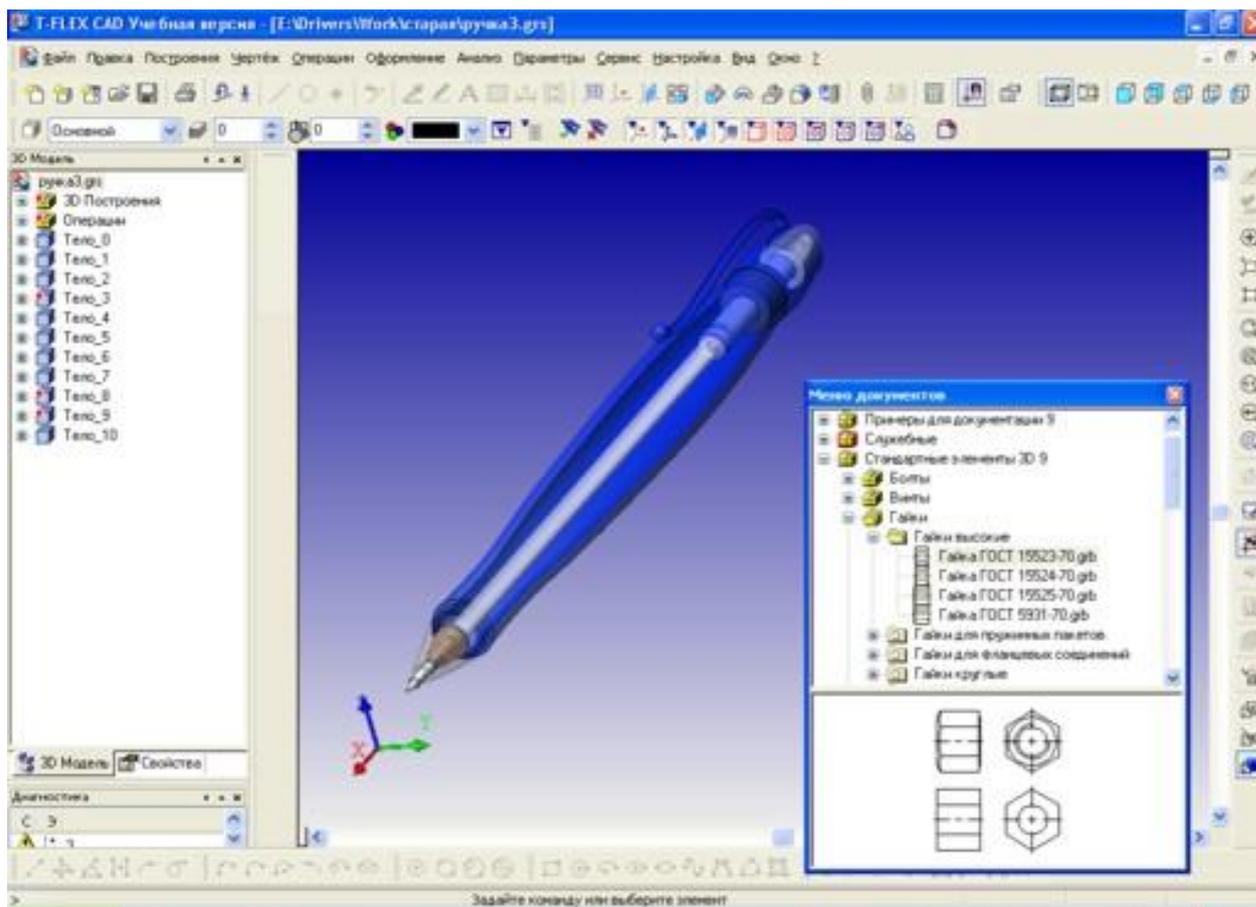


Рисунок 1.4 - Окно проектирования

### *Преимущества и недостатки системы T-Flex.*

#### Преимущества:

- система идеальна для проектирования деталей, создания несложных сборок;
- хорошо реализована возможность создания документации;
- имеются библиотеки стандартизированных по ГОСТ элементов;
- система – отечественного производства, поэтому нет проблем с локализацией;
- система снабжена удобной и полной справкой;
- стоимость относительно невысока;
- система легкодоступна, распространяется бесплатная учебная версия;

- обучение несложно даже для человека, никогда не работавшего с CAD-системами;
- система является параметрической, что облегчает 2D и 3D черчение;
- исключительно удобен модуль 2D черчения;
- имеется система проектирования деталей, гнутых из листового металла;
- имеется возможность кинематического анализа механизмов, расчёта упругих деталей и зубчатых передач;
- позволяет выполнять расчёты на прочность, жёсткость, устойчивость, частотный и тепловой анализ;
- система имеет простой и несложный для обучения интерфейс.

#### Недостатки:

- ограничены возможности расчёта: отсутствуют возможности аэро- и гидродинамики;
- отсутствует возможность эргономического расчёта;
- слабы возможности создания фотореалистичного изображения;
- система поверхностного моделирования довольно слаба;
- отсутствуют инструменты трассировки и резервирования объёмов;
- используется неудобный и сложный в обучении внешний рендер POV-ray;
- имеются недоработки в части модификации импортированных моделей;
- отсутствует хороший инструментарий проверки ошибок построения.

Резюме. T-Flex – простая в изучении и достаточно удобная в работе CAD - система. Её используют многие институты и фирмы, что значительно облегчает к ней доступ.

Система обладает возможностью прочностного, частотного и динамического расчётов на прочность и устойчивость. Однако этот функционал в учебной версии несколько ограничен.

С другой стороны, функционал T-Flex явно недостаточен в области аэродинамического и эргономического анализа.

Таким образом, T-Flex CAD отлично подходит для выполнения проектных работ и оформления конструкторской документации. Частично может выполнять анализ конструкции, но имеет ограниченные возможности в аэродинамических расчётах и визуализации.

### **1.1.1.5 Система автоматизированного проектирования SolidWorks**

SolidWorks — программный комплекс САПР для автоматизации работ промышленного предприятия на этапах конструкторской и технологической подготовки

производства. Обеспечивает разработку изделий любой степени сложности и назначения. Работает в среде Microsoft Windows. Разработан компанией SolidWorks Corporation, на данный момент являющейся независимым подразделением компании Dassault Systemes (Франция). Программа появилась в 1993 году и составила конкуренцию таким продуктам, как AutoCAD и Autodesk Mechanical Desktop, SDRC I-DEAS и Pro/ENGINEER.

На рисунке 1.5 представлен пользовательский интерфейс системы SolidWorks при создании анимации.

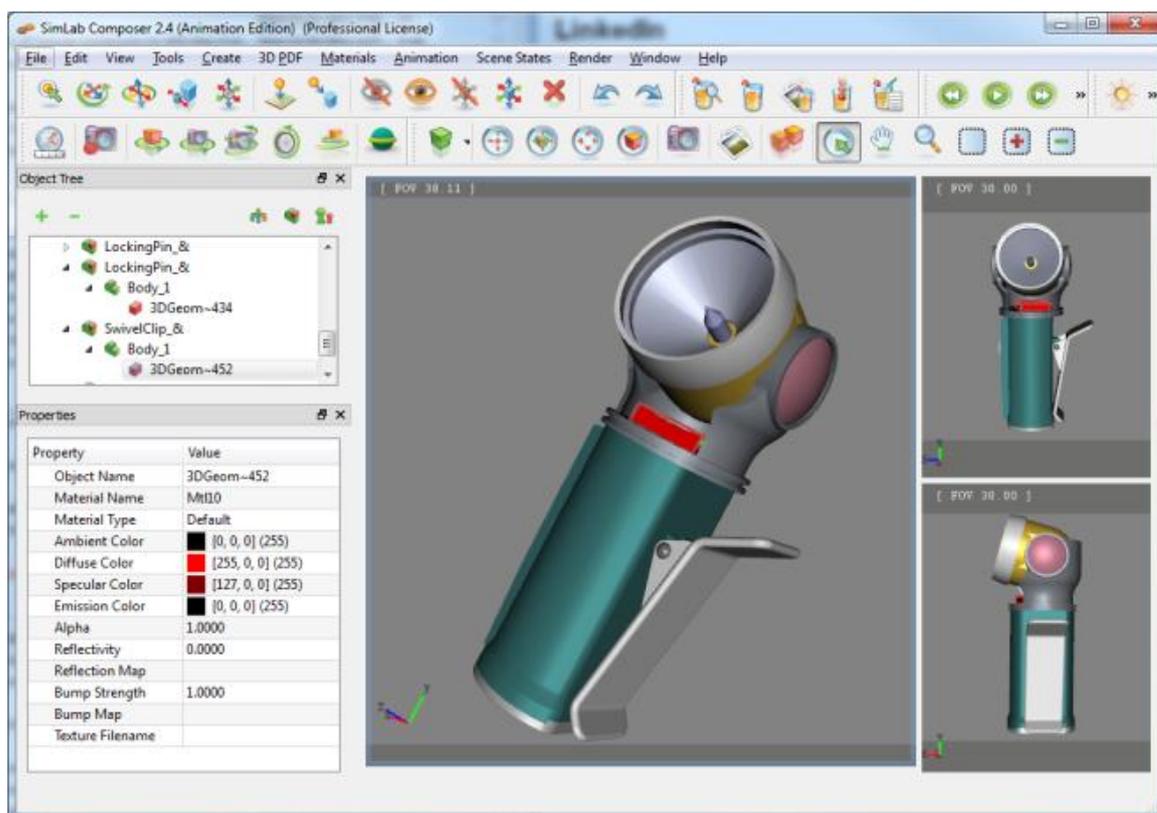


Рисунок 1.5 - Окно создания анимации в SolidWorks

### *Преимущества и недостатки SolidWorks.*

#### Преимущества:

- удобный и понятный интерфейс;
- хорошая возможность создания документации;
- наличие библиотек различных стандартов, включая ГОСТ;
- наличие русской локализации;
- активное развитие системы;
- возможность параметризации как в 2D, так и в 3D;
- огромное количество подключаемых модулей;
- возможность кинематического анализа механизмов, расчёта упругих деталей и зубчатых передач;

- возможность расчётов на прочность, жёсткость, устойчивость, частотного и теплового анализа;

- возможность работы с большими сборками;
- наличие API для работы с макросами;
- наличие SDK для кастомизации;
- хорошо реализованная возможность получения фотореалистичных моделей.

#### Недостатки:

- плохое распознавание сторонних моделей;
- требовательность к ресурсам компьютера;
- потребность в значительных усилиях для ряда специфических изменений конструкции.

Резюме. Система SolidWorks на сегодняшний день является одной из наиболее разносторонних САПР. Она позволяет решать различные задачи, однако не узконаправленно. Так, если САПР направлена преимущественно на авиастроение, то SolidWorks применим во всех отраслях, но без возможности решения крайне специфических задач.

Удобный интерфейс и невысокий уровень сложности системы позволяет разобраться в ней самостоятельно. А люди, владеющие языками программирования на базе .NET, могут в ряде случаев значительно облегчить труд по созданию моделей.

### **1.1.2 Формирование требований к новым информационным технологиям проектирования**

Для формирования требований к новым технологиям проектирования изделий РКТ, рассмотрим характеристики современных систем автоматизированного проектирования, их достоинства и недостатки.

В процессе создания новое изделие РКТ проходит несколько стадий разработки: техническое задание, эскизный проект, компоновка изделия, детальная проработка узлов, создание финальной сборки, внесение изменений в конструкцию на этапе доводки и, наконец, выпуск комплекта конструкторских документов. Все эти этапы вместе и составляют процесс проектирования.

Очевидно, что максимальный эффект от использования систем автоматизированного проектирования может быть достигнут в том случае, если система позволяет выполнить основные стадии проектирования - от эскизной части проекта до выпуска документации - в едином контексте.

Существуют несколько методов проектирования, среди которых высокой эффективностью выделяется метод нисходящего проектирования («сверху вниз»). При

нисходящем проектировании система разрабатывается в условиях, когда ее элементы еще не определены и, следовательно, сведения об их возможностях и свойствах носят предположительный характер. Метод нисходящего проектирования предполагает повторное выполнение проектных процедур предыдущих этапов после выполнения проектных процедур последующих этапов. Такие повторения обеспечивают последовательное приближение к оптимальным результатам и обуславливают итерационный характер проектирования.

Основные положения метода нисходящего проектирования:

- отделение эскизных моделей проекта от общих сборок и размещение их в отдельных файлах;
- разделение исходных данных проектирования, сборок и детализовок на разные уровни проектирования;
- связь между разными уровнями проектирования (осуществляется через специальные промежуточные структуры - контейнеры проектирования с входными и выходными данными);
- сокращение объема данных, с которыми работает каждый проектант, до уровня конкретной решаемой задачи. Это также достигается за счет использования контейнеров проектирования;
- уменьшение избыточности информации в сложных моделях и в финальной сборке изделия (Для этого сборки предлагается собирать из упрощенных вариантов деталей).

В связи с вышесказанным можно сформулировать следующие основные требования к системам нисходящего проектирования РКТ:

- система должна обеспечивать не просто моделирование, а, именно проектирование изделия, основанное на эскизных моделях проекта (что хорошо сочетается с традиционными этапами проектирования новых изделий);
- система должна позволять значительно снижать требования к объему оперативной памяти компьютера, занимаемой финальной сборкой изделия и сборками крупных узлов, то есть при тех же аппаратных ресурсах можно создавать более сложные сборки;
- система должна обеспечивать возможность коллективной работы над проектом, в том числе и удаленной, без возникновения конфликтов доступа к файлам между участниками проекта;
- система не должна требовать использования каких-либо дополнительных программных модулей или приобретения конструкторами специальных навыков;

- система должна обеспечивать возможности редактирования параметров проекта (к примеру, по геометрии и составу);
- система должна представлять собой комплексное решение, охватывающее все основные этапы проектирования.

Нисходящие проектирования работает хорошо, потому что оно позволяет нам одновременно сосредотачиваться на меньшем количестве деталей. Это логичная методика, которая поощряет организованную доводку системы и уменьшает уровень сложности (степени интеграции) на каждой из последующих стадий проекта.

По очевидным причинам, нисходящие проектирования подходит лучше всего тогда, когда применяется к проблемам, которые имеют ясно выраженный иерархический характер. К сожалению, многие из реальных проблем не иерархические. Проект, основанный на построении сверху вниз, имеет также и другие ограничения, которые станут очевидными при разработке и сопровождении больших программных систем.

Новые информационные технологии проектирования изделий РКТ должны обеспечить поддержку следующих сторон реального процесса проектирования:

- предварительная разработка структуры изделия;
- проработка концепции на стадии трехмерного эскизного проекта;
- детальная проработка конструкции изделия на стадии рабочего проекта;
- возможность организации параллельной работы рабочих групп за счет использования в качестве исходной информации общей геометрии, распределяемой через структуру каркасных моделей (скелетонов);
- возможность осуществления контроля над привязками и управления потоком информации в рамках проекта;
- возможность быстрого обновления состояния общей геометрии в рабочих группах при изменении начальных условий проекта;
- возможность исключения циклических ссылок.

Использование метода нисходящего проектирования дает возможность не только разработки и выпуска конструкторской документации на базе моделей сборок и деталей изделия, но выполнения других работ по подготовке производства, включая:

- подготовку и запуск КД в производство;
- разработку моделей и КД сборочной оснастки на основе конструкторских данных в качестве входящей информации; разработку рабочей и контрольной оснастки, а также разработку управляющих программ для станков с ЧПУ на базе моделей деталей.

## **1.2 Теоретические основы проблемно-ориентированных автоматизированных систем выбора основных проектных характеристик изделий РКТ**

### **1.2.1 Метод синтеза изделий РКТ на основе создания проблемно-ориентированных автоматизированных систем проектирования**

Существующие методы выбора основных проектных характеристик и формирования конструктивного облика изделий РКТ имеют следующие недостатки.

Во-первых, в процессе проектирования, как правило, используются некоторые готовые составные части изделий и бортовых систем. Эти составные части могут быть различными как по номенклатуре, так и по массогабаритным характеристикам. Указанные элементы, как правило, не «вписываются» в оптимальную структуру проектируемого изделия, тем не менее их используют по соображениям минимума финансовых затрат и экономии времени.

Во-вторых, при проектировании или модернизации изделий РКТ с высокими показателями целевой эффективности в условиях ограничений по массе конструкции, мощности электропотребления, ограничений по времени отработки тех или иных частных операций и т.п. возникает проблема «увязки» массогабаритных, энергетических, ресурсных, временных и др. характеристик целевой аппаратуры или полезной нагрузки, бортовых обеспечивающих систем и изделия в целом. Дело в том, что проектные характеристики различных составных частей изделия, как правило, связаны между собой множеством уравнений различного типа (в виде линейных и нелинейных функций, дифференциальных и интегральных уравнений, логических функций и т.п.) в явной и неявной форме, в виде алгоритмов и др. В общем виде их называют операторами связи (различной формы). Причем количество увязываемых характеристик и, следовательно, соответствующих операторов связи может быть очень большим, и при «ручной» увязке подобных характеристик можно просто запутаться. Не всегда ясно, достаточно ли имеющихся операторов связи или имеется их избыток, корректно ли поставлена задача проектирования или нет.

В - третьих, существующие методы можно использовать только для ограниченного круга задач из множества задач проектирования (минимизация стоимости проектируемой сложной технической системы, минимизация массы изделия, повышение целевых показателей эффективности, оптимизация расписания работы целевой и обеспечивающей аппаратуры, бортовой аппаратуры и т.д.). В этой связи встает задача необходимости варьирования в процессе проектирования номенклатуры исходных данных и номенклатуры выходных данных, в том числе и показателей эффективности (какие

показатели известны, а какие подлежат определению или улучшению?) с последующей "увязкой" характеристик новых и заимствованных элементов.

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

Свободными от приведенных ограничений являются методы автоматизированного проектирования, базирующиеся на ПО САПР [29]. Разработка проблемно-ориентированной системы проектирования изделий РКТ позволит облегчить головному проектанту задачу проектирования нового изделия или модернизации существующего.

Суть работы таких автоматизированных систем заключается в следующем:

- выбирается задача проектирования (из множества возможных и заранее сформулированных);
- выбирается номенклатура бортовых систем;
- вводятся соответствующие функциональные связи (операторы связи) характеристик составных частей (элементов, узлов, агрегатов, бортовых систем) между отдельными проектными параметрами проектируемого изделия;
- проблемно-ориентированной системой проектирования определяется корректность поставленной задачи с учетом введенных операторов связи и возможность ее решения (при заданных функциональных связях и ограничениях);
- в случае некорректности поставленной задачи система сообщает исполнителю, что именно некорректно (например, количество уравнений меньше, чем количество переменных);
- в случае корректности поставленной задачи ПО САПР в автоматическом режиме предлагает последовательность (алгоритм) решения поставленной задачи;
- система решает задачу проектирования;
- выдаются результаты решения в удобной для пользователя форме.

Преимущества проблемно-ориентированных систем автоматизированного проектирования изделий РКТ заключаются в следующем.

1. В процессе работы системы получается ответ на вопрос: корректно ли поставлена задача проектирования или нет (например, количество уравнений меньше, чем

число переменных, которые необходимо найти). Проектные характеристики различных составных частей РН или КА, как правило, связаны между собой множеством уравнений различного типа (алгебраических, дифференциальных и интегральных), логических зависимостей, алгоритмических связей. В общем виде говорят об операторах связи различной формы. При этом количество увязываемых характеристик, а, следовательно, и соответствующих операторов связи, может быть очень большим, и при «ручной» увязке не всегда ясно, корректна ли задача.

2. Отсутствует необходимость в приостановке итерационного процесса выбора основных проектных характеристик для проведения поверочных расчётов по выполнению целевых характеристик. Сам процесс поиска выходных переменных не является итерационным (не считая использования итерационных методов решения уравнения при необходимости). Другими словами исключается проблема согласования («увязки») массогабаритных, энергетических, ресурсных, временных и других характеристик РН или целевой аппаратуры, бортовых обеспечивающих систем и КА в целом.

3. Полученные значения массогабаритных, инерционных, энергетических и других проектных параметров РН или КА, обеспечивают реализацию устройств, с помощью которых осуществляется получение заданных целевых характеристик (без избытка или недостатка). Практически это означает, что с помощью проблемно-ориентированных систем осуществляется оптимизация основных проектных характеристик КА в неявной форме. Теоретически это означает, что производится оптимизация проектных характеристик без формализации задач математического программирования.

4. Заранее можно определить классы решаемых задач и сделать заготовки программного интерфейса. Можно поставить множество задач проектирования (минимизация стоимости космической системы наблюдения, минимизация массы РН или КА, улучшение целевых показателей эффективности, оптимизация расписания работы целевой и обеспечивающей аппаратуры, бортовой аппаратуры и т.д.). При этом в зависимости от конкретной постановки задачи состав исходных данных и выходных параметров будет различен.

5. Данные системы «покрывают» методы синтеза на основе улучшения характеристик прототипов и на основе использования составных частей готовых изделий (базовых РН или платформ КА с установкой целевой аппаратуры). Известные или заимствованные характеристики просто фиксируются (исключаются из числа переменных). Указанные элементы, как правило, «не вписываются» в оптимальную структуру проектируемых РН или КА, тем не менее, их используют по соображениям минимизации финансовых затрат и экономии времени.

6. Данные системы могут «покрыть» метод синтеза на основе на основе последовательного «наращивании» бортовых систем и конструкции КА «вокруг» аппаратуры наблюдения, если в эту систему встроить твердотельные модели КА и их составных частей с обеспечением «взаимодействия» различного рода моделей.

7. Данные системы в перспективе можно использовать не только для оценки массогабаритных, инерционных и энергетических характеристик РН, КА, но и для оценки параметров процессов (функционирования, живучести и др.). Для этого необходимо построить соответствующие модели.

8. Экономится время на начальных этапах проектирования. Дело в том, что в настоящее время головной проектант (отдел, отделение или конструкторское бюро) на начальных этапах проектирования постоянно уточняет исходные данные или технические задания соисполнителям на проектирование составных частей изделий РКТ.

## **1.2.2 Разработка алгоритмов проблемно-ориентированного автоматизированного проектирования РКТ**

### **1.2.2.1 Задача проблемно-ориентированного синтеза изделий**

При создании проблемно-ориентированных систем проектирования ряд проблем сводится к задаче синтеза программ, суть которой в следующем.

Дано описание того, что программа должна делать, и требуется автоматически составить программу, удовлетворяющую этому описанию (естественно, предварительно автоматически определив, как это сделать).

В вычислительных задачах, как правило, задаются:

а) набор входных переменных  $U_{вх}$ , значения которых являются исходными для задачи;

б) набор выходных переменных  $U_{вых}$ , значения которых ищутся;

в) условия функционирования задачи  $V$ , представленные таким образом, чтобы они могли быть использованы для синтеза программ. Условия функционирования проблемной задачи (т.е. знания по данной проблеме), как правило, представляются в виде отношений (зависимостей) на множестве переменных данной проблемной области и хранятся в ЭВМ в виде пакетов прикладных программ.

*Вычислительную модель* объекта проектирования в общем случае будем рассматривать как пару  $(V, U)$ , где  $V = \{v_i\}$ ,  $(i = \overline{1, n})$ ; - *множество отношений* модели;  $U = \{u_i\}$ ,  $(i = \overline{1, m})$ ; - *множество переменных* модели. Здесь  $n$  - количество отношений модели;  $m$  - количество переменных модели.

Отношение реализует некоторую зависимость между переменными модели и может представлять собой систему уравнений, функцию, оператор, таблицу и т.д. Множество переменных, связанных отношением  $v_i$ , обозначается  $U(v_i)$ .

Отношение называется *однородным*, если существует возможность определений значений переменных множества  $Y_i \subset U(v_i)$  при известных значениях переменных множества  $X_i = U(v_i) \setminus Y_i$ , т.е. если существует отображение  $\varphi_i: X_i \rightarrow Y_i$  для любых  $X_i, Y_i: X_i \cup Y_i = U(v_i), X_i \cap Y_i = \emptyset$ .

В дальнейшем будем полагать, что все отношения модели однородны.

Число  $r(v_i) = |Y_i|$  называется рангом отношения.

Если рассматривать отношение как некоторую систему уравнений, то ранг данного отношения равен порядку системы уравнений.

Если каждое отношение модели имеет вид следующего оператора  $v_i = X_i \rightarrow Y_i$ , то есть входные и выходные переменные каждого отношения строго разделены, то модель называется *явной*.

Если же входные и выходные переменные не разделены, а для каждого отношения  $v(U(v_i)) = 0$  определен только ранг его,  $r(v_i) > 0$ , то модель называется *неявной*.

### 1.2.2.2 Понятие корректности и разрешимости вычислительных моделей

Задачей на вычислительной модели  $(V, U)$  называется тройка

$$(U_{\text{вх}}, \bar{U}_{\text{вх}}, U_{\text{вых}}), \quad (1.1)$$

где  $U_{\text{вх}} \subseteq U$  - множество *входных* переменных задачи;

$\bar{U}_{\text{вх}}$  - множество *значений* входных переменных;

$U_{\text{вых}} \subseteq U$  - множество *переменных*, значения которых необходимо определить по модели  $(V, U)$ .

Задача *разрешима*, если в рамках модели  $(V, U)$  существует алгоритм вычисления значений переменных  $U_{\text{вых}}$ , использующий значения входных переменных  $U_{\text{вх}}$ , т.е. если существует и может быть построено отображение  $\varphi_i: \bar{U}_{\text{вх}} \rightarrow \bar{U}_{\text{вых}}$ . В противном случае задача *неразрешима*.

В тех случаях, когда значения переменных нам безразличны, под термином «задача» будем понимать пару  $(U_{\text{вх}}, U_{\text{вых}})$ .

Задача  $(U_{\text{вх}}, U_{\text{вых}})$  корректна на модели  $(V, U)$ , если значения всех переменных, вычисляемых на модели  $(V, U)$  по переменным  $U_{\text{вх}}$ , определяются однозначно. Если хотя бы одна переменная модели может быть определена неоднозначно, то задача  $(U_{\text{вх}}, U_{\text{вых}})$  называется некорректной.

### 1.2.2.3 Понятие проблемно-ориентированной системы проектирования

Проблемно-ориентированной системой проектирования называется комплекс алгоритмов и программ на некоторой ЭВМ, определяющей для каждой задачи  $(U_{\text{вх}}, U_{\text{вых}})$  на модели  $(V, U)$ :

- корректность задачи;
- разрешимость задачи;
- построение отображения  $\varphi_i: \bar{U}_{\text{вх}} \rightarrow \bar{U}_{\text{вых}}$ .

Для корректной и разрешимой задачи построение отображения  $\varphi_i: \bar{U}_{\text{вх}} \rightarrow \bar{U}_{\text{вых}}$  на базе модели  $(V, U)$  включает:

- определение множества  $V^* \subseteq V$  отношений модели, необходимых для построения отображения  $\varphi$ ;
- нахождение схемы решения задачи, то есть разбиение множества на непересекающиеся подмножества:  $V^* = \{v_i\}, i = \overline{1, n}$  такие, что реализация отображения  $\varphi_i: U_{\text{вх}} \rightarrow U_{\text{вых}}$  сводится к последовательному применению (просчету) множеств отношений  $V_i: X(v_i) \rightarrow Y(v_i)$ . На явных моделях  $V_i$  представляет собой отдельные операторы модели.

### 1.2.2.4 Алгоритмы функционирования проблемно-ориентированной автоматизированной системы проектирования

Методика построения такого рода проблемно-ориентированных автоматизированных систем основана на использовании теории графов [29].

#### *Планирование вычислений на явных моделях*

##### Постановка задачи

Очевидно, что на явных моделях построение отображения  $\varphi_i: U_{\text{вх}} \rightarrow U_{\text{вых}}$  сводится к последовательному применению операторов модели  $(V, U)$  следующим образом:

$$v_{i1}: U^0 \rightarrow U^1, \text{ где } U^0 = U_{\text{вх}}, \quad U^1 = U^0 \cup Y(v_{i1}), \quad X(v_{i1}) \subseteq U^0;$$

$$v_{i2} : U^1 \rightarrow U^2, U^2 = U^1 \cup Y(v_{i2}), X(v_{i2}) \subseteq U^1; \quad (1.2)$$

...

$$v_{ik} : U^{k-1} \rightarrow U^k, U^k = U^{k-1} \cup Y(v_{ik}), X(v_{ik}) \subseteq U^{k-1};$$

При этом задача разрешима тогда и только тогда, когда  $U_{\text{вых}} \subseteq U^k$ , а разрешающее множество отношений  $V^* = \{v_{ij}\}$ ,  $v_{ij} \in U(v)$ ,  $j = \overline{1, k}$ .

### Понятие схемы модели

Схемой отношений модели  $(V, U)$  называется неориентированный граф  $G = (W, E)$ , где множество вершин графа  $W = V \cup U$ , множество дуг (или ребер) графа  $E = \{(v, u) : u \in U(v)\}$  (рисунок 1.6).

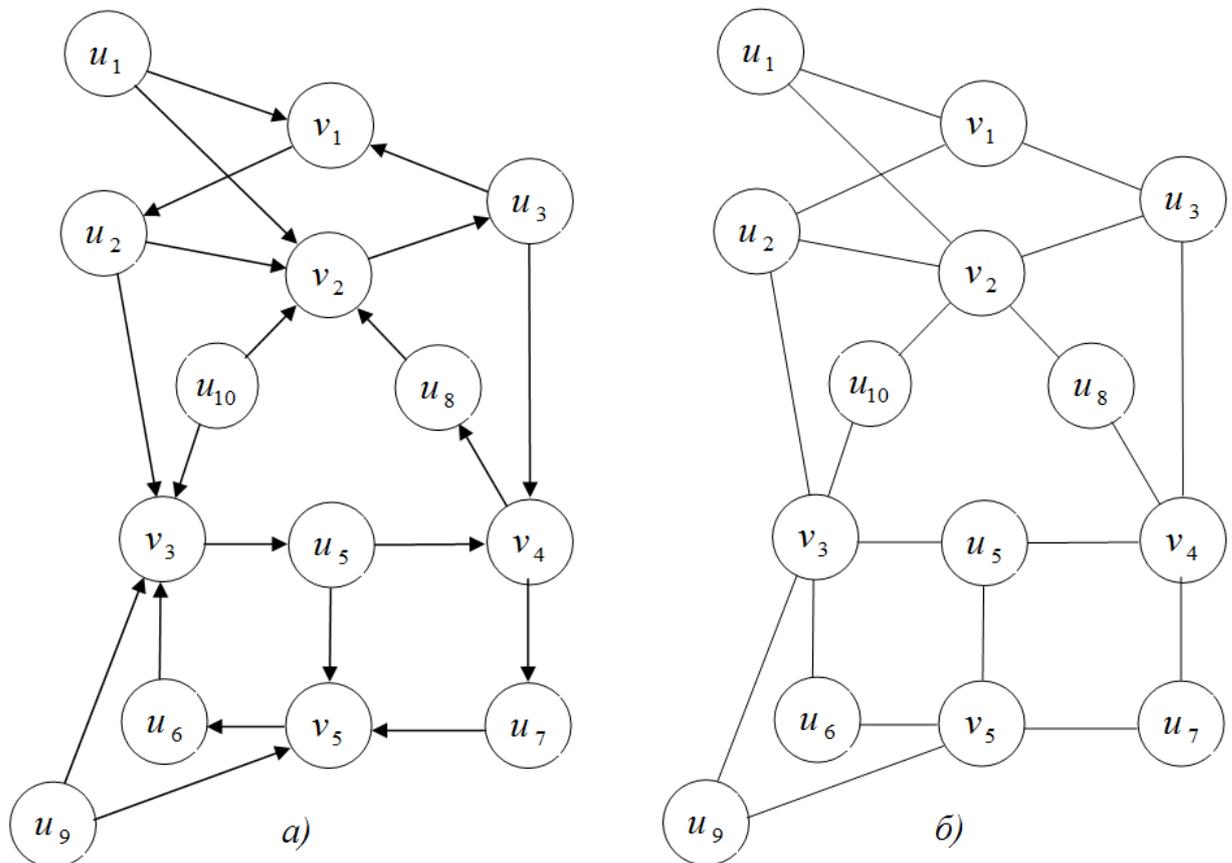


Рисунок 1.6 - Представление вычислительной модели  
 а) - операторная схема модели; б) - схема отношений модели

Вычислительная модель для графа, представленного на рисунке 1.6 представляет собой следующие выражения:  $u_2 = f_1(u_1, u_3)$ ;  $u_3 = f_2(u_1, u_2, u_8, u_{10})$ ;  $u_5 = f_3(u_2, u_6, u_9, u_{10})$ ;  $u_7 = f_4(u_3, u_5, u_8)$ ;  $u_6 = f_4(u_5, u_7, u_9)$ .

Операторной схемой модели  $(V, U)$  называется ориентированный граф  $G = (W, E)$ , где множество вершин графа  $W = V \cup U$ , множество дуг графа (см. рисунок 1.6), в котором дуги ориентированы следующим образом:

$$D = \begin{cases} d = (u, v_i), & \text{если } u \in X(v_i); \\ d = (v_i, u), & \text{если } u \in Y(v_i). \end{cases} \quad (1.3)$$

Рассмотрим основные алгоритмы исследования графов.

### **Алгоритм «поиска в глубину»**

Один из наиболее распространенных способов систематического исследования всех вершин и ребер графа  $G = (W, E)$  заключается в следующем. Когда мы посещаем вершину  $v \in V$  первый раз, мы помечаем ее и идем по одному из ребер  $(v, w)$ , инцидентному  $v$ .

Напомним, что если в графе существует ребро (или дуга)  $e = (u, v)$ , то говорят, что ребро (или дуга) инцидентно вершине  $u$  и вершине  $v$ , а также, что вершины  $u$ ,  $v$  инцидентны ребру (дуге)  $e$ . Вершины  $u$ ,  $v$  в этом случае называются смежными друг другу.

Если вершина  $w$  уже пройдена (т.е. помечена), мы возвращаемся в  $v$  и выбираем другое ребро. Если вершина  $w$  еще не пройдена, то мы заходим в нее и применяем процесс рекурсивно к  $w$ . Если все ребра, инцидентные вершине  $v$ , уже просмотрены, мы идем назад по ребру  $(v, w)$ , по которому пришли в  $v$ , и продолжаем исследование ребер, инцидентных  $u$ . Процесс заканчивается, когда мы пытаемся вернуться назад из вершины, с которой начиналось исследование графа.

### **Алгоритм 1**

*Вход:* граф  $G = (W, E)$ .

*Выход:* массив пометок вершин:  $p(|V|)$ , где  $|V|$  - количество отношений модели.

1. Для всех  $v \in V$  выполнить  $p(v) = 0$ ,  $i = 0$ .
2. Для всех  $v \in V : p(v) = 0$  вызвать процедуру  $DFS(v, i)$ . Процедура  $DFS(v, i)$ :
3.  $i = i + 1$ ;  $p(v) = i$ .
4. Если просмотрены все ребра, инцидентные вершине  $v$ , то переход к п.7.
5. Выбрать следующее ребро, инцидентное  $v$ :  $(v, w)$ .
6. Если  $p(w) = 0$ , то вызвать процедуру  $DFS(w, i)$ , иначе - переход на п. 4.
7. Выход из процедуры  $DFS(v, i)$ .

### Алгоритм «поиска в ширину»

В алгоритме «поиск в ширину» при первом посещении вершины просматриваются все ребра, инцидентные  $v$ , и строится множество вершин  $W_v$ , смежных  $v$  и непомеченных. Далее просматривается первая вершина из  $W_v$ . Процесс заканчивается, когда в графе не остается непомеченных вершин.

### Алгоритм 2

*Вход:* граф  $G=(W, E)$ .

*Выход:* массив пометок вершин:  $p(|V|)$ .

*Использует:*  $Q$  - массив вершин, просмотренных, но непомеченных.

1. Для всех  $v \in V$  выполнить:  $p(v) = 0, i = 0$ .
2. Выбрать  $v \in V : p(v) = 0$ . Если все вершины помечены, то конец алгоритма.
3.  $Q = \{v\}$ .
4. Если  $Q = \emptyset$ , то переход к пункту 2.
5. Выбрать  $v$  из  $Q (Q = Q \setminus v)$ . Пометить  $v : i = i + 1; p(v) = i$ .
6. Для всех ребер  $(v, u) : (v, u) \in E \cap p(v) = 0$  выполнить:  $V = V \setminus u : Q = Q \cup u$ .

Переход к пункту 4.

### Нахождение схемы решения задачи

Пусть на модели  $(V, U)$  дана задача  $(U_{\text{вх}}, U_{\text{вых}})$ .

Схемой решения задачи называется тройку  $(V^*, U^*, h)$ , где  $V^* \in V$  - множество операторов (отношений) модели, последовательным применением которых вычисляется множество  $U_{\text{вых}}$  по  $U_{\text{вх}}$ ,  $U^* \in U$  - множество переменных, вычисляемых по  $U_{\text{вх}}$  ( $U_{\text{вых}} \in U^*$ ),  $h$  - последовательность применения операторов из  $V^*$ , то есть отображение  $\varphi_i : U_{\text{вх}} \rightarrow U_{\text{вых}}$  строится из операторов  $V^*$  следующим образом:

$$\varphi = \{v_{i1} = h(1) : U_{\text{вх}} \rightarrow U^1, v_{i2} = h(2) : U^1 \rightarrow U^2, \dots, v_{ik} = h(k) : U^{k-1} \rightarrow U^k\}. \quad (1.4)$$

### Алгоритм 3 («прямая волна»)

*Вход:* ориентированный граф  $G=(W, D)$  - операторная схема модели;

$U_{\text{вх}}$  - множество исходных переменных задачи.

*Выход:*

$V^e$  - множество операторов (отношений) модели, участвующих в вычислениях;

$U^e$  - множество вычисляемых переменных модели;

$h(|V|)$  - номера операторов (отношений) модели в порядке их применения.

*Использует:*

$j$  - номер этапа планирования вычислительной схемы;

$i$  - количество использованных операторов;

$U_T$  - множество переменных, вычисляемых на  $j$ -м этапе планирования;

$V_T$  - множество операторов, которые могут быть применены на  $j$ -м этапе;

$p(x)$  - пометка вершины  $x$ : для  $x \in U_{\text{вх}}: p(x) = |V| + 1$ ; для  $x \in U \setminus U_{\text{вх}}$  - номер оператора  $v$ , применением которого рассчитывается переменная  $x$ ;

$x \in V$  - количество переменных, значения которых известны на  $j$ -м этапе планирования.

1. Для всех  $v \in V: p(v) = 0$ ; для всех  $k = 1, \dots, |V|: h(k) = 0$ ;  $i = 0$ ;  $j = 0$ ; для всех  $u \in U_{\text{вх}}: p(u) = |V| + 1$ ; для всех  $u \in U \setminus U_{\text{вх}}: p(u) = 0$ ;  $V_T = \emptyset$ ;  $V^e = \emptyset$ ;  $U^e = \emptyset$ ;  $U_T = U_{\text{вх}}$ ;

2. Если  $U_T = \emptyset$ , то переход на пункт 6.

3. Выбрать  $u$  из  $U_T = (U_T \setminus u)$ .

4. Для всех дуг  $l = (u, v)$ , исходящих из  $u$ , выполнить:  $p(v) = p(v) + 1$ ,  $V_T = V_T \cup v$ ;

5. Переход на пункт 2.

6. Если  $V_T = \emptyset$ , то переход на пункт 11.

7. Выбрать  $v$  из  $V_T = (V_T \setminus v)$ . Если  $p(v) < |X(v)|$ , то переход на пункт 6.

8. Выполнить  $i = i + 1$ ;  $h(i) = v$ ;  $V^e = V^e \cup v$ .

9. Для всех дуг  $e = (u, v)$ , исходящих из  $v$ , выполнить  $U_T = V \cup u$ . Если  $p(u) \neq 0$ ,

то задача некорректна. Конец алгоритма.

10. Переход на пункт 6.

11.  $U^e = U^e \cup U_T$ , если  $U_T = \emptyset$ , то конец алгоритма, иначе переход на пункт 2.

На базе алгоритма «прямой волны» на модели  $(V, U)$  для задачи  $(U_{\text{вх}}, U_{\text{вых}})$  строится множество вычисляемых переменных модели  $U^e$ , причем переменные вычисляются последовательным применением операторов из  $V^e$  (порядок вычислений задается массивом  $h$ ). Очевидно, что задача  $(U_{\text{вх}}, U_{\text{вых}})$  разрешима тогда и только тогда, когда  $U_{\text{вых}} \subseteq U_{\text{вх}} \cup U^e$ .

Очевидно также, что схема вычислений  $(V^e, U^e, h)$  может содержать лишние операторы (и, соответственно, вычислять лишние переменные). Алгоритм, используемый для выделения лишь тех операторов  $V^* \subseteq V^e$ , которые действительно необходимы для получения  $U_{\text{вых}}$  из  $U_{\text{вх}}$ , носит название алгоритм «обратной волны» и представляет собой модификацию алгоритма 2 - «поиск в ширину».

По графу  $G=(W, D)$  и множествам  $(V^e, U^e)$  построим вспомогательный граф  $G^{-1}=(W^e, D^e)$ , где множество вершин графа  $G^{-1}: W^e = V^e \cup U^e$ , множество дуг графа  $G^{-1}$  получается из множества дуг  $D$  графа  $G$  переориентацией их, т.е. дуга  $(v, u)$  на графе  $G$  переходит в дугу  $(v, u)$  на графе  $G^{-1}$ :

$$D^e = \left\{ \begin{array}{l} d = (u, v), \quad \text{если } u \in Y(v), \quad v \in V^e, \quad u \in U^e \\ d = (v, u), \quad \text{если } u \in X(v). \end{array} \right\}. \quad (1.5)$$

**Алгоритм 4** («обратная волна»)

*Вход:* ориентированный граф  $G^{-1}=(W^e, D^e)$ ,  $W^e = V^e \cup U^e$ ,

$U_{\text{вых}}$  - множество вершин, соответствующих требуемым переменным задачи.

*Выход:*  $V^*$  - множество операторов модели, необходимых для вычисления переменных;

$U^*$  - множество переменных, вычисляемых применением операторов из множества  $V^*$ .

*Использует:*  $\rho(W^e)$  - массив пометок вершин,

$Q$  - массив вершин, просмотренных, но не помеченных,

$R$  - массив помеченных вершин.

1.  $V^* = \phi$ ;  $U^* = \phi$ ;  $i = 0$ ; для всех  $w_{\text{вых}} \in W^e$ :  $\rho(w) = 0$ .

2.  $Q = U_{\text{вых}}$ .

3. Если  $Q = \phi$ , то переход на п.6.

4. Выбрать  $w$  из  $Q(Q = Q \setminus w)$ . Пометить  $w$ :  $i = i + 1$ ;  $\rho(w) = i$ .

5. Для всех дуг  $(w, t): (w, t) \in D^e \wedge \rho(t) = 0$  выполнить  $Q = Q \cup t$ . Переход на п.3.

6. Сформировать:  $V^* = R \cap V^e$ ;  $U^* = R \cap U^e$ .

7. Конец алгоритма.

Таким образом, получаем следующий алгоритм планирования вычислений для задачи  $(U_{\text{вх}}, U_{\text{вых}})$  на модели  $(V, U)$ .

**Алгоритм 5**

*Вход:* модель  $(V, U)$ , задача  $(U_{\text{вх}}, U_{\text{вых}})$ .

*Выход:* признак  $i: i < 0$  - задача некорректна,

$i = 0$  - задача корректна и разрешима,

$i > 0$  - задача неразрешима,

$(V^*, U^*)$  - схема вычислений (только для  $i = 0$ ).

1. Построить ориентированный граф  $G = ((V \cup U), D)$ .

2. Применить алгоритм 3 к графу  $G$  и найти  $V^e, U^e, h$ . Если задача некорректна, то  $i = -1$ .

3. Если  $U_{\text{вых}} \notin U^e$ , то  $i = 1$ . Задача неразрешима. Иначе  $i = 0$ .

4. По графу  $G$  и множествам  $V^e, U^e$  построить граф  $G^{-1} = ((V^e \cup U^e), D^e)$ .

5. Применить алгоритм 4 к графу  $G^{-1}$ , определить  $V^*, U^*$ .

6. Убрать из массива  $h$  пометки вершин  $v \in V^e \setminus V^*$ .

#### **Алгоритм построения паросочетания**

Алгоритм состоит из  $j$  этапов (оценка  $j$  будет дана ниже). На каждом этапе из множества  $V$  выбирается очередная свободная вершина (т.е. вершина, не являющаяся инцидентной ни одному ребру текущего паросочетания  $M$ ). Из свободной вершины строятся все возможные (и разумные) чередующиеся пути. Если на некотором шаге этапа достигается хотя бы одна свободная вершина из  $U$ , то это означает, что найден увеличивающий путь относительно  $M$ . Далее из множества чередующихся путей извлекается увеличивающий путь ( $P$ ), производится пометка ребер нового паросочетания и строится новое (расширение) паросочетание (т.е. производится операция  $M \oplus P$ ). Далее этап повторяется.

#### **Алгоритм 6**

*Вход:* двудольный граф  $G = (V, U, E)$ .

*Выход:* множество ребер максимального паросочетания  $M$ .

*Использует:*  $V_0$  - множество начальных вершин увеличивающих путей;  $U_0$  - множество конечных вершин увеличивавших путей;  $V_M$  - множество просмотренных вершин на каждом этапе алгоритма;  $p(a)$  - пометка вершины  $a \in V \cup U$ , т.е.  $b = p(a)$  - вершина, предыдущая вершине  $a$  на чередующемся пути;  $M = \phi, V_0 = V, U_0 = U$  - начальные данные.

1. Обнулить пометки у всех вершин графа. Выбрать и удалить  $v$  из  $V_0 (V_0 = V_0 \setminus v)$ .

Запомнить  $v: (v'' = v)$ . Если  $V_0 = \phi$ , то переход на п. 10.

2. Обнулить множество просмотренных вершин ( $V_M = \phi$ ).
3. Выбрать вершину  $u$ , смежную с  $v$  и непросмотренную: ( $u: \exists(v, u) \in E \wedge p(u) = 0$ ). Если вершина  $u$  существует, то переход на п.4. Иначе (все вершины, смежные с  $u$  просмотрены) переход на п.6.
4. Если  $u$  свободная ( $u \in U_0$ ), то переход на п.7.
5. Вершина  $u$  принадлежит ребру текущего паросочетания ( $\exists v': (v', u) \in M$ ).
  - 5.1. Расставить пометку:  $p(v') = u$ .
  - 5.2. Дополнить множество просмотренных вершин вершиной, смежной с  $u$  по ребру паросочетания ( $V_M = V_M \cup v', \text{ где } (v', u) \in M$ ).
  - 5.3. Расставить пометку  $p(v') = u$ .
  - 5.4. Переход на п.3.
6. Выбрать и удалить  $v$  из  $V_M$  ( $V_M = V_M \setminus v$ ); если  $V_M = \phi$  (увеличивающего пути относительно начального  $v$  нет), то переход на п. 1. Иначе переход на п.3.
7. Внести ребро  $(v, u)$  в паросочетание ( $M = M \cup (v, u)$ ). Убрать  $u$  (свободная вершина) из списка свободных ( $U_0 = U_0 \setminus u$ ). Если  $p(v) = 0$  (вершина  $v$  свободная), то переход на п. 1.
8. Убрать ребро  $(p(v), v)$  из паросочетания ( $M = M \setminus (p(v), v)$ ).
9. Взять предыдущее ребро чередующегося пути ( $u = p(v), v = p(u)$ ). Переход на п.7.
10. Максимальное паросочетание  $M$  построено (нет ни одного увеличивающего относительно  $M$  пути ни для одной из свободных вершин).
11. Конец алгоритма.

Алгоритм 6 корректно решает задачу о паросочетании для двудольного графа. Этапы реализации алгоритма следующие:  $\mathcal{E}_1 - (V_1, U_2)$ ;  $\mathcal{E}_2 - (V_2, U_1)$ ;  $\mathcal{E}_3 - (V_3, U_4)$ ;  $\mathcal{E}_4 - (V_4, U_5)$ ;  $\mathcal{E}_5 - (V_6, U_3)$ ;  $\mathcal{E}_6 - [(V_5, U_1), (U_1, V_2), (V_2, U_3), (U_3, V_6), (V_6, U_6)]$ .

### **Нахождение разрешающей системы отношений**

Выше было введено понятие критического множества. Пусть дан граф  $G$  модели  $(V, U)$ ,  $G = (V, U, E)$ . Напомним, что непустое множество  $F$ , для которого выполняется условие  $|U(F)| - |F| = 0$ , называется критическим.

В данном пункте рассматриваются только корректно определенные классы задач, т.е. такие, для которых выполняется условие  $|U(F)| - |F| \geq 0$  для любых  $F \subseteq V$ .

Заметим, что из графа модели убраны вершины, соответствующие переменным  $U_{ex}$ , а также ребра, инцидентные этим вершинам (т.е.  $G = (V, U, E)$  - приведенный граф).

Пусть даны два множества  $F_1, F_2 \subseteq V$ . Тогда

$$|F_1 \cup F_2| = |F_1| + |F_2| - |F_1 \cap F_2| \text{ или } |F_1 \cup F_2| + |F_1 \cap F_2| = |F_1| + |F_2|. \quad (1.6)$$

Для нахождения разрешающей системы отношений будем использовать следующие положения, доказанные в работе [29].

1. Для множеств  $F_1, F_2 \subseteq V$  выполняется условие  $|U(F_1 \cup F_2)| + |U(F_1 \cap F_2)| \leq |U(F_1)| + |U(F_2)|$ .

2. Если  $F_1, F_2 \subseteq V$  - критические множества, то множества  $F_1 \cup F_2$  и  $F_1 \cap F_2$  также критические. Отсюда следует, что минимальная разрешающая система для разрешимой задачи  $Z = (K, U_{вх})$  единственная и равна пересечению всех разрешающих систем данной задачи.

3. Класс задач  $K = (V, U_{ex})$  корректно определен тогда и только тогда, когда в его графе  $G = (V, U, E)$  существует полное паросочетание.

4. Если  $F \subseteq V$  - критическое множество, то любое полное паросочетание  $M$  взаимно-однозначно отображает  $F$  на  $U(F)$ .

5. Для разрешимости задачи  $Z = (K, U_{вх})$  необходимо и достаточно существование критического множества  $F$  такого, что  $U_{вх} \subseteq M(F)$  при любом полном паросочетании  $M$ . Пусть  $M$  - произвольное паросочетание в графе  $G = (V, U, E)$ . Рассмотрим ориентированный двудольный граф  $G_p = (V, U, D)$  с множеством дуг, получаемых следующим образом: ребро  $(v, u) \in M$  переходит в дугу  $(u, v) \in D$ , а ребро  $(v, u) \in E \setminus M$  переходит в дугу  $(u, v) \in D$ . Пусть  $C(x)$  - множество вершин, достижимых из вершины  $x$  в графе  $G_p$ . Обозначим  $C_v(x) = C(x) \cap x \rightarrow V$ ,  $C_u(x) = C(x) \cap u \rightarrow U$ . Для множества  $x \subseteq u \rightarrow U$  обозначим также  $C_v(x) = \bigcup_{x \in X} C_v(x)$ ,  $C_u(x) = \bigcup_{x \in X} C_u(x)$ . Очевидно, что если  $u \in M(V)$ , то  $C_u(u) = \bigcup(C_v(u))$ ,  $C_v(u) = M^{-1}(C_u(u))$ .

6. Если  $M$  - полное паросочетание,  $F \subseteq V$  - критическое множество и  $x \in \bigcup(F)$ , то  $C_v(x) \subseteq F$  и  $C_u(x) \subseteq \bigcup(F)$ . Если  $M$  - полное паросочетание,  $F$  - критическое множество и  $x \in \bigcup(F)$ , то  $C_v(x)$  - минимальное критическое множество с этим свойством.

7. Критическое множество  $F$  такое, что  $x \in \bigcup(F)$ , существует тогда и только тогда, когда  $C_u(x) \subseteq M(V)$  при произвольном полном паросочетании  $M$ .

8. Задача  $Z = (K, U_{\text{вых}})$  разрешима тогда и только тогда, когда  $C_u(U_{\text{вых}}) \subseteq M(V)$  при произвольном полном паросочетании  $M$ . В этом случае  $C_v(U_{\text{вых}})$  - минимальная разрешимая система.

**Алгоритм нахождения минимальной разрешающей системы отношений**

**Алгоритм 7**

*Вход:* двудольный граф  $G = (V, U, E)$ , задача  $(U_{\text{вх}}, U_{\text{вых}})$ .

*Выход:*  $V^*$  - множество отношений минимальной разрешимой системы отношений.

1. Убрать из  $U$  вершины  $U_{\text{вх}}$ , а также ребра, инцидентные вершинам из  $U_{\text{вх}}$ :  
 $U = U \setminus U_{\text{вх}}$ ,  $E = E \setminus E_{\text{вх}}$ , где  $E_{\text{вх}} = \{l = (v, u) : u \in U_{\text{вх}}\}$ .

2. Если существует  $v \in V : U(x) = \emptyset$ , то класс задач определен некорректно.

Переход на п. 9.

3. Найти максимальное паросочетание  $M$ , используя алгоритм 6.

4. Если  $|M| < |V|$ , то класс задач определен некорректно. Переход на п. 9.

5. Если  $U_{\text{вых}} \subseteq M(v)$ , то задача неразрешима. Переход на п. 9.

6. Построить оргграф  $G_p = (V, U, D)$ , где  $D = \left\{ \begin{array}{l} d = (v, u), \text{ если } (v, u) \in M \\ d = (u, v), \text{ если } (v, u) \in E \setminus M \end{array} \right\}$ .

7. Построить множества  $C_u(U_{\text{вых}})$ ,  $C_v(U_{\text{вых}})$ , где  $C_u(U_{\text{вых}})$  - множество вершин-переменных, достижимых из  $U_{\text{вых}}$ ,  $C_v(U_{\text{вых}})$  - множество вершин - отношений, достижимых из  $U_{\text{вых}}$  (используется алгоритм 2).

8. Если  $C_u(U_{\text{вых}}) \subseteq M(V)$ , то  $C_v(U_{\text{вых}})$  - минимальная разрешимая система отношений:  $V^* = C_v(U_{\text{вых}})$ , иначе задача неразрешима.

9. Конец алгоритма.

Алгоритм 7 решает задачу нахождения минимальной разрешающей системы.

**Сильно связанные компоненты графа**

Рассмотрим ориентированный граф  $G = (V, E)$ , где  $V$  - множество вершин графа,  $G$  - множество дуг графа.

Ориентированный граф сильно связан, если для каждой пары вершин  $v_i$  и  $v_j$  - существует по крайней мере одна цепь из  $v_i$  в  $v_j$  и по крайней мере одна цепь из  $v_j$  в  $v_i$ . Максимальный сильно связный подграф графа  $G$  называется сильно связной компонентой графа  $G$ . Вершины графа  $G$ , не входящие ни в какую сильно связную

компоненту графа, назовем тривиальными компонентами (каждая тривиальная компонента состоит из одной вершины).

В данном пункте нас будет интересовать задача нахождения в орграфе всех сильно связанных компонент. Заметим, что эта задача тесно связана с задачей о блочно-треугольном разбиении разрешающей системы отношений.

Циклом в ориентированном графе называется такая цепь  $P = [(v_1, v_2), (v_2, v_3), \dots, (v_{k-1}, v_k)]$ , начальная и конечная вершины которой совпадают ( $v_1 = v_k$ ). Цикл называется простым, если каждая вершина графа используется только один раз.

### Алгоритм определения сильно связанных компонент графа

#### Алгоритм 8

*Вход:* ориентированный граф  $G = (W, E)$ .

*Выход:*  $n$  - количество сильно связанных компонент;

$\{F_i\}, i = 1, \dots, n$  - сильно связанные компоненты.

*Использует:*  $p(v)$  - порядковый номер вершины при просмотре ее;  $l(v)$  - номер самой младшей вершины в компоненте, которой предположительно принадлежит  $v$ ;  $S$  - множество просмотренных вершин графа.

1.  $S = \emptyset$ ;  $i = 0$ ;  $j = 0$ ; для всех  $v \in W$ ,  $p(v) = 0$ ,  $l(v) = 0$ .
2. Если в  $W$  есть не просмотренные вершины, то выбрать  $v$  из  $W (W = W \setminus v)$ .

Иначе конец алгоритма.

3. Вызвать процедуру  $STRONG(v)$ , процедура  $STRONG(v)$
4.  $i = i + 1$ ;  $p(v) = i$ ;  $l(v) = i$ ;  $S = S \cup v$ .
5. Если вершины  $u : (v, u) \in E$  просмотрены, то переход на п. 10.
6. Выбрать следующую дугу  $(v, u)$ .
7. Если  $p(u) = 0$ , то: вызвать  $STRONG(u)$ ;  $l(v) = \min(l(v), l(u))$ ; переход на п. 5.
8. Если  $p(u) > p(v)$ , то переход на п. 5.
9. Если  $u \in S$ , то  $l(v) = \min(l(v), p(u))$ . Переход на п. 5.
10. Если  $l(v) = p(v)$ , то:  $j = j + 1$ ;  $F_j = \{u : p(u) \geq p(v)\}$ ;  $S = S \setminus F_j$ .
11. Выход из процедуры  $STRONG$ .

### Блочно-треугольное разбиение разрешающей системы отношений

Пусть для задачи  $Z = (K, U_{\text{вых}})$ ,  $V^*$  - множество отношений минимальной разрешающей системы,  $U^* = U(V^*) = \bigcup_{v \in V^*} U(v)$  - множество переменных (неизвестных),

$M^*$  - множество ребер двудольного графа  $G = (V, U, E)$ , являющееся подмножеством максимального паросочетания  $M$  :

$$M^* \subset M \wedge M^* \{(v, u) : v \in V^*, u \in U^*\}. \quad (1.7)$$

Граф  $G^* = (V^*, U^*, E^*)$ , где  $E^* = \{(v, u) : v \in V^*, u \in U^*\}$ , а также ребра паросочетания  $M^*$  полностью определяют структуру разрешающей системы.

По графу  $G^*$  построим ориентированный двудольный граф  $G_D = (V^*, U^*, D)$  следующим образом:

1. Ребро  $(v, u) \in M^*$  на графе  $G^*$  переходит в дугу  $(v, u) \in D$  на графе  $G_D$ .
2. Ребро  $(v, u) \in E^* \setminus M^*$  на графе  $G^*$  переходит в дугу  $(u, v) \in D$  на графе  $G_D$ .

Пусть  $\{W_i\}, i = 1, \dots, n$  – разбиение ориентированного графа на компоненты сильной связности.

Упорядочим разбиение  $\{W_i\}$  следующим образом (отношение частичного порядка): для каждой двух компонент сильной связности  $W_k \neq W_j : W_k \in \{W_i\}, W_j \in \{W_i\}$  условие  $k < j$  выполняется тогда, когда существует цепь из множества вершин  $W_k$  в множество вершин  $W_j$  на графе  $G_D$ . Если же не существует цепи из  $W_k$  в  $W_j$  и из  $W_j$  в  $W_k$ , то порядок безразличен.

Обозначим:  $V_i = W_i \cap V^*$ ,  $U_i = W_i \cap U^*$ ,  $i = 1, \dots, n$ .

Можно показать, что разбиение  $\{V_i\}, i = 1, \dots, n$  - есть максимальное блочно-треугольное с точностью до перестановки блоков и не противоречит отношению частичного порядка.

Итак, мы построили алгоритмы решения двух задач планирования вычислений: задачи определения разрешающей системы отношений и задачи о блочно-треугольном разбиении разрешающей системы. Эти алгоритмы позволяют автоматизировать формирование вычислительной модели изделий РКТ.

### **1.3 Разработка теоретических основ для формирования проектного облика и имитационного моделирования движения изделий РКТ (18)**

#### **1.3.1 Методы синтеза проектного облика изделий РКТ**

##### **1.3.1.1 Метод синтеза на базе эвристических алгоритмов**

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

На начальном этапе проектирования нового КА или РН с характеристиками, отличными от существующих изделий, проектант выбирает какой-либо прототип с наиболее близкими характеристиками и пытается его усовершенствовать с целью удовлетворения новым тактико-техническим требованиям. При этом проектант выбирает свою стратегию проектирования, варьируя (на основе своего опыта) вначале те факторы, которые в наибольшей степени влияют на облик и характеристики КА и космической системы или РН, а затем – влияющие в меньшей степени.

На последующих этапах проектирования составляются технические задания соисполнителям проекта для его более подробной проработки и уточнения состава бортовых систем, принципов их работы, массогабаритных, энергетических, баллистических и других характеристик изделия, а также уточнения показателей эффективности системы.

Как правило, после выполнения работ соисполнителями проекта по данным техническим заданиям возникают различного рода «неувязки», обусловленные тем, что соисполнителями используется различное программное обеспечение, не включенное в единый программный комплекс. После рассмотрения результатов головным исполнителем и выявлением возникших «неувязок» принимается решение об изменении тех или иных характеристик изделия и показателей эффективности системы. Далее расчет характеристик бортовых систем и конструкции изделия с измененными исходными данными исполнителями повторяется. В результате «увязка» проекта получается в результате нескольких итерационных циклов проектирования соисполнителей, разделенных организационно, территориально и работающих в отдельных «информационных пространствах».

Таким образом, указанные итерационные циклы здесь производятся не в рамках оптимизации проектных характеристик, а относятся только к процессу «увязки» проектных характеристик в какой-то одной точке многомерного пространства проектных характеристик, подлежащих в дальнейшем оптимизации. То есть, вместо глобальной оптимизации, происходит неявная оптимизация в рамках совершенствования характеристик отдельных составных частей изделия (локальная оптимизация).

Таким образом, недостатками рассмотренного метода синтеза являются:

- ограниченное количество проработанных вариантов изделия;
- относительно большое время начального этапа проектирования;
- трудность выбора критериев предпочтения;
- трудности в формализации процесса проектирования путем использования ЭВМ для выполнения трудоемких задач;

- отсутствие увязки отдельных программных продуктов, которые используются в различных проектных отделах, в отдельный программный комплекс.

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

### **1.3.1.2 Метод синтеза на основе последовательного «наращивания» составных частей РКТ «вокруг» блоков большой массы и габаритов**

Данный метод используется в процессе «ручных» итерационных циклов проектирования, в результате его применения «увязка» проекта достигалась с гарантированным результатом при минимальном количестве итерационных циклов проектирования.

Метод основан на последовательном «наращивании» бортовых систем и конструкции изделия «вокруг» блоков с большими габаритами и массой (для КА сверхдетального оперативного наблюдения – вокруг оптико-электронного телескопического комплекса по критериям минимума массы и минимума моментов инерции КА; для РН – вокруг одного из ракетных блоков, как правило, центрального).

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

При таком подходе к «увязке» проекта, во-первых, масса обеспечивающих бортовых систем КА всегда будет минимальна, так как она рассчитывается из «потребностей» в обеспечении теми или иными свойствами фиктивной массы КА. То есть, неявным образом обеспечивается проектирование по критерию минимума массы КА. Кроме того, результаты расчета стабилизируются (перестают изменяться) уже после нескольких циклов итерации.

Данный метод позволяет автоматизировать процесс проектирования, так как:

- имеются четкие критерии выбора (минимум массы и минимум моментов инерции КА);
- процесс проектирования можно формализовать;
- «схождение» результатов по массам, объемам и энергопотреблению КА обеспечивается сущностью данного метода проектирования и слабо зависит от квалификации исполнителя, производящего итерационные циклы расчета.

### 1.3.2 Разработка теоретических основ для формирования проектного облика ракет-носителей и блоков выведения

Для формирования проектного облика РН и блока выведения необходимо решить задачу об оптимальном распределении масс по ступеням ракеты-носителя, при котором стартовая масса ракеты является минимальной при заданной массе полезной нагрузки. Такая постановка задачи будет равносильна следующей постановке: необходимо отыскать такое распределение масс по ступеням ракеты-носителя, при которых обеспечивается минимальное значение отношения стартовой массы РН к массе полезной нагрузки (при заданной массе полезной нагрузки).

Расчетные модели для различных схем соединения ракетных блоков связывают массы составных частей ракеты носителя и стартовую массу РН в целом.

При разработке проектного облика блоков выведения возможны два случая:

- при разработки нового проекта, в котором предусматривается космический разгонный блок, ракета-носитель проектируется целиком, и масса космического блока выведения оптимизируется в составе ракеты;
- при модернизации существующей ракеты путем установки на ней блоков выведения (рисунок 1.7) неизвестной является лишь масса блока выведения.

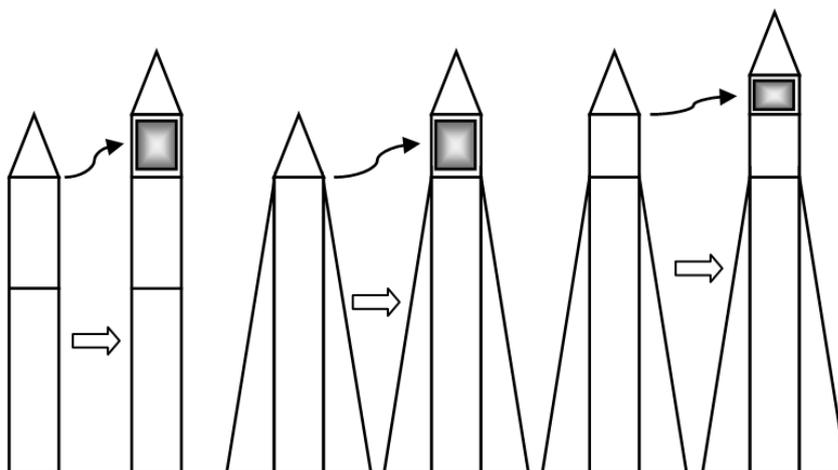


Рисунок 1.7 - Варианты установки разрабатываемых блоков выведения на модернизируемых РН

В первом случае используется методика проектирования РН в целом, во втором случае требуется разработать блок выведения с такими характеристиками, которые позволили бы вывести полезную нагрузку максимальной массы на заданную орбиту. При этом масса космической головной части, включающей переходник, головной обтекатель и полезную нагрузку, не должна превышать массу, на которую рассчитаны ракетные блоки всех ступеней модернизируемой ракеты-носителя. Такая задача является задачей математического программирования с ограничениями.

Указанные методы описаны в монографии [114].

### **1.3.3 Разработка теоретических основ моделирования функционирования КА ДЗЗ и моделей для формирования проектного облика КА ДЗЗ**

Для построения проблемно-ориентированных систем необходимо наличие полной математической модели функционирования РКТ, которая для КА ДЗЗ содержит:

- модель орбитального движения КА [16];
- модели для оценки показателей эффективности КА ДЗЗ (периодичность и детальности наблюдения, линейное разрешение на местности, производительность съёмки, оперативность доставки видеoinформации на Землю);
- модели для формирования проектного облика КА ДЗЗ.

Модели орбитального движения и показателей эффективности КА ДЗЗ достаточно подробно описаны в работах [3, 7, 10, 16].

Модели для формирования проектного облика КА ДЗЗ, построения конструктивно-компоновочной схемы, расчета моментов инерции КА и составления предварительной массовой сводки формируются на основе следующих моделей для оценки массогабаритных и энергетических характеристик [115]:

- модели для оценки массогабаритных и энергетических характеристик оптико-электронного телескопического комплекса (статистические и основанные на геометрических законах оптики);
- модели для оценки массогабаритных и энергетических характеристик системы приема и преобразования информации (статистические);
- модели для оценки массогабаритных и энергетических характеристик высокоскоростной радиолинии (статистические);
- модели для оценки характеристик бортового комплекса управления;
- модели для оценки массогабаритных и энергетических характеристик силового гироскопического комплекса (с учётом моделей для выбора формы и размеров ротора силового гироскопа и статистических зависимостей для оценки массы вспомогательных систем и систем управления);
- модели для оценки массогабаритных и энергетических характеристик системы сброса кинетического момента (статистические);
- модели для оценки массогабаритных и энергетических характеристик для оценки характеристик системы обеспечения теплового режима (включающие частные модели для расчета массогабаритных характеристик пассивной части системы обеспечения теплового режима и системы терморегулирования, модели для расчёта характеристик составных частей СТР: радиационного теплообменника, контура циркуляции и др.);

- модели для оценки массогабаритных и энергетических характеристик системы электропитания (с учётом требуемой мощности фотоэлектрической батареи на конец срока активного существования);

- модели для оценки массогабаритных и энергетических характеристик комплексной двигательной установки (включающей определение характеристической скорости КА при выполнении динамических маневров, определение запасов топлива, определение приведенных моментов инерции комплексной двигательной установки);

- модели для оценки массогабаритных и энергетических характеристик 2 антенно-фидерных устройств, кабельной сети и бортового радиокомплекса;

- модели для оценки массогабаритных и энергетических характеристик конструкции корпуса КА (статистические модели).

Указанные методы описаны в учебном пособии [116]:

### **1.3.4 Разработка теоретических основ для формирования проектного облика и моделирования функционирования транспортных КА**

Формирование проектного облика транспортных КА невозможно без решения задачи комплексной проектно-баллистической оптимизации. Общей задачей совместной оптимизации будем называть задачу отыскания проектных параметров  $\bar{p} \in P$ , баллистических параметров  $\bar{b} \in B$  и совокупности функций  $\bar{u}(t, x, z)$ ,  $\bar{x}(t, z)$  из множества допустимых  $D$ , обеспечивающих реализацию диапазона динамических манёвров  $Z$  при минимальном (максимальном) значении заданного критерия оптимальности  $\mu$ .

Для решения баллистических задач будем использовать модели, учитывающие динамику движения относительно центра масс, ограничения на ориентацию вектора тяги, зависимость тяги двигателя от расстояния КА до Солнца и от ориентации солнечных батарей, влияние несферичности Земли и сопротивления верхних слоев атмосферы, влияние гравитационных полей Солнца и планет [117 - 123]

В качестве критерия оптимальности выберем начальную массу КА при фиксированной массе полезной нагрузки. Возможен также другой вариант, когда при фиксированной начальной массе максимизируется масса полезной нагрузки.

Проблема оптимизации разделяется на две независимые:

- **динамическую** – нахождение оптимальных программ управления и получение динамической характеристики  $S$  прямого и обратного перелётов. Этим термином обозначается мера энергетических затрат на управление траекторным и угловым движением КА, представленная в виде зависимости (в явной или неявной формах) от граничных условий и проектных параметров. В качестве динамической характеристики

обычно используется характеристическая скорость или моторное время полёта с двигателем малой тяги.

- **параметрическую** – нахождение оптимальных проектных параметров КА и баллистических параметров миссии

Проектирование КА с электрореактивной двигательной установкой (ЭРДУ), как и любой сложной технической системы, требует применения нескольких критериев эффективности. В общем случае целью миссии является доставка заданной полезной нагрузки в определённую точку (область) пространства состояний при минимальной начальной (стартовой) массе [118, 119]. При этом, однако, требуется обеспечить минимальную продолжительность перелёта  $T_i$ , минимальное время пребывания в радиационных поясах Земли  $T_{rad}$ , минимальное время нахождения КА с солнечной ЭРДУ в тени Земли  $T_{тен}$ , минимальную стоимость осуществления миссии  $C$ . Для низкоорбитальных КА важным критерием является продолжительность активного функционирования  $T_\phi$ . Таким образом, имеется несколько критериев, по которым оценивается эффективность проекта в целом.

Для перехода от многокритериальной задачи оптимизации к однокритериальной используются различные подходы: выбор главного критерия и перевод остальных в ограничения; свёртка критериев; метод рабочих характеристик; метод уступок и другие.

При решении динамической задачи оптимизации в механике полёта с малой тягой в качестве модели движения часто используются уравнения в оскулирующих элементах. Эта модель наиболее удобна для упрощения методами асимптотического разделения переменных, описывающих движение, на быстрые и медленные компоненты. Это обуславливается, во-первых, наличием в явном виде малого параметра – реактивного ускорения от тяги, которое меньше гравитационного на несколько порядков; во-вторых, присутствием циклической переменной – угловой координаты, характеризующей положение КА на орбите относительно линии узлов или перицентра.

В общем случае в управление также могут входить как быстрые, так и медленные составляющие. В связи с этим задачу выбора оптимального управления удобно разделить на две:

- определение локально-оптимального управления как функции быстрой переменной (выбор структуры управления на витке);
- определение законов изменения параметров этой программы от витка к витку.

При баллистической оптимизации транспортных операций эффективен принцип расширения – сужения множества допустимых состояний и управлений. Идея принципа

расширения состоит в том, что функционал доопределяется на более широком множестве допустимых состояний и управлений  $E$  так, что наименьшее значение он принимает в множестве  $D$ . Практически это означает, что путем отбрасывания некоторых связей, ограничений и граничных условий упрощается математическая постановка и вычислительная схема решения задачи оптимизации [120].

Получение подобных решений связано с последовательной редукцией математической модели задачи оптимизации, и соответствующий метод предложено называть методом последовательных расширений.

Затем реализуется обратный процесс: полученное решение уточняется в ходе итерационной процедуры, множество допустимых решений сужается до тех пор, пока не будут выполнены все условия и ограничения, описанные в первоначальной постановке задачи. По существу, здесь реализуется схема последовательных приближений.

Наиболее распространенный метод решения динамических задач оптимизации основан на общем алгоритме принципа максимума Л.С. Понтрягина. Однако реализация этого алгоритма связана с большими вычислительными проблемами, связанными с отысканием начальных значений сопряженных переменных. В ряде случаев эффективными оказываются алгоритмы, основанные на идее локальной оптимизации функционалов.

Локально-оптимальными управлениями в дальнейшем будем называть такие управления  $\tilde{u}(t, x)$ , которые минимизируют не функционал динамической задачи  $J$  (интегральный), а подынтегральное выражение, то есть производную  $\frac{dJ}{dt}$  в каждый момент времени. Очевидно, если подынтегральное выражение не меняет знака и представляет собой монотонную функцию, описанная постановка эквивалентна исходной.

Решение при этом получается в виде конечных соотношений, не содержащих неопределённых величин (сопряжённые переменные в методе Л.С. Понтрягина).

Во многих задачах управления транспортным КА математическая модель управляемой системы обладает неопределённостью, связанной с наличием возмущений, природа которых и их характеристики известны недостаточно.

Когда траектория КА мало отличается от расчетной, можно использовать алгоритмы, основанные на отслеживании номинальной траектории или программы управления. Если же отклонения велики или не удастся заранее построить точную модель действующих возмущений, существенно изменяющихся в процессе полёта, целесообразно применять адаптивные алгоритмы управления.

Зададим последовательность математических моделей  $\{M^j\}$ ,  $j = 1, 2, \dots$ , динамической задачи для конкретного манёвра  $z$  из подмножества  $Z$ . В рамках каждой из моделей  $M^j$  определим критерий оптимальности динамической задачи – функционал  $J(z, p, x, u)$ , а также множество допустимых траекторий и управлений  $D_j$  и получим динамическую характеристику манёвра,  $S^{(j)}(z, p)$  [119].

Процесс оптимального синтеза назовем устойчивым, если сколь угодно малым приращениям вектора проектных параметров соответствуют малые изменения критерия  $\mu$ . Процесс заканчивается, когда применение модели более высокого уровня не приводит к заметному изменению критерия оптимальности  $\mu$  и вектора проектных параметров  $\bar{p}$ .

По мере усложнения моделей, описывающих движение аппарата, необходимо уточнять и его проектную модель. Например, при учёте затрат на управление в уточнённой модели движения, необходимо в проектной модели КА описывать не только массу, но и площадь и геометрические размеры солнечных батарей, зависимость энергосъёма с панелей солнечных батарей от условий освещённости на припланетных участках, деградацию их покрытия во время пребывания в радиационных поясах Земли и т.п. Таким образом, процесс поиска оптимальных траекторий и проектных параметров КА носит итерационный характер, с каждой итерацией модель, описывающая систему, усложняется.

Выбранная последовательность моделей должна удовлетворять требованиям:

- Результаты, полученные при оптимизации по  $n$ -ой модели, должны иметь самостоятельную ценность для различных этапов проектирования.
- Переход к более точной модели должен осуществляться наиболее простым способом, например, изменением одной фазовой координаты или ограничения.
- Результаты, полученные на  $j$ -ой модели, должны использоваться в качестве начального приближения для  $j+1$ -ой модели.
- Должны быть известны и согласованы точности моделей, описывающих управляемое движение и проектный облик КА.
- Должен быть установлен критерий, при выполнении которого уточнение (и усложнение) моделей прекращается.

Для повышения эффективности процедур поиска оптимальных проектно-баллистических решений требуется разработка информационно-вычислительных систем, которые должны состоять из двух взаимосвязанных частей, предназначенных для решения проектной и динамической задач оптимизации. В её основании должна лежать база

данных, автоматически заполняемая результатами решений, полученными в рамках различных моделей проектного облика и движения КА.

После получения начального приближения решения, если требуется, осуществляется его уточнение с использованием процедур перемещения в пространстве баллистических и проектных параметров, которые позволяют получать решение задач оптимизации при незначительном изменении одного или нескольких компонентов. Здесь формируется матрица коэффициентов влияния. Если точность модели движения не соответствует заданной, то осуществляется переход на модель следующего уровня.

При работе база данных автоматически расширяется за счет включения в нее всех решений, полученных в процессе «перемещений» в пространстве баллистических и проектных параметров и увеличении уровня сложности моделей. При достаточном количестве решений, полученных для данной модели движения, возможно использование режима обработки данных – получения или уточнения аппроксимационных зависимостей, связывающих критерий оптимальности и векторы баллистических и проектных параметров.

### **1.3.5 Разработка моделей для формирования проектного облика малого КА научного назначения с использованием технологий нисходящего проектирования**

Проектирование малого космического аппарата научного назначения включает различные аспекты. Например, МКА можно рассматривать:

- как информационную систему;
- как динамический объект управления (в процессе проведения целевой работы и в процессе всего срока активного существования);
- как объект получения целевого эффекта;
- как систему механических конструкций, в которой (или на которой) необходимо разместить целевую аппаратуру, обеспечивающие бортовые системы и их элементы;
- как комплекс бортовых систем, влияющих на работу друг друга;
- как объект защиты от противодействия и др.

Облик космического аппарата будет зависеть от того, какой аспект проектирования выбран в качестве ведущего, то есть, расположен на верхнем иерархическом уровне дерева целей.

Рассмотрим подход, в котором в качестве основного аспекта выбран подход к проектированию малого КА как объекта получения максимального целевого эффекта. Все остальные подходы используются на более низких уровнях иерархии целей проектирования.

Существуют три концепции рационального поведения систем: пригодности, оптимизации и адаптивности.

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

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

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

Существует несколько типов критериев оптимальности:

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

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

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

Облик малого КА и его тактико-технические характеристики определяются главным образом целевой задачей, которая решается с помощью аппаратуры, составляющей полезную нагрузку. КА и его бортовые системы обеспечивают необходимые условия работы целевой аппаратуры, управление ею в полете, энергопитание, съем телеметрической информации, доставку целевой информации на Землю. Поэтому правильный выбор характеристик целевой аппаратуры во многом определяет дальнейшее решение проектно-конструкторской задачи.

Исходя из требований задачи обеспечения функционирования целевой аппаратуры выбираются: схема полета КА, параметры орбиты, технические характеристики бортовых систем. Процесс конструирования КА начинается с анализа ПЗ и существующих ограничений, а также с изучения состояния современного уровня аналогичных разработок, если они имеются.

В ТТЗ подробно изложены требования, которые предъявляются КА. Укрупнено они содержат:

- формулировку цели и задач, выполняемых КА;
- состав и основные характеристики целевой аппаратуры;
- требования к схеме полета, для ИСЗ - параметры орбиты;
- требования к обеспечивающей аппаратуре (вид и число команд управления, сеансов связи, требования к наземному комплексу управления; объем и тип телеметрируемых параметров; требования к системе ориентации и стабилизации; условия поддержания теплового режима и т.д.);
- условия эксплуатации МКА и его составных частей;
- показатель унификации с существующими разработками;
- число изделий, предназначенных для летно-конструкторских испытаний, если она предусматриваются.

На этапе рассмотрения и согласования ПЗ разработчик КА формулирует его отдельные положения по согласованию с заказчиком с учетом ограничений, основными из которых являются:

- располагаемая полезная масса, выводимая выбранной ракетой-носителем;
- объем и габаритные размеры, зоны полезного груза под головным обтекателем ракеты-носителя;
- время и объем финансирования, которые отводятся на создание КА;
- выполнимость требований к целевой и бортовой обеспечивающей аппаратуре;
- технический уровень и оснащенность располагаемой производственной базы;

- степень подготовленности специалистов конструкторского бюро к выполнению конкретной задачи.

Анализ реальных ограничений, их четкая конечная формулировка и ТТЗ - важный этап конструирования. Параллельно проводится изучение существующих в данной области отечественных и зарубежных разработок, патентные исследования с целью изучения возможности использования готовых разработок технических решений и выявления нерешенных проблемных задач, на которых следует сосредоточить усилия.

Процесс разработки конструкции КА, его бортовых систем и выбора основных ТТХ обычно производится в три этапа, каждый из которых представляет собой законченный проект, но с различной степенью детализации.

Первый этап - «техническое предложение». Целью работ на этом этапе является обоснование и выбор технических путей создания ракетно-космического комплекса с характеристиками, удовлетворяющими требованиям заказчика, экономическое и организационное обоснование.

На каждой стадии дается сравнение предлагаемых технических решений с лучшими зарубежными и отечественными аналогами. Разработка технического предложения может поручаться нескольким предприятиям на конкурсных началах.

На этапе технического предложения определяются основные ТТХ комплекса (или КА), дается его краткое описание, схема функционирования, выбирается конструктивно-компоновочная схема или предлагаются ее варианты, определяется состав бортовых систем и их технические характеристики, определяется объем расчетно-теоретических и экспериментальных работ, производится оценка производственной и экспериментальной базы, дается анализ унификации, оценка технико-экономических показателей, генеральный график создания комплекса и перечень исполнителей-разработчиков отдельных систем и агрегатов.

На этапе «Эскизный проект» основной целью является теоретическое и экспериментальное обоснование основных характеристик, технических и технологических решений по созданию комплекса в целом и его отдельных частей. В эскизном проекте должны содержаться:

- предложения по выбору общей компоновочной схемы, схемы полета, основных характеристик комплекса и его отдельных составляющих;
- состав бортовых систем с обоснованием их характеристик, расположение систем по отсекам;
- материалы, удовлетворяющие требованиям основных ограничений;
- методики определения надежности комплекса и его составных частей;

- проекты программ и методик наземных и летных испытаний;
- рекомендации по управлению в полете;

Метод нисходящего проектирования предназначен для создания компоновки сложных изделий и значительно облегчает проектирование унифицированных изделий и конструкций, часто подверженных модификациям (рисунок 1.8).

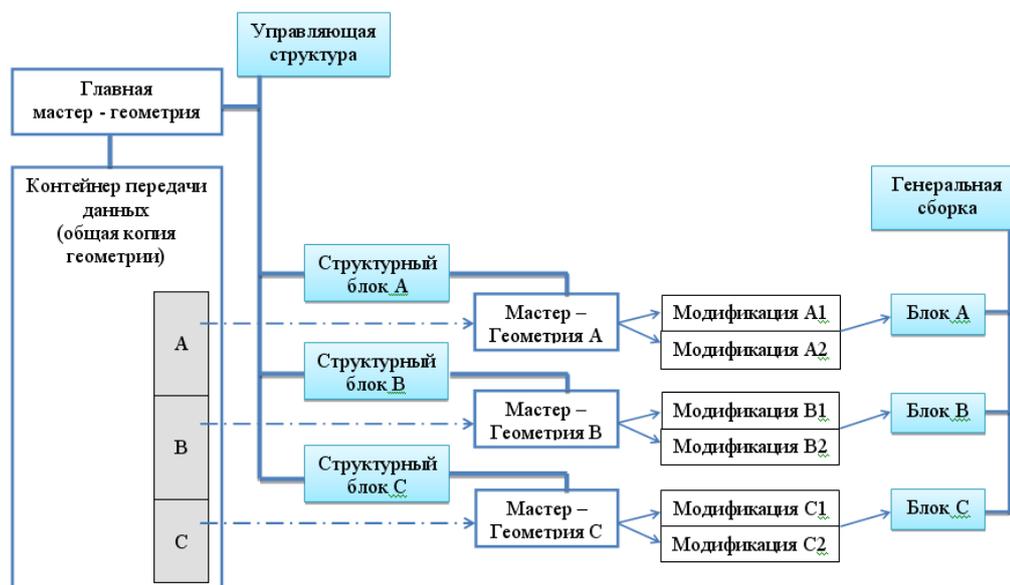


Рисунок 1.8 - Схема нисходящего проектирования МКА

### 1.3.6 Разработка теоретических основ проектирования систем управления информационными спутниками

Применение новых конструктивных схем космических аппаратов (КА) и расширение круга информационных задач, решаемых ими при длительном сроке активного существования (САС) в условиях параметрической неопределенности, слабого собственного демпфирования упругих колебаний конструкции КА, дискретного измерения только доступных координат и наличия различных типов запаздываний при формировании цифрового и/или широтно-импульсного управления, обусловили актуальность новых разработок в этой области. В теории *адаптивных* систем управления получены фундаментальные результаты и разработаны принципы проектирования таких систем, продемонстрированные в решении основных задач управления движением информационных спутников – связи, навигации, геодезии, радио- и оптико-электронного наблюдения Земли, метеорологии, астрономических обсерваторий и др.

Важно, что методы и программные средства проектирования систем управления КА указанного класса должны обеспечивать необходимые *гарантированные* показатели качества в условиях параметрической неопределенности и ограниченности ресурсов БЦВМ. При создании современного КА с длительным САС авторами используется

*системный подход*, “увязывающий” его целевые задачи и доступные ресурсы всех его бортовых подсистем. Тщательное моделирование упругой конструкции КА, экспериментальные наземные и летно-конструкторские испытания КА дают основную информацию, необходимую для расчета *простой* и *надежной* системы управления при дефиците ее бортовых измерительных и вычислительных ресурсов.

Кратко представим оригинальные теоретические результаты авторов, послужившие основой проектирования *робастных многократных* цифровых систем управления КА информационного назначения с САС свыше 10 лет. В отличие от обычных приемов теории робастных систем, разработанный подход основывается на глубоком проникновении в *существо* конкретной проблемы, отраженной в структуре модели и собственных свойствах упругого КА в *нелинейной* зависимости от значений его неопределенных *физических* параметров, а также на использовании *многократной фильтрации* дискретных измерений координат с целью ослабления влияния упругих колебаний конструкции спутника на основные процессы управления ориентацией его корпуса, где применяется дискретный квази-стационарный *идентификатор* состояния, параметры которого модально формируются по *опорным* значениям параметров *упрощенной* модели КА и перестраиваются по явным соотношениям. Данный подход, детально представленный в статье [130], сочетает свойства робастности и самоорганизации системы на основе модального управления.

При некоторых упрощающих предположениях динамика КА упругой конструкции вместе с *неподвижными* гиродинами (ГД) представляется векторно-матричным соотношением

$$\begin{bmatrix} \mathbf{M} \mathbf{I}_3 & [-\mathbf{L} \times] & \mathbf{M}_q \\ [\mathbf{L} \times] & \mathbf{J} & \mathbf{D}_q \\ \mathbf{M}_q^t & \mathbf{D}_q^t & \mathbf{A}^q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{v}^* \\ \dot{\boldsymbol{\omega}} \\ \dot{\mathbf{q}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}^v \\ \mathbf{F}^\omega \\ \mathbf{F}^q \end{bmatrix}, \quad (2.1)$$

где  $\mathbf{M}$  – суммарная масса КА в целом, векторы-столбцы

$$\mathbf{F}^v = -\mathbf{M} (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v} + (\mu/r_o^2) \mathbf{e}_r) + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{L} \times \boldsymbol{\omega} - 2\dot{\mathbf{L}}) - \mathbf{R}_w \ddot{\gamma} - \mathbf{r}_g(\gamma, \dot{\gamma}, \boldsymbol{\omega}) + \mathbf{R}_c;$$

$$\mathbf{F}^\omega = -\mathbf{L} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v} + (\mu/r_o^2) \mathbf{e}_r) - \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{D}_q \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{K}) - \mathbf{J}_w \ddot{\gamma} - \mathbf{m}_g(\gamma, \dot{\gamma}, \boldsymbol{\omega}) + \mathbf{M}_o;$$

$$\mathbf{F}^q = -\mathbf{A}^q (\mathbf{V}_q \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{W}_q \mathbf{q}) - \mathbf{M}_q^t (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v} + (\mu/r_o^2) \mathbf{e}_r) - \mathbf{P}_w^t \ddot{\gamma}.$$

Здесь  $\mathbf{R}_c$  и  $\mathbf{M}_o$  – суммарный вектор внешних сил негравитационной природы, приложенный в ЦМ С, и суммарный внешних моментов относительно полюса О, соответственно, и при использовании обозначений  $[\cdot]$  – строка,  $\{\cdot\}$  – столбец,  $(\cdot)^t$  –

символ транспонирования,  $[\mathbf{a}\times]$  – косо-симметричная трехмерная матрица на основе вектора  $\mathbf{a}$ , имеем

$\mathbf{q} = \{\mathbf{q}_p, \mathbf{q}_a\}$ ,  $\mathbf{q}_p = \{\mathbf{q}_{1p}, \mathbf{q}_{2p}\}$  и  $\mathbf{q}_a = \{\mathbf{q}_{1a}, \mathbf{q}_{2a}\}$  – векторы-столбцы упругих перемещений конструкции КА, двух панелей СБ и двух антенн, соответственно;

$\mathbf{M}_q = [\mathbf{A}_p, \mathbf{A}_a]$  – матрица взаимовлияния *поступательного* движения КА с упругими перемещениями панелей и антенн,  $\mathbf{A}_p = [\mathbf{A}_{p1}, \mathbf{A}_{p2}]$  и  $\mathbf{A}_a = [\mathbf{A}_{a1}, \mathbf{A}_{a2}]$ ;

$\mathbf{D}_q = [\mathbf{B}_p, \mathbf{B}_a]$  – матрица взаимовлияния *вращательного* движения КА с упругими перемещениями панелей и антенн,  $\mathbf{B}_p = [\mathbf{B}_{p1}, \mathbf{B}_{p2}]$  и  $\mathbf{B}_a = [\mathbf{B}_{a1}, \mathbf{B}_{a2}]$ ;

$\mathbf{A}^q = \mathbf{I}$  – матрица обобщенных масс, нормированная к единичной матрице;

$\mathbf{V}_q = \text{diag} \left\{ \frac{\delta^p}{\pi} \Omega_{1i}^p, \frac{\delta^p}{\pi} \Omega_{2i}^p, \frac{\delta^p}{\pi} \Omega_{1i}^a, \frac{\delta^p}{\pi} \Omega_{2i}^a \right\}$  – матрица демпфирования;

$\mathbf{W}_q = \text{diag} \left\{ (\Omega_{1i}^p)^2, (\Omega_{2i}^p)^2, (\Omega_{1i}^a)^2, (\Omega_{2i}^a)^2 \right\}$  – нормированная матрица жесткости;

$\mathbf{R}_w, \mathbf{J}_w, \mathbf{P}_w^t$  – векторы-столбцы, отражающие инерционное влияние ротационного перемещения панелей СБ, как твердых тел;

$\mathbf{r}_g(\gamma, \dot{\gamma}, \boldsymbol{\omega})$  и  $\mathbf{m}_g(\gamma, \dot{\gamma}, \boldsymbol{\omega})$  – нелинейные векторные функции, отражающие гироскопическое влияние перемещений панелей СБ ;

$\mathbf{K} = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}$  – вектор кинетического момента корпуса КА, как твердого тела;

$\mathbf{L} = \mathbf{M}_q \mathbf{q}$  – вектор статического момента КА, как упругой конструкции.

Для модели КА как абсолютно твердого тела при невозмущенном движении его ЦМ по произвольной эллиптической орбите в центральном гравитационном поле вектор *внешних сил негравитационной природы*  $\mathbf{R}_c = \mathbf{0}$ . В невозмущенном угловом движении ССК совпадает с ОСК (т.е. с базисом  $\mathbf{O}$ ), поэтому при использовании стандартных обозначений и соотношений

$$\dot{v}_o = \mu_o^{1/2} (1 + e_o \cos v_o)^2 / p_o^{3/2}; \quad \boldsymbol{\omega} = \dot{\mathbf{v}}_o; \quad \dot{\mathbf{v}}_o^o = \{0, 0, \dot{v}_o\}; \quad r_o = p_o / (1 + e_o \cos v_o);$$

$$\mathbf{v}^o = \sqrt{\mu_o / p_o} \{ e_o \sin v_o, (1 + e_o \cos v_o), 0 \};$$

$$\mathbf{v}^{o*} = e_o \dot{v}_o \sqrt{\mu_o / p_o} \{ \cos v_o, -\sin v_o, 0 \}$$

справедливо векторное тождество

$$\mathbf{v}^{o*} + \dot{\mathbf{v}}_o^o \times \mathbf{v}^o + (\mu / r_o^2) \mathbf{r}^o \equiv \{ -(\mu(1 + e_o \cos v_o)^2 / p_o^2) + (\mu / r_o^2), 0, 0 \} = \mathbf{0},$$

которое далее применяется при линеаризации модели движения упругого КА.

Обозначим  $\mathbf{v} = \mathbf{T}_o^b \mathbf{v}^o(t) + \delta \mathbf{v}$ , где  $\mathbf{T}_o^b$  – матрица координатного перехода от ОСК к ССК

и вектор-столбец  $\mathbf{v}^o(t)$  представляет скорость невозмущенного поступательного движения ЦМ КА по произвольной известной орбите в проекциях на оси ОСК.

Учитывая, что  $\mathbf{v}^* = -[(\boldsymbol{\omega} - \mathbf{T}_o^b \dot{\mathbf{v}}_o^o) \times] \mathbf{T}_o^b \mathbf{v}^o(t) + \mathbf{T}_o^b \mathbf{v}^{o*}(t) + \delta \mathbf{v}^*$  получаем нелинейную модель движения КА с выделением отклонений по скорости поступательного движения

$$\begin{bmatrix} \mathbf{M} \mathbf{I}_3 & [-\mathbf{L} \times] & \mathbf{M}_q \\ [\mathbf{L} \times] & \mathbf{J} & \mathbf{D}_q \\ \mathbf{M}_q^t & \mathbf{D}_q^t & \mathbf{A}^q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \mathbf{v}^* \\ \dot{\boldsymbol{\omega}} \\ \ddot{\mathbf{q}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_\delta^v \\ \mathbf{F}_\delta^\omega \\ \mathbf{F}_\delta^q \end{bmatrix}, \quad (1.8)$$

где векторы-столбцы

$$\begin{aligned} \mathbf{F}_\delta^v &= -\mathbf{M} ( - [(\boldsymbol{\omega} - \mathbf{T}_o^b \dot{\mathbf{v}}_o^o) \times] \mathbf{T}_o^b \mathbf{v}^o(t) + \mathbf{T}_o^b \mathbf{v}^{o*}(t) + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v} + (\mu/r_o^2) \mathbf{e}_r ) \\ &\quad + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{L} \times \boldsymbol{\omega} - 2\dot{\mathbf{L}}) - \mathbf{R}_w \ddot{\mathbf{y}} - \mathbf{r}_g(\gamma, \dot{\gamma}, \boldsymbol{\omega}) + \mathbf{R}_c; \\ &= -\mathbf{M} (\boldsymbol{\omega} \times \delta \mathbf{v}) + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{L} \times \boldsymbol{\omega} - 2\dot{\mathbf{L}}) - \mathbf{R}_w \ddot{\mathbf{y}} - \mathbf{r}_g(\gamma, \dot{\gamma}, \boldsymbol{\omega}) + \mathbf{R}_c \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \mathbf{F}_\delta^\omega &= -\mathbf{L} \times ( - [(\boldsymbol{\omega} - \mathbf{T}_o^b \dot{\mathbf{v}}_o^o) \times] \mathbf{T}_o^b \mathbf{v}^o(t) + \mathbf{T}_o^b \mathbf{v}^{o*}(t) + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v} + (\mu/r_o^2) \mathbf{e}_r ) \\ &\quad - \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{D}_q \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{K}) - \mathbf{J}_w \ddot{\mathbf{y}} - \mathbf{m}_g(\gamma, \dot{\gamma}, \boldsymbol{\omega}) + \mathbf{M}_o; \\ &= -\mathbf{L} \times (\boldsymbol{\omega} \times \delta \mathbf{v}) - \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{D}_q \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{K}) - \mathbf{J}_w \ddot{\mathbf{y}} - \mathbf{m}_g(\gamma, \dot{\gamma}, \boldsymbol{\omega}) + \mathbf{M}_o \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \mathbf{F}_\delta^q &= -\mathbf{A}^q (\mathbf{V}_q \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{W}_q \mathbf{q}) - \mathbf{M}_q^t ( - [(\boldsymbol{\omega} - \mathbf{T}_o^b \dot{\mathbf{v}}_o^o) \times] \mathbf{T}_o^b \mathbf{v}^o(t) \\ &\quad + \mathbf{T}_o^b \mathbf{v}^{o*}(t) + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v} + (\mu/r_o^2) \mathbf{e}_r ) - \mathbf{P}_w^t \ddot{\mathbf{y}} \\ &= -\mathbf{A}^q (\mathbf{V}_q \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{W}_q \mathbf{q}) - \mathbf{M}_q^t (\boldsymbol{\omega} \times \delta \mathbf{v}) - \mathbf{P}_w^t \ddot{\mathbf{y}} \end{aligned}$$

Динамика упругого КА, управляемого силовым гироскопическим комплексом (СГК) на основе ГД с «сильным» редукторным приводом по оси подвеса, представляется векторно-матричным соотношением

$$\begin{bmatrix} \mathbf{M} \mathbf{I}_3 & [-\mathbf{L} \times] & \mathbf{M}_q \\ [\mathbf{L} \times] & \mathbf{J} & \mathbf{D}_q \\ \mathbf{M}_q^t & \mathbf{D}_q^t & \mathbf{A}^q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \mathbf{v}^* \\ \dot{\boldsymbol{\omega}} \\ \ddot{\mathbf{q}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_\delta^v \\ \mathbf{F}_\delta^\omega \\ \mathbf{F}_\delta^q \end{bmatrix}, \quad (1.9)$$

структура которого полностью совпадает с (1.9). Здесь векторы-столбцы

$$\mathbf{F}_\delta^v = -\mathbf{M} (\boldsymbol{\omega} \times \delta \mathbf{v}) + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{L} \times \boldsymbol{\omega} - 2\dot{\mathbf{L}}) - \mathbf{R}_w \ddot{\mathbf{y}} - \mathbf{r}_g(\gamma, \dot{\gamma}, \boldsymbol{\omega}) + \mathbf{R}_c;$$

$$\mathbf{F}_\delta^\omega = -\mathbf{L} \times (\boldsymbol{\omega} \times \delta \mathbf{v}) - \mathbf{A}_H(\boldsymbol{\beta}) \dot{\boldsymbol{\beta}} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{G} - \mathbf{J}_w \ddot{\mathbf{y}} - \mathbf{m}_g(\gamma, \dot{\gamma}, \boldsymbol{\omega}) + \mathbf{M}_o; \quad \dot{\boldsymbol{\beta}} = \mathbf{u}^g;$$

$$\mathbf{F}_\delta^q = -\mathbf{M}_q^t (\boldsymbol{\omega} \times \delta \mathbf{v}) - \mathbf{A}^q (\mathbf{V}_q \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{W}_q \mathbf{q}) - \mathbf{P}_w^t \ddot{\mathbf{y}},$$

где вектор-столбец  $\boldsymbol{\beta} = \{\beta_p\}$  составлен из углов поворота ГД вокруг осей их подвеса, вектор  $\mathbf{G} = \mathbf{D}_q \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{K} + \mathbf{H}(\boldsymbol{\beta})$  представляет суммарный КМ упругого КА вместе

с СГК, вектор  $\mathbf{H}(\boldsymbol{\beta})$  – суммарный КМ СГК, а матрица  $\mathbf{A}_H(\boldsymbol{\beta}) = \partial \mathbf{H}(\boldsymbol{\beta}) / \partial \boldsymbol{\beta}$ . Отметим, что в данной модели управлением считается вектор командных скоростей прецессии  $\dot{\boldsymbol{\beta}} = \mathbf{u}^g$ , при этом формируется управляющий гироскопический момент СГК  $\mathbf{M}^g = -\mathbf{A}_H(\boldsymbol{\beta}) \mathbf{u}^g$ .

При вариации суммарного КМ  $\mathbf{H}(\boldsymbol{\beta})$  в малой окрестности его естественного *паркового* состояния, которое определяется условием  $\mathbf{H}^* \equiv \mathbf{H}(\boldsymbol{\beta}^*) = \mathbf{0}$  при  $\boldsymbol{\beta}^* = \{\beta_p^*\} = \mathbf{0}$ , обеспечивается наибольшая эффективность работы СГК произвольной схемы.

В рамках модели КА как абсолютно твердого тела и неподвижных панелях СБ динамика углового движения КА описывается простейшими векторными соотношениями

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} = -\mathbf{A}_H(\boldsymbol{\beta}) \dot{\boldsymbol{\beta}} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{G} + \mathbf{M}_o; \quad \dot{\boldsymbol{\beta}} = \mathbf{u}^g, \quad (1.10)$$

где вектор  $\mathbf{G} = \mathbf{K} + \mathbf{H}(\boldsymbol{\beta})$  представляет суммарный КМ механической системы «КА+СГК». При отсутствии внешних возмущающих моментов (т.е. при  $\mathbf{M}_o \equiv \mathbf{0}$ ) в теории гиросилового управления ориентацией КА различают два варианта применения СГК, в зависимости от значения вектора  $\mathbf{G}$  суммарного КМ системы «КА+СГК» для *невозмущенного движения* корпуса КА с вектором угловой скорости  $\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega}^0 = \dot{\mathbf{v}}^0 \approx \text{const}$ :

схема *сбалансированная* по суммарному КМ системы «КА+СГК» – вектор  $\mathbf{G} = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}^0 + \mathbf{H}_* \equiv \mathbf{0}$ , при этом текущее «парковое» состояние СГК определяется из условия  $\mathbf{H}_* \equiv \mathbf{H}(\boldsymbol{\beta}_*) = -\mathbf{J}\boldsymbol{\omega}^0$ ;

схема *несбалансированная* по суммарному КМ системы «КА+СГК» – вектор  $\mathbf{G} = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}^0 + \mathbf{H}^* = \text{const} \neq \mathbf{0}$ , в частном случае – при естественном парковом состоянии СГК  $\mathbf{H}^* \equiv \mathbf{H}(\boldsymbol{\beta}^*) = \mathbf{0}$  это соответствует условию  $\mathbf{G} = \mathbf{G}^* = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}^0 = \text{const} \neq \mathbf{0}$ .

За счет малых «средних» составляющих внешних возмущающих моментов «векового» типа вектор  $\mathbf{G}$  суммарного КМ системы «КА+СГК» медленно изменяет свою величину и направление в инерциальном базисе. При *невозмущенном движении* корпуса КА представим этот вектор в виде  $\mathbf{G} = \mathbf{G}_* = \tilde{\mathbf{G}} + \mathbf{H}_y \approx \text{const}$ , где вектор  $\tilde{\mathbf{G}} \equiv \mathbf{0}$  для сбалансированной схемы либо  $\tilde{\mathbf{G}} = \mathbf{G}^*$  для несбалансированной схемы, а вектор  $\mathbf{H}_y$  накопленного кинетического момента СГК имеет произвольное направление. Модуль вектора  $\mathbf{H}_y$  время от времени уменьшается до приемлемого уровня с помощью системы разгрузки СГК внешними управляющими моментами. Ясно, что при наличии

накопленного КМ  $\mathbf{H}_s$  требуются компенсирующие компоненты управления СГК для обеспечения невозмущенного движения корпуса КА, изменяются также и собственные динамические свойства гиросилового управления упругим КА.

Принимается также, что компенсирующие компоненты гиросилового управления могут быть обеспечены, а сбалансированность гиросиловой СОС по суммарному КМ системы «КА+СГК» и возможное наличие накопленного КМ СГК моделируется соответствующими дополнительными векторами  $\mathbf{H}_*$  и  $\mathbf{H}_s$  кинетического момента. Для невозмущенного движения корпуса КА (ССК совпадает с ОСК) с вектором угловой скорости  $\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega}^o = \{0, 0, \omega_o\} = \dot{\mathbf{v}}^o$  при отсутствии всех внешних возмущающих моментов компенсирующие компоненты управления СГК определяются из условий

$$-\mathbf{A}_H(\boldsymbol{\beta}^o) \mathbf{u}^{go} = \mathbf{J}\ddot{\mathbf{v}}^o + \dot{\mathbf{v}}^o \times \mathbf{G}_*; \quad \dot{\boldsymbol{\beta}}^o = \mathbf{u}^{go}. \quad (1.11)$$

В этом варианте при получении линеаризованной модели движения КА относительно ОСК наряду векторами-столбцами *рассогласований*

$$\text{углов } \delta\boldsymbol{\alpha}(t) = \boldsymbol{\alpha} - \boldsymbol{\alpha}^o = \{\delta\psi, \delta\varphi, \delta\theta\} = \{\psi, \varphi, \theta\}$$

$$\text{и скоростей } \delta\boldsymbol{\omega}(t) = \boldsymbol{\omega}(t) - \boldsymbol{\omega}^o(t) = \{\delta\omega_x, \delta\omega_y, \delta\omega_z\} = \{\omega_x, \omega_y, \omega_z - \omega_o\}$$

корпуса КА используются векторы-столбцы *рассогласований*  $\delta\mathbf{v} = \mathbf{v} - \mathbf{T}_o^b \mathbf{v}^o(t)$  по скорости поступательного движения ЦМ,  $\delta\mathbf{u}^g = \mathbf{u}^g - \mathbf{u}^{go}$  по управлению СГК и  $\delta\boldsymbol{\beta} = \boldsymbol{\beta} - \boldsymbol{\beta}^o$  по угловому положению ГД в составе СГК, а также векторы-столбцы малых внешних сил  $\mathbf{P}$  и моментов  $\mathbf{M}$ . Опуская далее знак  $\delta$  вариации координат, нетрудно получить линеаризованную модель движения КА, как твердого тела, при фиксированном положении панелей СБ и его гиросиловом управлении с несбалансированным кинетическим моментом системы «КА+СГК»

$$\dot{\boldsymbol{\alpha}} = \boldsymbol{\omega} - [\boldsymbol{\omega}^o \times] \boldsymbol{\alpha}; \quad \dot{\boldsymbol{\beta}} = \mathbf{u}^g, \quad (1.12)$$

$$\mathbf{F}_{LR}^v = -\mathbf{M} [\boldsymbol{\omega}^o \times] \mathbf{v} + \mathbf{P};$$

$$\mathbf{F}_{LR}^\omega = ([(\mathbf{J}\boldsymbol{\omega}^o + \mathbf{H}_s) \times] - [\boldsymbol{\omega}^o \times] \mathbf{J}) \boldsymbol{\omega} + h_g \mathbf{u}^g + h_g [\boldsymbol{\omega}^o \times] \boldsymbol{\beta} + \mathbf{M}.$$

При сбалансированности гиросиловой системы ориентации по суммарному КМ системы «КА+СГК» изменяется лишь второй вектор-столбец, который принимает вид

$\mathbf{F}_{LR}^\omega = [\mathbf{H}_s \times] \boldsymbol{\omega} + h_g \mathbf{u}^g + \mathbf{M}$ . Линеаризованная модель движения упругого КА при фиксированном положении панелей СБ и гиросиловом управлении с несбалансированным КМ представляется в виде

$$\dot{\boldsymbol{\alpha}} = \boldsymbol{\omega} - [\boldsymbol{\omega}^0 \times] \boldsymbol{\alpha}; \begin{bmatrix} \mathbf{M} \mathbf{I}_3 & \mathbf{0} & \mathbf{M}_q \\ \mathbf{0} & \mathbf{J} & \mathbf{D}_q \\ \mathbf{M}_q^t & \mathbf{D}_q^t & \mathbf{I} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{v}} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}} \\ \dot{\mathbf{q}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_L^v \\ \mathbf{F}_L^\omega \\ \mathbf{F}_L^q \end{bmatrix}; \quad \dot{\boldsymbol{\beta}} = \mathbf{u}^g, \quad (1.13)$$

где  $\mathbf{F}_L^v = -\mathbf{M} [\boldsymbol{\omega}^0 \times] \mathbf{v} - 2[\boldsymbol{\omega}^0 \times] \mathbf{M}_q \dot{\mathbf{q}} - [\boldsymbol{\omega}^0 \times] ([\boldsymbol{\omega}^0 \times] \mathbf{M}_q) \mathbf{q} + \mathbf{P}$ ;

$\mathbf{F}_L^\omega = ([(\mathbf{J} \boldsymbol{\omega}^0 + \mathbf{H}_s) \times] - [\boldsymbol{\omega}^0 \times] \mathbf{J}) \boldsymbol{\omega} - [\boldsymbol{\omega}^0 \times] \mathbf{D}_q \dot{\mathbf{q}} + h_g \mathbf{u}^g + h_g [\boldsymbol{\omega}^0 \times] \boldsymbol{\beta} + \mathbf{M}$ ;

$\mathbf{F}_L^q = -\mathbf{M}_q^t [\boldsymbol{\omega}^0 \times] \mathbf{v} - (\mathbf{V}_q \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{W}_q \mathbf{q})$ ,

при сбалансированности изменяется лишь второй вектор-столбец, который принимает вид  $\mathbf{F}_L^\omega = [\mathbf{H}_s \times] \boldsymbol{\omega} - [\boldsymbol{\omega}^0 \times] \mathbf{D}_q \dot{\mathbf{q}} + h_g \mathbf{u}^g + \mathbf{M}$ .

Кинематические параметры углового движения (векторы-столбцы  $\boldsymbol{\alpha}$  и  $\boldsymbol{\omega}$ ) должны оставаться в линеаризованной модели движения КА с СГК при любых ее редукциях, поэтому представим соотношение (1.13) в виде

$$\begin{bmatrix} \mathbf{I}_3 & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{J} & \mathbf{0} & \mathbf{D}_q & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{I}_3 & \mathbf{M}_q & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{D}_q^t & \mathbf{M}_q^t & \mathbf{I} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{I}_3 & \mathbf{0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\boldsymbol{\alpha}} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}} \\ \dot{\mathbf{v}} \\ \dot{\mathbf{q}} \\ \dot{\boldsymbol{\beta}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -[\boldsymbol{\omega}^0 \times] \boldsymbol{\alpha} + \boldsymbol{\omega} \\ \mathbf{F}_L^\omega \\ \mathbf{F}_L^v \\ \mathbf{F}_L^q \\ \mathbf{u}^g \end{bmatrix},$$

что эквивалентно

$$\begin{bmatrix} \mathbf{I}_3 & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{J} & \mathbf{0} & \mathbf{D}_q & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{I}_3 & \mathbf{M}_q & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{D}_q^t & \mathbf{M}_q^t & \mathbf{I} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{I} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{I}_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\boldsymbol{\alpha}} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}} \\ \dot{\mathbf{v}} \\ \dot{\mathbf{q}} \\ \dot{\boldsymbol{\beta}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -[\boldsymbol{\omega}^0 \times] \boldsymbol{\alpha} + \boldsymbol{\omega} \\ \mathbf{F}_L^\omega \\ \mathbf{F}_L^v \\ \mathbf{F}_L^q \\ \dot{\mathbf{q}} \\ \mathbf{u}^g \end{bmatrix}. \quad (1.14)$$

Если ввести вектор состояния непрерывной модели  $\mathbf{x} = \{\boldsymbol{\alpha}, \boldsymbol{\omega}, \mathbf{v}, \dot{\mathbf{q}}, \mathbf{q}, \boldsymbol{\beta}\}$  и матрицы

$$\mathbf{A}_0 = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_3 & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{J} & \mathbf{0} & \mathbf{D}_q & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{I}_3 & \mathbf{M}_q & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{D}_q^t & \mathbf{M}_q^t & \mathbf{I} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{I} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{I}_3 \end{bmatrix}; \quad \tilde{\mathbf{B}}_u = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ h_g \mathbf{I}_3 \\ \mathbf{0} \\ \mathbf{0} \\ \mathbf{0} \\ \mathbf{I}_3 \end{bmatrix}; \quad \tilde{\mathbf{B}}_m = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{I}_3 \\ \mathbf{0} \\ \mathbf{0} \\ \mathbf{0} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix}; \quad \tilde{\mathbf{B}}_p = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{0} \\ \mathbf{I}_3 \\ \mathbf{0} \\ \mathbf{0} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix};$$

$$\tilde{\mathbf{A}} = \begin{bmatrix} -[\boldsymbol{\omega}^0 \times] & \mathbf{I}_3 & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & [(\mathbf{J}\boldsymbol{\omega}^0 + \mathbf{H}_s) \times] - [\boldsymbol{\omega}^0 \times] \mathbf{J} & \mathbf{0} & -[\boldsymbol{\omega}^0 \times] \mathbf{D}_q & \mathbf{0} & h_g [\boldsymbol{\omega}^0 \times] \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & -\mathbf{M} [\boldsymbol{\omega}^0 \times] & -2[\boldsymbol{\omega}^0 \times] \mathbf{M}_q & -[\boldsymbol{\omega}^0 \times] ([\boldsymbol{\omega}^0 \times] \mathbf{M}_q) & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & -\mathbf{M}_q^t [\boldsymbol{\omega}^0 \times] & -\mathbf{V}_q & -\mathbf{W}_q & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{I} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{I}_3 \end{bmatrix}$$

при несбалансированности по суммарному КМ системы «КА+СГК» и

$$\tilde{\mathbf{A}} = \begin{bmatrix} -[\boldsymbol{\omega}^0 \times] & \mathbf{I}_3 & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & [\mathbf{H}_s \times] & \mathbf{0} & -[\boldsymbol{\omega}^0 \times] \mathbf{D}_q & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & -\mathbf{M} [\boldsymbol{\omega}^0 \times] & -2[\boldsymbol{\omega}^0 \times] \mathbf{M}_q & -[\boldsymbol{\omega}^0 \times] ([\boldsymbol{\omega}^0 \times] \mathbf{M}_q) & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & -\mathbf{M}_q^t [\boldsymbol{\omega}^0 \times] & -\mathbf{V}_q & -\mathbf{W}_q & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{I} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{I}_3 \end{bmatrix}$$

при сбалансированности, то линеаризованная модель представляется в стандартном виде

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}_u \mathbf{u}^g + \mathbf{B}_m \mathbf{M} + \mathbf{B}_p \mathbf{P}, \quad (1.15)$$

где матрицы  $\mathbf{A} = \mathbf{A}_0^{-1} \tilde{\mathbf{A}}$ ;  $\mathbf{B}_u = \mathbf{A}_0^{-1} \tilde{\mathbf{B}}_u$ ;  $\mathbf{B}_m = \mathbf{A}_0^{-1} \tilde{\mathbf{B}}_m$  и  $\mathbf{B}_p = \mathbf{A}_0^{-1} \tilde{\mathbf{B}}_p$ .

При векторе выходных переменных  $\mathbf{y} = \mathbf{C}\mathbf{x}$  матричные передаточные функции  $\mathbf{W}(s)$  от векторов входа ( $\mathbf{u}^g, \mathbf{M}$  либо  $\mathbf{P}$ ) к вектору выхода  $\mathbf{y}$  получаются стандартно, например  $\mathbf{W}_u(s) = \mathbf{C}(\mathbf{I}s - \mathbf{A})^{-1} \mathbf{B}_u$  для векторного входа  $\mathbf{u}^g$ . Отметим, что необходимым формированием матрицы  $\mathbf{C}$  здесь достигается возможность получения передаточных функций для любого компонента вектора состояния либо их комбинаций.

Как известно, применение групп (в простейшем случае пар) гиринов (ГД) с коллинеарными осями подвеса дает очень важное преимущество при формировании схемы силового гироскопического комплекса (СГК) – все внутренние сингулярные состояния такой схемы являются *проходимыми*. При использовании только четырех ГД в рамках такого подхода возможна лишь обобщенная классическая схема *2-SPE* (система 2 ножничных пар – *2 Scissored Pair Ensemble*), состоящая из двух пар ГД, см. рисунок 1.9, где используется локальный косоугольный гироскопический базис (КГБ)  $\mathbf{E}^g(\mathbf{x}, \mathbf{y}, \mathbf{z})$ . В *прецессионной теории* силовых гироскопов представления нормированного вектора КМ СГК  $\mathbf{h}^c \equiv \{x_c^g, y_c^g, z_c^g\}$  в каноническом базисе (КБ) и  $\mathbf{h} = \{\mathbf{x}, \mathbf{y}, \mathbf{z}\}$  в КГБ связаны соотношением  $\mathbf{h}^c = \mathbf{A}_\gamma \mathbf{h}$  и отсчете углов поворота всех ГД от положительного направления оси  $Ox_c^g$  вектор управляющего момента СГК  $\mathbf{M}^g(\boldsymbol{\beta})$  вычисляется в КГБ как

$$\mathbf{M}^g(\boldsymbol{\beta}) = \mathbf{A}_\gamma \mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta}) \cdot \dot{\boldsymbol{\beta}}, \quad (1.16)$$

где

$$\mathbf{A}_\gamma = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & S_{\gamma_1^g} & S_{\gamma_2^g} \\ 0 & -C_{\gamma_1^g} & C_{\gamma_2^g} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta}) = \frac{\partial \mathbf{h}}{\partial \boldsymbol{\beta}} = \begin{bmatrix} -y_1 & -y_2 & -z_3 & -z_4 \\ x_1 & x_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -x_3 & -x_4 \end{bmatrix};$$

$$x_p = C_{\beta_p}, p = 1:4; y_p = S_{\beta_p}, p = 1,2; z_p = S_{\beta_p}, p = 3,4; \quad S_\alpha \equiv \sin \alpha; C_\alpha \equiv \cos \alpha;$$

$$\boldsymbol{\beta} = \{\beta_p\}; \quad \mathbf{x} = x_{12} + x_{34}: \quad x_{12} = x_1 + x_2; \quad x_{34} = x_3 + x_4; \quad \mathbf{y} = y_1 + y_2; \quad \mathbf{z} = -(z_1 + z_2).$$

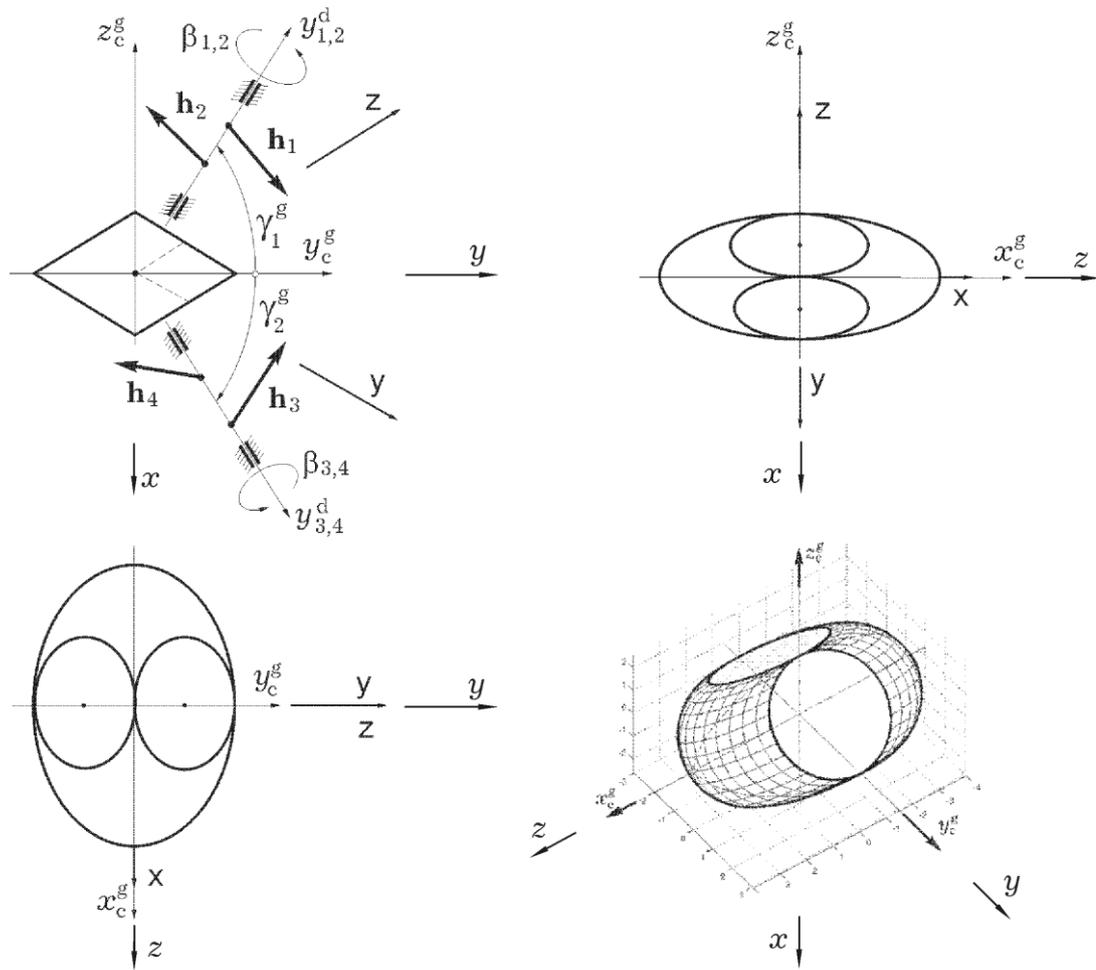


Рисунок 1.9 – Схема СТК 2-SPE и оболочка области  $\mathbf{S}$  вариации его КМ

При обозначениях  $\gamma = (\gamma_1^g + \gamma_2^g)/2$ ;  $\alpha_1 = (\beta_1 + \beta_2)/2$ ,  $\alpha_2 = (\beta_3 + \beta_4)/2$ ,  $\alpha_i \in [-\pi, +\pi]$ ;  $\delta_1 = (\beta_1 - \beta_2)/2$ ,  $\delta_2 = (\beta_3 - \beta_4)/2$ ,  $\delta_i \in [-\pi/2, \pi/2]$  и  $\mathbf{A}_{gh}(\boldsymbol{\beta}) \equiv \mathbf{A}_\gamma \mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta})$  определитель матрицы Грамма  $\Delta_G(\boldsymbol{\beta}) = \det[\mathbf{A}_{gh} \cdot \mathbf{A}_{gh}^t]$ , сигнализирующий о сингулярности преобразования, выражается в симметричном виде

$$\Delta_G = S_{2\gamma}^2 \cdot \mathbf{G}; \quad \mathbf{G} \equiv 2 \cdot [(C_{\alpha_1}^2 C_{\delta_1}^2 + S_{\alpha_1}^2 S_{\delta_1}^2) \cdot S_{2\delta_2}^2 + (C_{\alpha_2}^2 C_{\delta_2}^2 + S_{\alpha_2}^2 S_{\delta_2}^2) \cdot S_{2\delta_1}^2]. \quad (1.17)$$

Поэтому все *естественные сингулярные состояния* СГК, в которых этот определитель принимает значение  $\Delta_G = 0$ , описываются *единым* соотношением

$$(C_{\alpha_i} \cdot C_{\delta_i} \cdot S_{\delta_j} \cdot C_{\delta_j} = 0) \& (S_{\alpha_i} \cdot S_{\delta_i} \cdot S_{\delta_j} \cdot C_{\delta_j} = 0), \quad i, j \in \{1, 2\}, \quad i \neq j, \quad (1.18)$$

где нет зависимости от значения угла  $2\gamma \neq n\pi$  ( $n = 0, 1, 2, \dots$ ) между осями подвеса пар ГД. Отсюда следует принципиальная важность синтеза закона настройки схемы СГК в «каноническом» варианте, когда углы  $\gamma_1^g = \pi/2$ ,  $\gamma_2^g = 0$  (т.е.  $2\gamma = \pi/2$ ).

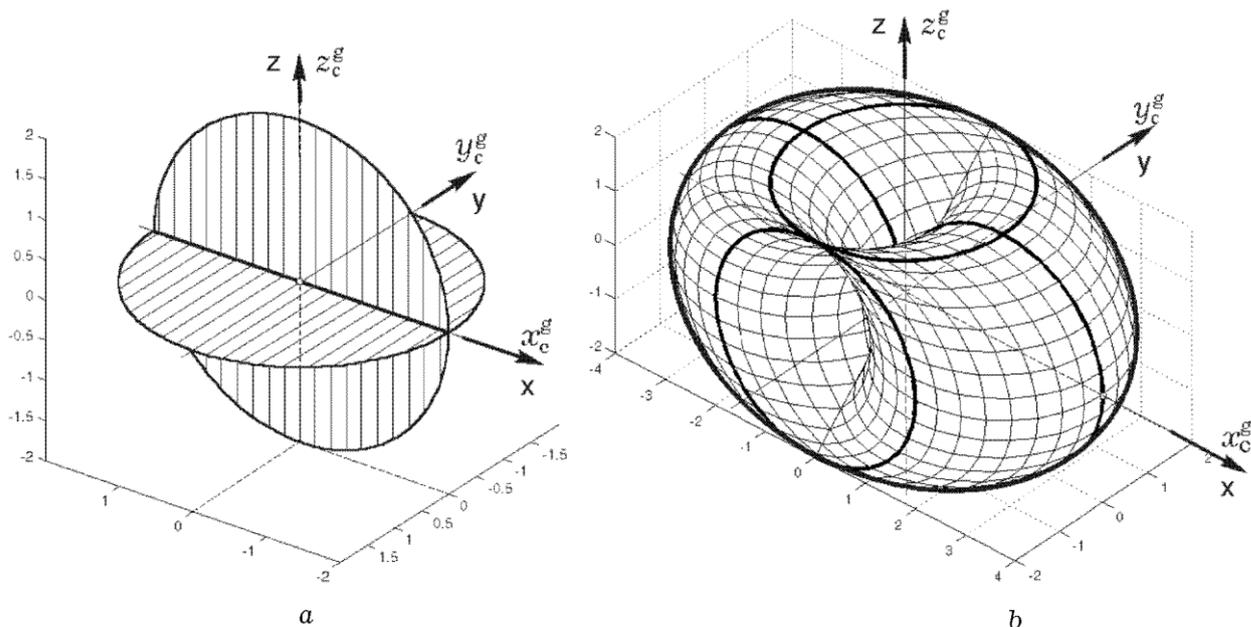


Рисунок 1.10 – Естественные сингулярные состояния канонической схемы СГК

Анализ (1.18) приводит к описанию *всех естественных* множеств сингулярных состояний СГК:

$[C_{\delta_i}] \Rightarrow \delta_i = \pm\pi/2, i = 1, 2$ : обе пары ГД находятся во *внутреннем* сингулярном состоянии, при этом вектор нормированного КМ СГК  $\mathbf{h} = 0$ , см. рисунок 1.10;

$[(C_{\delta_i} = 0) \& (S_{\alpha_i} = 0)] \Rightarrow \alpha_i = 0 \vee (\pm\pi); \delta_i = \pm\pi/2, (i = 1) \vee (i = 2)$ : одна из пар ГД находится во *внутреннем* сингулярном состоянии и *одновременно* векторы КМ ее гиродинов направлены перпендикулярно оси X КГБ, при этом вектор КМ  $\mathbf{h}$  формируется только другой парой ГД и принадлежит соответствующему *кругу* радиуса 2, см. рисунок 1.10a;

$[(C_{\delta_i} = 0) \& (S_{\delta_j} = 0)] \Rightarrow \delta_i = \pm\pi/2, \delta_j = 0, i, j \in \{1, 2\}, i \neq j$ : одна из пар ГД находится во *внутреннем* сингулярном состоянии, а другая – во *внешнем* сингулярном состоянии, при этом конец вектора КМ  $\mathbf{h}$  принадлежит *окружности* радиуса 2, см. рисунок 1.10a;

$[(S_{\delta_i} = 0)] \Rightarrow \delta_i = 0, i = 1, 2$ : обе пары ГД находятся во *внешнем* сингулярном состоянии, конец вектора КМ  $\mathbf{h}$  принадлежит *трехмерной* двояковыпуклой поверхности  $\mathbf{S}^* = \{\mathbf{h}(x, y, z) : \varphi(x, y, z) \equiv x^2 + y^2 + z^2 \mp 2q_y q_z - 8 = 0, q_s \equiv \sqrt{4 - \mathbf{s}^2}, |\mathbf{s}| \leq 2, \mathbf{s} = y, z\}$  где верхний знак соответствует оболочке  $\partial\mathbf{S}$  области вариации  $\mathbf{S}$  КМ СГК, см. рисунок 1.10b.

При произвольных углах установки осей подвеса пар ГД оболочка области  $\mathbf{S}$  вариации КМ СГК и множества сингулярных состояний имеют подобный вид. Назначением углов установки осей подвеса двух пар ГД можно существенно изменять форму области  $\mathbf{S}$  вариации КМ СГК, в конечном итоге относительно ССК. Это позволяет явно учитывать потребные ресурсы СГК по области вариации вектора КМ корпуса КА при решении целевых задач и при его разгрузке. Самой принципиальной проблемой управления СГК *избыточной* структуры является выбор функции распределения потребного суммарного КМ СГК между ГД – так называемого *закона настройки* СГК. Теоретические решения этой проблемы, полученные на основе методов текущей оптимизации определителя *Грамма* либо других выпуклых функционалов, сигнализирующих о приближении состояния СГК к сингулярному, не удовлетворяли многим ограничениям бортовой реализации. В схеме *2-SPE* указанная проблема сводится к задаче распределения суммарного КМ СГК между двумя парами ГД. Наиболее рациональными с позиций бортовой реализации алгоритмов управления СГК, прогнозирования динамической реализуемости потребных угловых маневров КА и разгрузки СГК являются *явные* законы настройки, которые позволяют получить все характеристики движения каждого ГД (угловые перемещения, скорости, ускорения) по явным *аналитическим* соотношениям. Введем нормированную функцию распределения суммарного КМ СГК между парами ГД с фиксированным параметром  $\rho$  в виде

$$f_{\rho 1}(\boldsymbol{\beta}) \equiv \tilde{x}_1 - \tilde{x}_2 + \rho(\tilde{x}_1 \tilde{x}_2 - 1) = 0, \tilde{x}_1 \equiv x_{12} / q_y, \tilde{x}_2 \equiv x_{34} / q_z, \quad (1.19)$$

где  $0 < \rho < 1$ . При условии  $f_{\rho}(\boldsymbol{\beta}) = 0$  *внутри* области  $\mathbf{S}$  остаются сингулярными (но *проходимыми!*) только два *одномерных* множества

$$\begin{aligned} \mathbf{S}_y &= \{(x/(2\rho))^2 + (z/2)^2 = 1, x < 0; \quad y = 0, \quad |y_1| = |y_2| = 0\}; \\ \mathbf{S}_z &= \{(x/(2\rho))^2 + (y/2)^2 = 1, x > 0; \quad z = 0, \quad |z_3| = |z_4| = 0\}, \end{aligned} \quad (1.20)$$

см. рисунок 1.11, с двумя характерными точками в плоскости переменных  $\{\tilde{x}_1, \tilde{x}_2\}$ :  $A(0, -\rho)$  и  $B(\rho, 0)$ .

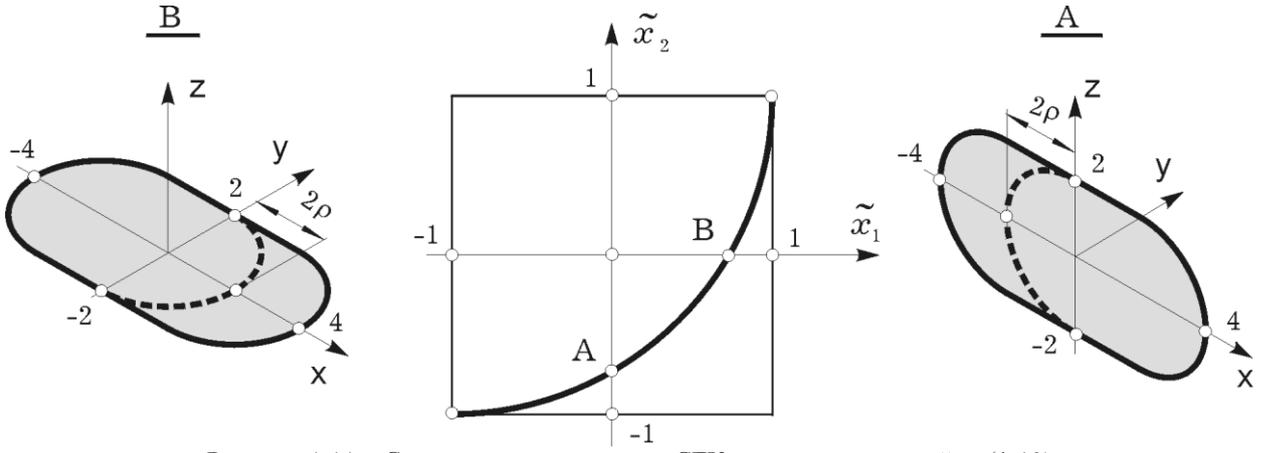


Рисунок 1.11 – Сингулярные множества СГК при законе настройки (1.19)

Применяемый закон настройки ГД имеет вид

$$D^+ f_\rho(\boldsymbol{\beta}) = \Phi_\rho(f_\rho(\boldsymbol{\beta}), \mathbf{h}(\boldsymbol{\beta})) \equiv \begin{cases} -\text{Sat}(\phi_\rho, \mu_\rho f_\rho(\boldsymbol{\beta})) & \mathbf{h}(\boldsymbol{\beta}) \in \mathbf{S} \setminus \mathbf{Q}_{yz} \\ \phi_\rho \text{Relh}(a_s, l_\rho, r_s) & \mathbf{h}(\boldsymbol{\beta}) \in \mathbf{Q}_s, \mathbf{s} = y, z \end{cases}, \quad (1.21)$$

где  $\phi_\rho, \mu_\rho$  и  $l_\rho$  являются положительными параметрами, множество  $\mathbf{S}_{yz} \equiv \mathbf{S}_y \cup \mathbf{S}_z$ , зависимости  $r_y = M_\pi(\beta_1 - \beta_2 - \pi); r_z = M_\pi(\beta_3 - \beta_4 - \pi)$  и в дополнении к стандартной функции насыщения  $\text{Sat}(a, x)$  используются нелинейные функции  $\text{Relh}(a_s, l_\rho, r_s(\boldsymbol{\beta}(t_0))) = a_s \in \{-1; 1\}$ ;

$$\text{Relh}(a, l_\rho, x) \equiv \begin{cases} 1 & x > -l_\rho \\ -1 & x < l_\rho \end{cases}, \quad M_\pi(\alpha) \equiv \begin{cases} \alpha & |\alpha| \leq \pi \\ \alpha - 2\pi \text{Sign}(\alpha) & |\alpha| > \pi \end{cases}.$$

Анализ множеств (1.20) приводит к такому важному результату: в косоугольном гироскопическом базисе  $\mathbf{E}^g(\mathbf{x}, \mathbf{y}, \mathbf{z})$  для любых значений нормированного вектора КМ СГК  $\mathbf{h} = \{\mathbf{x}, \mathbf{y}, \mathbf{z}\}$ , принадлежащего сфере  $\mathbf{S}_\rho^g \equiv \{\mathbf{x}^2 + \mathbf{y}^2 + \mathbf{z}^2 \leq (r_\rho^g)^2\}$  радиуса  $r_\rho^g < 2\rho$ , гарантированно отсутствуют сингулярные состояния СГК. В ортогональном КБ  $\mathbf{E}_c^g(x_c^g, y_c^g, z_c^g)$  сфере  $\mathbf{S}_\rho^g$  соответствует эллипсоид

$$\mathbf{S}_\rho^c = \{x_c^g, y_c^g, z_c^g : (x_c^g)^2 + \frac{(y_c^g)^2}{2S_\gamma^2} + \frac{(z_c^g)^2}{2C_\gamma^2} \leq (r_\rho^g)^2\}. \quad (1.22)$$

Отсюда следует, что за счет угла  $\gamma = \gamma_1^g = \gamma_2^g$  установки пар ГД можно изменять значения полуосей эллипсоида (1.22) только по осям  $y_c^g$  и  $z_c^g$  ортогонального КБ  $\mathbf{E}_c^g$ , по оси  $x_c^g$  же этого базиса (и оси  $\mathbf{X}$  косоугольного ГБ  $\mathbf{E}^g$ ) такая возможность отсутствует. Если для простоты принять угол  $\gamma = \pi/6$ , то нетрудно убедиться, что значения полуосей эллипсоида (1.22) относятся между собой как 1: (1/2) : (3/2).

Принципиальная возможность явного и абсолютно точного аналитического распределения *трехмерного* вектора  $\mathbf{M}^g$  произвольного *потребного* управляющего момента СГК между *четырьмя* гиродинами следует из соотношений (1.16) и (1.19), которые представляются в нормированном виде

$$\mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta}) \dot{\boldsymbol{\beta}} = \mathbf{A}_\gamma^{-1} \mathbf{M}^g \equiv \mathbf{m}^g; \quad \mathbf{a}^t(\mathbf{h}(\boldsymbol{\beta})) \dot{\boldsymbol{\beta}} = \Phi_\rho(f_\rho(\boldsymbol{\beta}), \mathbf{h}(\boldsymbol{\beta})). \quad (1.23)$$

Здесь вектор-столбец  $\mathbf{a}(\mathbf{h}(\boldsymbol{\beta})) \equiv \partial f_\rho(\boldsymbol{\beta}) / \partial \boldsymbol{\beta}$  получается аналитически, поэтому в итоге имеем 4 линейных уравнения относительно четырех компонент вектора-столбца  $\dot{\boldsymbol{\beta}}$ , которые разрешаются в аналитической форме. Достоинством применяемой функции распределения  $f_\rho(\boldsymbol{\beta}) = 0$  является также возможность явного и однозначного определения положения каждого ГД в составе СГК при произвольном заданном значении его суммарного нормированного вектора КМ  $\mathbf{h}$ .

Для спутников наблюдения отметим широкое применение метода *офсетного* (вне-осевого) *гидирования* с помощью оптико-электронных датчиков офсетного гидирования (ДОГ), встроенных непосредственно в оптическую схему телескопа, и угловой стабилизации корпуса телескопа электромеханическими приводами. Авторами разработаны математические основы и методы синтеза адаптивно-робастных цифровых законов офсетного гидирования, управления ориентацией и стабилизации движения изображения космических телескопов, предложен оригинальный нониусный подход для достижения высокой точности стабилизации движения изображения в фокальной плоскости телескопа.

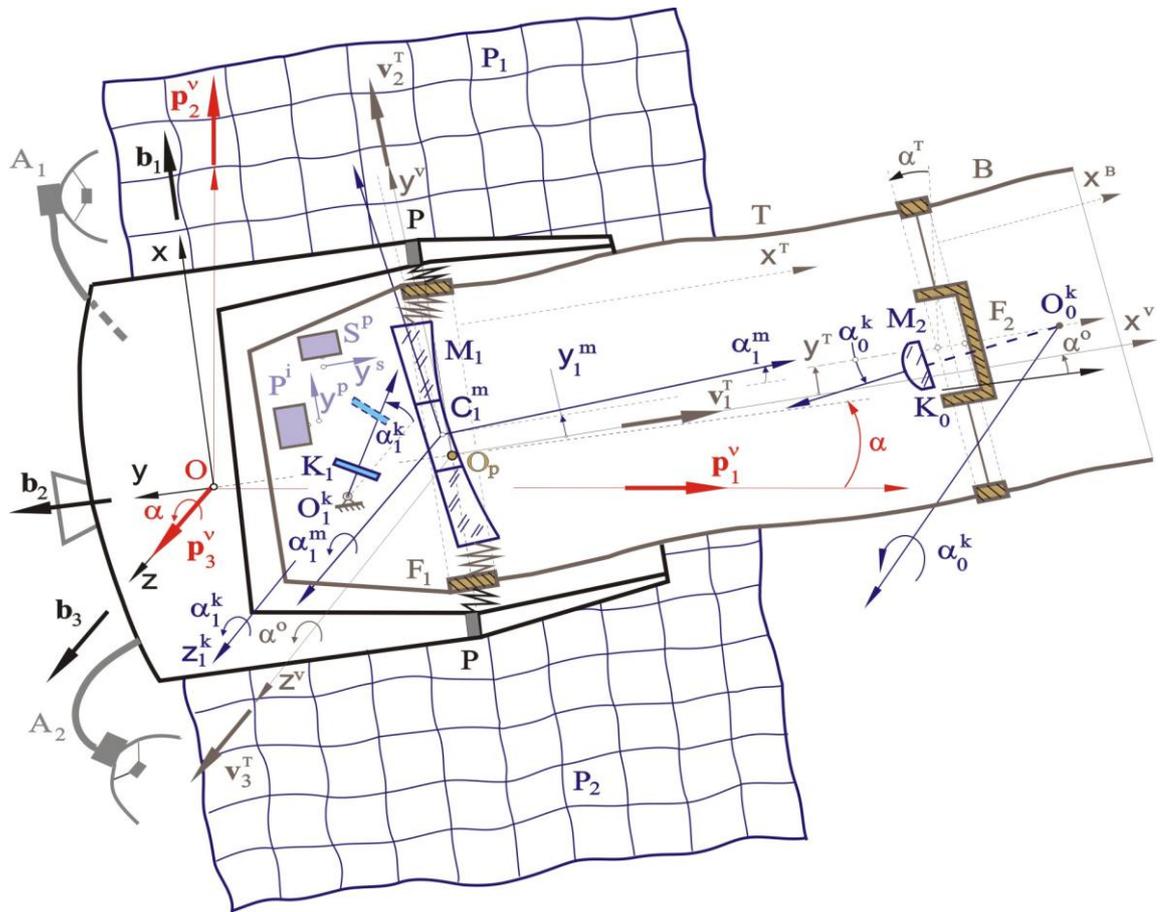


Рисунок 1.12 – Динамическая схема КА с крупногабаритным телескопом

Основным измерителем в контуре управления является бескарданная инерциальная навигационная система (БИНС) для определения положения центра масс телескопа и его ориентации. Эта система содержит инерциальный измерительный блок с электростатическими акселерометрами, гироскопическими датчиками и астрономическую подсистему на основе звездных датчиков с широким полем зрения, которые жестко закреплены на корпусе телескопа. Для обеспечения потребного качества изображения к управлению ориентацией космического телескопа предъявляются очень строгие требования. Это обстоятельство стимулировало поиск новых методов гидирования телескопа, включая прямые методы. Последние используют *датчики движения изображения* и прецизионную систему стабилизации движения изображения, которые встроены непосредственно в оптический телескоп, см. рисунки 1.12 и 1.13.

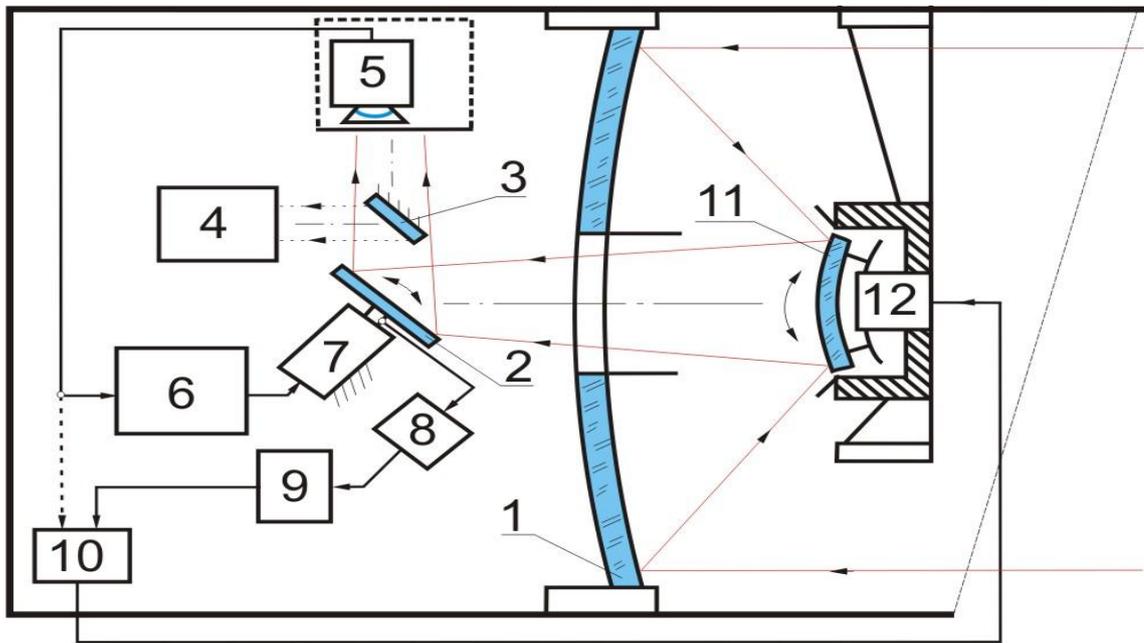


Рисунок 1.13 – Схема системы стабилизации движения изображения: 1 – главное зеркало; 2 – оптический компенсатор; 3 – фиксированное диагональное зеркало; 4 – приемник излучения; 5 – датчик офсетного гидирования; 6,9 и 10 – микропроцессоры; 7 – пьезокерамический привод; 8 – датчик угловых отклонений компенсатора движения изображения 2; 11 – подвижное вторичное зеркале; 12 – электромеханический привод.

В результате получается нониусная система:

I каскад – угловое наведение, навигация (с помощью БИНС), гиросиловое управления (с помощью СГК на основе гиродинов) и угловая стабилизация корпуса космического телескопа с точностью  $3\sigma \approx 1$  угл. сек. ;

II каскад – прецизионная стабилизация положения изображения в фокальной плоскости телескопа с точностью  $3\sigma \approx 0.01$  угл. сек. с помощью перемещений оптических компенсаторов по сигналам ДОГ.

## ***1.4 Разработка методики конечно-элементного моделирования и оптимизации силовых конструкций ракетно-космической техники***

### **1.4.1 Конечно-элементное моделирование в проектировании изделий РКТ**

#### ***Основная идея МКЭ***

При моделировании напряженно-деформированного состояния упругой сплошной среды численными методами упругая сплошная среда рассматривается как система с конечным количеством степеней свободы, или, другими словами осуществляется ее дискретизация. По способу дискретизации численные методы можно разделить на две группы.

Первая группа методов при составлении дифференциальных уравнений движения рассматривает сплошную среду как непрерывную. Данные методы выполняют дискретизацию модели на стадии интегрирования системы ДУ.

Вторая группа методов выполняет дискретизацию сплошной среды уже перед составлением уравнений движения. Система ДУ описывающая движение среды приобретает вид системы алгебраических линейных уравнений.

Основными преимуществами методов второй группы над методами первой являются следующие:

Метод КЭ относится ко второй группе методов. Рассмотрим способ дискретизации сплошной среды, используемый этим методом.

- Среда разбивается на ряд объемов простой геометрической формы. Эти объемы называются конечными элементами.

- В конечном элементе выбираются точки перемещения, которых будут определять перемещения всех остальных точек конечного элемента. Эти точки называются узлами.

- Соседние элементы имеют общие узлы, которые соединяют эти элементы и через которые элементы взаимодействуют друг с другом.

- Выбирается система функций однозначно определяющих перемещения в любой точке КЭ через перемещения узлов (функции формы).

- Дифференцируя функции формы по координатам, выражаем относительные деформации в произвольной точке элемента через перемещения узлов. Зная зависимость деформации от перемещений узлов, с помощью закона Гука находим зависимость напряжения от перемещений узлов для любой точки элемента.

- Граничные условия, наложенные на сплошную среду, преобразуем к граничным условиям для узлов.

- Записывая уравнения равновесия между напряжениями в элементе и внешними силами, действующими на узлы, получаем систему уравнений, из которой при известных граничных условиях и свойствах среды можно отыскать перемещения узлов.

#### ***Отыскание упругих свойств элемента***

Основы метода конечных элементов изложены в ряде монографий [124, 125, 126]. Приведем здесь только основные соотношения.

Сделаем допущение, что перемещения точки внутри конечного элемента зависят линейно от перемещений узлов этого элемента:

$$\{f(x)\}^e = [\Phi(x)] \cdot \{u\}^e, \quad (1.24)$$

где  $x$  – координаты точки внутри элемента,  $\{f(x)\}^e$  - вектор перемещений точки внутри

элемента,  $\{u\}^e$  - вектор узловых перемещений и  $[\Phi(x)]$  - матрица функций формы элемента.

Уравнение (1.24) можно представить в блочном виде:

$$\{f(x)\}^e = \begin{bmatrix} \Phi_i(x) & \Phi_j(x) & \Phi_k(x) & \dots \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} u_i \\ u_j \\ u_k \\ \vdots \end{Bmatrix}$$

где  $i, j, k$  – номера узлов присоединенных к конечному элементу,  $u_i$  – вектор перемещений узла  $i$ ,  $\Phi_i(x)$  – подматрица матрицы функций формы, коэффициенты которой умножаются на узловые перемещения узла  $i$ .

Функции формы должны быть непрерывны в пределах элемента. Функции формы должны иметь такой вид, чтобы при совпадении координат  $x$  с координатами одного из узлов конечного элемента подматрица соответствующая этому узлу становилась единичной, а остальные подматрицы равнялись нулю. На границе двух элементов перемещения, получаемые по функциям формы этих элементов должны быть равны друг другу.

Зависимость относительной деформации в любой точке конечного элемента от узловых перемещений имеет вид:

$$\{\varepsilon(x)\}^e = [B(x)] \cdot \{u\}^e \quad (1.25)$$

где  $\{\varepsilon(x)\}^e$  - вектор деформаций,  $[B(x)]$  - матрица, в которой число строк равно числу относительных деформаций в точке среды (разное в разных задачах), а число столбцов равно количеству степеней свободы узловых точек. Коэффициенты этой матрицы получаются дифференцированием функций формы по координатам. Желательно было бы выбирать функции формы таким образом, чтобы деформации на границе двух элементов перемещения, получаемые по функциям формы этих элементов должны быть равны друг другу. Однако добиться этого одновременно с соблюдением условий равновесия удается только в простейших случаях, таких как стержень или балка. В большинстве оболочечных и объемных элементов функции формы являются результатом сложного компромисса между условиями равновесия и условием совместности относительных деформаций.

Будем считать, что материал сплошной среды линейно-упругий. Тогда напряжения связаны с относительными деформациями по закону Гука:

$$\{\sigma\} = [D] \cdot \{\varepsilon\} \quad (1.26)$$

где  $\{\sigma\}$  - вектор напряжений в точке элемента, а  $[D]$  - матрица Гука.

Рассмотрим конечный элемент под действием внешних сил. Внешние силы могут быть приложены только к узлам элемента. Поверхностные, погонные и объемные силы должны быть преобразованы к системе узловых сил, для того чтобы элемент смог их воспринять. Являются ли эти силы внешними по отношению к сплошной среде в целом или силами взаимодействия со стороны соседних конечных элементов это в данный момент безразлично. Работа внешних сил действующих на элемент равна:

$$A = \left\{ \{u\}^e \right\}^T \cdot \{P\}^e \quad (1.27)$$

где  $\{P\}^e$  - вектор узловых сил. Воздействие системы узловых сил на элемент приведет к возникновению в нем деформаций и изменит энергию деформации конечного элемента на следующую величину:

$$\Delta U = \int_{V_e} \{\varepsilon\}^T \{\sigma\} dv \quad (1.28)$$

где  $V_e$  – объем элемента. По закону сохранения энергии работа внешних сил на перемещении узлов элемента и изменение энергии деформации вызванное этими перемещениями должны равняться друг другу. Приравнявая выражения (1.27) и (1.28) получим:

$$\left\{ \{u\}^e \right\}^T \cdot \{P\}^e = \int_{V_e} \{\varepsilon\}^T \{\sigma\} dv \quad (1.29).$$

Подставив в уравнение (1.29) соотношения (1.25) и (1.26) получим:

$$\left\{ \{u\}^e \right\}^T \cdot \{P\}^e = \int_{V_e} \left\{ \{u\}^e \right\}^T [B]^T [D][B] \{u\}^e dv \quad (1.30).$$

Вынося в (1.30) из под интеграла вектора узловых перемещений и перемножая слева на вектор обратный транспонированному вектору узловых перемещений получим следующее соотношение:

$$\{P\}^e = \int_{V_e} [B]^T \cdot [D] \cdot [B] \cdot dv \cdot \{u\}^e \quad \text{или} \quad \{P\}^e = [K]^e \cdot \{u\}^e \quad (1.31)$$

где  $[K]^e = \int_{V_e} [B]^T \cdot [D] \cdot [B] \cdot dv$  - матрица жесткости конечного элемента.

Таким образом, имеем уравнение равновесия для одного конечного элемента. Это уравнение представляет собой систему линейных уравнений. После решения этой системы относительно перемещений узлов мы можем определить через соотношение (1.25) деформации и через соотношение (1.26) напряжения в элементе.

### ***Отыскание инерционных свойств элемента***

Инерционные силы, действующие на конечный элемент, должны быть выражены в базисе узловых перемещений. Эта система сил, действующая в узлах,  $\{P_{ин}\}^e$ , должна

совершать такую же работу как силы инерции на всем объеме конечного элемента. Работа системы сил  $\{P_{ин}\}^e$  равна:

$$A_{уэл} = (\{u\}^e)^T \cdot \{P_{ин}\}^e. \quad (1.32)$$

Работа сил инерции на всем объеме конечного элемента равна:

$$A_v = \int_{V_e} \{f\}^T \{\ddot{f}\} \cdot \rho \cdot dv \quad (1.33)$$

где  $\{\ddot{f}\}$  - вектор ускорений в точке элемента,  $\rho$  - плотность сплошной среды.

Поскольку функции формы не зависят от времени то, дифференцируя (1.24) найдем вектор ускорений:

$$\{\ddot{f}(x)\}^e = [\Phi(x)] \cdot \{\ddot{u}\}^e \quad (1.34)$$

где  $\{\ddot{u}\}^e$  - вектор узловых ускорений конечного элемента.

Приравнивая (1.32) и (1.33) и подставляя в получившееся выражение (1.34) и (1.24) получим:

$$(\{u\}^e)^T \cdot \{P_{ин}\}^e = \int_{V_e} (\{u\}^e)^T [\Phi]^T [\Phi] \{\ddot{u}\}^e dv. \quad (1.35)$$

Вынося в (1.35) из под интеграла вектор узловых перемещений и вектор узловых ускорений и перемножая слева на вектор обратный транспонированному вектору узловых перемещений получим следующее соотношение:

$$\{P_{ин}\}^e = \int_{V_e} [\Phi]^T [\Phi] \cdot dv \cdot \{\ddot{u}\}^e \quad \text{или} \quad \{P_{ин}\}^e = [M]^e \cdot \{\ddot{u}\}^e \quad (1.36)$$

где  $[M]^e = \int_{V_e} [\Phi]^T [\Phi] \cdot dv$  - матрица масс конечного элемента.

### **Метод расчета вынужденных колебаний**

При расчете вынужденных колебаний применялся алгоритм прямого анализа вынужденных колебаний реализованный в MSC/NASTRAN. В данном виде анализа вычисляется отклик на возбуждение по одной частоте посредством решения системы уравнений со связанными матрицами и использованием алгебры комплексных чисел. В основе данного анализа лежит уравнение вынужденных демпфированных колебаний под действием гармонического возбуждения:

$$[M] \cdot \{\ddot{x}(t)\} + [B] \{\dot{x}(t)\} + [K] \{x(t)\} = \{P(\omega)\} e^{i\omega t} \quad (1.37)$$

Решение данного уравнения ищется в виде:

$$\{x\} = \{u(\omega)\} e^{i\omega t} \quad (1.38)$$

где  $\{u(\omega)\}$  – комплексный вектор перемещений. Подставив (1.38) в (1.37) и разделив

получившееся уравнение на  $e^{i\omega t}$  получим следующее выражение:

$$[-\omega^2 M + i\omega \cdot B + K] \cdot \{u(\omega)\} = \{P(\omega)\} \quad (1.39)$$

Данное уравнение движения для интересующих частот решается способом подобным решению задач линейной статики, но с использованием алгебры комплексных чисел.

### *Анализ переходного процесса*

В анализе переходного процесса методом прямого интегрирования движение конструкции вычисляется путем решения системы связанных линейных уравнений с помощью прямого численного интегрирования. Система уравнений движения в матричной форме имеет вид:

$$[M]\{\ddot{u}(t)\} + [B]\{\dot{u}(t)\} + [K]\{u(t)\} = \{P(t)\} \quad (1.40)$$

где  $\{u(t)\}$  – вектор перемещений;  $t$  – время;  $\{P(t)\}$  – вектор нагрузки.

Перемещения конструкции вычисляются для дискретных моментов времени, обычно с постоянным шагом интегрирования,  $\Delta t$ .

Используя центральное конечноразностное представление для вектора скоростей  $\{\dot{u}(t)\}$  и вектора ускорений  $\{\ddot{u}(t)\}$ , для дискретных моментов времени имеем:

$$\begin{aligned} \{\dot{u}\}_k &= \frac{1}{2\Delta t} \{u_{k+1} - u_{k-1}\} \\ \{\ddot{u}\}_k &= \frac{1}{\Delta t^2} \{u_{k+1} - 2u_k + u_{k-1}\} \end{aligned} \quad (1.41).$$

Подставив (1.41) в (1.40) и осреднив вектор внешних сил по трем соседним шагам интегрирования получим следующие уравнения движения:

$$\left[ \frac{M}{\Delta t^2} \right] \cdot (u_{k+1} - 2u_k + u_{k-1}) + \left[ \frac{B}{2\Delta t} \right] \cdot (u_{k+1} - u_{k-1}) + \left[ \frac{K}{3} \right] \cdot (u_{k+1} + u_k + u_{k-1}) = \frac{1}{3} \{P_{k+1} + P_k + P_{k-1}\} \quad (1.42)$$

Группируя члены уравнения (1.42) получим окончательное уравнение используемое в анализе переходных процессов методом прямого интегрирования в MSC/NASTRAN:

$$[A_1] \cdot \{u_{k+1}\} = [A_2] + [A_3] \cdot \{u_k\} + [A_4] \cdot \{u_{k-1}\} \quad (1.43)$$

$$\text{где } [A_1] = \left[ \frac{M}{\Delta t^2} + \frac{B}{2\Delta t} + \frac{K}{3} \right];$$

$$[A_2] = \frac{1}{3} \{P_{k+1} + P_k + P_{k-1}\};$$

$$[A_3] = \left[ \frac{2M}{\Delta t^2} + \frac{K}{3} \right];$$

$$[A_4] = \left[ -\frac{M}{\Delta t^2} + \frac{B}{2\Delta t} - \frac{K}{3} \right].$$

Матрица  $[A_1]$  называется динамической матрицей, а  $[A_2]$  – вектором внешних сил (осредненным по трем соседним точкам). Этот метод подобен классическому методу прямого интегрирования Ньюмарка-Бета за исключением того, что вектор внешних сил осредняется по трем точкам и матрица  $[K]$  модифицируется так, что динамическое уравнение движения сводится к статическому решению  $[K]\{u_k\}=\{P_k\}$  если  $[M]$  и  $[B]$  равны нулю.

### ***Анализ начальной устойчивости***

В конечно-элементных системах, как правило, реализованы возможности статических расчетов устойчивости: линейный (по Эйлеру) - Buckling и нелинейный - Nonlinear Static, в котором может быть выполнен анализ закритического поведения и несущей способности конструкции.

Процесс расчета на устойчивость в линейной постановке или устойчивость по Эйлеру рассмотрим на примере конструкции, статически нагруженной таким образом, что потеря устойчивости еще не наступила. В ходе этого расчета перемещения предполагаются малыми. Естественно, что конструкция будет деформироваться так, чтобы уравновесить внешнюю нагрузку упругими силами и будет оставаться в этом положении равновесия, пока не изменится нагрузка. Если сообщить этой конструкции малое отклонение от положения равновесия, то наряду с уже действующими силами в конструкции возникнут два дополнительных фактора:

Упругие силы, стремящиеся вернуть конструкцию в положение равновесия (Первая система сил);

Система сил, обусловленная изменением геометрии конструкции (Вторая система сил). Природа этой системы сил следующая. Рассматриваемое малое отклонение вызывает изменение геометрии конструкции. Нагрузка на конструкцию с измененной геометрией действует иначе, чем на конструкцию в ее начальном состоянии. В связи с этим нагрузку удобно делить на две составляющие. Первая составляющая – это часть нагрузки, действие которой на конструкцию с изменением геометрии конструкции осталось неизменным. Вторая составляющая – часть нагрузки, действие которой на конструкцию при искажении геометрии изменилось (см. рисунок 1.14). Вторая составляющая нагрузки мала по сравнению с первой ввиду малости изменений конструкции. Вторую составляющую нагрузки будем называть второй системой сил.

Насчет первой системы сил все ясно – эти силы стремятся вернуть конструкцию в положение равновесия. Величина этих сил прямо пропорционально зависит от величины отклонения от положения равновесия и не зависит от величины внешней нагрузки.

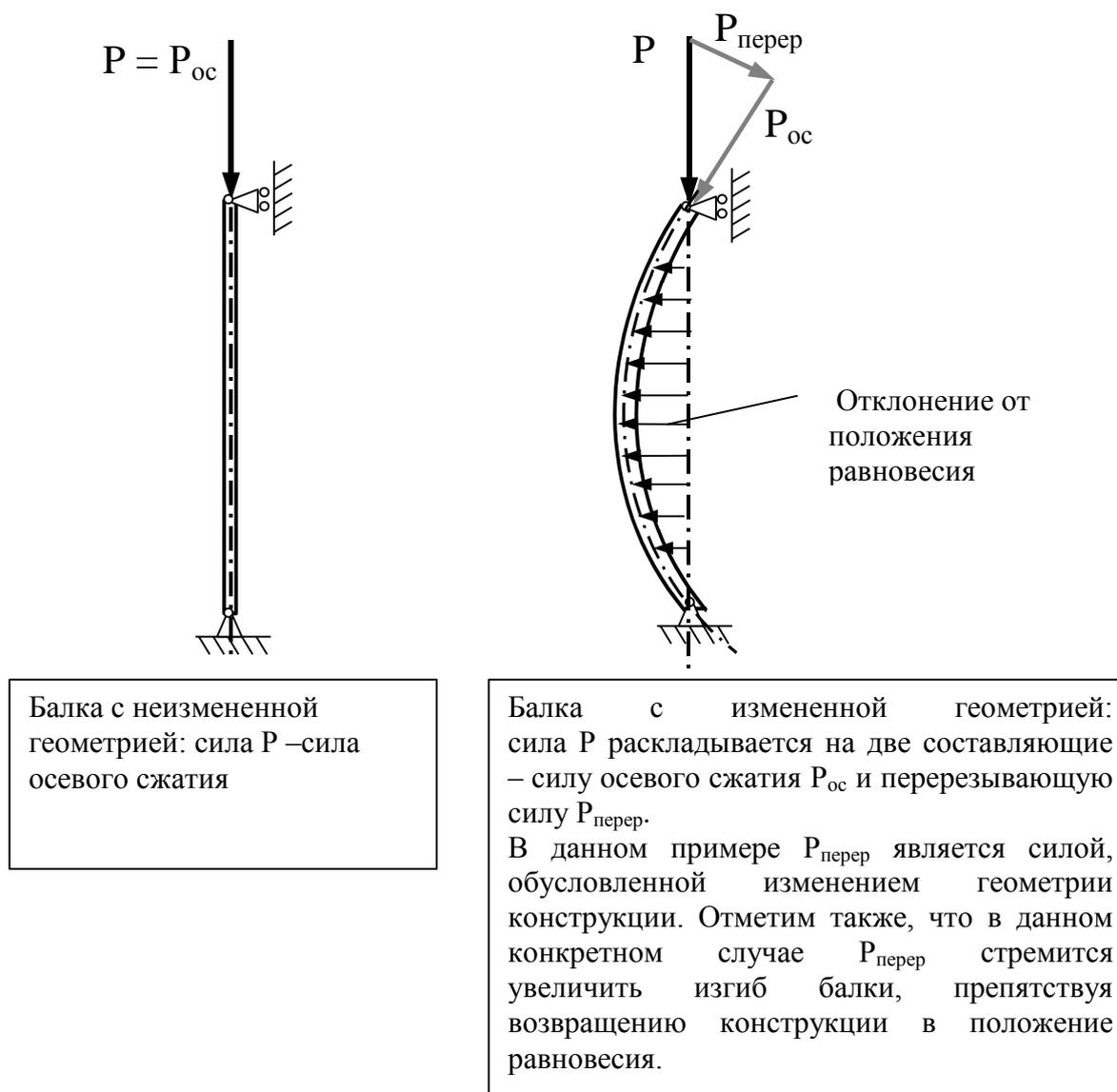


Рисунок 1.14 - Потеря устойчивости балки, нагруженной сжимающей осевой силой

Со второй системой сил дело обстоит иначе. Эта система сил часто может стремиться вывести конструкцию из положения равновесия и увеличить породившее ее изменение геометрии конструкции. И что самое главное, величина этих сил прямо пропорционально (в случае малых отклонений) зависит не только от величины отклонения, но и от величины внешней нагрузки. Зависимость этих сил от нагрузки обусловлена тем, что вторая система сил есть ничто иное, как часть внешней нагрузки и будет расти вместе с ней. Таким образом, при малых значениях нагрузки действие второй системы сил будет меньше чем первой, и конструкция вернется в положение равновесия. При больших нагрузках может получиться так, что действие второй системы сил начнет

преобладать над действием первой и конструкция уже не сможет вернуться к положению равновесия. Это и будет потерей устойчивости.

Классический пример потери устойчивости – потеря устойчивости сжатой балки приведен на рисунке 1.14.

Результатом данного расчета является коэффициент критической нагрузки и форма потери устойчивости.

Физический смысл коэффициента критической нагрузки заключается в том что, перемножив приложенные к конструкции силы на этот коэффициент, мы получим критическую нагрузку – нагрузку, при превышении которой силы отклоняющие конструкцию от положения равновесия превышают силы возвращающие конструкцию в положение равновесия.

Форма потери устойчивости – малые отклонения от положения равновесия, которые соответствуют критической нагрузке. Поскольку анализ устойчивости – разновидность задачи нахождения собственных значений, то форма потери устойчивости находится с точностью до множителя. Перемещения потерявшей устойчивость конструкции, по крайней мере в первый момент, будут складываться из перемещений найденных из статического расчета и перемещений из формы потери устойчивости, перемноженных на какой-то множитель.

В конечно-элементной постановке решение задачи начальной устойчивости формулируется таким образом.

Рассмотрим упругую систему, в которой присутствует геометрическая нелинейность. Нелинейность может быть представлена в том, что зависимость между деформациями и перемещениями не прямо пропорциональная. В конечно-элементной постановке это соответствует зависимости матрицы  $B$  от перемещений. Причем для простоты примем, что эта зависимость имеет линейный вид:

$$[B] = [B_0] + [B_L(u)], \quad (1.44)$$

где матрица  $B$  связывает узловые перемещения  $u$  и деформации в элементах  $\varepsilon$  выражением  $\{\varepsilon\} = [B]\{u\}$ .

Запишем уравнение равновесия упругой системы:

$$\{\sum F\} = \{\sum F_{внут}\} - \{\sum F_{внеш}\} = 0, \quad (1.45)$$

где  $F_{внут}$  и  $F_{внеш}$  системы внутренних и внешних сил системы, которые в рамках метода конечных элементов имеют вид:

$$\{\sum F_{внут}\} = \int_v [B]^T [D][B] dv \cdot \{u\}, \quad (1.46)$$

$$\{\sum F_{внеш}\} = \{P\}, \quad (1.47)$$

где  $D$  – матрица Гука:  $\{\sigma\} = [D]\{\varepsilon\}$ ;  $P$  – внешние узловые силы.

Подставляя (1.46) и (1.47) в (1.45), получим:

$$\{\sum F\} = \int_v [B]^T [D][B] dv \cdot \{u\} - \{P\} = 0. \quad (1.48)$$

При потере устойчивости появляются отклонения от положения равновесия  $du$ . Для того, чтобы записать выражение для этих отклонений продифференцируем (1.48):

$$d\{\sum F\} = \int_v d[B]^T [D][B] dv \cdot \{u\} + \int_v [B]^T [D]d[B] dv \cdot \{u\} + \int_v [B]^T [D][B] dv \cdot d\{u\} = 0 \quad (1.49)$$

Учтем в (1.49) линейную зависимость деформаций от перемещений (ТМКЭ21). Примем во внимание также, что дифференциал  $B$  равен дифференциалу  $B_L$ , поскольку  $B_0$  от перемещений не зависит:

$$d[B] = \frac{\partial [B_L]}{\partial u} du. \quad (1.50)$$

Частные производные коэффициентов  $B_L$  по перемещениям это не малые коэффициенты при перемещениях в выражениях для коэффициентов матрицы  $B_L$ . В таком случае дифференциал матрицы  $B$  является бесконечно малой величиной порядка малости  $du$ . С учетом этого (1.49) примет вид:

$$\begin{aligned} d\{\sum F\} = & \int_v d[B_L]^T [D][B_0] dv \cdot \{u\} + \int_v d[B_L]^T [D][B_L] dv \cdot \{u\} + \int_v [B_0]^T [D]d[B_L] dv \cdot \{u\} \\ & + \int_v [B_L]^T [D]d[B_L] dv \cdot \{u\} + \int_v [B_0 + B_L]^T [D][B_0 + B_L] dv \cdot d\{u\} = 0 \end{aligned} \quad (1.51)$$

В уравнении (ТМКЭ28) подчеркнуты бесконечно малые величины порядка малости  $du$ . Видим, что правая часть уравнения (1.51) содержит бесконечно малые величины как порядка малости  $du$ , так и порядка малости  $du^2$ . Отбросив, бесконечно малые величины порядка малости  $du^2$ , получим выражение:

$$d\{\sum F\} = \int_v d[B_L]^T [D][B_0] dv \cdot \{u\} + \int_v [B_0]^T [D]d[B_L] dv \cdot \{u\} + \int_v [B_0]^T [D][B_0] dv \cdot d\{u\} = 0 \quad (1.52)$$

Перепишем уравнение (1.52) так, чтобы все дифференциалы перемещений присутствовали явно:

$$d\{\sum F\} = \int_v \frac{\partial [B_L]^T}{\partial u} d\{u\} \cdot [D][B_0] dv \cdot \{u\} + \int_v [B_0]^T [D] \frac{\partial [B_L]}{\partial u} d\{u\} \cdot dv \cdot \{u\} + \int_v [B_0]^T [D][B_0] dv \cdot d\{u\} = 0 \quad (1.53)$$

Заметим, что два первых слагаемых в (1.53) зависят от узловых перемещений.

Сгруппируем эти члены и введем обозначение:

$$[K_\sigma] = \int_v \frac{\partial [B_L]^T}{\partial u} [D][B_0] dv \cdot \{u\} + \int_v [B_0]^T [D] \frac{\partial [B_L]}{\partial u} dv \cdot \{u\} \quad (1.54)$$

Тогда (1.53) примет вид:

$$([K_\sigma(u)] + [K_0])d\{u\} = 0, \quad (1.55)$$

где  $K_0$  – линейная матрица жесткости;  $K_\sigma$  - характеризует изменение жесткостей от перемещений. Перемещения определяются внешней нагрузкой и находятся из уравнения линейной статики  $[K_0]\{u\} = \{P\}$ . Ясно, что для разных значений вектора узловых перемещений уравнение (уст\_12) будет удовлетворяться при разных отклонениях от положения равновесия  $du$ . Кроме того, не нулевое решение для  $du$  может быть найдено не для любого вектора узловых перемещений. Например, при  $u = 0$  и невырожденной матрице жесткости ненулевого решения для  $du$  нет. Будем искать вектор перемещений, для которого есть не нулевое решение для  $du$  в виде  $\lambda * u$ , где  $\lambda$  неизвестный коэффициент. Поскольку узловые перемещения и узловые силы пропорциональны друг другу, можно считать, что определив  $\lambda$ , мы определяем во сколько раз нужно увеличить нагрузку, чтобы существовало не нулевое решение для  $du$ . С учетом этого уравнение (ТМКЭ32) примет вид:

$$(\lambda[K_\sigma(u)] + [K_0])d\{u\} = 0. \quad (1.56)$$

Решение уравнения (ТМКЭ33) представляет собой задачу о собственных значениях. Отыскиваются такие значения  $\lambda$ , при которых определитель матрицы  $(\lambda[K_\sigma(u)] + [K_0])$  равен нулю. При выполнении этого условия существует не нулевое  $du$  при котором (1.56) справедливо.

Расчеты на устойчивость необходимы практически на каждом этапе проектирования конструкций с использованием технологии конечно-элементного проектирования, только выполняются они на КЭ-моделях разной подробности и способов моделирования.

Оптимизационные процедуры с ограничениями на критическую силу потери устойчивости можно выполнять, используя только линейный статический расчет потери устойчивости (Buckling). Существуют системы, которые продолжают работать после местной потери устойчивости. Примером такой системы может служить стрингерный отсек. Для таких систем начальный анализ устойчивости корректно найдет эту местную потерю устойчивости. Остальные формы потери устойчивости будут найдены неверно, поскольку в результате местной потери устойчивости распределение напряжений в

конструкции измениться, а матрица дифференциальной жесткости находится для распределения напряжений для линейно работающей конструкции. В связи с этим, выполнение оптимизации с ограничением по устойчивости для таких систем требует какого-то упрощенного формулирования этого ограничения. Затем оптимальная конструкция должна быть проверена на устойчивость анализом нелинейной статики.

## **1.4.2 Оптимизация силовых конструкций изделий РКТ с использованием конечно-элементного проектирования**

### *Формулировка задачи оптимизации*

Существует класс задач, которые заключаются в выборе наилучших с какой-либо точки зрения значений параметров рассматриваемой системы. При этом на значения параметров системы наложены некоторые ограничения. Примерами таких задач могут служить следующие:

- 1) Необходимо предложить конструкцию ЛА как можно более легкую, удовлетворяя при этом требованиям прочности. Параметрами системы, значения которых нужно подобрать, в данном случае будут являться толщины и площади поперечных сечений элементов конструкции ЛА и характеристики материалов, из которых изготовлена конструкция ЛА.
- 2) Проектируется трехступенчатая ракета. Необходимо распределить топливо по трем ступеням, так чтобы масса полезного груза, выводимого на заданную орбиту, была максимальной. При этом распределение топлива по ступеням некоторым образом влияет на массу конструкции ракеты. Суммарное количество топлива должно остаться неизменным.
- 3) Есть силовая конструкция, которая должна иметь возможно большую жесткость. Известна конфигурация конструкции и максимально допустимая масса. Могут изменяться параметры силовых элементов.
- 4) Известны результаты вибрационных испытаний космического аппарата. Следует подобрать такие характеристики демпфирования элементов конструкции, чтобы экспериментальные данные как можно более точно совпали с расчетными. Характеристики демпфирования должны находиться в разумных пределах.

В каждой из приведенных выше задач выбирается критерий оптимизации, который является правилом выбора наилучшего с некоторой точки зрения варианта. Критерий оптимизации может быть представлен как требование максимизации или минимизации функции, значение которой характеризует в какой мере система хороша или плоха с нашей точки зрения и эта функция называется целевой функцией. Для приведенных примеров критериями оптимизации являются соответственно минимум массы ЛА,

максимум массы полезной нагрузки ракеты, максимум жесткости конструкции и минимум рассогласования экспериментальных и расчетных данных соответственно. Увеличение или уменьшение значения целевой функции критерия оптимизации достигается изменением параметров системы, называемых проектными переменными или проектными параметрами. В приведенных примерах проектными переменными являются соответственно размеры элементов конструкции ЛА, количество топлива в каждой из ступеней ракеты, параметры элементов конструкции и коэффициенты демпфирования элементов конструкции космического аппарата. На значения проектных переменных накладываются определенные ограничения. В рассмотренных примерах такими ограничениями являются ограничения по прочности конструкции ЛА, по заданной характеристической скорости ракеты и максимальная масса конструкции и ограничения на коэффициенты демпфирования соответственно.

Итак, при постановке задачи оптимизации необходимо:

- 1) Выбрать цель, которую мы преследуем, решая задачу оптимизации, – критерий оптимизации;
- 2) Определить параметры системы, которые мы можем менять – проектные переменные. Устанавливается связь между значениями проектных переменных и критерием оптимизации, которая в большинстве случаев оформляется в виде целевой функции;
- 3) Определить область допустимых значений проектных переменных путем наложения ограничений на значения проектных переменных;
- 4) Создать модель системы позволяющую определять значения откликов системы, необходимых для вычисления целевой функции и ограничений.

Правильно поставленная таким образом задача, относящаяся к силовой работе конструкции, может быть решена с использованием конечно-элементных моделей конструкции. Во многих конечно-элементных системах реализованы алгоритмы оптимизации. Здесь будет рассмотрен алгоритм оптимизации, реализованный в системе MSC.Nastran.

#### ***Алгоритм оптимизации системы MSC.Nastran***

При автоматизированном синтезе конструкций используется однокритериальная оптимизация. В качестве проектных переменных (вектор  $x$ ) выбираются параметры конструкции, которые можно изменять, например толщины оболочек, площади поперечного сечения и моменты инерции балок и др. Ограничения определяются условиями функционирования конструкции и записываются в виде  $g(x,u) \leq 0$  ( $u$  – отклик системы). Целевая функция  $F$  при проектировании ракетно-космической техники часто

формулируется на основе весовых характеристик конструкции. Оптимизация проводится с помощью следующей разновидности градиентного метода:

- 1) Выбираем начальное приближение  $x_0$  в области допустимых конструкций (ограничения не нарушены).
- 2) Отыскиваем градиент целевой функции  $\nabla F$ .
- 3) Ищем новое приближение  $x = x_0 - \alpha \nabla F$ , где  $\alpha$  - коэффициент характеризующий дистанцию, которая будет пройдена в пространстве проектных переменных за одну итерацию.
- 4) В новой точке  $x$  проверяем, не нарушены ли ограничения и если не нарушены, то снова повторяем шаги 2 и 3.
- 5) Если одно или несколько ограничений нарушены, то составляется новая целевая функция  $F' = \sum_i g_i$ , где  $i$  пробегает номера нарушенных ограничений. Далее повторяются шаги 2 и 3 с использованием новой целевой функции.
- 6) Если точка  $x$  оказалась на границе области допустимых конструкций (одно или несколько ограничений равны 0), то составляется целевая функция в виде  $F' = \sum_i \lambda_i g_i + F$ , где  $i$  пробегает номера ограничений, на границе которых находится процесс, а  $\lambda_i$  - множители Лагранжа, которые подбираются так, чтобы минимизировать вектор градиент этой новой целевой функции. Далее повторяются шаги 2 и 3 с использованием новой целевой функции.
- 7) Для определения, не является ли текущая точка оптимальной, используется критерий Куна-Такера. Этот критерий состоит в том, что оптимальная точка достигнута, если удастся подобрать такие положительные значения  $\lambda_i$  чтобы градиент целевой функции равнялся бы нулю.

### ***Нахождение коэффициентов вектора градиента целевой функции и ограничений***

Есть система, поведение которой описывается уравнением состояния:

$$h(u, x) = 0$$

где  $u$  – вектор откликов системы, а  $x$  вектор проектных переменных системы. На систему наложены ограничения  $g_i(u, x) \leq 0$ . Наилучшая система соответствует минимальному значению целевой функции:  $F(u, x) \rightarrow \min$ .

Требуется найти все коэффициенты градиентов целевой функции  $F$  и ограничений  $g_i$  наиболее экономичным способом. Для этого рассмотрим, как изменится значение целевой функции при малом перемещении в пространстве проектных переменных.

В начальной точке пространства проектных переменных  $x_0$  целевая функция имеет значение  $F(u_0, x_0)$ . При малом перемещении в пространстве проектных переменных  $\delta x$  целевая функция примет значение  $F(u_0, x_0) + \delta F$ . Приращение целевой функции  $\delta F$  можно выразить следующим образом:

$$\delta F = \frac{\partial F(u_0, x_0)}{\partial u} \delta u + \frac{\partial F(u_0, x_0)}{\partial x} \delta x = \left( \frac{\partial F(u_0, x_0)}{\partial u} \frac{\delta u}{\delta x} + \frac{\partial F(u_0, x_0)}{\partial x} \right) \delta x. \quad (1.57)$$

Продифференцировав уравнение состояния, получим следующее выражение:

$$\delta h = \frac{\partial h(u_0, x_0)}{\partial u} \delta u + \frac{\partial h(u_0, x_0)}{\partial x} \delta x = \left( \frac{\partial h(u_0, x_0)}{\partial u} \frac{\delta u}{\delta x} + \frac{\partial h(u_0, x_0)}{\partial x} \right) \delta x \equiv 0. \quad (1.58)$$

Умножив уравнение (1.58) на  $\left[ \frac{\partial h(u_0, x_0)}{\partial u} \right]^{-1}$  слева получим выражение для  $\frac{\delta u}{\delta x}$ :

$$\frac{\delta u}{\delta x} = - \left[ \frac{\partial h(u_0, x_0)}{\partial u} \right]^{-1} \frac{\partial h(u_0, x_0)}{\partial x}. \quad (1.59)$$

Подставляя выражение (1.59) в выражение (1.57) получаем выражение для коэффициентов вектора градиента целевой функции:

$$\frac{\partial F}{\partial x} = - \frac{\partial F(u_0, x_0)}{\partial u} \left[ \frac{\partial h(u_0, x_0)}{\partial u} \right]^{-1} \frac{\partial h(u_0, x_0)}{\partial x} + \frac{\partial F(u_0, x_0)}{\partial x}. \quad (1.60)$$

Коэффициентов векторов градиентов ограничений отыскиваются аналогично:

$$\frac{\partial g_i}{\partial x} = - \frac{\partial g_i(u_0, x_0)}{\partial u} \left[ \frac{\partial h(u_0, x_0)}{\partial u} \right]^{-1} \frac{\partial h(u_0, x_0)}{\partial x} + \frac{\partial g_i(u_0, x_0)}{\partial x}. \quad (1.61)$$

Найдем выражение для коэффициентов вектора градиента целевой функции, соответствующее линейному статическому анализу метода конечных элементов. В этом случае уравнение состояния имеет вид:

$$h(u, x) = [K(x)] \cdot u - P = 0, \quad (1.62)$$

где  $[K(x)]$  - матрица жесткости,  $P$  – вектор узловых сил.

Подставляя уравнение (1.62) в выражение (1.60) получаем следующее:

$$\frac{\partial F}{\partial x} = - \frac{\partial F(u_0, x_0)}{\partial u} [K(x_0)]^{-1} \frac{\partial K(x_0)}{\partial x} \cdot u_0 + \frac{\partial F(u_0, x_0)}{\partial x}. \quad (1.63)$$

Выражения для коэффициентов векторов градиентов ограничений в случае линейного статического анализа аналогичны выражению (1.63).

Частные производные  $\frac{\partial F(u_0, x_0)}{\partial u}$  и  $\frac{\partial F(u_0, x_0)}{\partial x}$  могут быть найдены дифференцированием целевой функции, поскольку она записана явно. Производные

жесткостей по проектным переменным  $\frac{\partial K(x_0)}{\partial x}$  можно определить при построении матрицы жесткости. Отклик  $u_0$  отыскиваем, решая систему линейных уравнений  $[K(x_0)] \cdot u = P$ , т.е. выполнив линейный статический расчет. Обращенную матрицу жесткости при известном  $u_0$  можно найти так:

$$[K(x_0)]^{-1} = u_0 \cdot P^{-1} .$$

Таким образом, получаем, что для нахождения коэффициентов векторов градиентов целевой функции и ограничений, достаточно выполнить один конечно-элементный расчет на итерацию оптимизационного процесса, что с точки зрения производительности очень хорошо.

Найдем выражение для коэффициентов вектора градиента целевой функции, соответствующее анализу собственных колебаний метода конечных элементов. Уравнение собственных колебаний имеет вид:

$$([K] - \lambda_n [M]) \cdot \{\phi_n\} = 0 \quad (1.64)$$

где  $\lambda_n$  и  $\phi_n$   $n$ -ая собственная частота и собственная форма соответственно.  $[K]$  - матрица жесткости, и  $[M]$  - матрица масс. Дифференцируя основное уравнение (1.64) по  $i$ -ой проектной переменной  $x_i$  дает:

$$([K] - \lambda_n [M]) \cdot \frac{\partial \{\phi_n\}}{\partial x_i} + \left( \frac{\partial [K]}{\partial x_i} - \lambda_n \cdot \frac{\partial [M]}{\partial x_i} \right) \cdot \{\phi_n\} = \frac{\partial \lambda_n}{\partial x_i} \cdot [M] \cdot \{\phi_n\} \quad (1.65)$$

Умножая уравнение (1.65) на  $\{\phi_n\}^T$  спереди получим:

$$\{\phi_n\}^T \cdot ([K] - \lambda_n [M]) \cdot \frac{\partial \{\phi_n\}}{\partial x_i} + \{\phi_n\}^T \left( \frac{\partial [K]}{\partial x_i} - \lambda_n \cdot \frac{\partial [M]}{\partial x_i} \right) \cdot \{\phi_n\} = \frac{\partial \lambda_n}{\partial x_i} \cdot \{\phi_n\}^T [M] \cdot \{\phi_n\} \quad (1.66)$$

С учетом того, что первое слагаемое равно нулю (смотри (1.64)), а также что  $\{\phi_n\}^T [M] \cdot \{\phi_n\} = 1$  уравнение (1.66) принимает вид:

$$\frac{\partial \lambda_n}{\partial x_i} = \{\phi_n\}^T \left( \frac{\partial [K]}{\partial x_i} - \lambda_n \cdot \frac{\partial [M]}{\partial x_i} \right) \cdot \{\phi_n\} \quad (1.67)$$

На практике решение для уравнения (1.67) основано на полуаналитическом подходе. Производные матриц массы и жесткости оцениваются с помощью конечноразностного подхода в форме:

$$\begin{aligned} \frac{\partial [K]}{\partial x_i} &\cong \frac{[K(x_0 + \Delta x_i)] - [K(x_0 - \Delta x_i)]}{2\Delta x_i} \\ \frac{\partial [M]}{\partial x_i} &\cong \frac{[M(x_0 + \Delta x_i)] - [M(x_0 - \Delta x_i)]}{2\Delta x_i} \end{aligned} \quad (1.68)$$

Уравнение (1.68) решается собственных частот участвующих в выражениях для целевой функции и ограничений и для всех проектных переменных. Это уравнение справедливо только для разделяющихся собственных частот (без демпфирования).

## ***1.5 Разработка технологии нисходящего проектирования изделий РКТ с использованием ресурсов центров коллективного пользования СГАУ***

### **1.5.1 Технология нисходящего проектирования**

Проектирование изделий РКТ – сложный процесс, требующий огромного объема вычислений, графических работ и различного рода исследований. Процесс проектирования является итерационным, причем итерации осуществляются не только между основными этапами проектирования, но и внутри каждого из них. От того, насколько правильные решения принимаются на ранних этапах, часто зависит судьба проекта, и не только потому, что ошибки, допущенные на ранних этапах разработки проекта, приводят к слишком большим затратам средств и времени на его доработку в процессе рабочего проектирования, но и потому, что от них может вообще зависеть возможность реализации проекта.

Именно поэтому организации процесса проектирования, его модернизации и автоматизации уделяется большое внимание со стороны руководства предприятий и конструкторских подразделений, научно-исследовательских институтов, а также разработчиков информационных систем, предлагающих свои программные решения в данной предметной области. В условиях научно-технической революции и глобальной информатизации специалистами разработаны различные технологии проектирования.

*Технология сквозного проектирования* обеспечивает взаимосвязь каждого предыдущего этапа разработки с последующим и эффективную заблаговременную передачу завершенных проектных решений каждой стадии на все следующие ступени [72]. У разработчиков, выполняющих различные этапы проектирования, может быть одновременно с первым этапом проектирования получено техническое задание и таким образом, все разработчики могут одновременно начать продумывать, как более успешно реализовать свой этап. Данная технология базируется на модульном построении систем автоматизированного проектирования (САПР), на использовании общих баз данных и баз знаний, и характеризуется широкими возможностями моделирования и контроля на всех этапах проектирования.

*Технология последовательного проектирования* означает, что каждый последующий этап проектирования начинается строго по завершении предыдущего с

последовательной передачей информации о проекте от одного этапа к другому (рисунок 1.15). Эта технология наиболее проста в реализации и не требует никаких дополнительных средств взаимодействия и согласования проектных процедур. Однако после завершения этапов испытания и опытной эксплуатации могут быть выявлены недостатки в созданном проекте, и вся процедура проектирования должна будет производиться повторно, с возвратом на один, два, три и т.д. шага назад или начинаться сначала (рисунок 1.16).



Рисунок 1.15 – Последовательная технология проектирования

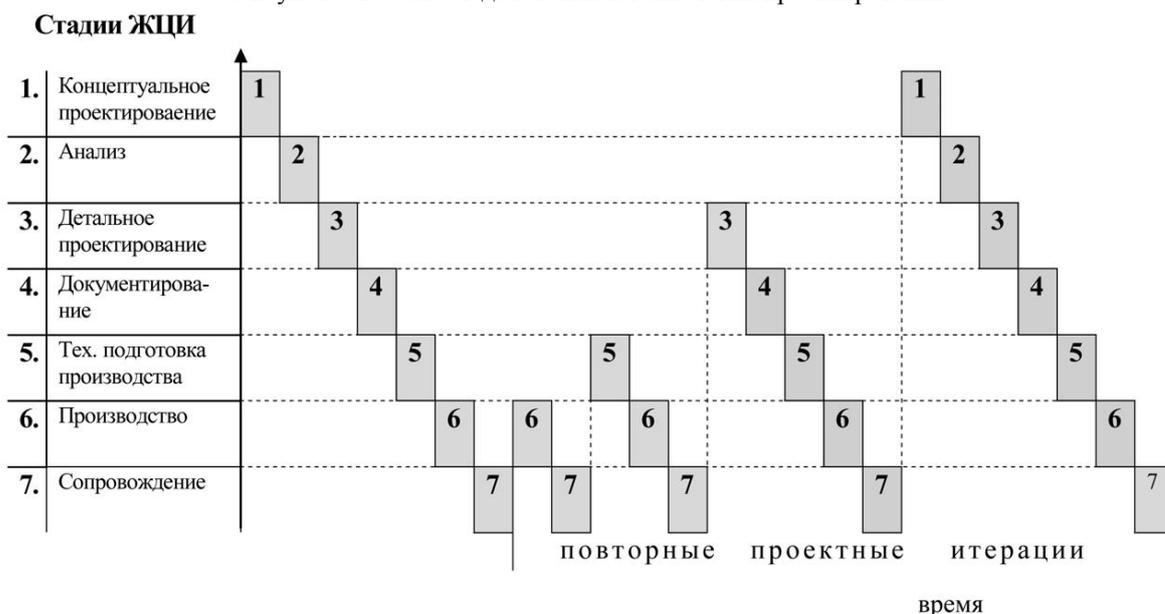


Рисунок 1.16 – Полный цикл последовательного проектирования изделия

При **параллельном проектировании** информация относительно окончательных характеристик разрабатываемого изделия формируется и предоставляется всем участникам работ уже на ранних этапах процесса проектирования. В основе технологии параллельного проектирования лежит идея совмещенного проектирования изделия, а также процессов его изготовления и сопровождения, координируемая с помощью специально создаваемой для этой цели распределенной информационной среды. Имея в своем распоряжении специальные интегрированные инструментальные средства и системы проектирования, разработчик может создавать альтернативные стратегии и

быстро оценивать их эффективность [73]. По существу технология параллельного проектирования является дальнейшим развитием технологии сквозного автоматизированного проектирования. При использовании этой технологии удастся достичь «перекрытия» всех стадий жизненного цикла изделия (рисунок 1.17) [74].

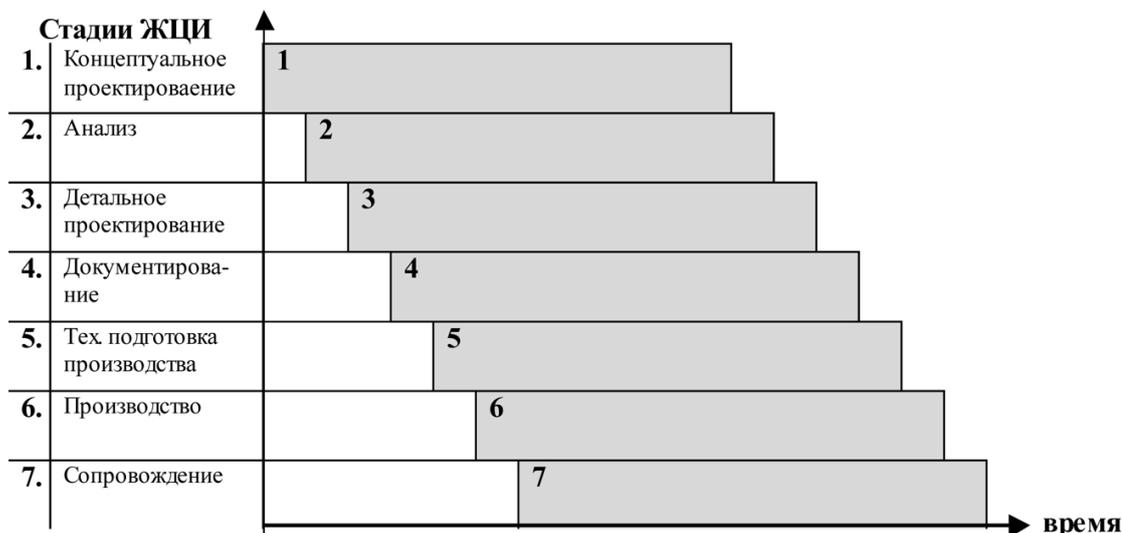


Рисунок 1.17 – Полный цикл параллельного проектирования изделия

Текущий этап параллельного проектирования считается завершенным только тогда, когда учтены все доработки и изменения, вносимые последующими проектными группами. Такой подход позволяет исключить повторение (возможно неоднократное) итераций проектирования, как при последовательной и сквозной технологии. Таким образом, по сравнению с последовательной технологией проектирования, длительность отдельного этапа параллельного проектирования увеличивается, но общее время выполнения проекта уменьшается, поскольку нет повторения проектных итераций [75].

Принципиальным отличием параллельного проектирования от сквозного проектирования (хотя параллельное проектирование получило развитие на основе сквозного) в том, что информация не просто поступает на все последующие этапы проектирования, но и по существу эти этапы начинают выполняться одновременно.

Достоинства технологии параллельного проектирования: способность к быстрому выполнению индивидуального заказа, повышение качества изделий за счет сокращения изменений (в 2-3 раза), вносимых в конструкцию на стадии изготовления, и упрощения сервисного обслуживания, устранение известных недостатков последовательного проектирования, в частности, когда ошибки проекта изделия неожиданно обнаруживаются на последних его стадиях. Однако, при внедрении технологии параллельного проектирования возникают некоторые проблемы: обоснованность экономической эффективности применения технологии, организация и управление всем комплексом деятельности, связанной с внедрением технологии, разработка стратегии

планирования развития и внедрения параллельной технологии, требующая для своего решения комплексного рассмотрения задач исследования производства, проектирования, доставки, монтажа и пуска в эксплуатацию её составляющих, подготовки кадров и обслуживания. [76]

Суть **технологии последовательно-параллельного проектирования** заключается в том, что проектирование всеми направлениями ведется на единой подоснове – каждое направление работает на своих, вполне определенных слоях. Приступать к работе можно, не дожидаясь полного окончания предыдущего этапа, то есть можно работать параллельно, а любые изменения, внесенные, например, технологами, сразу становятся доступны всем. Однако завершение каждого этапа и получение проекта каждого следующего уровня происходит последовательно, согласно установленному маршруту проектирования. Эта технология учитывает тот факт, что последовательность выполнения проектных процедур должна соблюдаться и не может быть полностью параллельной [75].

**Объектно-ориентированная технология проектирования** представляет собой симбиоз проблемно-ориентированного и инструментального проектирования. Для решения задач проектирования и производства предлагается технологический подход. Сначала продумывается общий подход к проектированию, то есть концепция проектирования, под которую создается технология, а под нее, в свою очередь, разрабатывается инструментарий. Достоинства такого подхода – структурированность и управляемость процесса проектирования, высокая технологичность (процесс предстает не как набор задач, а как взаимодействующие стадии техпроцесса с информационными потоками между ними), наличие технологического инструментария. Все это позволяет легко перестраивать те или иные технологические решения, в результате чего создается единая технологическая среда для решения поставленной задачи. Недостатком такой технологии проектирования является сложность настройки системы проектирования под конкретную задачу или необходимость создания новой технологии и средств её использования в каждом конкретном проекте.

**Технология восходящего проектирования** – проектирование объекта как сложной иерархической системы, при котором выполнение процедур получения описаний низших иерархических уровней предшествует выполнению процедур получения описаний более высоких иерархических уровней (проектирование «снизу-вверх»), то есть вначале разрабатываются элементы системы, а затем сама система. Данный вид технологии находит все меньшее применение по следующей причине - хотя каждый отдельный модуль спроектирован и разработан наилучшим образом, трудно достичь общей эффективности проекта, который представляет собой чисто механическое объединение

проектов низшего уровня, создание которых не было подчинено единой глобальной цели [77].

**Технология нисходящего проектирования** подразумевает унификацию маршрутов проектирования, которые разделяются на проектные процедуры, и эти процедуры унифицируются. Данная технология заключается в последовательной пошаговой детализации выполняемого проекта, при этом на каждом этапе детализации должны быть рассмотрены альтернативные решения и выбраны наилучшие, которые затем реализуются в виде проектов низшего уровня [72].

Достоинства такого подхода – простота реализации, отсутствие необходимости постоянного согласования результатов отдельных этапов проектирования. Недостатки нисходящего проектирования заключаются в последовательной реализации проекта, что приводит к дополнительным временным затратам в случае необходимости внесения каких-либо изменений, поскольку вся процедура должна будет повторяться сначала.

Принципиальное отличие различных методов проектирования проиллюстрировано на рисунке 1.18. При традиционном подходе к проектированию с использованием трехмерных САПР (Bottom-Up Design, проектирование «снизу – вверх») новые изделия проектируются так, что сначала разрабатывают, то есть создают электронные модели отдельных деталей, независимо друг от друга. Затем из них, как из составных частей, создают отдельные сборки, под сборки и уже завершающим этапом создается сборочная конструкция в целом, которая определяет в конце процесса состав изделия и его спецификацию. При таком подходе конструктор разрабатывает детали индивидуально и независимо от сборки. Вследствие чего, после окончательной сборки, модели деталей, спроектированные независимо друг от друга, могут входить в сборку некорректно, например, они могут пересекаться друг с другом. Такие коллизии должны затем исправляться, что это требует ручной корректировки каждой модели, входящей в некорректную сборку. С увеличением размера сборки исправления могут отнимать все больше и больше ресурсов.



Рисунок 1.18 - Методы проектирования изделий

Еще один недостаток этого метода проектирования состоит в том, что если параметры моделей зависят друг от друга, но их взаимосвязи не заданы, то внесение изменений в конструкцию становится трудоемким процессом и занимает много времени. Конструктор вынужден изменять параметры каждой детали по отдельности, а затем проверять сборку на пересечение компонентов, механизм – на работоспособность и т.д. Наличие большого количества перекрестных ссылок затрудняет проведение конструктивных изменений в ходе проработки различных вариантов конструкции изделия.

Однако, несмотря на указанные недостатки, метод восходящего проектирования достаточно широко применяется в проектировании изделий, спецификой которых является минимальное количество изменений и заранее полностью определенная конструкция всех компонентов.

Ключевое преимущество метода нисходящего проектирования заключается в том, что, фиксируя всю концептуальную информацию в одном источнике, мы существенно облегчаем ее изменение в случае необходимости. Отметим еще один немаловажный факт: так как на эту информацию ссылаются проектируемые компоненты, то после изменения концептуальной модели система автоматически изменит компоненты, которые имеют ссылки на эту модель.

При нисходящем проектировании основная информация о геометрии изделия содержится в модели каркаса или мастер - геометрии S. Все компоненты спроектированы с привязками к мастер - геометрии. Изменение геометрии каркаса управляет геометрией всей сборки. На базе одного каркаса может быть проработано несколько вариантов комплектации изделия.

Построение начинается с создания главной сборки, в которую затем добавляются сборки панелей. Скелетон служебной части унифицированной платформы КА создается отдельным файлом мастер-геометрии и добавляется в главную сборку (рисунок 1.19 слева). Далее в главную сборку добавляются сборочные файлы (скелетоны, показанные на рисунке 1.19 справа).

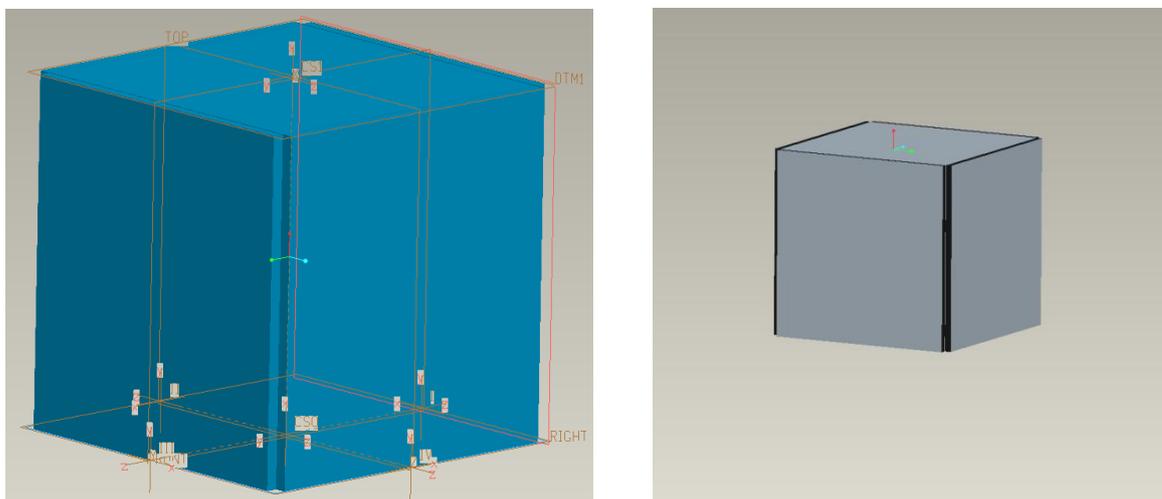


Рисунок 1.19 – Скелетон служебной платформы и установка панелей на скелетон служебной платформы

Затем в главную сборку добавляются под сборки с совмещением их по системам координат со скелетоном, чтобы заполнить их элементами конструкции, приборами и вспомогательными деталями. Примеры подборок приведены на рисунках 1.20 и 1.21.

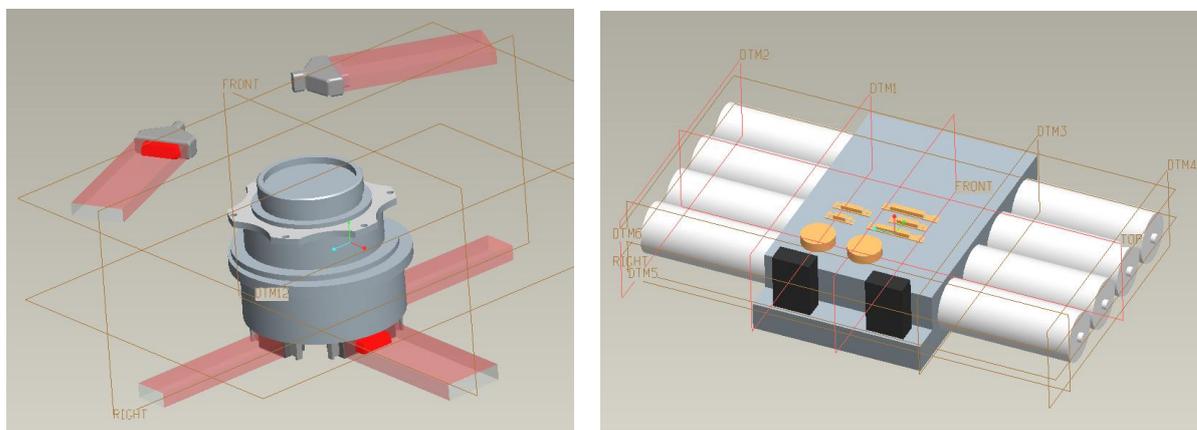


Рисунок 1.20 – Примеры подборок МКА, созданные в Creo Elements/Pro

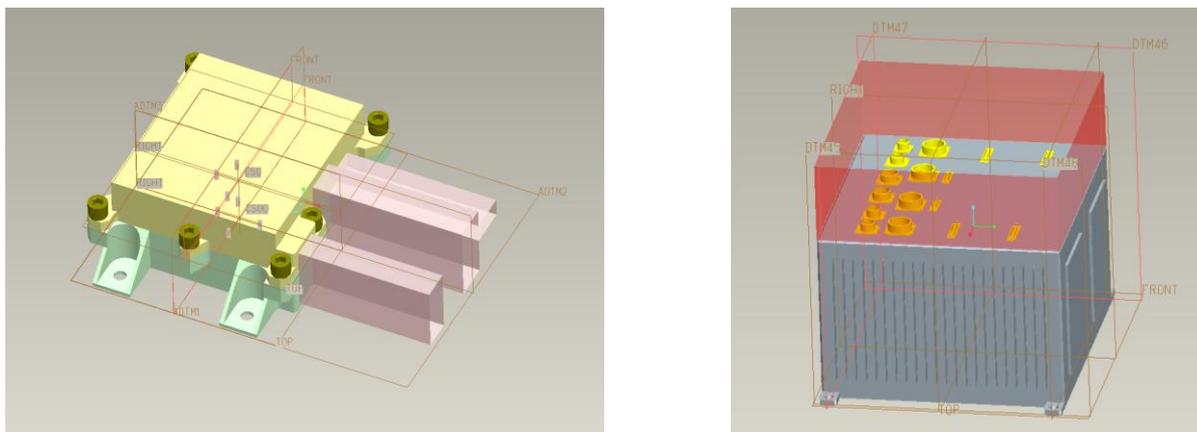


Рисунок 1.21 – Приборы, созданные в Creo Elements/Pro

В результате добавления в главную сборку всех подборок, оборудования, вспомогательных и крепежных элементов можно получить модель модуля в целом. Пример такого модуля приведён на рисунке 1.22.

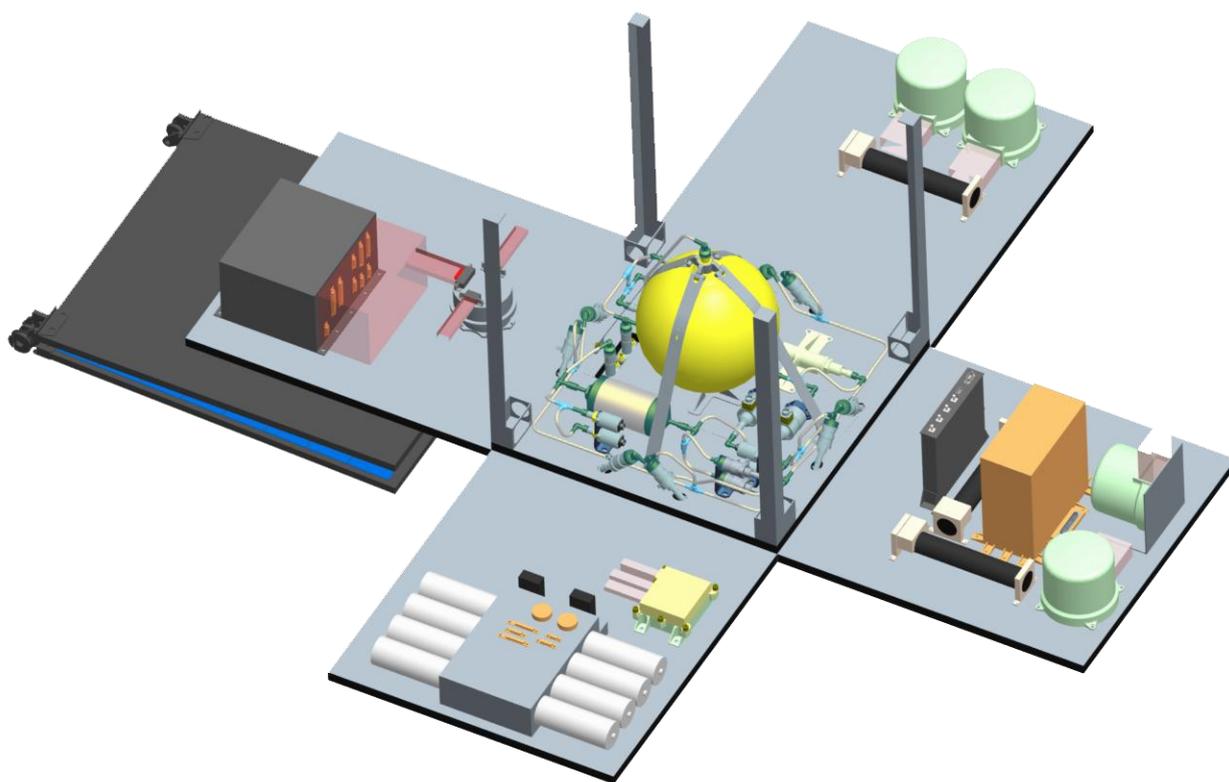


Рисунок 1.22 – Модуль служебной платформы

Использование нисходящего проектирования предусматривает создание многоуровневой Управляющей структуры, содержащей всю основную геометрию и базовые параметры проектируемого изделия. В основе Управляющей структуры лежат модели мастер - геометрии. Применительно к системе автоматизированного проектирования Pro/ENGINEER модели мастер - геометрии представляют собой скелетоны. Данные из мастер - геометрии верхнего уровня передаются на нижестоящий уровень и дополняются уточняющей геометрией, позволяя, таким образом, сформировать

полную концептуальную схему проектируемого изделия. Разветвленная схема Управляющей структуры дает возможность организовать параллельную работу группы разработчиков. Заключительным этапом является создание реальных конструкторских моделей деталей и узлов со ссылками на мастер - геометрию и выпуск комплекта конструкторской документации на изделие. Разработка нового изделия методом нисходящего проектирования позволяет в полной мере обеспечить поддержку следующих сторон реального процесса проектирования:

- предварительная разработка структуры изделия;
- проработка концепции на стадии трехмерного эскизного проекта;
- детальная проработка конструкции изделия на стадии рабочего проекта;
- возможность организации параллельной работы рабочих групп за счет использования в качестве исходной информации общей геометрии, распределяемой через структуру каркасных моделей (скелетонов);
- возможность осуществления контроля над привязками и управления потоком информации в рамках проекта;
- возможность быстрого обновления состояния общей геометрии в рабочих группах при изменении начальных условий проекта;
- возможность исключения циклических ссылок.

Использование метода нисходящего проектирования дает возможность не только разработки и выпуска конструкторской документации на базе моделей сборок и деталей изделия, но выполнения других работ по подготовке производства, включая:

- подготовку и запуск КД в производство;
- разработку моделей и КД сборочной оснастки на основе конструкторских данных в качестве входящей информации; разработку рабочей и контрольной оснастки, а также разработку управляющих программ для станков с ЧПУ на базе моделей деталей.

***Копия геометрии в режиме сборки.*** Этот инструмент представляет собой последовательную передачу информации из моделей верхнего уровня в модели нижнего уровня в контексте сборки. Он позволяет создать внутри одного объекта сборки копию разнородных геометрических данных с другого объекта сборки. Отметим, что при этом не допускается передача информации через уровень. Создание операции «Копия геометрии в режиме сборки» доступно только в режиме сборки. Положение скопированной геометрии задается положением детали в сборке, т.е. родителем элемента копирования выступает не только объект – источник копируемых данных, но и сборка, в которой создавался элемент копирования.

**Копия геометрии с другой модели.** Данный инструмент предназначен для передачи информации из моделей высшего уровня в модели низшего, копировать детали не в контексте сборки, исключая зависимость от сборки и всех моделей между родителем и потомком.

**Общая геометрия.** Эти данные представляют собой информацию, подготовленную в моделях высшего уровня в виде единого блока для передачи в модели низшего уровня. Он представляет собой сгруппированный набор ссылок на локальные привязки в рамках объекта создания. Общая геометрия – это, по сути, специальный «контейнер», который создается в объекте, откуда берутся геометрические привязки для того, чтобы выделить геометрию, необходимую или доступную для копирования. С «общей геометрией» особенно удобно работать в том случае, если для нескольких различных компонентов необходимо скомплектовать одинаковый набор базовых элементов. В случае изменения меняется только «общая геометрия» в файле, где она создавалась. Во всех зависимых моделях изменения пройдут автоматически.

**Сборки из пустых объектов Pro/ENGINEER.** Этот механизм позволяет создание сборочной структуры изделия без необходимости определения геометрии каждой детали, при этом не требуется жестко размещать эту деталь в сборке. Пустые объекты «заполняются» геометрической информацией в процессе проектирования.

Существуют различные типовые схемы организации проекта разработки изделия. Выбор схемы основан на сложности конструкции и количественном составе группы разработчиков.

При разработке проекта по данной схеме весь проект разбивается на две отдельные части (рисунок 1.23) – управляющие сборки (УС) и Конструкторская сборка изделия (КС).



Рисунок 1.23 - Схема проекта

Отметим, что разработкой УС и КС занимаются различные подразделения или группы специалистов в силу разного функционального назначения этих элементов. В основе схемы на этапе разработки и проектирования конструкции изделия заложен последовательный переход от УС к КС изделия. Это позволяет в одни и те же модели УС заложить разные варианты или модификации изделия. Так же это разделение позволяет сделать УС полностью независимой от схемы узлового изделия. УС является местом упрощенных конструкторских проработок, и схема её деления на под сборки может значительно отличаться от финальной схемы узлового изделия. Напротив, КС изделия полностью отвечает планируемой структуре изделия.

### 1.5.2 Типовая схема разработки изделия РКТ на этапе проектной разработки

На рисунке 1.24 изображена типовая схема разработки изделий на этапе проектной разработки изделия с использованием нисходящего проектирования (термины «каркасная модель» и «вспомогательная геометрия» согласно ГОСТ 2.052-2006 «ЕСКД. Электронная модель изделия. Общие положения»).

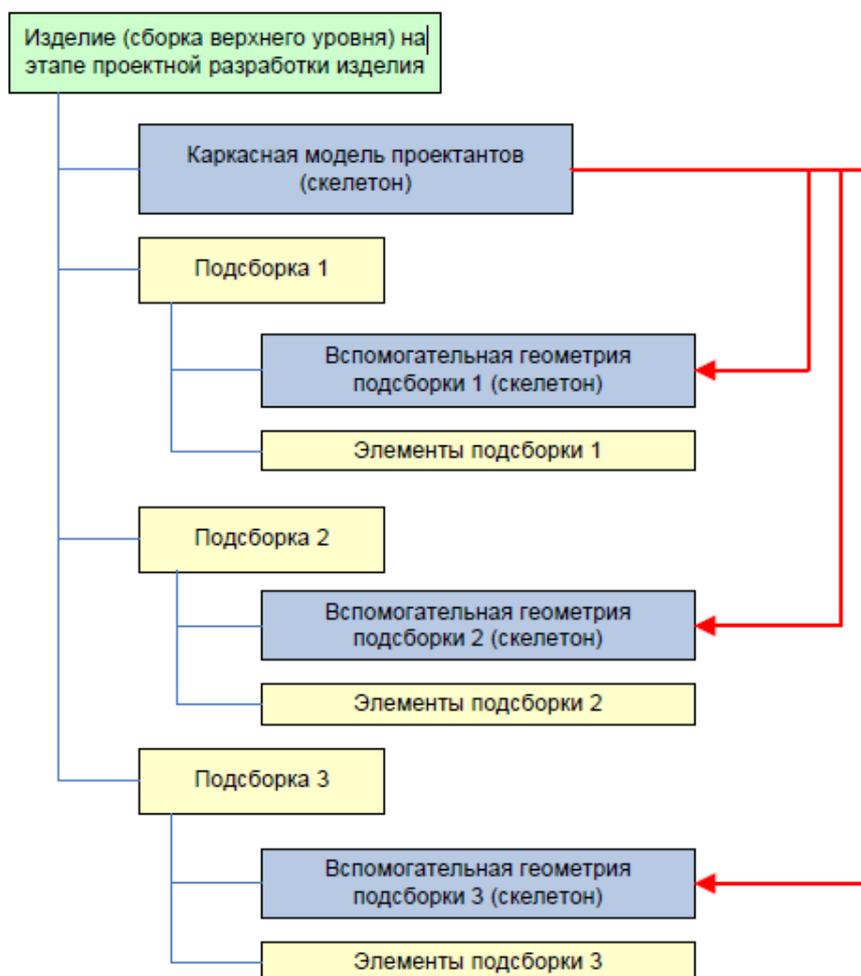


Рисунок 1.24 – Типовая схема разработки изделия на этапе проектной разработки

### 1.5.3 Использование ресурсов центров коллективного пользования СГАУ для проектирования изделий РКТ

Под центром коллективного пользования (ЦКП) СГАУ понимается имущественный комплекс, созданный на базе университета, обеспечивающий режим коллективного пользования прецизионным дорогостоящим научным и технологическим оборудованием, компьютерными и информационными ресурсами структурными подразделениями СГАУ, а также сторонними пользователями.

Развитие центров коллективного пользования оборудованием в СГАУ начало осуществляться еще в связи с выполнением Федеральной целевой программы «Государственная поддержка интеграции высшего образования и фундаментальной науки на 1997-2000 годы». В СГАУ были реализованы программные мероприятия по следующим направлениям Программы:

- развитие фундаментальных исследований;
- обеспечение взаимодействия академической науки с образовательным процессом в СГАУ;

- развитие опытно-экспериментальной и приборной базы фундаментальных исследований для совместного использования научными сотрудниками, преподавателями, студентами и аспирантами СГАУ.

Реализация технологии доступа к ресурсам банка данных ЦКП должна решать следующие задачи:

- реализовать интеграцию информационных ресурсов, обеспечивая информационную поддержку учебной, научной и экспертно-аналитической деятельности ЦКП вузов;

- реализовать сопряжение с имеющимися внешними информационными системами, что позволит пользователям получать интересующую их информацию из разнородных электронных ресурсов, используя единую точку доступа, а владельцам интегрируемых цифровых ресурсов - обеспечит расширение аудитории пользователей, повышение открытости и востребованности электронных ресурсов за счет повышения их доступности, удобства в использовании, в поиске информации и в обеспечении взаимосвязи с другими ресурсами.

Основными требованиями к реализации доступа к банку данных ЦКП являются

- обеспечение объединения имеющихся или создаваемых ресурсов ЦКП;
- непротиворечивый интегрированный доступ к ним посредством унифицированного интерфейса.

Дополнительными требованиями являются:

- масштабируемость;
- прозрачность сопряжений с разнородными научными центрами;
- простота запуска, внедрения, поддержки и администрирования;
- наличие продуманной политики безопасности;
- использование лицензионного базового программного обеспечения.

Масштабируемость означает возможность расширения функций системы и информационной базы разнородных электронных ресурсов без существенного влияния на эффективность работы системы (в том числе по скорости обработки поисковых запросов). Масштабируемость также означает, что банк данных ЦКП должен быть изначально спроектирован для работы в распределенной среде, как в отношении информационных источников, так и пользователей. Должна быть обеспечена поддержка технологии web-сервисов, гарантирующей возможность пополнения информационной части системы.

Прозрачность сопряжений с разнородными электронными ресурсами означает невидимость внутренней архитектуры банка данных для конечного пользователя электронных ресурсов, в результате чего работа с предоставляемыми банком ресурсами

производится так же, как с ресурсами локального доступа. В системе ЦКП реализуется различный уровень доступа к информационным ресурсам в зависимости от статуса пользователя и ресурса.

Простота запуска, внедрения, поддержки и администрирования означает отсутствие необходимости базовой переподготовки обслуживающего сайт персонала. Все стандартные процедуры обслуживания системы должны производиться через интуитивно понятный обслуживающему персоналу интерфейс, иметь необходимую документацию.

Наличие продуманной политики безопасности предполагает наличие механизмов пресечения несанкционированного доступа к системе, выявления потенциальных атак, направленных на систему, а также отработанных процедур восстановления информации с резервных копий. В банке данных ЦКП должна использоваться комбинация общесистемных средств защиты от несанкционированного доступа из сети Интернет и собственных разработок, реализующих ролевую безопасность.

Использование лицензионного базового программного обеспечения означает допустимость использования в процессе разработки системы при его эксплуатации только лицензионного программного обеспечения (как приобретенного у официальных дилеров, так и распространяемого бесплатно).

В состав банка данных должно входить объектное хранилище, обеспечивающее высокий уровень интеграции данных. Интеграция приложений достигается поддержкой XML web-сервисов. XML (Extensible Markup Language) является производным языком разметки документов, позволяющим структурировать информацию разного типа, используя для этого произвольный набор инструкций. В банке данных ЦКПО должно быть реализовано множество согласованных пользовательских web-интерфейсов, обеспечивающих актуализацию содержащейся в системе информации.

ЦКП предоставляет платформу для веб-сервисов совместно с доступом к персистентному хранилищу данных. Благодаря этому имеется возможность создавать изолированные интерактивные веб-приложения и развертывать их в среде ЦКП. Этот функционал ЦКП планируется использовать для создания программно-аппаратного комплекса «Научно-образовательная виртуальная лаборатория «Проектирование мониторинговых и транспортных космических систем» с последующим ее размещением среди всех веб-ресурсов центра. В том числе, уже существующий функционал обеспечения безопасности может быть задействован в развёртываемом веб-приложении, позволяя таким образом избежать работ по самостоятельной реализации этого слоя приложения.

В состав электронной экосистемы СГАУ также входит суперкомпьютерный центр «Сергей Королев», общей производительность более 10 Тфлопс. Доступ к кластеру суперкомпьютера может быть получен удаленно, позволяя запускать трудоемкие задачи различным пользователям. При постановке задачи кластеру может быть задействовано различное количество ресурсов – пользователю необходимо лишь указать в правильном формате требования к необходимому количеству и типу узлов. В кластере суперкомпьютера используются в том числе вычислительные мощности профессиональных видеокарт Nvidia, реализующие одну из самых передовых на сегодняшний день технологий параллельных вычислений – CUDA. Эту возможность планируется задействовать для решения наиболее трудоемких задач, которые на данный момент решаются локальными приложениями, содержащимися в виртуальной образовательной лаборатории.

## 2 РАЗРАБОТКА НОВЫХ ПРОИЗВОДСТВЕННЫХ И ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ С ВОЗМОЖНОСТЬЮ ДИСТАНЦИОННОГО ДОСТУПА К РЕСУРСАМ ЦЕНТРА КОЛЛЕКТИВНОГО ПОЛЬЗОВАНИЯ

### 2.1 Разработка информационных технологий проектирования ракет-носителей и блоков выведения

#### 2.1.1 Разработка моделей для формирования проектного облика РН и блока выведения

Проектный облик РН определяется многими факторами, в том числе и распределением масс по ступеням. При распределении масс по ступеням необходимо отыскать такое распределение масс по ракетным блокам, при которых стартовая масса ракеты является минимальной при заданных массе полезной нагрузки  $m_{ПН}$  и характеристической потребной скорости  $V_X^{ном}$ . Расчетная схема и вычислительная модель определяется схемой соединения ракетных блоков. На рисунках 2.1, 2.2 показаны традиционные схемы соединения.

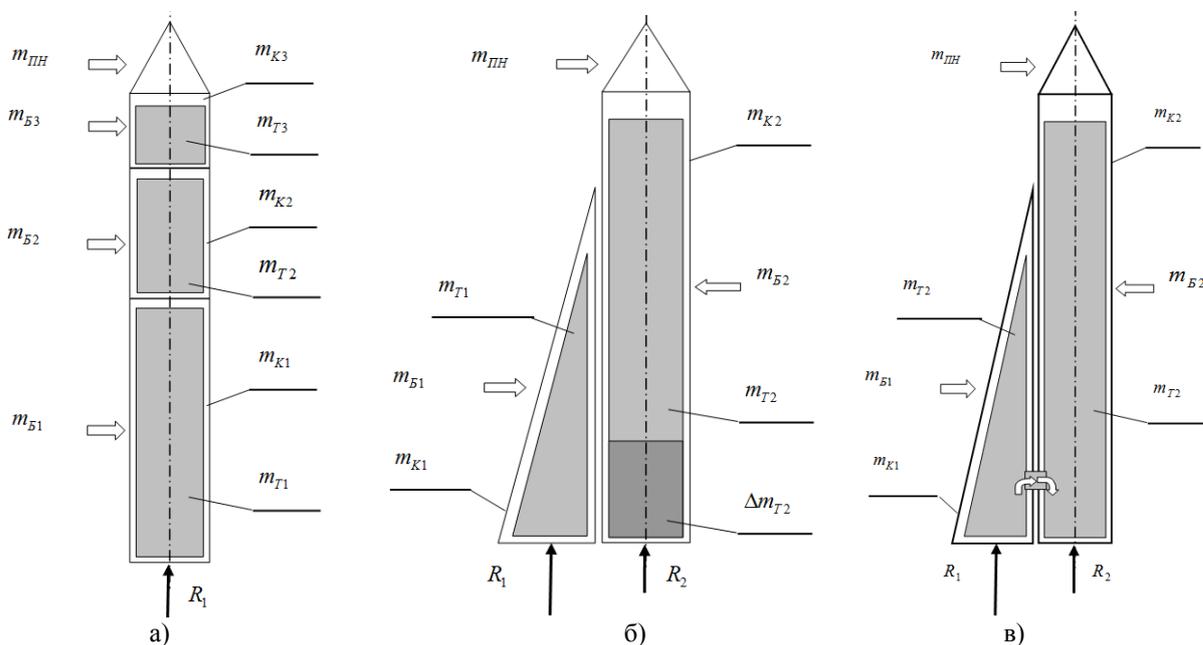


Рисунок 2.1 – Схемы соединения ракетных блоков: а) последовательная схема; б) пакет без перелива; в) пакет с переливом;

На этих схемах введены следующие обозначения:  $m_{Бi}$  - масса  $i$ -го ракетного блока;  $m_{Ti}$  - масса топлива  $i$ -го ракетного блока;  $m_{Ки}$  - масса конструкции  $i$ -го ракетного блока.

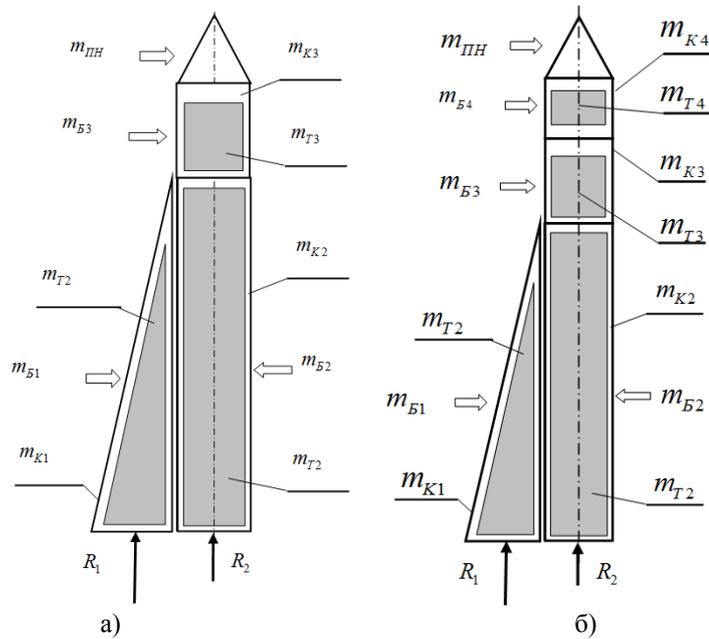


Рисунок 2.2 – Схемы соединения ракетных блоков: а) трехступенчатый пакет без перелива; б) четырехступенчатый пакет без перелива

Математическая формулировка задачи для последовательной схемы соединения ракетных блоков будет следующей:

$$1 + \sum_{i=1}^N \frac{s}{s-1} x_i \rightarrow \min; \quad i = \overline{1, n},$$

при выполнении ограничений:

$$V_X^{nomp} - w_1 \ln \left( \frac{1 + \sum_{i=1}^N \frac{s_i x_i}{s_i - 1}}{1 + \sum_{i=1}^N \frac{s_i x_i}{s_i - 1} - x_1} \right) - w_2 \ln \left( \frac{1 + \sum_{i=2}^N \frac{s_i x_i}{s_i - 1}}{1 + \sum_{i=2}^N \frac{s_i x_i}{s_i - 1} - x_2} \right) - \dots \leq 0.$$

где  $x_i = \frac{m_{Ti}}{m_{ПН}}$  - есть отношение массы топлива  $i$ -го ракетного блока к массе полезной нагрузки;

$s_i$  - конструктивная характеристика, которая определяется следующим

$$\text{соотношением: } s_i = \frac{m_B}{m_B - m_T} = \frac{m_B}{m_K}.$$

Для схемы с параллельным соединением ракетных блоков типа "пакет без перелива" функция ограничений имеет вид:

$$V_X^{nomp} - \left( \frac{w_1 w_2 (1 + \alpha)}{w_2 + \alpha w_1} \right) \ln \left( \frac{1 + \sum_{i=1}^N \frac{s_i}{s_i - 1} x_i}{1 + \sum_{i=1}^N \frac{s_i}{s_i - 1} x_i - x_1 - \frac{\alpha w_1}{w_2} x_1} \right) - w_2 \ln \left( \frac{1 + \frac{s_2}{(s_2 - 1)} x_2 - \frac{\alpha w_1}{w_2} x_1}{1 + \frac{s_2}{(s_2 - 1)} x_2 - x_2} \right) \leq 0,$$

где  $w_1$  - удельный импульс двигателей ракетных блоков первой ступени;

$w_2$  - удельный импульс второй ступени;

$\alpha = R_2/R_1$  - отношение силы тяги ракетного двигателя второй ступени к силе тяги ракетного двигателя первой ступени.

Кроме того, следует составить функции ограничений, исходя из реализуемых в настоящее время значений чисел Циолковского (по статистике) или из физических соображений:

$$q_2(x_i) \leq 0; q_3(x_i) \leq 0; q_4(x_i) \leq 0; q_5(x_i) \leq 0; q_6(x_i) \leq 0.$$

Следует отметить, что для пакетной схемы необходимо учитывать еще одну функцию ограничений.

$$q_2 = \alpha \frac{s_1}{s_1 - 1} x_1 - \left( 1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} x_2 \right) < 0.$$

Эта функция отражает то, что начальное значение перегрузки боковых ракетных блоков (если их рассматривать как самостоятельные ракеты) должно быть больше значения перегрузки центрального блока (если ее также рассматривать как самостоятельную ракету без боковых блоков), так как боковые блоки предназначены дополнительно ускорять центральный блок

Далее такие функции ограничений негласно присутствуют во всех схемах с параллельным соединением ракетных блоков первой и второй ступеней.

Функция ограничений для схемы с параллельным соединением ракетных блоков типа "пакет с переливом":

$$V_x^{nomp} - \frac{w_1 w_2 (1 + \alpha)}{w_2 + \alpha w_1} \ln \left( \frac{1 + \sum_{i=1}^2 \frac{s_i}{s_i - 1} x_i}{1 + \sum_{i=1}^2 \frac{s_i}{s_i - 1} x_i - x_1} \right) - w_2 \ln \left( \frac{1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} x_2}{1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} x_2 - x_2} \right) \leq 0.$$

Функция ограничений для схемы «трехступенчатый пакет без перелива»:

$$V_x^{nomp} - \left( \frac{w_1 w_2 (1 + \alpha)}{w_2 + \alpha w_1} \right) \ln \left( \frac{1 + \sum_{i=1}^3 \frac{s_i}{s_i - 1} x_i}{1 + \sum_{i=1}^3 \frac{s_i}{s_i - 1} x_i - x_1 - \frac{\alpha w_1}{w_2} x_1} \right) -$$

$$- w_2 \ln \left( \frac{1 + \sum_{i=2}^3 \frac{s_i}{s_i - 1} \frac{x_i}{w_2} - \frac{\alpha w_1}{w_2} x_1}{1 + \sum_{i=1}^3 \frac{s_i}{s_i - 1} \frac{x_i}{w_2} - x_2} \right) - w_3 \ln \left( \frac{1 + \frac{s_3 x_3}{s_3 - 1}}{1 + \frac{s_3 x_3}{s_3 - 1} - x_3} \right) \leq 0.$$

Функция ограничений для схемы «трехступенчатый пакет с переливом»:

$$V_X^{nomp} - \frac{w_1 w_2 (1 + \alpha)}{w_2 + \alpha w_1} \ln \left( \frac{1 + \sum_{i=1}^3 \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i}{1 + \sum_{i=1}^3 \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i - x_1} \right) -$$

$$- w_2 \ln \left( \frac{1 + \sum_{i=2}^3 \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i}{1 + \sum_{i=2}^3 \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i - x_2} \right) - w_3 \ln \left( \frac{1 + \frac{s_3}{(s_3 - 1)} x_3}{1 + \frac{s_3}{(s_3 - 1)} x_3 - x_3} \right) \leq 0$$

Функция ограничений для схемы «четырёхступенчатый пакет без перелива»:

$$V_X^{nomp} - \left( \frac{w_1 w_2 (1 + \alpha)}{w_2 + \alpha w_1} \right) \ln \left( \frac{1 + \sum_{i=1}^4 \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i}{1 + \sum_{i=1}^4 \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i - x_1 - \frac{\alpha w_1}{w_2} x_1} \right) -$$

$$- w_2 \ln \left( \frac{1 + \sum_{i=2}^4 \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i - \frac{\alpha w_1}{w_2} x_1}{1 + \sum_{i=2}^4 \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i - x_2} \right) - w_3 \ln \left( \frac{1 + \sum_{i=3}^4 \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i}{1 + \sum_{i=3}^4 \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i - x_3} \right) -$$

$$- w_4 \ln \left( \frac{1 + \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i}{1 + \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i - x_4} \right) \leq 0,$$

а для четырёхступенчатого пакета с переливом топлива

$$V_X^{nomp} - \left( \frac{w_1 w_2 (1 + \alpha)}{w_2 + \alpha w_1} \right) \ln \left( \frac{1 + \sum_{i=1}^4 \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i}{1 + \sum_{i=1}^4 \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i - x_1} \right) - w_2 \ln \left( \frac{1 + \sum_{i=2}^4 \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i}{1 + \sum_{i=2}^4 \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i - x_2} \right) -$$

$$- w_3 \ln \left( \frac{1 + \sum_{i=3}^4 \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i}{1 + \sum_{i=3}^4 \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i - x_3} \right) - w_4 \ln \left( \frac{1 + \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i}{1 + \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i - x_4} \right) \leq 0.$$

После решения задачи математического программирования (отыскании оптимальных значений  $x_i$ ) определяются оптимальные значения масс топлива, масс ракетных блоков, масс конструкции ракетных блоков и стартовой массы ракеты:

$$m_{Ti} = m_{PH} x_i; \quad m_{Bi} = \frac{s_i}{(s_i - 1)} m_{Ti}; \quad m_{Ki} = m_{Bi} - m_{Ti}. \quad m_0 = m_{PH} + \sum_{i=1}^N m_{Bi}.$$

В случае разработки проекта нового РН, в котором предусматривается космический разгонный блок, ракета-носитель, как правило, проектируется целиком, и масса блока выведения оптимизируется в составе ракеты.

Пусть поставлена задача разработать блок выведения с такими характеристиками, которые позволили бы вывести полезную нагрузку максимальной массы на заданную орбиту. При этом масса космической головной части (КГЧ), включающей переходник,

головной обтекатель и полезную нагрузку, не должна превышать массу, на которую рассчитаны ракетные блоки всех ступеней модернизируемой ракеты-носителя.

Задача решается методом последовательных приближений. Ниже приведена методика и алгоритм решения поставленной задачи.

1. Задаётся масса космической головной части без головного обтекателя ( $m_{ПН}$ ). Напомним, что головной обтекатель в расчетах следует отнести к последней, в данном случае ко второй ступени ракеты.

2. Задаётся масса полезной нагрузки.

2. Рассчитывается потребная характеристическая скорость.

3. Рассчитываются конструктивные характеристики ракетных блоков модернизируемой ракете  $s_i$ .

4. Задаётся значение конструктивной характеристики разгонного блока по данным статистики.

5. Рассчитываются характеристики  $x_i$  - отношение массы топлива ракетных блоков  $m_{T_i}$  к массе полезной нагрузки  $m_{ПН}$  (кроме параметра  $x_i$  для разгонного блока).

6. Составляется функция ограничений для модернизируемой ракеты.

Например, для определения массы разгонного блока, устанавливаемого на двухступенчатую ракету с последовательным соединением ракетных блоков, функция ограничений будет следующая (см. расчётную схему для трёхступенчатой РН).

$$q(x_3) = V_x^{номр} - w_1 \ln \left( \frac{1 + \sum_{i=1}^3 \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i}{1 + \sum_{i=1}^3 \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i - x_1} \right) -$$

$$- w_2 \ln \left( \frac{1 + \sum_{i=2}^3 \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i}{1 + \sum_{i=2}^3 \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i - x_2} \right) - w_3 \ln \left( \frac{1 + \frac{s_3}{(s_3 - 1)} x_3}{1 + \frac{s_3}{(s_3 - 1)} x_3 - x_3} \right) \leq 0.$$

В этой функции неизвестным является один параметр, а именно, масса топлива разгонного блока.

7. Составляются ограничения по числам Циолковского.

8. В функции ограничений вместо неравенства ставится знак равенства. С помощью какой-либо компьютерной математической системы строится график функции ограничений  $q(x_3)$  в зависимости от изменения параметра  $x_3$ . Такой график для примера установки блока выведения на двухступенчатую РН, обозначенный через  $q1(x_3)$ , представлен на рисунке 2.3 пунктирной линией.

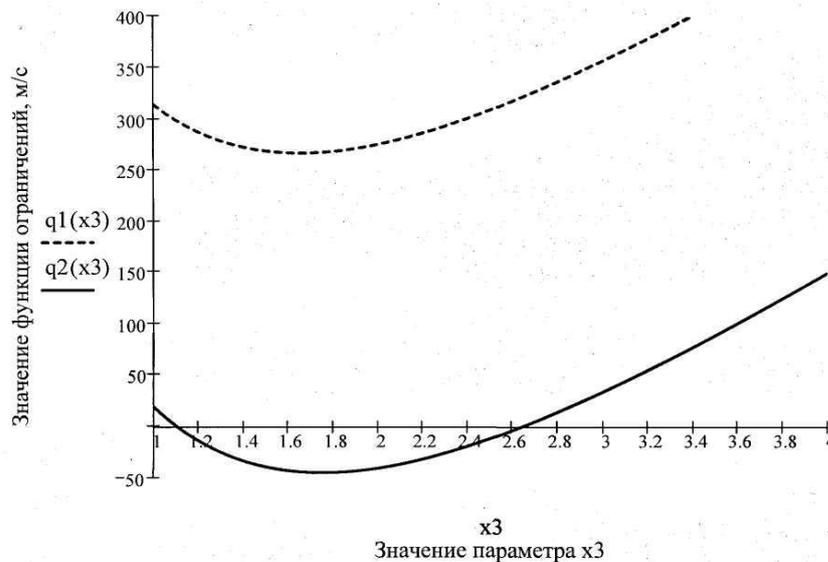


Рисунок 2.3 - Графики функций ограничений

9. Проводится анализ полученных результатов.

Если график не пересекает ось абсцисс, то вариант модернизируемой РН с заданной массой полезной нагрузки не позволяет обеспечить требуемую характеристическую скорость. Достижение требуемой характеристической скорости возможно либо при уменьшении массы полезной нагрузки, либо при использовании топлива и двигателей на блоке выведения с более высоким удельным импульсом.

Если топливо не меняется, то масса полезной нагрузки уменьшается и расчеты повторяются при новых исходных данных.

Если располагаемая характеристическая скорость РН больше или равна требуемой ( $q(x_3) \leq 0$ ), то расчет прекращают (условие по функции ограничений выполнено).

Последний вариант графика  $q(x_3)$  для упомянутого примера представлен также на рисунке 2.3, показан сплошной линией и обозначен через  $q_2(x_3)$ .

11. По результатам анализа последнего графика устанавливают оптимальное значение параметра  $x_3$ , соответствующее минимальному значению функции ограничений.

12. Рассчитываются массы составных частей разгонного блока (по формулам, приведённым выше).

13. Рассчитывается масса космической головной части (КГЧ).

(В примере  $m_{КГЧ} = m_{03} + m_{ПН} + m_{ГО}$ , где  $m_{ГО}$  масса головного обтекателя).

Проверяется выполнение ограничений по массе КГЧ:

Если масса КГЧ превышает массу, на которую рассчитаны нижние РН, то масса полезной нагрузки (ПН) уменьшается и расчет повторяется до удовлетворения указанных ограничений.

Если массу ПН уменьшить нельзя, то конструкция РН должна подкрепляться. При более глубокой модернизации меняют двигатели.

14. Определяется стартовая масса ракеты-носителя с учетом массы разгонного блока и массы космической головной части.

$$\text{В примере: } m_0 = (m_{01} + m_{02}) + m_{КГЧ}.$$

Поставленная задача решена.

### **2.1.2 Разработка методического обеспечения для проектирования РН и блоков выведения с целью создания виртуальных изделий РКТ**

Методическое обеспечение для проектирования РН и блоков выведения с целью создания виртуальных изделий РКТ содержит следующие взаимосвязанные методики:

- методика расчёта потребной характеристической скорости РН с учётом целевых задач по запуску полезных нагрузок;
- методика выбора топлива РН с учетом характеристик удельного импульса и средней плотности;
- методика оптимизации массы ракетных блоков с учётом различных схем соединения и расчёта стартовой массы РН;
- методика оптимизации массы ракетных блоков с дополнительными стартовыми ускорителями;
- методика определения предварительных объёмно-габаритных характеристик РН с учётом различных схем соединения ракетных блоков;
- методика построения предварительной компоновочной схемы РН и её уточнения с учетом положения центра масс, центра давления и отделяемых элементов;
- методика оптимизации массы замещаемых ускорителей и массы блоков выведения в модернизируемой РН;
- методика оценки весовой эффективности РН при стартах с самолёта.
- программное обеспечение для оптимизации масс ракетных блоков с учётом их соединения;
- программное обеспечение для поверочных расчётов характеристик движения РН.

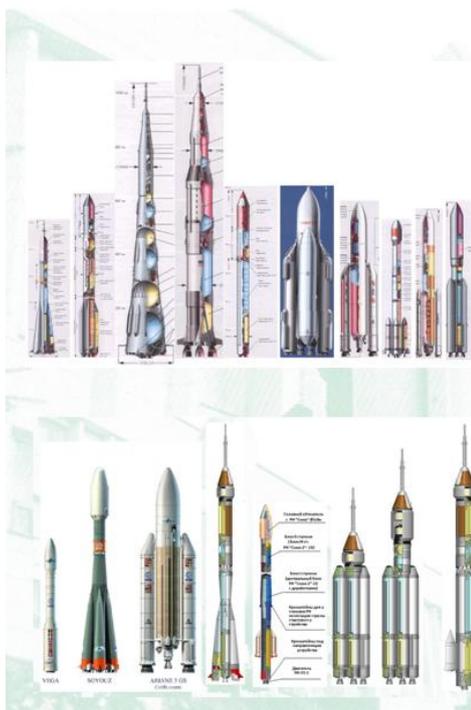
Ниже представлены некоторые материалы, которые иллюстрируют новые результаты (рисунки 2.4 – 2.16). Обобщая, можно сказать, что предлагается методика автоматизированного выбора основных проектных характеристик РН и конструктивного облика ракет-носителей, которая включает следующие основные этапы:

- анализ аналогов и обработка статистических материалов по РН;
- разработка тактико-технических требований к проектируемой РН;

- расчёт характеристической скорости;
- выбор компонентов топлива;
- выбор количества ступеней ракеты-носителя, расчет стартовой массы с учетом оптимального распределения масс по ступеням;
- расчёт предварительных объёмно-габаритных характеристик РН;
- построение предварительной компоновочной схемы РН;
- проектный расчёт масс элементов конструкций ракетных блоков;
- расчёт центра масс и моментов инерции ракеты-носителя;
- уточнение компоновочной схемы с учетом требований к положению центра давления, отделяющимся элементам и др. (с учётом принятых ограничений, используемых двигателей, транспортировочных средств, районов падения РБ).



### 1 СБОР И ОБРАБОТКА СТАТИСТИЧЕСКИХ ДАННЫХ ПО РАКЕТАМ-НОСИТЕЛЯМ ЗАДАННОГО КЛАССА



Мир, страна	Назначение ступени	Габариты, м		Летные данные, км		Дисциплинарные характеристики				Массовые данные, т					Время работ, г.с
		Е <sub>д</sub> , Е <sub>во</sub>	Д <sub>вн</sub>	Н <sub>д</sub>	Н <sub>в</sub>	Р <sub>д</sub> , кН	Топливо	η <sub>д</sub> , %	М <sub>дв</sub>	М <sub>б</sub>	М <sub>г</sub>	М <sub>т</sub>	М <sub>дт</sub>		
Титан-III С, США	РН	38		300	300	10673	Терфолон	2433	11,3	635	464	384	120		
	ст. ускор.	26,2	2,02			2218	Аэроз-50/А6С	2884			126	118,9	0,89		
	1 ст.	8,25	3,03			445	Аэроз-50/А6С	3080			31,8	26,6	0,37		
2 ст.	1,6	3,03			71	Аэроз-50/А6С	3100			8,3	5,4	0,104			
Zenit, СССР	РН	37,7		200	200				13,7	493					
	1 ст.	33	3,9			7259	Красс/О2	3310			353	318,8	6,53		
	2 ст.	10,4	3,9			912	Красс/О2	3435			89,8	80,6	0,7		
Ariane L-35, ELDO, ESRO	РН	42,38		400	400				8	215					
	1 ст.	18,4	3,8			236,6	НДМТ/НОС4	2336			165	150	6,27		
	2 ст.	11,47	2,8			192	НДМТ/НОС4	2796			35	30	1,81		
3 ст.	6,86	2,8			19	ТЕ-О2	4218			7	6	0,15			
Союз, Российская Федерация	РН	43,7		330	380					8,23	317				
	Блок Б-Д	19,2	2,68			4022	Красс/О2	2600			180	160,8	4,4		
	Блок А	27,1	2,93			1079	Красс/О2	3000			100	90,3	1,1		
Блок И	6,7	2,66			299	Красс/О2	3237			23,4	22,3	0,45			
Титан 4В «Центавр-С», США	РН	62,2	5,31	36000	3500				5,7	938,3					
	Уск. SRMU	84,28	3,3			2*4061	88ННТФВ				2*113,7		137		
	1	24	3			2*1214	А-50АТ				162,8		146		
2	9,4	3			463	А-50АТ				39,3		206			
Центавр РБ	2*254					СОВР									
«Н Ш», Япония	РН	49							6,0	260					
	1 ст.	25	4,0			915	О2 / Н2				97	85	330		
	II ст.	10	4,0			103	О2 / Н2				18,6	15,9	337		
Ускорители	23	1,8			2*1370	метанол				2*70	2*59	95			

Мир, страна	Назначение ступени	z <sub>д</sub> , Мл	Р	ε	Р <sub>д</sub> , дж/л	η <sub>д</sub>	η <sub>б</sub>	S	γ <sub>б</sub>	κ
Титан-III С, США	РН	12,46	36,2		85,91					
	ст. ускор.	8,59	3,83	2,33		1,71	5,8	3,5		
	1 ст.	7,08	3,44	3		1,35	19,67	16,58	0,004	1,9
2 ст.	2,71	2,7	2,38		0,89	14,46	12,74	0,013	1,8	
3 ст.	1,51	1,77	1,39		0,38	2,86	2,81	0,014	2	
Zenit, СССР	РН	14,64	36,13		41,44					
	1 ст.	8,46	3,64	2,81		1,5	10,32	8,96	0,009	
	2 ст.	2,67	2,76	2,31		0,86	9,76	8,97	0,008	
Ariane L-35, ELDO, ESRO	РН	12,47	26,88		18,96					
	1 ст.	4,84	4,56	3,31		1,12	11	9,43	0,026	1,87
	2 ст.	4,1	3,41	2,5		1,21	7	6,6	0,03	1,87
3 ст.	3,16	1,9	1,67		0,4	7	6,6	0,025	4,5	
Союз, Российская Федерация	РН	14,81	46,62		68,41					
	Блок Б-Д	7,16	2,4	2,03		1,3	8,58	7,69	0,011	2,27
	Блок А	9,19	3,97	3,02		0,81	10,31	9,43	0,01	
Блок И	2,52	3,76	2,76		0,56	8,19	7,64	0,015		
Титан 4В «Центавр-С», США	РН	11,703			26,73					
	Уск. SRMU	10,713								
	1	7,417								
2	3,13									
Центавр РБ										
«Н Ш», Япония	РН	12,3	40,3		20,69					
	I ст.					0,78	8,08	7,33		
	II ст.					0,456	6,89	5,83		
Ускорители				6,36		1,59	6,36	5,93		

Рисунок 2.4 – Этап сбора и анализа статистических данных по РН

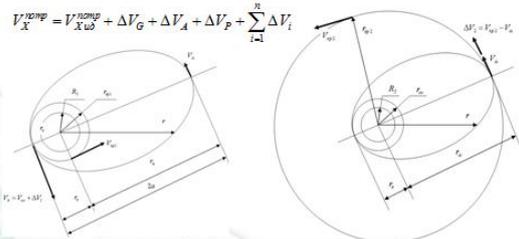


## 2 РАЗРАБОТКА ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИХ ТРЕБОВАНИЙ

Таблица 5.7.

Тактико-технические требования	
Наименование пунктов	Обоснование
<b>1. Требования по назначению</b>	
1.1. Тип ракеты - ракета-носитель	Задание
1.2. Назначение - запуск пилотируемого космического аппарата (КА)	Задание
1.3. Масса полезной нагрузки / т (масса КА) - 1,5 (масса САС), итого 8,5 т	Задание
1.4. Параметры орбиты: - высота в перигеуме - 400 км; - высота в апогее - 400 км; - угол наклона орбиты - 64 град.	Задание
<b>2. Требования к надежности</b>	
2.1. Вероятность безотказной работы - не ниже 0,99 с доверительной вероятностью 0,9	Результаты расчетов по нормированной надежности
<b>3. Требования к эксплуатации, удобству технического обслуживания, ремонту и хранению</b>	
3.1. Пуск ракеты-носителя производить с космодрома Байконур	Решение инженерного конструктора
3.2. Диапазон температур при пуске: от -40 до +40 С°	Требования ОТГ в части эксплуатации
3.3. Относительная влажность при пуске от 30 до 90 %	Требования ОТГ в части эксплуатации
3.4. Наибольшая скорость ветра при пуске не более 15 м/с	Требования ОТГ в части эксплуатации
3.5. Сборку ракеты проводить на технической позиции	Требования ОТГ в части эксплуатации
3.6. Сборку ракеты проводить в МИК в горизонтальном положении	Опыт эксплуатации
3.7. Обеспечить подход к блокам оборудования без расстыковки отсеков	Требования ОТГ в части удобства техобслуживания
3.8. Допустима расстыковка блоков ракеты для замены крупногабаритных составных частей РН	Требования ОТГ в части удобства технического обслуживания
3.9. Время сборки РН и подготовки к выводу в МИК - не более 10 суток	Требования ОТГ в части хранения
3.10. Хранение ракеты в собранном состоянии не более 30 суток	Требования ОТГ в части хранения
3.11. Заправку ракеты проводить перед стартом	Криогенные компоненты топлива

## 3 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОТРЕБНОЙ ХАРАКТЕРИСТИЧЕСКОЙ СКОРОСТИ



$$V_{X \infty}^{доп} = \sqrt{\frac{\mu_2}{R_{до}} \left( \frac{2 \cdot r_{до}}{R_{до}} - 1 \right)} = \sqrt{\frac{3,986 \cdot 10^5}{6371+200} \left( \frac{2 \cdot (6371+200)}{6371} - 1 \right)} = 8029 \text{ м/с}$$

$$V_{\infty} = V_1 \sqrt{\frac{R_{до}}{r_{до}}} = 7,910 \cdot \sqrt{\frac{6371}{6371+200}} = 7,790$$

$$V_s = V_1 \sqrt{R_{до} \left( \frac{2}{r_s} - \frac{1}{a} \right)} = 7,91 \sqrt{6371 \left( \frac{2}{6571} - \frac{1}{6671} \right)} = 7,847$$

$$V_a = V_1 \sqrt{R_{до} \left( \frac{2}{r_a} - \frac{1}{a} \right)} = 7,91 \sqrt{6371 \left( \frac{2}{6771} - \frac{1}{6571} \right)} = 7,615$$

$$\Delta V_2 = 2 \cdot V_a \cdot \sin \frac{\varphi_{пов}}{2} = 2 \cdot 7,615 \cdot \sin \frac{12,4^\circ}{2} = 1,644$$

$$V_{сп2} = V_1 \sqrt{\frac{R_{до}}{r_{до}}} = 7,91 \sqrt{\frac{6371}{6371}} = 7,673 \quad \Delta V_2 = V_{сп2} - V_a = 7,673 - 7,615 = 0,058$$

$$V = \Delta V_G + \Delta V_A + \Delta V_P + \sum_{i=1}^n \Delta V_i = 8,029 + 1,500 + 0,057 + 1,644 + 0,058 = 11,288 \text{ [км/с]}. \quad 3$$

Рисунок 2.5 – Этапы разработки ТТТ и определения характеристической скорости



## 4 ВЫБОР ТОПЛИВА

### Выбор топлива с учетом конструктивных характеристик ракеты

$$p \rightarrow \min \left| V_x = const, \quad p = e^{-\frac{v_x}{c}} \frac{1}{2 \cdot \sigma_{дог} \cdot \rho_T \left( 1 - e^{-\frac{v_x}{c}} \right) - e^{-\frac{v_x}{c}} \cdot \gamma_{дог} \cdot n_0 + 1} \right.$$

Компоненты топлива	Средняя плотность топлива, кг/м³	Удельный импульс, м/с	Отношение массы ступени к массе ее полезной нагрузки
Керосин + жидкий кислород	1000	3000	3.03
Жидкий водород + жидкий кислород	200	4500	2.20
НДМГ + четырехокись азота	1280	2600	3.59

### Выбор топлива по комплексному критерию эффективности

$$W = \sum_{i=1}^n (k_i \cdot W_i) \rightarrow \max$$

Топливо	Горючее	Удельный вес частного критерия, k							W
		0,1	0,3	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	
Окислитель	Жидкий кислород	1	1	0,1	0,5	0,6	0,1	0,3	0,57
Жидкий кислород	Керосин	0,7	0,9	0,8	0,7	0,8	0,7	0,8	0,83
Азотная кислота	НДМГ	0,5	0,2	1	0,8	0,4	0,2	0,2	0,47

## 5 ОПТИМИЗАЦИЯ МАССЫ РАКЕТНЫХ БЛОКОВ И СТАРТОВОЙ МАССЫ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

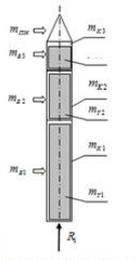


Рисунок 5.1 - Расчетная схема РН

$$p \rightarrow \min \left| q_i \leq 0; \quad i = \overline{1, n} \right.$$

### Целевая функция

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

### Функция ограничения

$$V_X^{доп} - w_1 \ln \left( \frac{1 + \sum_{i=1}^N \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i}{1 + \sum_{i=1}^N \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i - x_i} \right) -$$

$$- w_2 \ln \left( \frac{1 + \frac{s_2}{(s_2 - 1)} x_2 + \frac{s_3}{(s_3 - 1)} x_3}{1 + \frac{s_2}{(s_2 - 1)} x_2 + \frac{s_3}{(s_3 - 1)} x_3 - x_2} \right) - w_3 \ln \left( \frac{1 + \frac{s_3}{(s_3 - 1)} x_3}{1 + \frac{s_3}{(s_3 - 1)} x_3 - x_3} \right) \geq 0,$$

### Решение задачи математического программирования

$$Xm = \text{Minimize} (f, x_1, x_2, x_3) \quad x_i^* (i = \overline{1, N}) \quad Xm = \begin{pmatrix} 20.196 \\ 5.684 \\ 1.385 \end{pmatrix}$$

### Определение оптимальных значений масс РН

$$m_{T_i} = m_{ПН} \cdot x_i \quad m_{S_i} = \frac{s_i}{(s_i - 1)} \cdot m_{T_i} \quad m_{K_i} = m_{S_i} - m_{T_i} \quad m_0 = m_{ПН} + \sum_{i=1}^N m_{S_i}$$

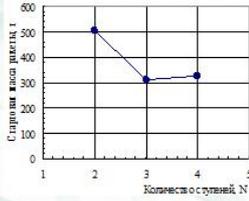
$$mb1 = 197.325 \quad mb2 = 52.579 \quad mb3 = 13.166 \quad mo1 = 271.571 \quad 4$$

Рисунок 2.6 – Этапы выбора топлива и оптимизации массы ракетных блоков РН



## 6 ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ КОМПОНОВКА

### Выбор количества ступеней



### 6.1 Определение предварительных габаритов ракеты

Таблица Б6.2 - Характеристики двигателей и хвостовых отсеков

РБ	Аналог ДУ	$L_{ДВ}^{ном}$ , м	$D_{ДВ}^{ном}$ , м	$L_{ДВ}^{ном}$ , м	$R^{ном}$ , кН	$m_{ДВ}$ , т	R, кН	$L_{ДВ}$ , м	$D_{ДВ}$ , м	$L_{ДВ*}$ , м	$L_{ДВ*}$ , м
1	РД-191	4	1,45	5,2	1920х2-3840	221,4	34698	3,05	1,14	4,39	3,82
2	РД-0132	1,49	1	1,788	961,4	59,678	642,0	2	0,75	2,90	3,42
3	РД-0132	1,49	1	1,788	961,4	15,11	248,9	1,58	1,06	2,17	2,59

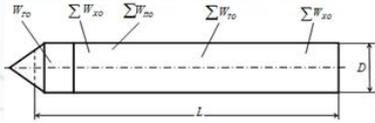


Рис. 9.1. Схема для определения предварительных объемно-габаритных характеристик ракеты-носителя

$$W_p = W_{г0} + \sum_{i=1}^N (W_{Д0i}) + \sum_{i=1}^N (W_{г0i}) + \sum_{i=1}^N (W_{х0i}) + \sum_{i=1}^N (W_{Д0i})$$

$$W_p = \frac{W_{г0} + \sum_{i=1}^N (W_{Д0i}) + \sum_{i=1}^N (W_{г0i})}{1 - k_{х0}}$$

$$\rho_{ср} = \frac{m_{ок} + m_r}{V_{ок} + V_r} = \frac{\rho_{ок} \rho_r (\kappa + 1)}{\kappa \rho_r + \rho_{ок}}$$

$$D = \sqrt[3]{\frac{4W_p}{\pi \lambda}} \quad L = \lambda D \quad \lambda = \frac{L}{D}$$

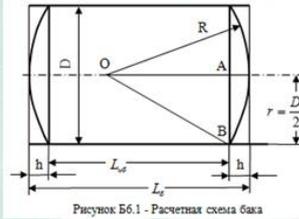


Рисунок Б6.1 - Расчетная схема бака

Таблица Б6.3 - Массы и объемы топлива

РБ	Горючее	Окислитель	$\rho_r$ , кг/м³	$\rho_{ок}$ , кг/м³	$m_r$ , т	$m_{ок}$ , т	$W_r$ , м³	$W_{ок}$ , м³
1	Керосин РГ-1	Жидкий кислород	830	1140	57,5	130,5	69,28	114,5
2	Жидкий водород	Жидкий кислород	71	1140	9,70	43,65	136,6	38,29
3	Жидкий водород	Жидкий кислород	71	1140	2,387	10,743	33,6	9,424

Таблица Б6.4 - Расчетные характеристики баков

РБ	R, м	h, м	$W_{р*}$ , м³	$W_{г*}$ , м³	$W_{ок*}$ , м³	$L_{г*}$ , м	$L_{ок*}$ , м	$L_{г*}$ , м	$L_{ок*}$ , м
1	3,88	0,52	3,142	66,241	111,4	5,7393	9,655	6,7667	10,68
2	3,88	0,52	3,142	133,58	35,25	11,574	3,054	12,601	4,082
3	3,88	0,52	3,142	30,584	6,388	2,6499	0,553	3,6772	1,581



5

Рисунок 2.7 – Этап предварительной компоновки РН



### 6.2 ВЫБОР ДВИГАТЕЛЕЙ



Рисунок 2.8 – Этапы выбора ракетных двигателей



### 6.3 КОМПОНОВКА ХВОСТОВЫХ ОТСЕКОВ РН

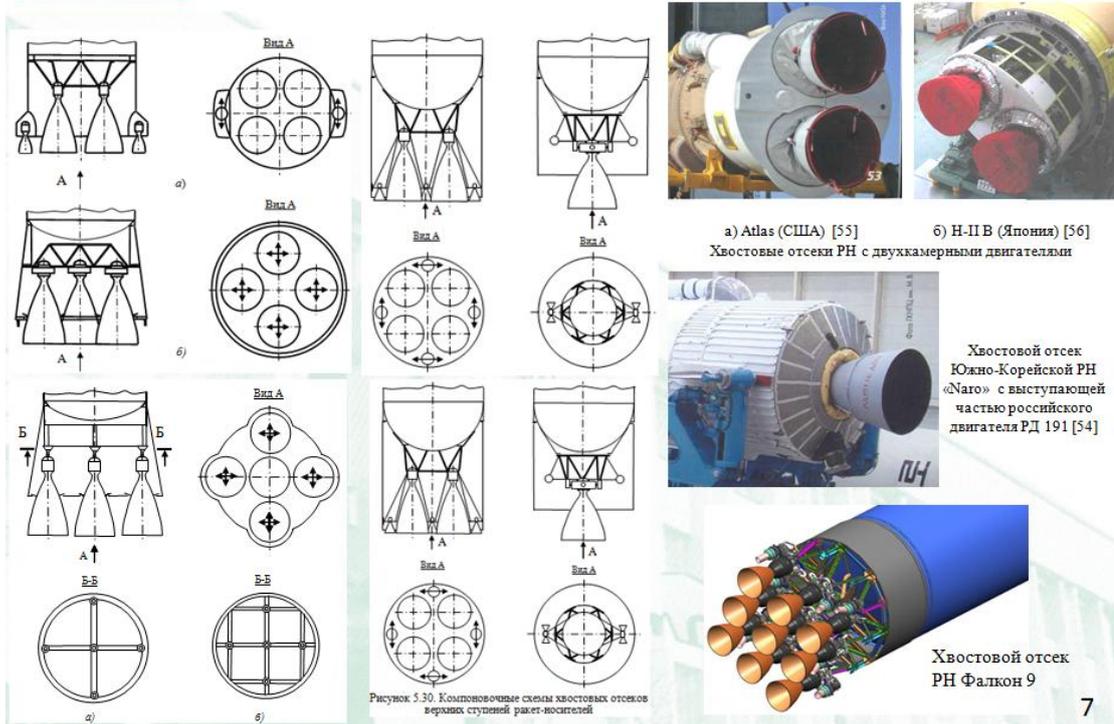


Рисунок 2.9 – Этапы компоновки хвостовых отсеков РН



### 7 РАЗРАБОТКА ТВЕРДОТЕЛЬНОЙ МОДЕЛИ РАКЕТЫ

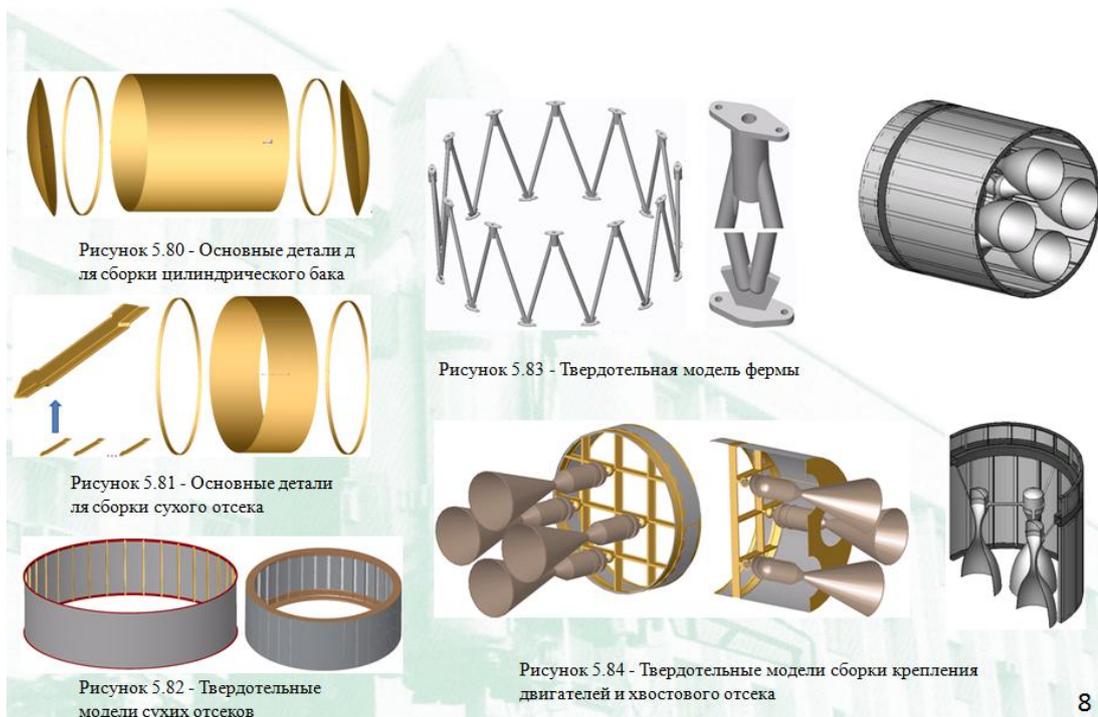


Рисунок 2.10 – Этапы разработки твердотельной модели РН



## 7 РАЗРАБОТКА ТВЕРДОТЕЛЬНОЙ МОДЕЛИ РАКЕТЫ



Рисунок 2.11 – Этапы разработки твёрдой модели РН



## 8 РАСЧЕТ МАСС ЭЛЕМЕНТОВ РН

**Протокол расчета масс элементов конструкции ракеты-носителя**  
**Ракетный блок первой ступени:**

**И С Х О Д Я Щ И Е Д А Н Н Ы Е:**

Конструктивная характеристика	5т	7,690
Диаметр блока (м)	D	4,000
Масса блока (тонны)	M	188,000
Относительная масса окислителя	каппа	2,270
Плотность окислителя (кг/куб.м)	rhoок	1140,000
Плотность горючего (кг/куб.м)	rhoгор	830,000
Длина головного обтекателя (м)	Lго	0,000
Длина приборного отсека (м)	Lпо	0,000
Длина небакового отсека (м)	Lно	1,300
Длина переходного отсека (м)	Lперех	2,310
Длина хвостового отсека (м)	Lхо	3,500
Радиус днищ баков (м)	Rдн	4,120
Длина бака окислителя (м)	Lок	9,655
Длина бака горючего (м)	Lгор	5,740
Тяга ЖРД	Fтяг	3840,000
Относ. тяга рулевого двигателя	Fотно	0,000
Масса конструкции блока	Mкбл	24,447
Масса топлива в блоке	Mтопл	163,553
Масса окислителя	Mок	113,537
Масса горючего	Mгор	50,016

**РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА МАСС:**

Масса головного обт.	Mго	0,000
Масса приборного отсека	Mпо	0,000
Масса прибора	Mпр	1,020
Масса верхн. днища бака "О"	MобО	0,114
Масса обечайки бака "О"	Mоб	0,307
Масса нижн. днища бака "О"	MдбО	0,125
Масса верхн. днища бака "Г"	MдбГ	0,114
Масса обечайки бака "Г"	MобГ	0,183
Масса нижн. днища бака "Г"	MдбГ	0,125
Масса небакового отсека	Mно	0,204
Масса переходного отсека	Mпер	0,734
Масса рулевого отсе.	Mру	0,363
Масса ЖРД	Mжрд	9,143
Масса раны ЖРД	Mржрд	0,762
Масса теплозащиты днищ	Mтзп	0,188
Масса рулевых ЖРД	Mрж	0,000
Масса системы наддува	Mнад	0,031
Масса эл. радио-коннунки	Mкон	3,867
Незабор топлива	Mнез	2,453
Прочие массы	Mпр	1,880

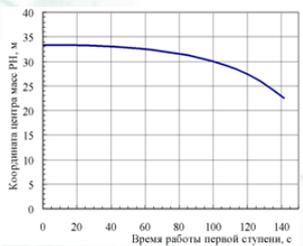


Рисунок Б9.1 - График изменения координаты центра масс РН в полете

$$x_{cm} = \frac{\sum_{i=1}^n m_i x_i}{\sum_{i=1}^n m_i} = \frac{10475588,4}{258766,4} = 40,48 \text{ [м]}$$

$$x_{cm} = \frac{\sum_{i=1}^n m_i x_i}{\sum_{i=1}^n m_i} = \frac{10475588,4}{258766,4} = 40,48 \text{ [м]}$$

$$I_{z_{cm}} = I_{z_{гр}} - \sum_{i=1}^n m_i x_i^2 + \sum_{i=1}^n m_i = 473620737 - 40,48^2 \cdot 258766,4 + 49539585,8 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2\text{]} \quad 10$$

## 9 РАСЧЕТ ЦЕНТРОВОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК И МОМЕНТОВ ИНЕРЦИИ РН

Таблица Б9.1 - Предварительная массовая сложка и результаты расчета по координатам центра масс элементов инерции РН

№ эл.	Наименование	m <sub>i</sub> , кг	x <sub>i</sub> , м	m <sub>i</sub> · x <sub>i</sub> , кг·м	m <sub>i</sub> · x <sub>i</sub> <sup>2</sup> , кг·м <sup>2</sup>
1	2	3	4	5	6
1	ПН (с САС)	8500	9	76500	688500
2	ГО	1372	8,76	11928,96	120494
3-й РБ:					
Группа А:					
3	приборный отсек	220	13,64	2999,8	40904
4	Приборы	146	13,43	19610,0	26339
5	Верх днища бака О	114	13,94	1589,2	22153
6	Обечайка бака О	18	15,52	279,4	4336
7	Нижнее днище бака О	125	17,09	2136,8	36526
8	Верх днища бака Г	114	17,65	2010,2	35445
9	Обечайка бака Г	84	18,08	1518,7	27459
10	Нижнее днище бака Г	125	18,55	2318,8	43013
11	МО	123	17,30	2127,8	36808
12	ХО	68	18,62	1266,2	23576
13	Переходный отсек	71	12,79	908,1	11614
14	ЖРД	2289	18,61	42589,1	792413
15	Рама ЖРД	76,4	17,60	1344,6	23663
16	Теплозащита	188	15,60	2932,8	34772
17	Рулевые ЖРД	37	17,87	661,6	18202
18	Система наддува	21	17,30	363,3	9278
19	Кабели	972	13,25	12879	170647
20	Незабор топлива	176	17,86	3143,36	56140
21	Прочие массы	131	17,20	2253,2	38755
Сумма по группе А		5128		85436,7	1452044
Группа Б:					
22	Окислитель	9604	15,65	150302,6	2352236
23	Горючее	2134	18,11	38646,7	699892
Сумма по группе Б		11738		188949,3	3052128
2-й РБ:					
Группа А:					
24	Приборы	295	23,8	7021	167100
25	Верх днища бака О	114	19,71	2246,9	44287

Рисунок 2.12 – Этапы расчёта масс элементов и центровочных характеристик РН



## 10 ОБОСНОВАНИЕ И ВЫБОР БОРТОВЫХ СИСТЕМ

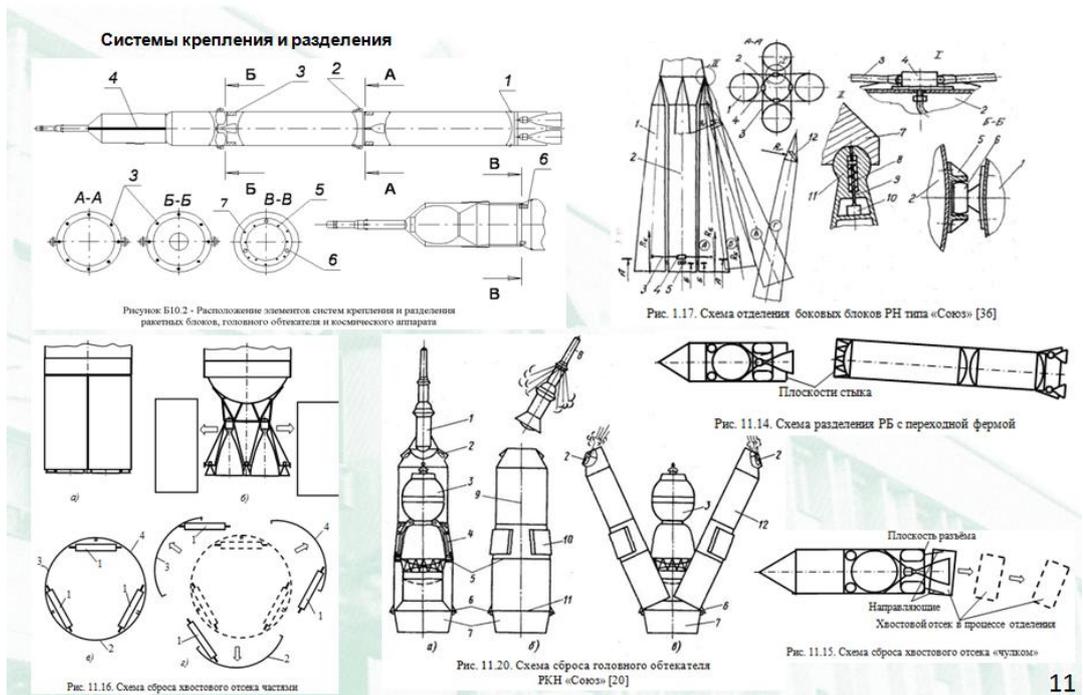


Рисунок 2.13 – Этапы обоснования и выбора бортовых систем РН



## 11 Разработка схемы крепления РН в стартовом комплексе

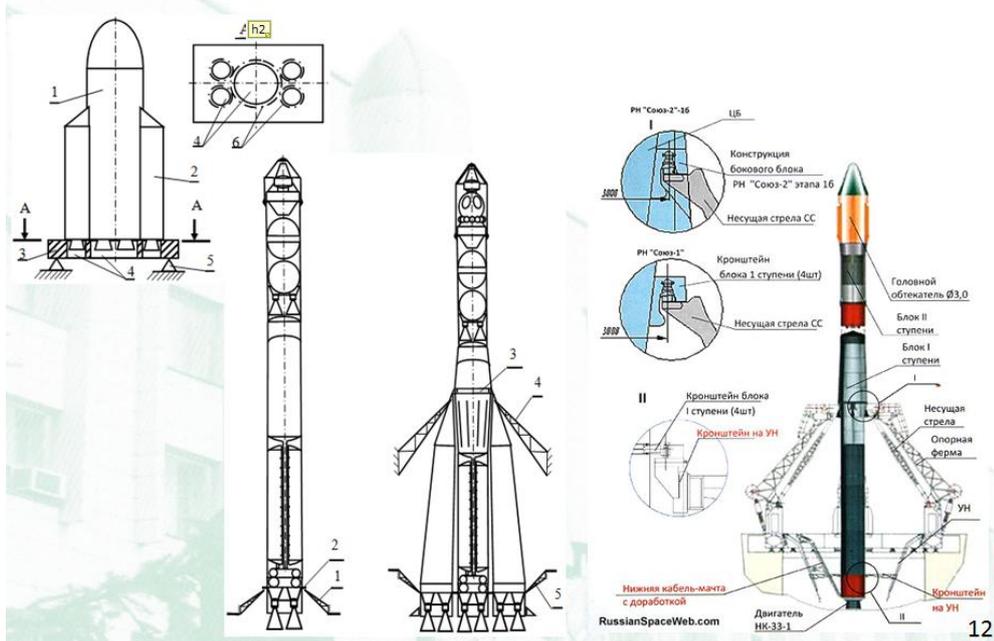


Рисунок 2.14 – Этап разработки схемы крепления РН на стартовом комплексе



## 12 Сборка РН, транспортировка на СК и установка на стартовом столе

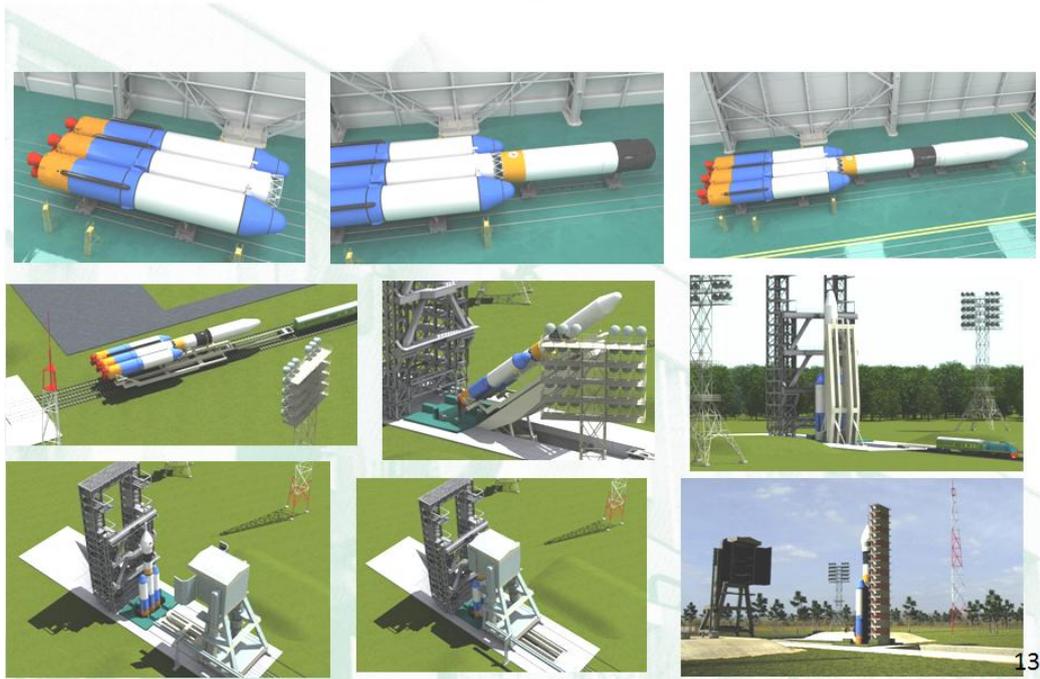


Рисунок 2.15 – Этап разработки схемы сборки, транспортировки и установки РН



## 13 Анимационная картина полёта РН и отделения ракетных блоков, головного обтекателя и полезной нагрузки



Рисунок 2.16 – Этап разработки анимационной картины полёта РН и разделения составных частей ракеты

### 2.1.3 Разработка методики конечно-элементного моделирования и оптимизации силовой конструкции РН и блоков выведения

Методики конечно-элементного проектирования отсеков и узлов конструкций ракет-носителей должны обеспечивать выполнение требований проекта. Конструкция РН должна противостоять силам, возникающим при ее эксплуатации, сохраняя целостность, форму и размеры в той степени, в которой это нужно для дальнейшего функционирования. Другими словами, конструкция должна быть прочной и жесткой. Однако излишне прочная конструкция может быть слишком тяжелой, из-за чего могут

снизиться технические возможности изделия. Например, перетяжеленная ракета сможет вывести на орбиту космический аппарат меньшей массы, а перетяжеленный космический аппарат не сможет взять достаточного количества топлива, что снизит его маневренность в космосе.

Создание надежной, работоспособной, имеющей минимальную массу конструкции в большой степени зависит от того, насколько точно предсказаны силы, которые будут действовать на изделие при его эксплуатации. Также важно точно определять силы взаимодействия между отсеками и узлами конструкции. Эти силы взаимодействия используются, когда конструкция большого сложного изделия как РН разбивается на части - на отсеки и узлы - и для каждого из этих отсеков и узлов разрабатывается КЭ-модель, выполняются их расчеты и оптимизация. При таком подходе к силам, действующим непосредственно на выделенную часть, нужно добавить в качестве граничных условий нагрузки от соседних «отсеченных» частей конструкции. Корректным является подход, когда сначала выполняется расчет всей конструкции в целом, из которого определяются нагрузки на вырезаемую часть.

При системном использовании метода конечных элементов в проектировании на начальных этапах проектирования всегда разрабатывается полная КЭ-модель конструкции изделия, поэтому не представляет сложной проблемы выполнить вырезание части конструкции с определением нагрузок на неё. Для этого в программных системах, реализующих МКЭ, существуют стандартные программные процедуры.

Разработка конечно-элементной модели производится по следующим фрагментам.

**Приборный отсек (ПО)**, ферма, отражатель. Верхний край фрагмента – верхний край фермы. Нижний край ПО – стык с баком окислителя по распорному шпангоуту верхнего днища бака окислителя.

**Бак окислителя (БО)**. Верхний край БО – распорный шпангоут верхнего днища и днище бака окислителя. Нижний край БО – стык с межбаковым отсеком по распорному шпангоуту нижнего днища и нижнее днище бака окислителя.

**Межбаковый отсек (МО)**. Верхний край МО – стык по распорному шпангоуту нижнего днища бака окислителя. Нижний край МО – стык по распорному шпангоуту верхнего днища бака горючего.

**Бак горючего (БГ)**. Верхний край БГ – стык по распорному шпангоуту верхнего днища и верхнее днище бака горючего. Нижний край БГ – стык по распорному шпангоуту нижнего днища бака горючего.

**Коническое днище крепления ДУ.** Верхний край конического днища ДУ – стык по распорному шпангоуту нижнего днища бака горючего. Нижний край конического днища ДУ – срединная поверхность фланца крепления ДУ.

**Хвостовой отсек (ХО).** Верхний край ХО – стык по распорному шпангоуту конического днища крепления ДУ. Нижний край ХО – нижний срез корпуса ступени

**ДУ и топливные магистрали.** Верхний край ДУ – стык по фланцу крепления ДУ. Нижний край ХО – нижний срез корпуса ступени.

КЭ-модели перечисленных отсеков показаны на рисунках 2.17 - 2.26.

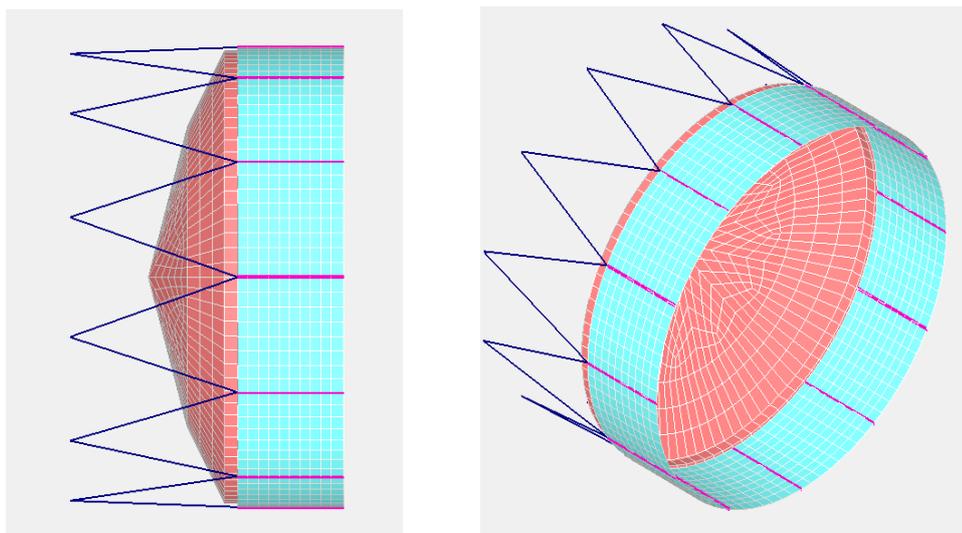


Рисунок 2.17 - КЭ - модель приборного отсека, фермы и отражателя

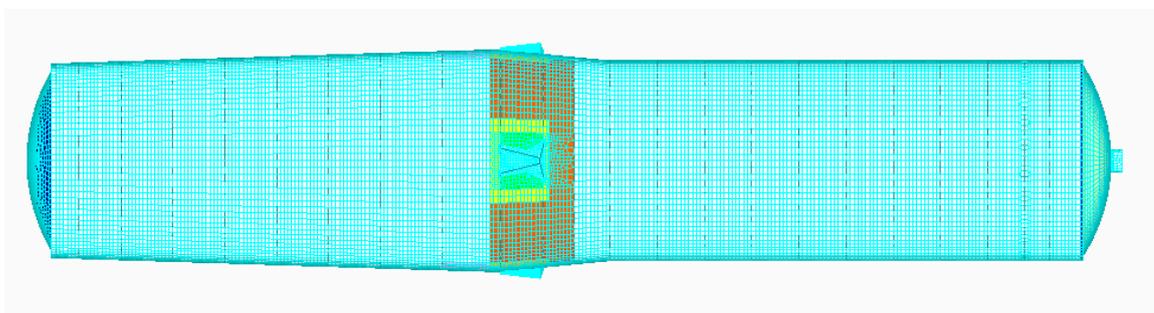


Рисунок 2.18 - КЭ-модель бака окислителя

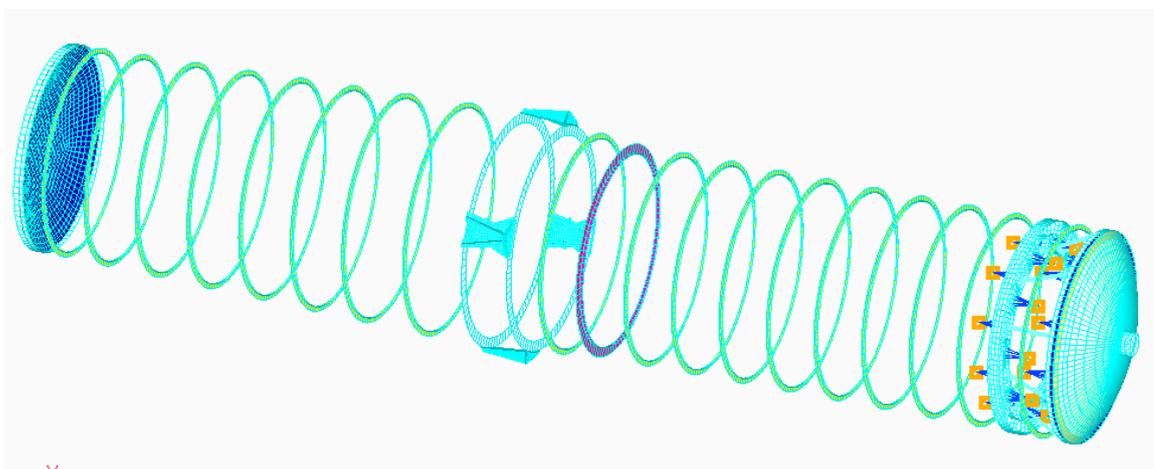


Рисунок 2.19 - КЭ-модель каркаса и днищ бака окислителя

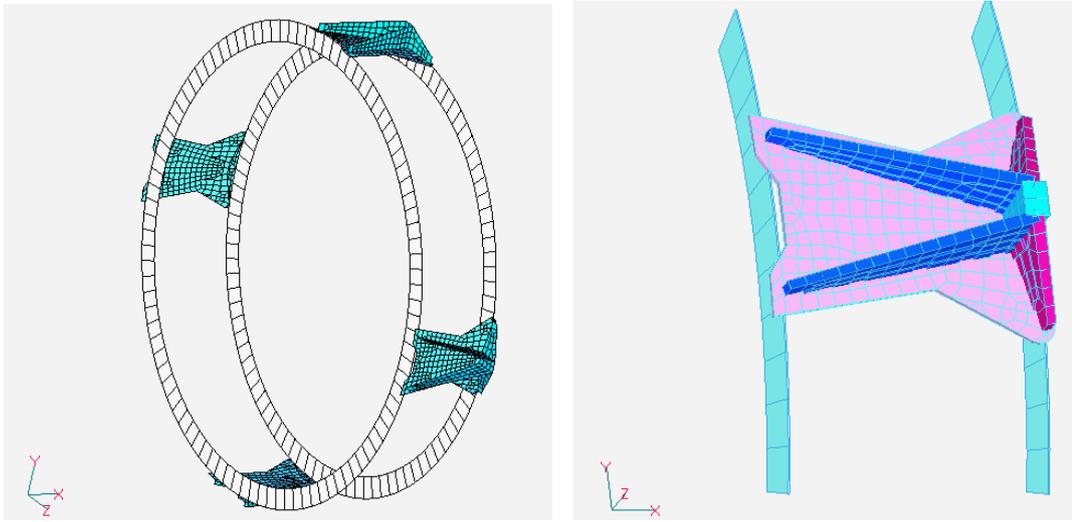


Рисунок 2.20 - КЭ-модель узлов крепления боковушек и силовые шпангоуты

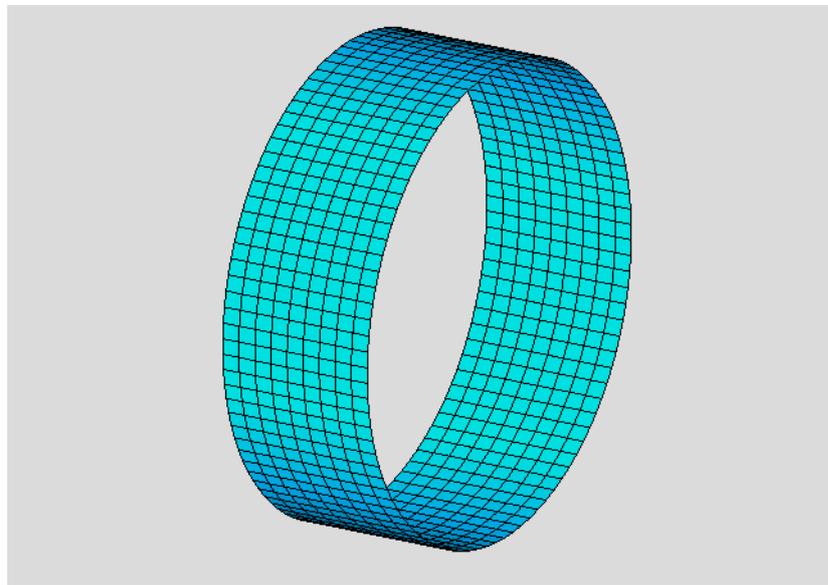


Рисунок 2.21 - КЭ-модель межбакового отсека. Модель не содержит силового набора явно. Свойства силового набора учтены в свойствах оболочки

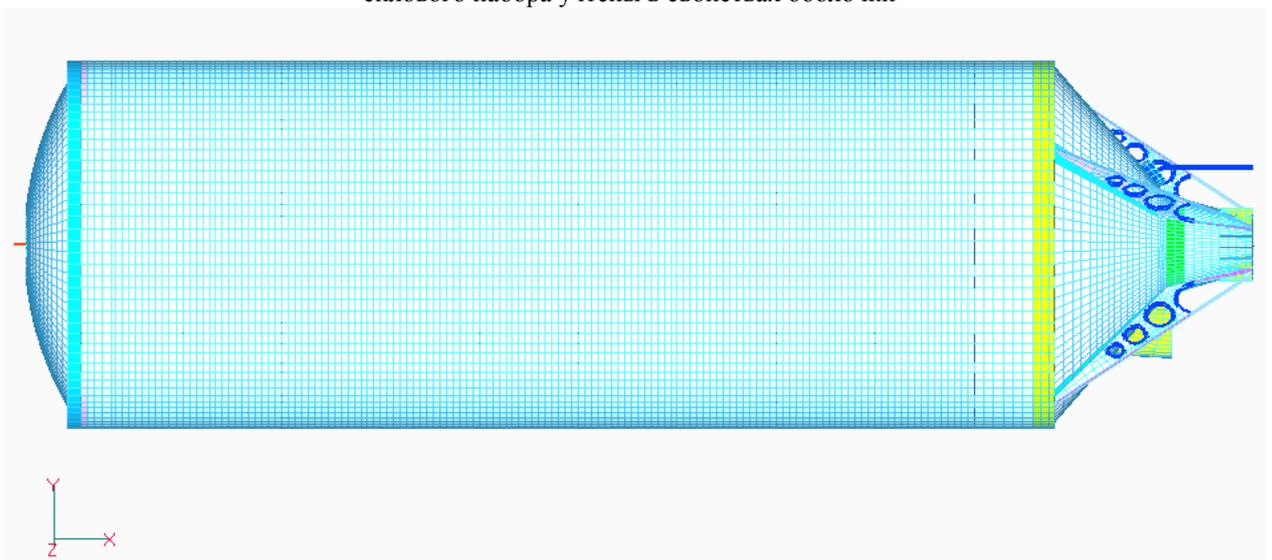


Рисунок 2.22 - КЭ-модель бака горючего

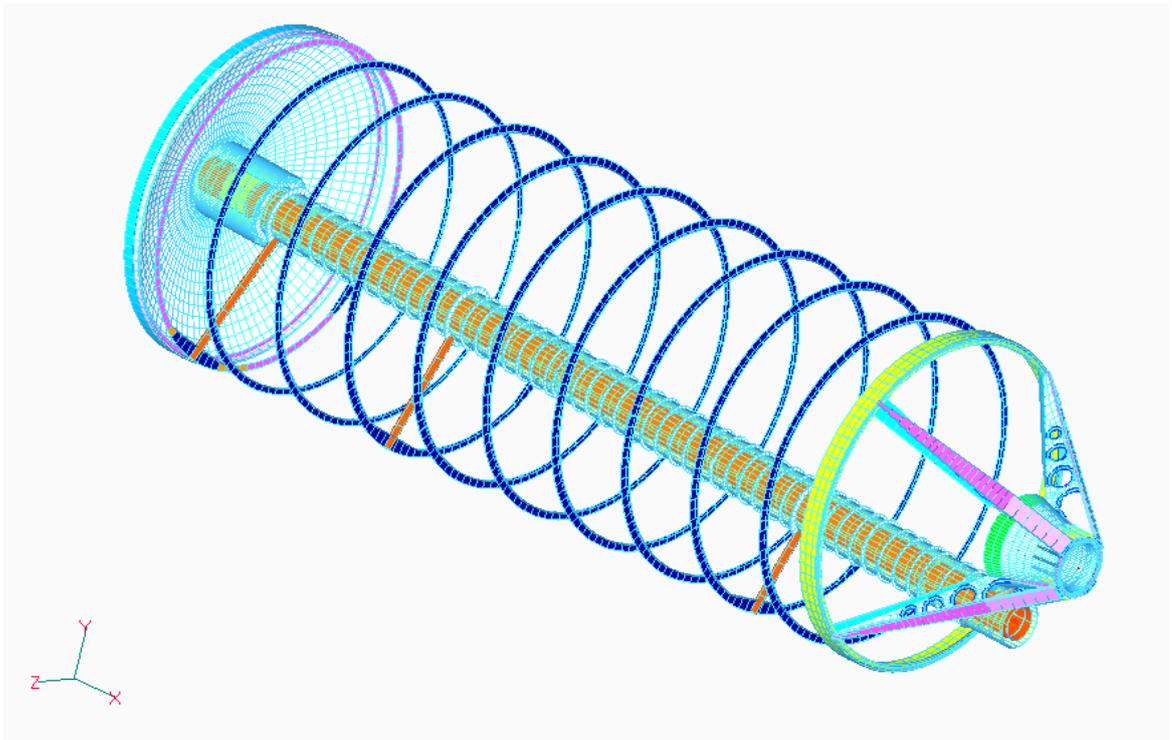


Рисунок 2.23 - КЭ-модель каркаса бака горючего, тоннельная труба, сиффон тоннельной трубы

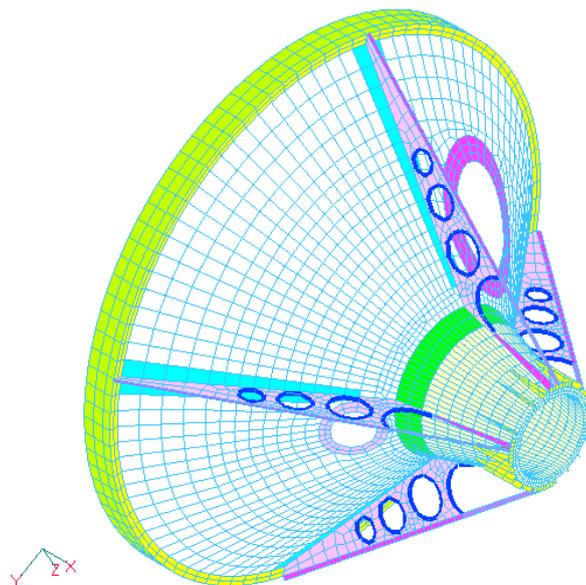


Рисунок 2.24 -. КЭ-модель конструкции конического днища с пилоном крепления ДУ

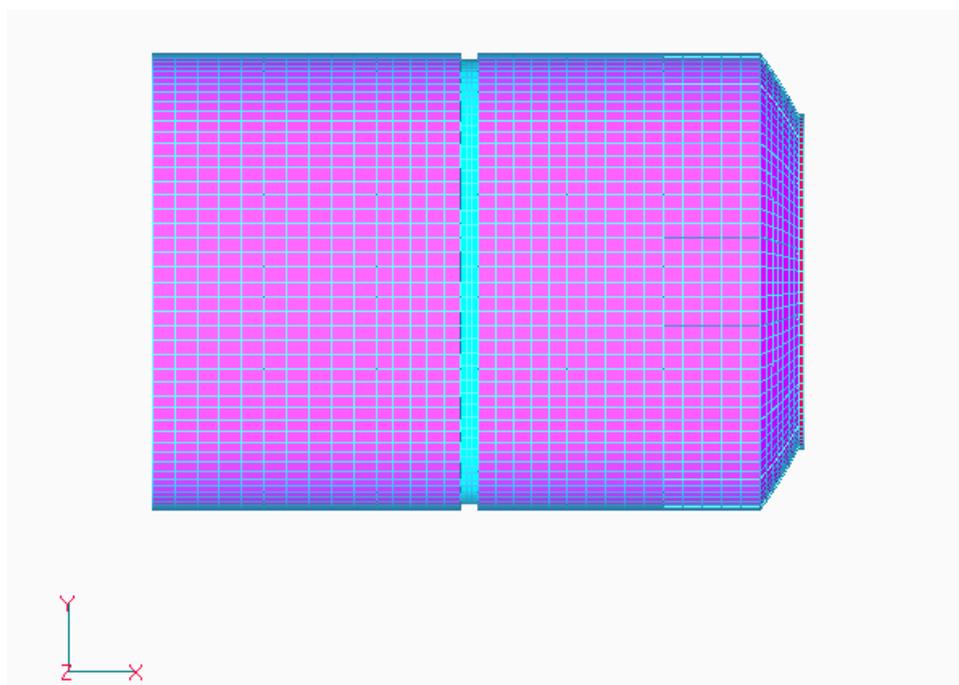


Рисунок 2.25 - КЭ-модель конструкции хвостового отсека

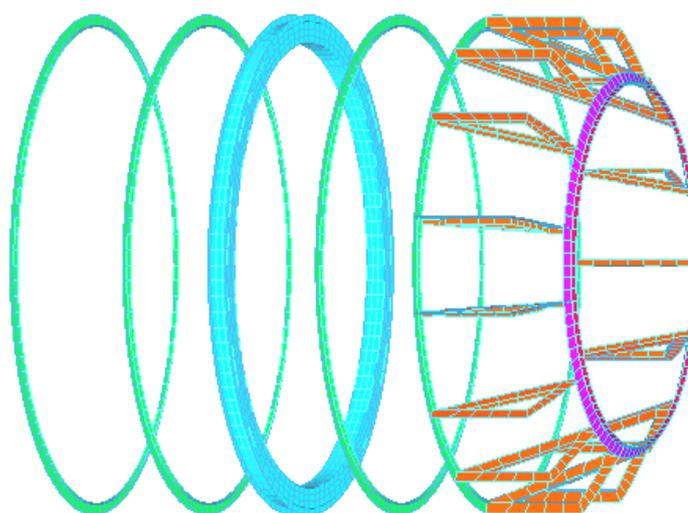


Рисунок 2.26- КЭ-модель каркаса хвостового отсека

Все разработанные части конструкции объединены в общую КЭ-модель простым объединением совпадающих узлов в стыках. Эта операция не требует модификации моделей, так как стыки объединяемых частей соответствующим образом проработаны и имеют одинаковое количество узлов и степеней свободы в узлах.

Общий вид КЭ-модели ступени РН СОЮЗ показан на рисунке 2.27 . Модель содержит 73180 элементов и 73277 узлов.

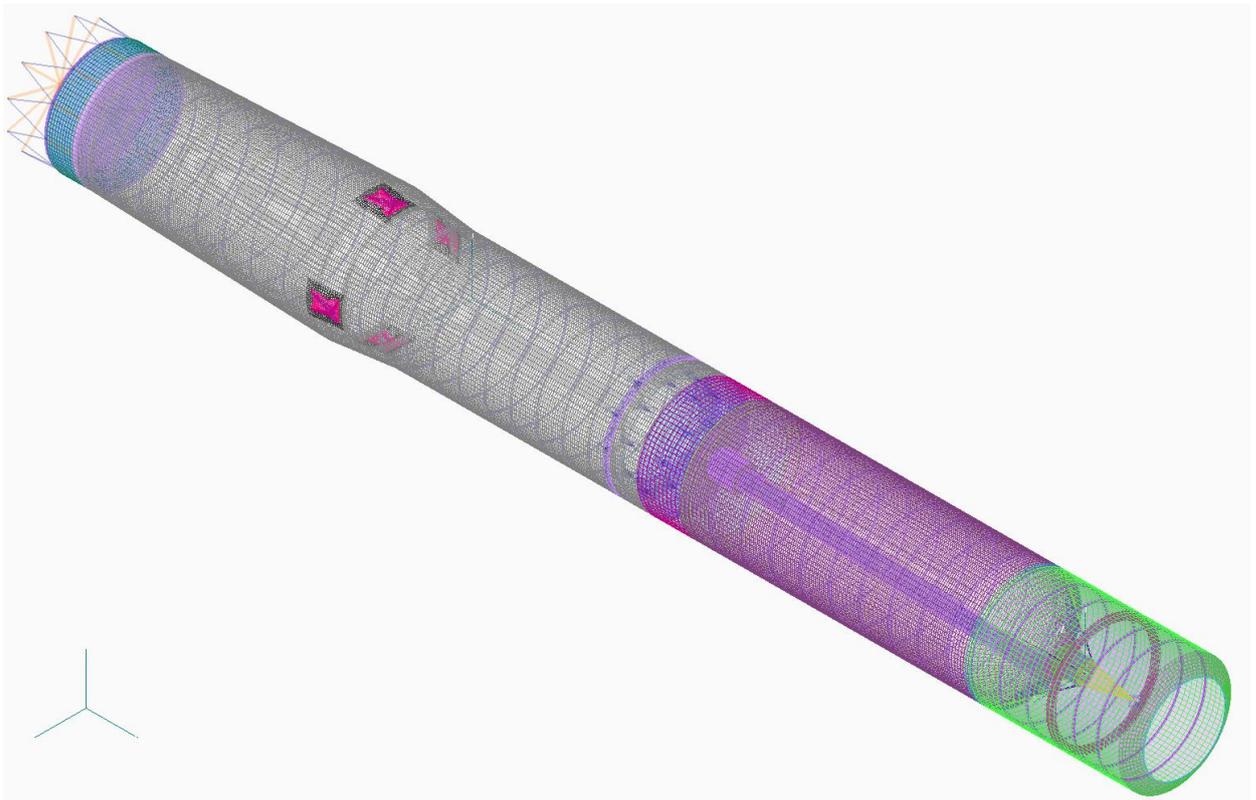


Рисунок 2.27 - Общий вид КЭ-модели РН СОЮЗ

### ***Моделирование конструкции разгонных блоков***

Разгонный блок представляет собой автономную часть ракеты, включающую в себя топливный отсек с топливом, двигательную установку, органы управления и ряд других систем бортового комплекса, обеспечивающих движение на определенном участке траектории выведения.

Конструкция РБ состоит из следующих основных силовых элементов: бака горючего, бака окислителя, несущей конструкции, конструкции крепления двигательной установки (ДУ), конструкции для установки оборудования.

Заданы корпусные нагрузки для сечения стыка разгонного блока с космическим аппаратом (верхнее сечение) и сечения стыка разгонного блока с переходным отсеком ракеты-носителя (нижнее сечение). К конечно-элементным моделям прикладываются корпусные нагрузки из верхнего сечения, а также инерционные нагрузки на горючее, окислитель и конструкцию РБ. Инерционные нагрузки выбираются такими, чтобы силы в нижнем сечении соответствовали корпусным нагрузкам. Инерционные силы, действующие на топливо, учитываются с помощью задания гидростатического давления топлива.

Из всех случаев нагружения выбраны два самых тяжелых. Ими оказались один из транспортировочных случаев нагружения (с максимальным изгибающим моментом) и один из полетных случаев (с максимальной осевой силой).

Топливные баки могут иметь разные конфигурации (рисунки 2.28 - 2.29). Метод конечных элементов позволяет моделировать силовую работу топливных баков произвольной конфигурации. Некоторые результаты показаны на рисунках 2.30-2.33.

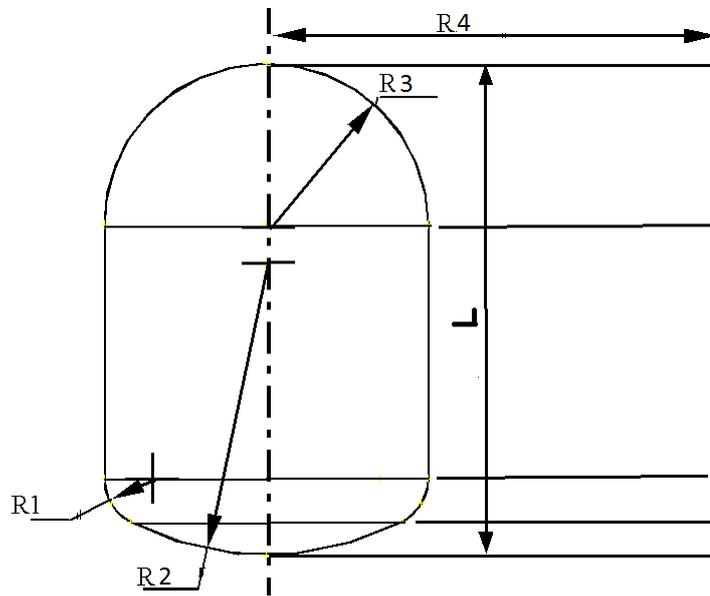


Рисунок 2.28 - Геометрия бака окислителя исходной сложной формы

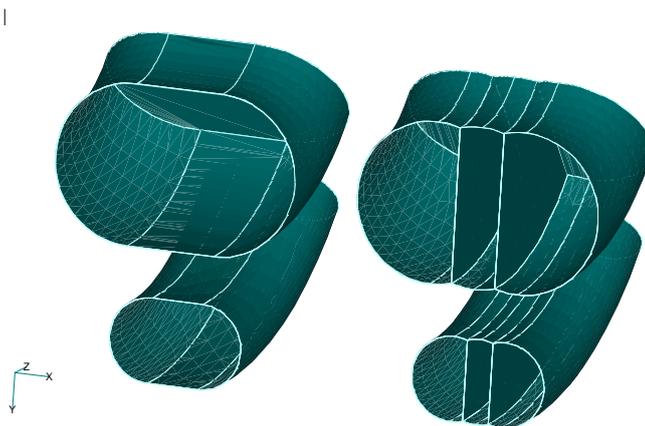


Рисунок 2.29 - Формы баков равных объемов: исходная (слева) и альтернативная тороячейстая (справа)

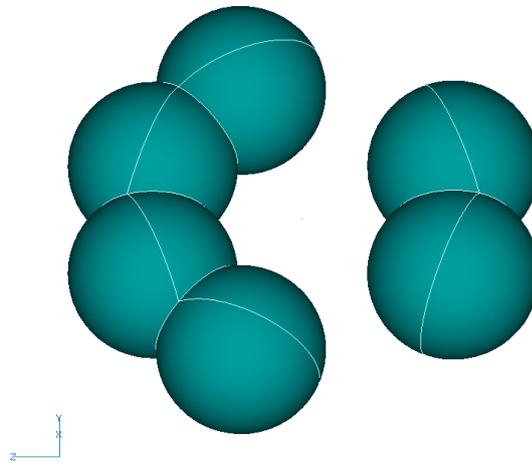


Рисунок 2.30 - Вариант компоновки баков в один ряд

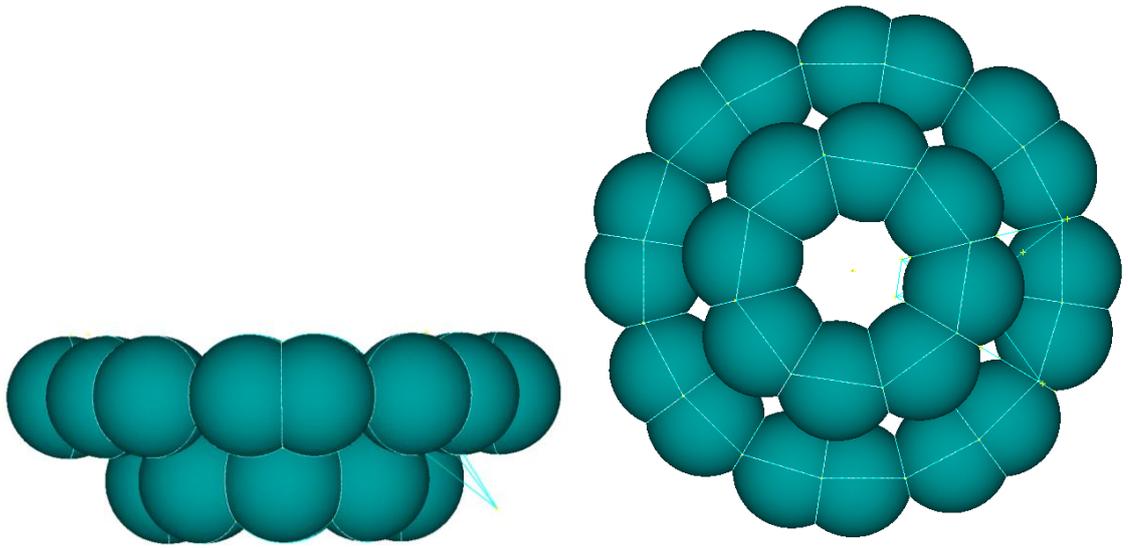


Рисунок 2.31 - Вариант компоновки баков в два ряда

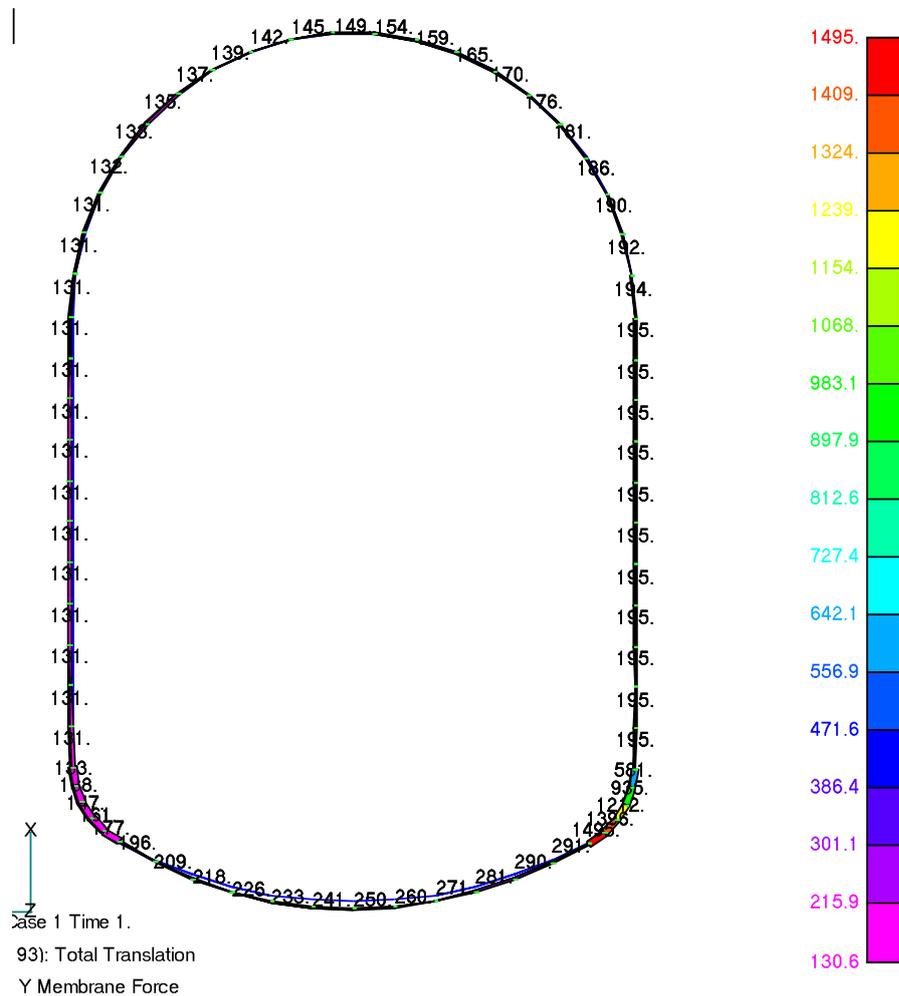


Рисунок 2.32 - Деформации бака окислителя с коэффициентом увеличения деформаций 1. Нормальные мембранные усилия в оболочке бака в меридиональном направлении

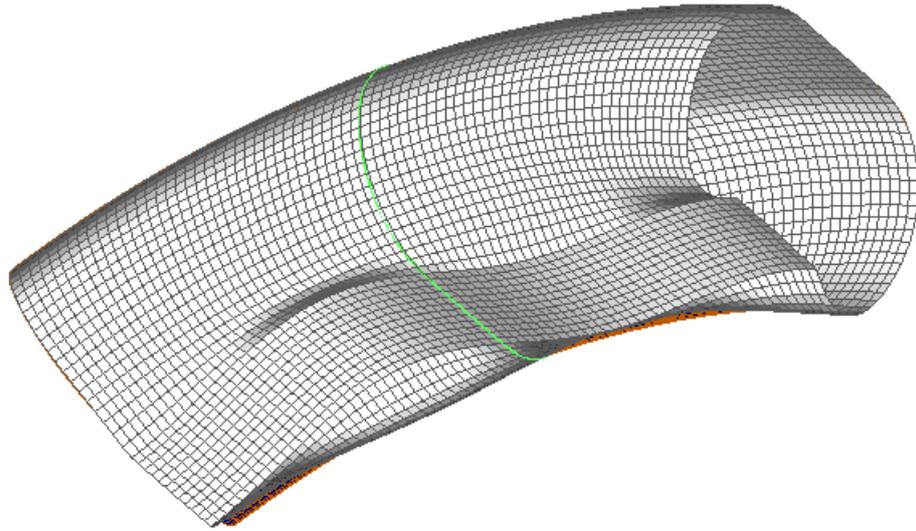


Рисунок 2.33 - Первая форма потери устойчивости модифицированного бака горючего сложной формы при опрессовке. Коэффициент критической нагрузки потери устойчивости 1.06

## **2.2 Разработка информационных технологий проектирования КА ДЗЗ**

### **2.2.1 Разработка моделей для формирования проектного облика и моделирования целевого функционирования КА ДЗЗ**

Формирование проектного облика и моделирование целевого функционирования КА ДЗЗ, как уже упоминалось, должно проводиться с учетом показателей эффективности. Рассмотрим эти модели и алгоритмы их реализации подробнее.

#### ***Модели для оценки факта попадания объекта наблюдения в зону обзора космического аппарата***

Условие попадания объекта наблюдения в зону обзора космического аппарата можно получить из следующих рассуждений. Если объект попадает в зону видимости спутника, то он лежит на поверхности ранее указанного сегмента в пределах конуса с углом полураствора  $\alpha$ , вершина которого располагается в центре Земли, а основание совпадает с границей сегмента обзора поверхности Земли аппаратурой зондирования КА. Назовем этот угол для сокращения центральным земным углом зоны возможного наблюдения КА.

На рисунке 2.34 представлена схема для определения радиуса зоны обзора КА ДЗЗ и условия попадания объекта наблюдения в эту зону.

В результате моделирования была получена следующая функциональная связь между углом поворота оптической оси аппаратуры зондирования КА и центральным земным углом зоны возможного наблюдения

$$\alpha = \arcsin \left[ \frac{H + R_3}{R_3} \cdot \frac{\operatorname{tg}(\gamma)}{\sqrt{1 + (\operatorname{tg} \gamma)^2}} \right] - \arccos \left[ \frac{1}{\sqrt{1 + (\operatorname{tg} \gamma)^2}} \right].$$

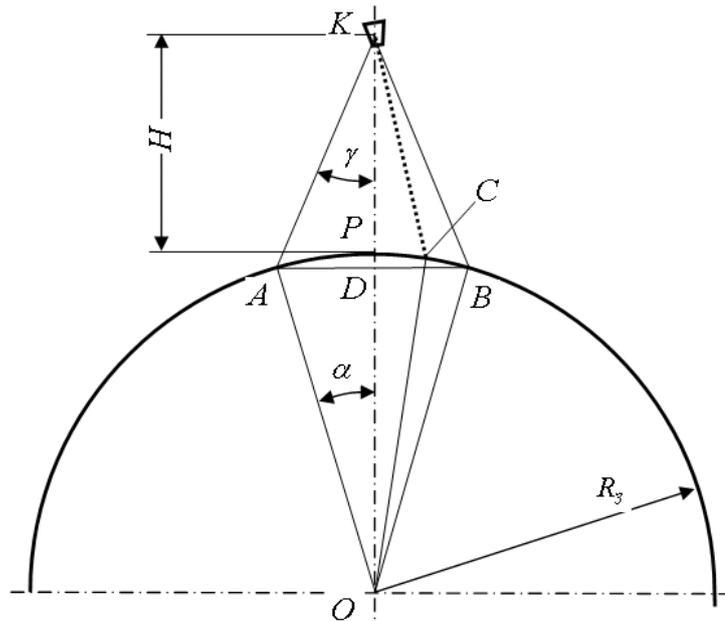


Рисунок 2.34 - Схема для определения радиуса зоны обзора КА ДЗЗ и условия попадания объекта наблюдения в эту зону

На рисунке 2.35 представлена схема для определения условия попадания объекта наблюдения в зону обзора КА с использованием элементов сферической тригонометрии

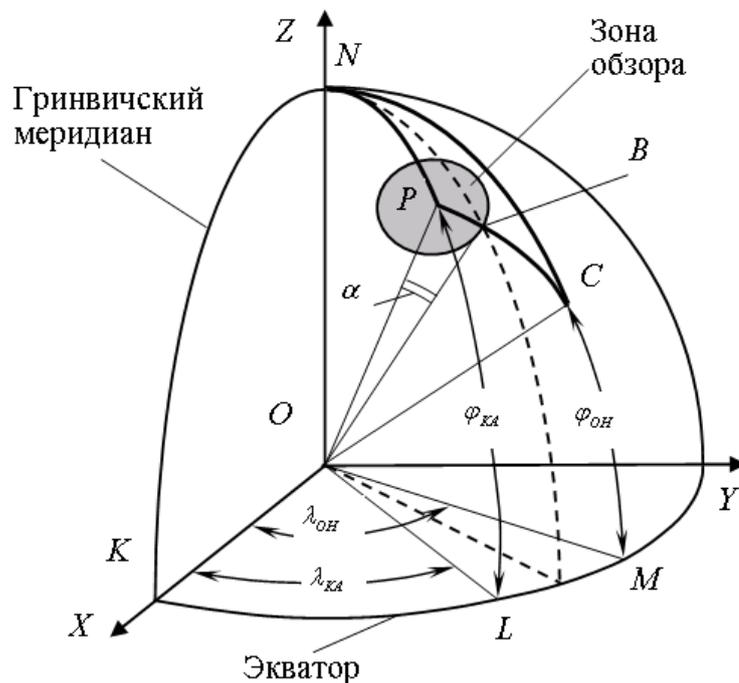


Рисунок 2.35 - Схема для определения условия попадания объекта наблюдения в зону обзора КА

В результате моделирования было получено следующее условие попадания объекта наблюдения (ОН) в зону обзора КА с учетом координат ОН и трассы спутника

$$|\arccos[\sin(\varphi_{КА}) \cdot \sin(\varphi_{ОН}) + \cos(\varphi_{КА}) \cdot \cos(\varphi_{ОН}) \cdot \cos(\lambda_{ОН} - \lambda_{КА})]| < \alpha.$$

Полученная зависимость выражает условие "захвата" объекта наблюдения аппаратурой зондирования Земли.

***Модели для прорисовки зоны обзора КА в плоской системе координат***

Зона обзора аппаратуры зондирования космического аппарата в фиксированный момент времени представляет собой круг на поверхности Земли, точнее – сегмент сферической поверхности, ограниченный окружностью с радиусом, равным радиусу зоны обзора аппаратуры наблюдения. Причем форма границы этой зоны (окружность) не зависит от широты подспутниковой точки и от сгущения линий долготы при перемещении по поверхности Земли от экватора к полюсам.

Однако на карте поясного времени (карты с использованием равномерной сетки по широте и долготе) зоны обзора не будут представлять круг. В частности, модели должны учитывать сгущение линий долготы при движении от экватора к полюсам (рисунок 2.36).

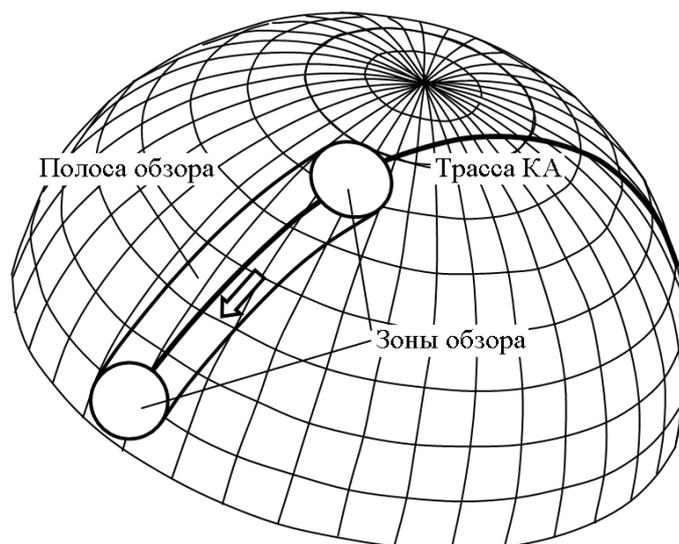


Рисунок 2.36 – Схема для иллюстрации сгущения линий долготы

Для этого были разработаны специальные модели для построения области зоны обзора КА наблюдения в плоской системе координат. Вспомогательная схема для построения такой модели представлена на рисунке 2.37.

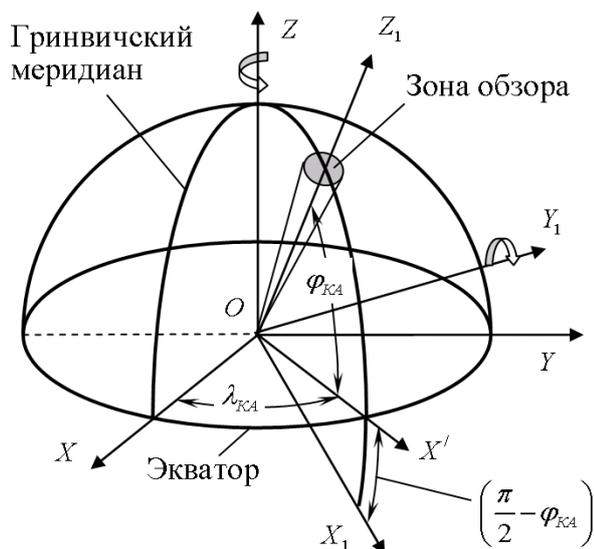


Рисунок 2.37 - Системы координат для построения зоны обзора космического аппарата

Задача решалась в два этапа. Сначала были получены формулы пересчета координат точек границы области обзора космического аппарата из системы координат  $Ox_1y_1z_1$  в систему координат  $Oxyz$ . Общая формула для пересчета координат точек границы области обзора КА из системы координат  $Ox_1y_1z_1$  в систему координат  $Oxyz$  получилась следующая:

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = A^T \begin{pmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sin \varphi_{КА} \cos \lambda_{КА} & -\sin \lambda_{КА} & \cos \varphi_{КА} \cos \lambda_{КА} \\ \sin \varphi_{КА} \sin \lambda_{КА} & \cos \lambda_{КА} & \cos \varphi_{КА} \sin \lambda_{КА} \\ -\cos \varphi_{КА} & 0 & \sin \varphi_{КА} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{pmatrix}.$$

Затем были получены формулы перехода от системы координат  $Oxyz$  в систему координат  $\lambda O\varphi$ . На рисунке 2.38 представлена вспомогательная схема для моделирования.

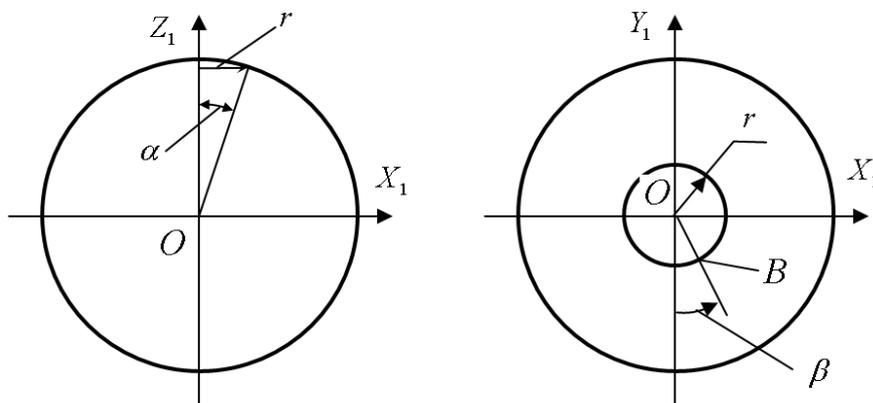


Рисунок 2.38 - Сечения Земли в различных плоскостях

В результате получены следующие зависимости:

$$\begin{aligned}
 x_{1B} &= r \cdot \sin \beta; & x_{1B} &= R_3 \cdot \sin \alpha \cdot \sin \beta; \\
 y_{1B} &= -r \cdot \cos \beta; & y_{1B} &= -R_3 \cdot \sin \alpha \cdot \cos \beta; \\
 z_{1B} &= R_3 \cdot \cos \alpha. \quad \text{или} & z_{1B} &= R_3 \cdot \cos \alpha. \quad , \beta \in [0; 2\pi].
 \end{aligned}$$

Этих уравнений достаточно, чтобы реализовать построение области зоны видимости в плоской прямоугольной системе координат  $\{\lambda; \varphi\}$ . Синус и косинус угла  $\lambda$  нужны для того, чтобы корректно определить, в какой четверти поверхности Земли (если смотреть с северного полюса - СП) находится рассматриваемая точка. При этом следует учесть, что схема отсчета углов по долготе Земли отличается от общепринятой схемы отсчета углов в тригонометрии (рисунок 2.39).

С учетом этой схемы следует принять следующие расчетные зависимости:

$$\left. \begin{aligned}
 \text{Если } \{ \sin \lambda > 0, \cos \lambda > 0 \}, \text{ то } \lambda \in [0, 90^\circ] \text{ и } \lambda &= \arcsin[\sin \lambda]; \\
 \text{Если } \{ \sin \lambda > 0, \cos \lambda < 0 \}, \text{ то } \lambda \in [90^\circ, 180^\circ] \text{ и } \lambda &= 180^\circ - \arcsin[\sin \lambda]; \\
 \text{Если } \{ \sin \lambda < 0, \cos \lambda < 0 \}, \text{ то } \lambda \in [-90^\circ, -180^\circ] \text{ и } \lambda &= 180^\circ - \arcsin[\sin \lambda]; \\
 \text{Если } \{ \sin \lambda < 0, \cos \lambda > 0 \}, \text{ то } \lambda \in [0^\circ, -90^\circ] \text{ и } \lambda &= \arcsin[\sin \lambda].
 \end{aligned} \right\}$$

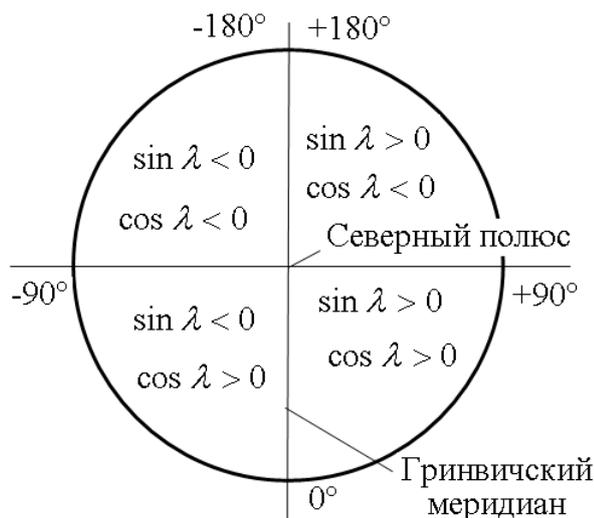


Рисунок 2.39 - Схема отсчета углов по долготе Земли

### **Модели и алгоритмы для анализа показателей детальности**

На рисунке 2.40 представлена схема, с помощью которой можно определить связь между размером элемента фотоприемного устройства и детальностью наблюдения (линейным разрешением на местности или пространственным разрешением) при съемке в надир.

На этой схеме введены следующие обозначения:

$f$  - фокусное расстояние оптической аппаратуры;

$H$  - высота полета КА;

$\Delta l_{\gamma}$  - размеры элемента фотоприемного устройства;

$B$  - ширина полосы захвата;

$b$  - длина фотоприемной линейки или матрицы.

$\Delta L_M$  - детальность наблюдения (предельно различимая ширина темной и светлой полос на мире).

Учитывая, что для отображения черной и белой полос на мире необходимо два элемента фотоприемного устройства, из геометрических соотношений можно получить зависимость между детальностью наблюдения и линейным размером элемента фотоприемной аппаратуры:

$$\Delta L_M = 2\Delta l_{\text{Э}} \cdot \frac{H}{f}.$$

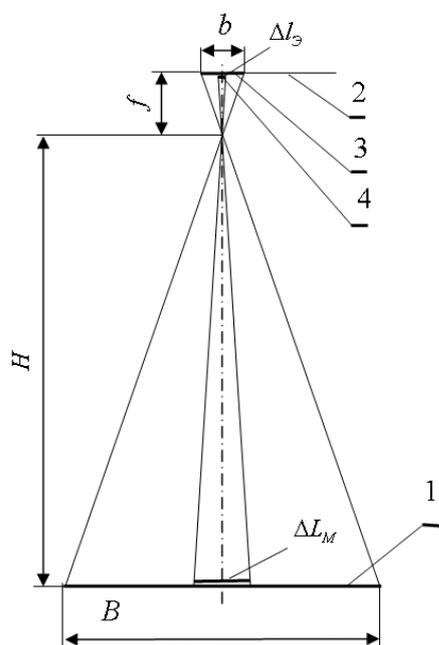


Рисунок 2.40 - Схема для определения зависимости между разрешающей способностью аппаратуры наблюдения и детальностью

В некоторых случаях для гарантированного результата распознавания отдельных частей изображения объекта съемки бывает недостаточно одной пары элементов фотоприемного устройства приборов с зарядовой связью (ПЗС) и разрешающую способность оптической системы определяют как линейный размер двух, трех и т.д. (в общем случае -n) пар элементов ПЗС. В этом случае детальность определяется следующим соотношением:

$$\Delta L_M = 2n \cdot \Delta l_{\text{Э}} \cdot \frac{H}{f}.$$

При совместном отклонении КА по углам тангажа и крена размер ширины зоны захвата сканируемого объекта можно определить также на основе геометрических соотношений (см. схему на рисунке 2.41).

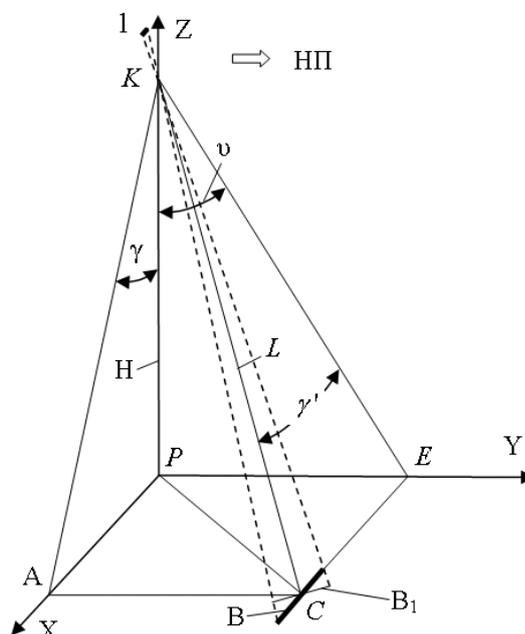


Рисунок 2.41 - Схема для оценки ширины зоны сканируемого объекта при одновременном повороте КА по углам тангажа и крена

В результате моделирования получена формула для расчёта ширины полосы обзора.

$$B = \frac{b \cdot H}{f} \cdot \cos \vartheta (1 + \operatorname{tg}^2 \gamma + \operatorname{tg}^2 \vartheta)$$

Этой же формулой можно пользоваться для оценки показателей детальности, если вместо параметра  $b$  рассматривать размер элемента фотоприёмного устройства. Вместо параметра  $B$  будет получаться параметр детальности  $\Delta L$ .

### ***Модели и алгоритмы для анализа показателей производительности***

Разработаны модели и алгоритмы :

- для имитации расположения объектов наблюдения на поверхности Земли;
- для отбора объектов наблюдения, попадающих в полосу обзора КА наблюдения;
- для выбора оптимального маршрута съёмки и расчёта показателей производительности.

На рисунке 2.42 представлена схема для оптимизации маршрута съёмки и оценки производительности КА.

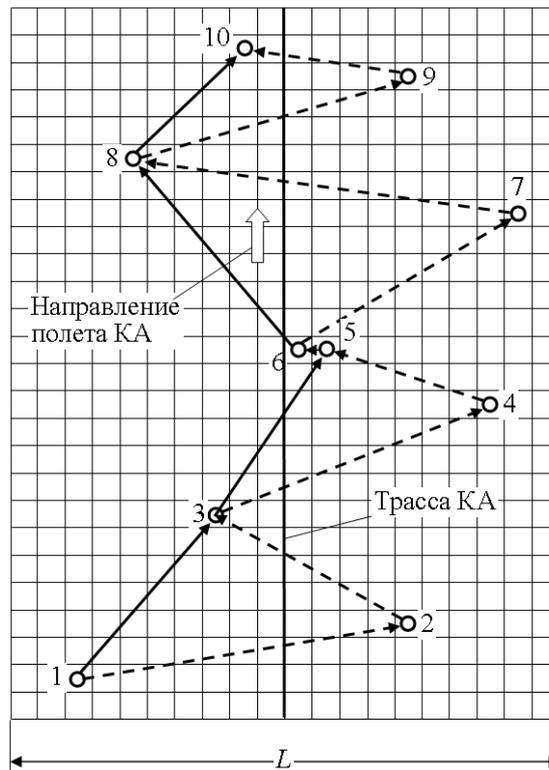


Рисунок 2.42 - Схема для выбора маршрута съёмки КА

Производительность КА наблюдения подсчитывается как сумма объектов наблюдения, которые успевают отснять спутник.

### ***Модели и алгоритмы для анализа показателей оперативности***

Схема, иллюстрирующая попадание спутника в зону радиовидимости наземных пунктов приема информации (НППИ), показана на рисунок 2.43.

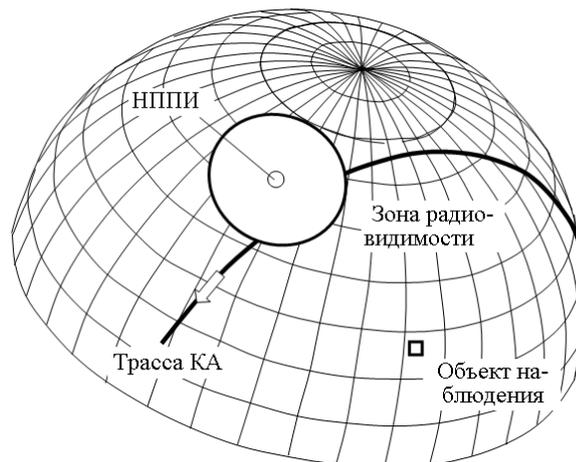


Рисунок 2.43 - Схема, иллюстрирующая попадание спутника в зону радиовидимости наземных пунктов приема информации

Условие попадания спутника в зону радиовидимости соответствует условию нахождения спутника внутри конуса, вершина которого находится в центре Земли, а образующие этого конуса проходят через границу зоны радиовидимости (рисунок 2.44).



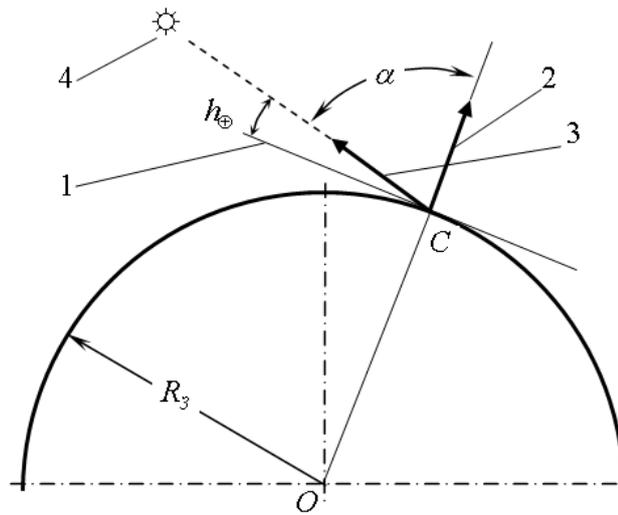


Рисунок 2.45 - Схема для определения угла Солнца над местным горизонтом.  
 1 - линия горизонта; 2 - вектор, направленный по нормали к поверхности Земли;  
 3 - вектор направления на Солнце; 4 – Солнце

Суть метода определения угла Солнца над горизонтом  $h_{\oplus}$  состоит в том, что сначала рассчитывается угол  $\alpha$  (угол между единичным вектором нормали к поверхности Земли в точке с координатами объекта наблюдения и единичным вектором направления на Солнце из той же точки) с учетом вращения Земли и склонения Солнца относительно плоскости эклиптики, а затем рассчитывается угол Солнца над горизонтом  $h_{\oplus}$ , как дополнение до прямого угла, то есть  $h_{\oplus} = \pi/2 - \alpha$ . На рисунке 2.46 представлена расчётная схема.

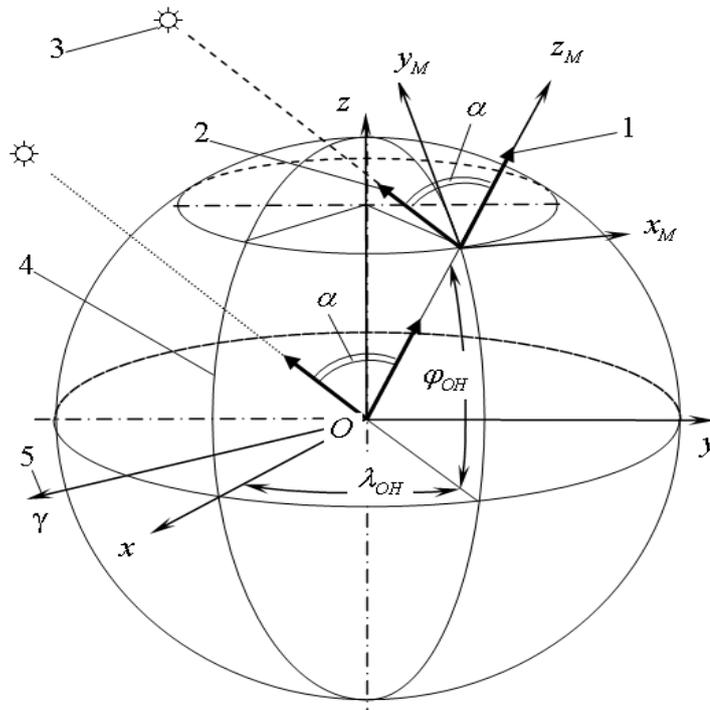


Рисунок 2.46 - Системы координат для определения угла Солнца над горизонтом

Разработаны математические модели и алгоритм расчета угла Солнца над горизонтом. Получена так же аналитическая зависимость для расчета угла Солнца над горизонтом (если осуществить последовательную подстановку частных моделей алгоритма)

$$\eta_{\otimes}^c = \frac{\pi}{2} - \arccos[\cos a_c \cos \varphi_{OH} \cos(\lambda_{OH} + \omega_3 t) + \sin a_c \cos \delta_c \cos \varphi_{OH} \sin(\lambda_{OH} + \omega_3 t) + \sin a_c \sin \delta_c \sin \varphi_{OH}]$$

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

Ниже представлен перечень и краткая характеристика моделей для оценки массогабаритных и энергетических характеристик только тех элементов целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем, которые требуют для своей реализации относительно больших затрат массы:

- модели для оценки массогабаритных и энергетических характеристик оптико-электронного телескопического комплекса (статистические и основанные на геометрических законах оптики);
- модели для оценки массогабаритных и энергетических характеристик системы приема и преобразования информации (статистические);
- модели для оценки массогабаритных и энергетических характеристик высокоскоростной радиолинии (статистические);
- модели для оценки характеристик бортового комплекса управления;
- модели для оценки массогабаритных и энергетических характеристик силового гироскопического комплекса (с учётом моделей для выбора формы и размеров ротора силового гироскопа и статистических зависимостей для оценки массы вспомогательных систем и систем управления);
- модели для оценки массогабаритных и энергетических характеристик системы сброса кинетического момента (статистические);
- модели для оценки массогабаритных и энергетических характеристик для оценки характеристик системы обеспечения теплового режима (включающие частные модели для расчета массогабаритных характеристик пассивной части системы обеспечения теплового

режима и системы терморегулирования, модели для расчёта характеристик составных частей СТР: радиационного теплообменника, контура циркуляции и др.);

- модели для оценки массогабаритных и энергетических характеристик системы электропитания (с учётом требуемой мощности фотоэлектрической батареи на конец срока активного существования);

- модели для оценки массогабаритных и энергетических характеристик комплексной двигательной установки (включающей определение характеристической скорости КА при выполнении динамических маневров, определение запасов топлива, определение приведенных моментов инерции комплексной двигательной установки);

- модели для оценки массогабаритных и энергетических характеристик 2 антенно-фидерных устройств, кабельной сети и бортового радиокомплекса;

- модели для оценки массогабаритных и энергетических характеристик конструкции корпуса КА (статистические модели)

На рисунках 2.47 – 2.48 представлены графики зависимостей массы оптико-электронных телескопических комплексов (ОЭТК) и фокусного расстояния от детальности наблюдения (статистические модели).

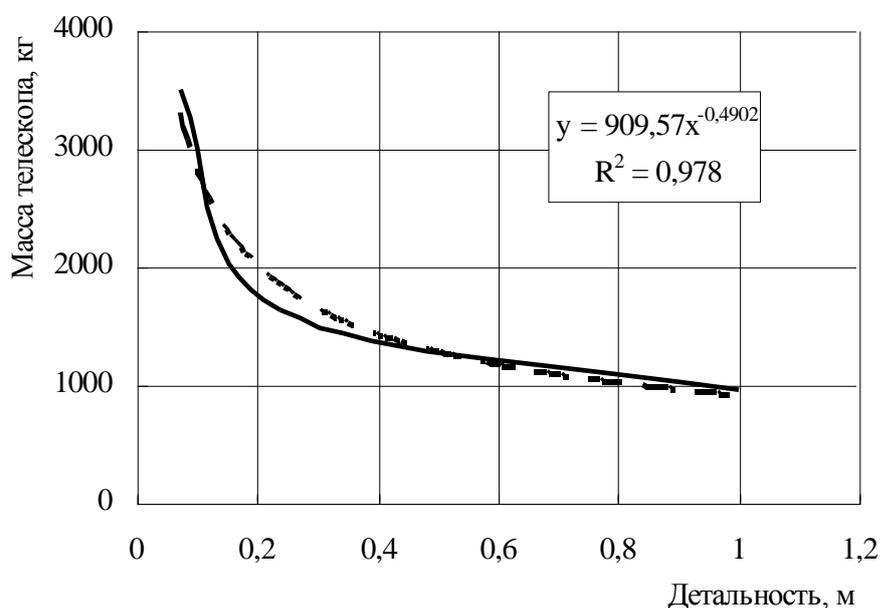


Рисунок 2.47 – Графики зависимости массы телескопического комплекса от детальности наблюдения

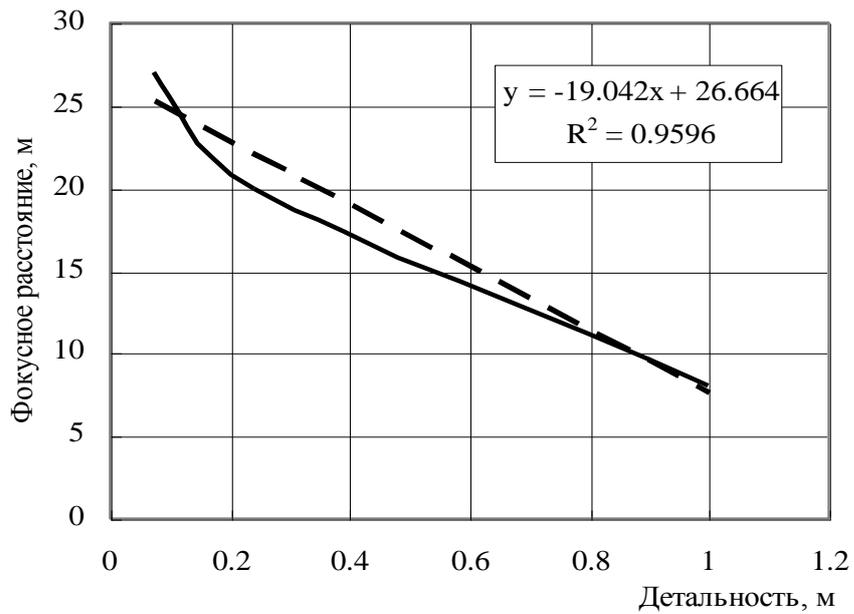


Рисунок 2.48 – Графики зависимости фокусного расстояния телескопического комплекса от детальности наблюдения

На рисунке 2.49 представлены результаты численного анализа влияния отношений размеров ротора гиросприбора на относительные характеристики массы и момента инерции.

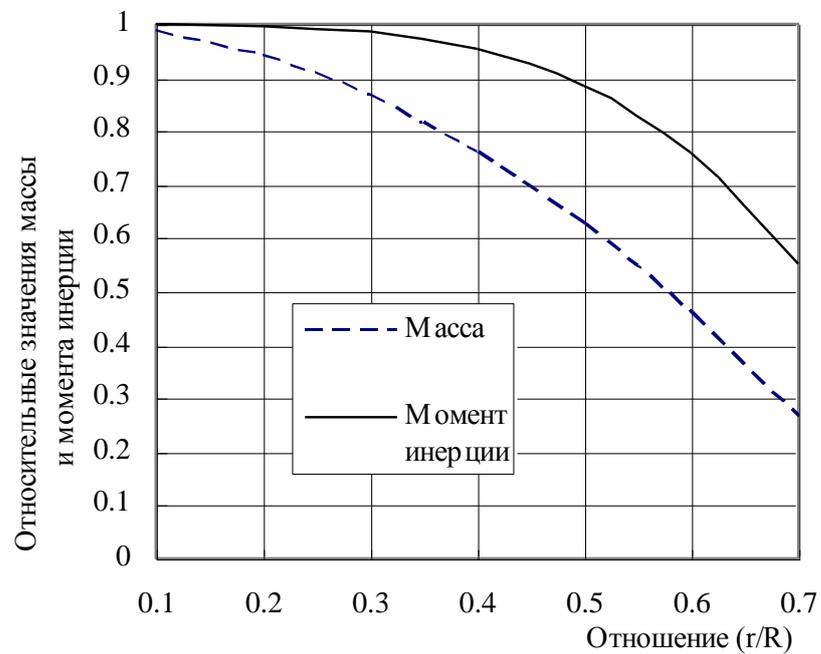


Рисунок 2.49 – Изменение относительных значений массы и момента инерции ротора гиросприбора

На рисунке 2.50 представлена расчётная схема гидроконтура системы терморегулирования КА.

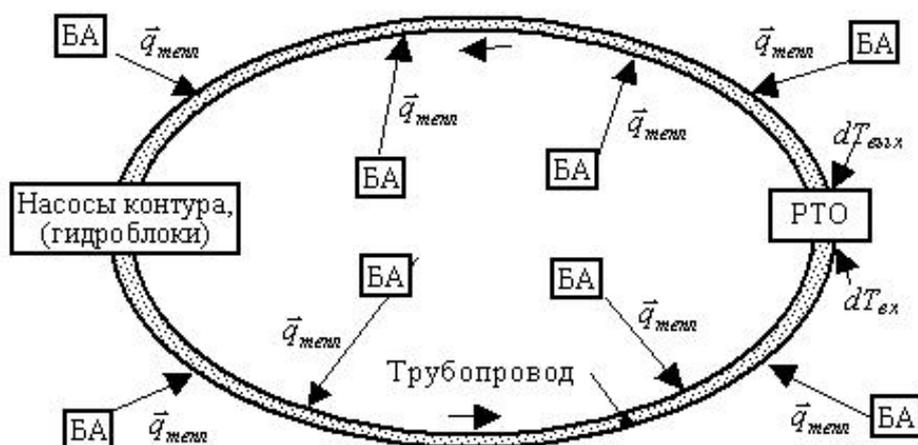


Рисунок 2.50 – Расчётная схема гидроконтура системы терморегулирования

## 2.2.2 Разработка методики конечно-элементного моделирования и оптимизации силовой конструкции КА ДЗЗ

Метод конечных элементов позволяет моделировать упругие и инерционные свойства конструкций КА ДЗЗ с высокой степенью подробности. При разработке КА ДЗЗ возникает ряд задач, которые требуют моделирования силовой работы конструкции КА. Среди них можно выделить следующие:

- Снижение массы силовой конструкции;
- Определение динамических характеристик конструкции КА;
- Исследование вибраций на борту КА.

В первой задаче точные и подробные результаты моделирования позволяют аргументированно снижать толщины оболочек и площади поперечных сечений в силовом наборе корпусов КА. Исследование силовой работы конструкции включает в себя линейно статические расчеты и расчеты на начальную устойчивость для основных случаев нагружения. Выбор значений параметров конструкции может выполняться экспертно на основе результатов конечно-элементного моделирования или с помощью процедуры численной оптимизации.

Актуальной эта задача является только для тяжелых КА. В случае тяжелых КА инерционные нагрузки велики и облик конструкции этих КА будет определяться необходимостью воспринимать эти нагрузки. У малых по массе КА облик конструкции определяется компоновочными и технологическими соображениями, и силовая работа конструкции может моделироваться упрощенно.

Определение динамических характеристик конструкции КА требуется при определении динамических нагрузок на КА. Конструкция КА обычно не может быть идеализирована в соответствии с балочной теорией (как это часто делается для ракет-носителей) из-за неправильной конфигурации их конструкции. Для моделирования

свойств конструкции произвольной конфигурации как нельзя лучше подходит метод конечных элементов. Здесь могут проводиться расчеты собственных колебаний, а также интегрирование переходного процесса во времени и анализ вынужденных колебаний.

Необходимость расчета вибраций на борту КА бывает вызвана наличием на борту КА оборудования чувствительного к вибрациям. Вибрации могут препятствовать функционированию датчиков системы ориентации (в частности звездных датчиков). Также целевая аппаратура может быть чувствительна к вибрациям. Например, изображение в телескопе может быть не четким из-за колебаний зеркал и линз в нем. Некоторые виды узконаправленных антенн также чувствительны к вибрациям. Исследования вибраций проводятся с помощью анализа вынужденных колебаний. Применение метода конечных элементов здесь обусловлено тем, что для анализа высокочастотного движения требуется подробная модель. Метод конечных элементов позволяет сделать модель конструкции КА настолько подробной, насколько этого требует решаемая задача.

На рисунке 2.51 показана конечно-элементная модель КА ДЗЗ. На рисунке 2.52 показана одна из форм собственных колебаний КА ДЗЗ. На рисунке 2.53 показаны результаты расчета вибраций в спускаемом аппарате КА «Фотон».

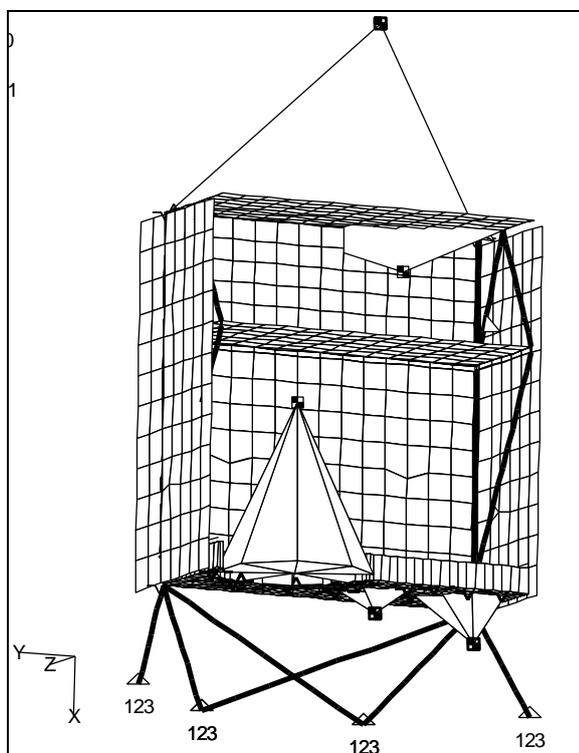


Рисунок 2.51 – Конечно-элементная модель КА ДЗЗ

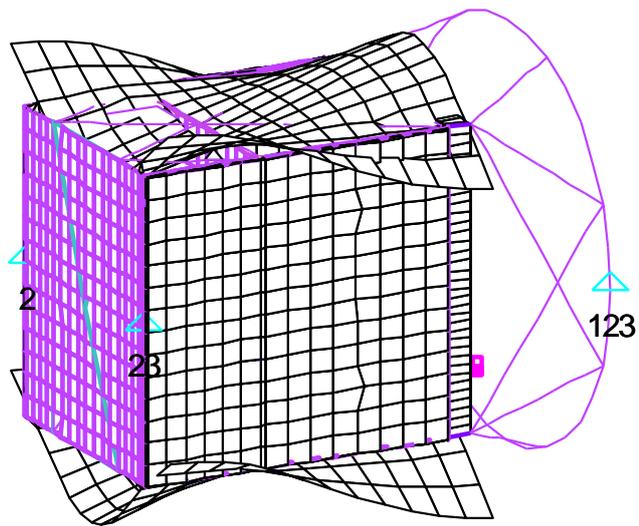


Рисунок 2.52 - Собственные колебания конструкции КА ДЗЗ

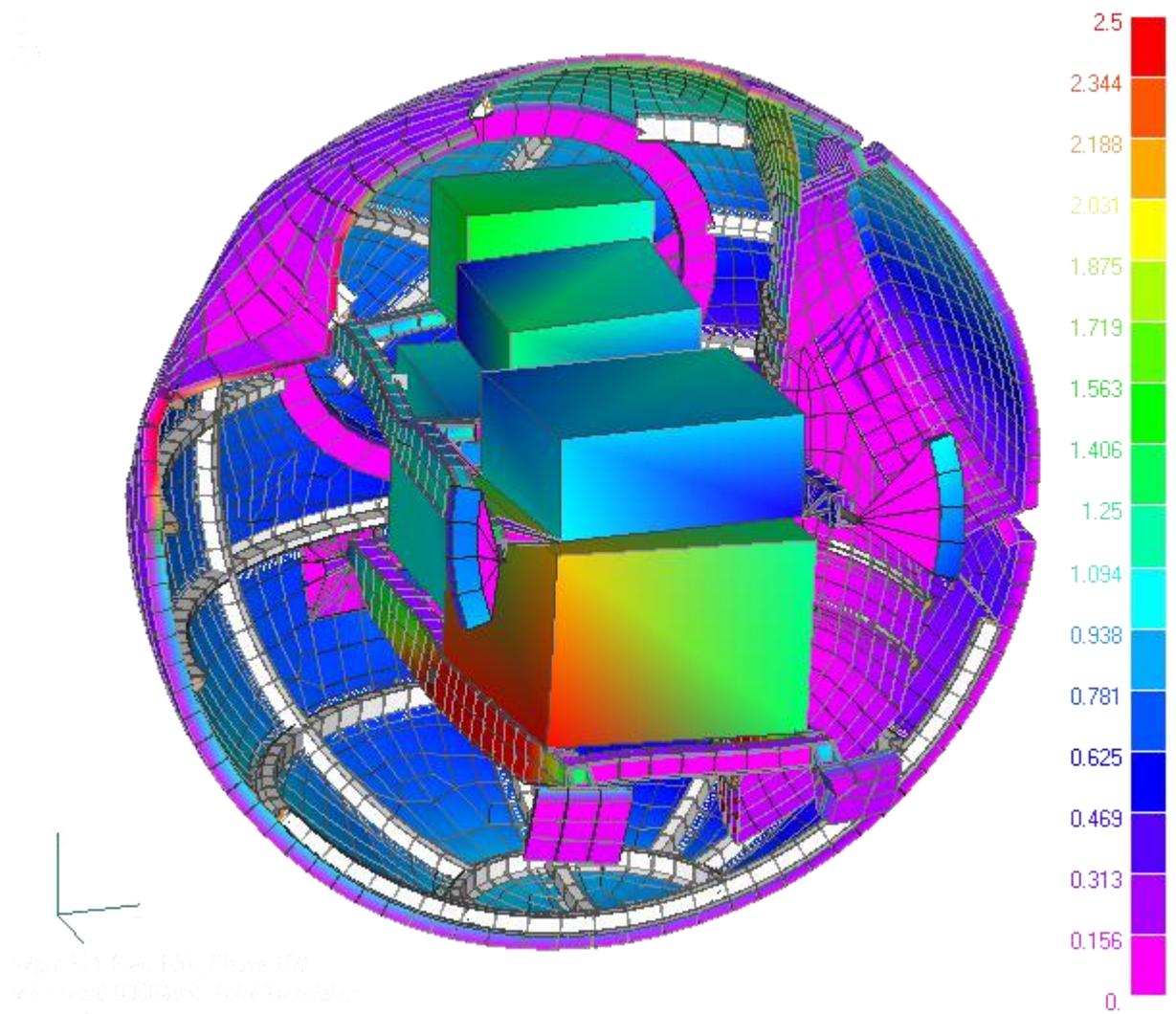


Рисунок 2.53 - Колебания СА КА «Фотон» с частотой 100 Гц

## 2.3 Разработка информационных технологий проектирования и моделирования функционирования транспортных КА с ЭРДУ

### 2.3.1 Разработка методики оптимизации характеристик и синтеза виртуальных изделий транспортных КА

Особенностью оптимизации характеристик и синтеза виртуальных изделий транспортных КА является необходимость учета взаимосвязи проектных характеристик КА и баллистических параметров траектории движения и программ управления.

Пусть целью межорбитального перехода является доставка полезной нагрузки (ПН) с начальной (базовой) на целевую орбиту и возвращение ТКА на исходную орбиту. В качестве целевой орбиты может рассматриваться любая, достаточно удаленная от неё орбита, отличающаяся по наклонению, эксцентриситету, большой полуоси. Будем рассматривать перелёт на геостационарную орбиту (ГСО) и обратно. Баллистические схемы перелёта на ГСО и возвращение ТКА на исходную орбиту представлены на рисунках 2.54 и 2.5 соответственно.

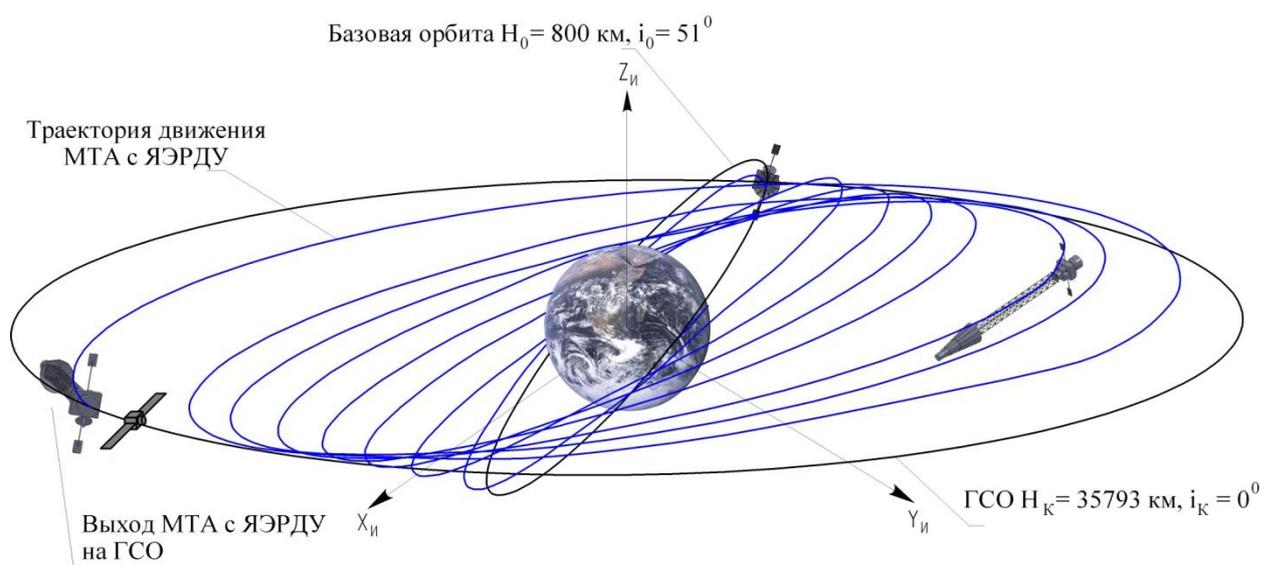


Рисунок 2.54 – Баллистическая схема перелёта ТКА на ГСО

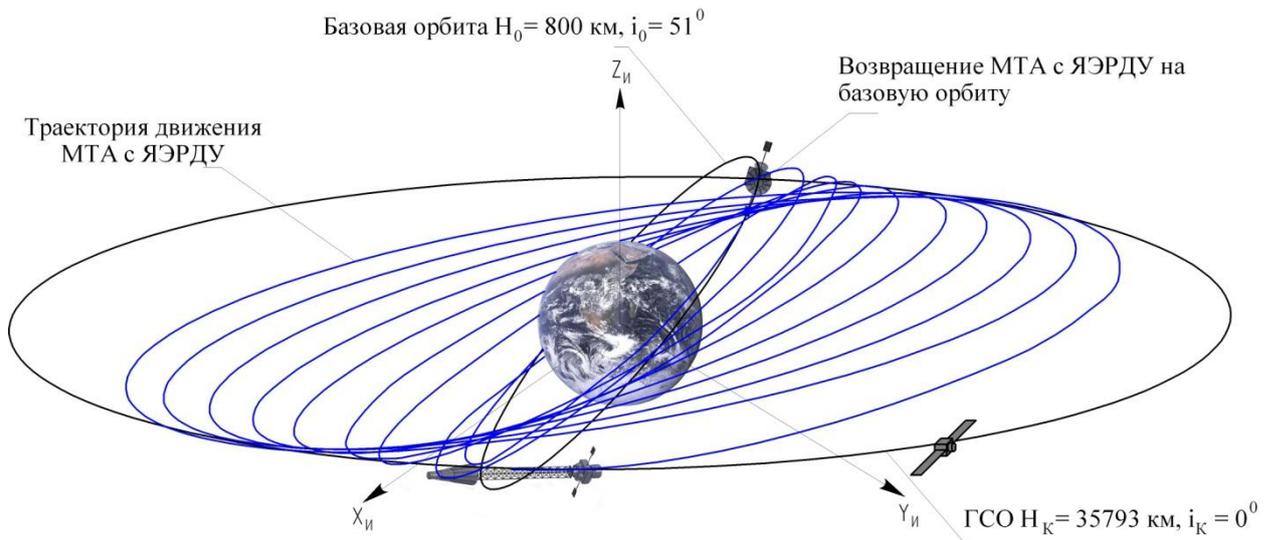


Рисунок 2.55 – Баллистическая схема возвращения ТКА на исходную орбиту

Если целью перелета является доставка ПН с исходной на рабочую орбиту и возвращение на исходную орбиту, то фазовые координаты должны удовлетворять следующим граничным условиям.

В момент старта с исходной орбиты ( $t = 0$ ):

$$\bar{r}(0) = \bar{r}_0, \bar{V}(0) = \bar{V}_0, M(0) = M_0. \quad (2.1a)$$

В момент достижения рабочей для ПН орбиты ( $t = T_1$ ):

$$\bar{r}(T_1) = \bar{r}_K, \bar{V}(T_1) = \bar{V}_K, M(T_1) = M_0 - M_{PT1}. \quad (2.1б)$$

В момент отлета с рабочей орбиты ( $t = T_2$ ):

$$\bar{r}(T_2) = \bar{r}_K, \bar{V}(T_2) = \bar{V}_K, M(T_2) = M_0 - M_{PT1} - M_{ПН}. \quad (2.1в)$$

В момент окончания миссии ( $t = T$ ):

$$\bar{r}(T) = \bar{r}_0, \bar{V}(T) = \bar{V}_0, M(T) = M_0 - M_{PT1} - M_{ПН} - M_{PT2}. \quad (2.1г)$$

Здесь  $\bar{r}$  - вектор положения КА,  $\bar{v}$  - вектор скорости КА.

Для проектно-баллистического анализа миссии МТА будем использовать обозначения:

- $\bar{a}(t)$  – вектор ускорения от тяги, на его величину и направление могут быть наложены ограничения, связанные с конструктивными особенностями МТА;
- $\bar{x}(t) = \begin{pmatrix} \bar{r} \\ \bar{V} \end{pmatrix}$  – вектор фазовых координат МТА в пространстве, определяется граничными условиями перелета (2.1 а, б, в);
- $\bar{p}$  – вектор основных оптимизируемых проектных параметров КА.

В этих обозначениях задача проектно-баллистической оптимизации проекта сводится к определению закона управления вектором тяги МТА  $\bar{a}(t)$  и проектных

параметров аппарата  $\bar{p}$  таких, чтобы при фиксированной стартовой массе МТА на рабочую орбиту была доставлена полезная нагрузка наибольшей массы [5]:

$$M_{ПН} = \max_{a(t), \bar{p} \in P, \bar{x}(t)} M_{ПН}(\bar{x}, a, \bar{p} | M_0 = \text{fixe}). \quad (2.2)$$

Если в качестве критерия оптимальности использовать минимальную характеристическую скорость перелета, то решение динамической задачи сводится к построению зависимости

$$V_X = V_X(\bar{p}, \bar{r}_0, \bar{V}_0, \bar{r}_K, \bar{V}_K), \quad (2.3)$$

а параметрическая – в определении таких параметров  $\bar{p}$ , чтобы

$$M_{ПН} \rightarrow \max. \quad (2.4)$$

Задачи проектной и баллистической оптимизации могут решаться с использованием моделей различной степени точности. Естественно чем точнее решение, тем больших затрат на свое осуществление оно требует.

Обычно на начальном этапе оптимизации выбираются наиболее простые модели, а на заключительном этапе осуществляется сквозное моделирование перелета с найденным управлением и проектными параметрами МТА для проверки условий реализации полученных решений.

Проектная модель описывает массу МТА с СЭРДУ как сумму масс следующих основных компонентов [5, 6]:

$$M_0 = M_{ПН} + M_{Э} + M_{Д} + M_{РТ} + M_{СПХ} + M_{К}, \quad (2.5)$$

где  $M_{ПН}$  - масса полезного груза;  $M_{Э}$  - масса энергоустановки, состоящая из источника и преобразователя энергии;  $M_{Д}$  - масса двигательной установка, включающая маршевые и управляющие двигатели вместе с исполнительными органами;  $M_{РТ}$  - масса рабочего тела, необходимого для прямого и обратного перелета с учетом расхода на управление;  $M_{СПХ}$  - масса системы подачи и хранения рабочего тела (баки, трубопроводы и пр.);  $M_{К}$  - корпус и конструкции МТА.

Наиболее простыми и часто использующимися зависимостями массы отдельных компонентов КА от проектных параметров являются линейные зависимости масс от номинальной мощности энергоустановки  $N$  и тяги двигателей на стартовой орбите  $P$ :

$$M_{Э} = \alpha_{Э} \cdot N, \quad (2.6)$$

$$M_{Д} = \gamma_{Д} \cdot P,$$

$$M_{К} = \alpha_{К} \cdot N + \gamma_{К} \cdot P,$$

$$M_{СПХ} = k_{СПХ} \cdot M_{РТ},$$

где  $\alpha_{Э}$  – удельная массовая характеристика энергоустановки, кг/Вт;  $\alpha_{К}$  – удельная масса

конструкции по мощности, кг/Вт;  $\gamma_d$  – удельная масса двигательной установки, кг/Н;  $\gamma_k$  – удельная масса конструкции по тяге двигателей, кг/Н;  $k_{спх}$  – отношение массы системы подачи и хранения рабочего тела к массе рабочего тела.

Масса израсходованного рабочего тела на перелет выражается через моторное время или характеристическую скорость перелета

$$M_{PT} = \frac{P}{c} T_M = M_0 \left( 1 - \exp\left(-\frac{V_X}{c}\right) \right). \quad (2.7)$$

Подставляя эти выражения в формулу (2.5) с учетом зависимости мощности от проектных параметров с учетом КПД

$$N = \frac{Pc}{2\eta} \quad (2.8)$$

получим новый вид уравнения баланса масс на начальной орбите:

$$M_0 = M_{ПН} + \alpha_{\varepsilon} \cdot \frac{Pc}{2\eta} + \gamma_d \cdot P + \frac{P}{c} \cdot T_M (1 + k_{спх}) + \alpha_k \cdot \frac{Pc}{2\eta} + \gamma_k \cdot P, \quad (2.9)$$

или для массы полезной нагрузки

$$M_{ПН} = M_0 - \alpha_{\varepsilon} \cdot \frac{Pc}{2\eta} - \gamma_d \cdot P - \frac{P}{c} \cdot T_M (1 + k_{спх}) - \alpha_k \cdot \frac{Pc}{2\eta} - \gamma_k \cdot P. \quad (2.10)$$

Анализ уравнения для массы полезной нагрузки (2.10) как функции двух переменных  $P$  и  $c$  показывает, что имеется ее минимум при фиксированной стартовой массе аппарата. Приближенно

$$c_{opt} \cong \sqrt{\frac{T_M (1 + k_{спх}) \eta}{\alpha_{\varepsilon} + \alpha_k}}. \quad (2.11)$$

Значение тяги двигателей  $P$  должно быть минимальным с точки зрения возможностей выполнения миссии.

### 2.3.2 Разработка параметрических моделей энергодвигательной установки транспортного КА

К настоящему времени в СССР (России) и за рубежом проведен ряд лётных испытаний ЭРД на ракетах, искусственных спутниках [140]. Эти испытания особенно важны потому, что наземные испытания с имитацией условий космического полёта достаточно сложны и часто не дают достоверных результатов, а также не позволяют определить надёжность функционирования ЭРД в условиях космического пространства и степень совместимости двигателя с другими системами космического аппарата.

ЭРД производства ОКБ «Факел».

Стационарные плазменные двигатели [141] были выбраны как основной тип ЭРД для систем коррекции российских геостационарных КА. После успешных запусков экспериментальных ЭРДУ «Эол» в составе КА «Метеор» с суммарным временем работы

СПД до 1000 часов риски применения этих двигателей в составе систем коррекции КА стали приемлемыми для российских разработчиков КА.

Принцип действия (создания тяги) двигателя СПД-140 основан на взаимодействии заряженных частиц плазмы с продольным электрическим и поперечным магнитным полями. Плазма создается за счет газового разряда, осуществляемого в коаксиальном канале разрядной камеры. Благодаря физическим особенностям разряда с замкнутым дрейфом электронов, происходит практически полная ионизация рабочего тела (ксенона). Образовавшиеся ионы ксенона, ускоряясь в электрическом поле вдоль разрядной камеры, образуют направленный поток ионов (струи плазмы), создающий реактивную тягу. Электроны дрейфуют по азимуту, ионизируют атомы ксенона и выпадают на анод. Сумма электронного и ионного токов равна току разряда. На выходе разрядной камеры электроны компенсируют ионный поток по току и пространственному заряду, что автоматически позволяет поддерживать потенциал КА, лишь немногим отличающимся от потенциала окружающего космического пространства. Скорость истечения, тяга и потребляемая мощность скомпенсированного потока ионов (струи плазмы) на выходе из двигателя, определяются разностью потенциалов, пройденной ионами в ускоряющем промежутке «анод - катод» [3].

Опыт практического использования электрореактивных двигателей подтверждает их высокую надёжность и свидетельствует о целесообразности расширения области их дальнейшего применения, в том числе и в составе комбинированной двигательной установки (КДУ).

Двигатели СПД-25, СПД-35, СПД-50, СПД-60 могут использоваться для коррекции орбиты и других маневров малоразмерных КА массой около 100 кг, ориентации и стабилизации КА (рисунки 2.56). Эти двигатели имеют малые массы, габариты и потребную мощность. Их характеристики приведены в таблице 2.1. Двигатель СПД-50 использовался в составе КА с ЭРДУ «Эол-3» [2].

Таблица 2.1 – Основные характеристики стационарных плазменных двигателей СПД-25, СПД-35, СПД-50, СПД-60

	СПД-25	СПД-35	СПД-50	СПД-60
Тяга, мН	7	10	20	30
Удельный импульс, с	800...1000	1200	1750	1300
Потребляемая мощность, кВт	0,1	0,2	0,2...0,6	0,5
Ресурс, ч	1500	2500	2500	2500
Тяговый КПД, %	20	30	45	37
Масса, кг	0,3	0,4	1,4	1,2

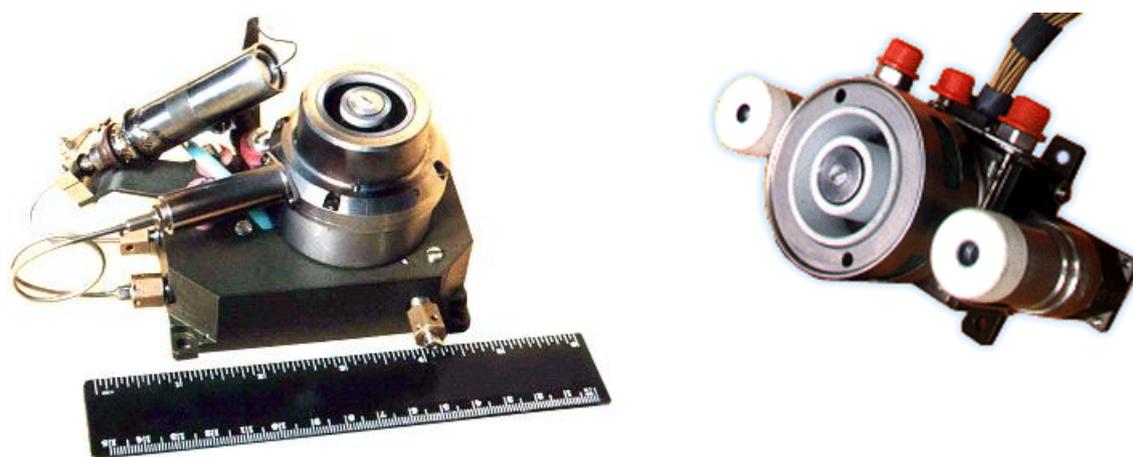


Рисунок 2.56 – Внешний вид двигателей СПД-25, СПД 35

К 1981 году специалисты ОКБ разработали ЭРДУ с *СПД-70* (рисунок 2.57) для коррекции орбиты геостационарных телекоммуникационных КА «Космос», «Луч». Технические характеристики двигателя СПД 70 следующие: тяга 40 мН, потребляемая электрическая мощность 0,65 кВт, удельный импульс 1450 с, тяговый КПД 48%, ресурс 3100 ч, масса 1,5 кг (со штатным блоком газораспределения 2,7 кг). На телекоммуникационных спутниках «Космос», «Луч» одновременно работали два двигателя СПД-70. Суммарная мощность энергопотребления ЭРДУ составила 3000 Вт что существенно выше энергопотребления первых ЭРДУ для КА «Метеор».

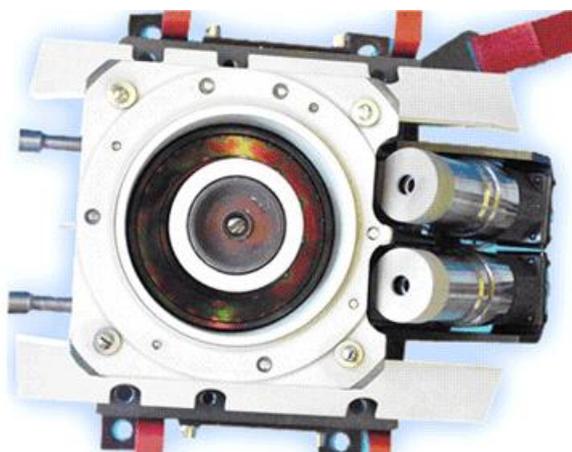


Рисунок 2.42 – Внешний вид двигателя СПД-70

Двигатели СПД-70 эксплуатировались на 22 российских КА. В составе космических аппаратов «Плазма» с ядерными энергоустановками (ЯЭУ) эти двигатели впервые были успешно применены для ориентации КА. Суммарное время работы СПД-70 в космосе составляет не менее 4000 часов.

#### *Двигатели СПД-100, СПД-140*

С запуском в 1994 году на геостационарную орбиту космических аппаратов «Галс» и «Экспресс» начался новый этап применения СПД. Современные КА разрабатываются с большей энерговооруженностью и на сроки службы 10...15 лет. Соответственно, в

несколько раз возросли требования к двигателям коррекции орбиты, в частности, для коррекции орбиты геостационарных КА в направлении Север-Юг. Для этой цели специалисты ОКБ разработали и квалифицировали на соответствие российским стандартам двигатель СПД-100 (рисунок 2.58) мощностью 1350 Вт и удельным импульсом 1500 с. При наземной отработке на стендах ОКБ один из двигателей для ЭРДУ КА «Галс» отработал 4000 часов.

Двигатель СПД-140 был разработан для выполнения операций межорбитальной транспортировки и коррекции орбиты тяжелых геостационарных КА.

Успешная работа СПД в течение более 20 лет в составе российских космических аппаратов обусловила продвижение этих двигателей на зарубежный рынок космических технологий. В 1992 - 1996 гг. двигатели СПД-100 прошли квалификацию на соответствие зарубежным стандартам, проведены длительные ресурсные испытания на стендах ОКБ и в США.

Технология производства двигателя СПД-100 была воспроизведена в Европе компанией «Snesma Moteurs» в рамках соглашения между ОКБ «ФАКЕЛ» и «Snesma Moteurs». В дальнейшем этот двигатель (PPS-1350) использовался в качестве маршевого двигателя для лунного КА в рамках программы «SMART-1». Планируется использование этого ЭРДУ в составе перспективных межпланетных КА Европейского космического агентства «Vepi Colombo», «Lisa pathfinder», «Solar orbiter».

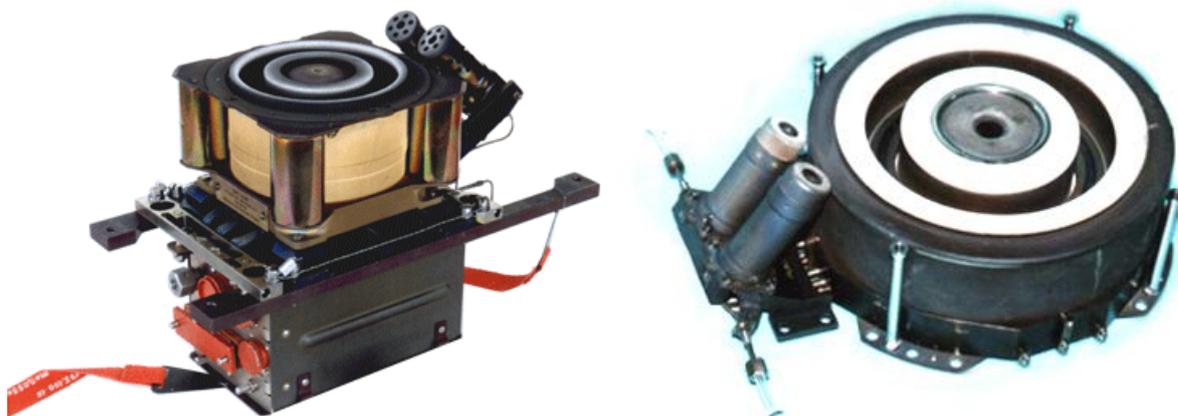


Рисунок 2.58 – Внешний вид двигателей СПД-100, СПД 140

Характеристики стационарных плазменных двигателей СПД-100, СПД-140 приведены в таблице 2.2 [2].

Таблица 2.2 – Основные технические характеристики стационарных плазменных двигателей СПД-100 (Snecma Moteurs PPS-1350), СПД-140

	СПД-100	PPS-1350	СПД-140
Тяга, мН	83	84	до 300
Удельный импульс, с	1500	1668	<2000
Потребляемая мощность, кВт	1,35	1,5	<7
Ресурс, ч	9000	7000	10000
Тяговый КПД, %	50	46	>55
Масса, кг	3,5	3,5	7,5

### *Двигатели СПД-200, СПД-290, СПД-2300*

В ОКБ разрабатывались и разрабатываются двигатели, которые могут найти применение в ближайшем будущем для межорбитальных и межпланетных космических полётов КА. Двигатель СПД-200 (рисунок 2.58) предназначен для использования в составе разгонного блока на основе ЭРДУ мощностью 10...15 кВт для довыведения КА с высокоэллиптической стартовой орбиты на геостационарную. В 80-е годы XX века в рамках программы полётов на Марс разработан опытный образец СПД-290 «Геркулес» (рисунок 2.59) мощностью до 30 кВт и удельным импульсом до 3300с. В этом двигателе впервые применены тепловые трубы для обеспечения термической прочности элементов конструкции. Разработанный несколько раньше многорежимный двигатель СПД-2300 предназначен для решения задач выведения с низкой опорной орбиты на геостационарную и стабилизации положения геостационарных ИСЗ в рабочей точке. Характеристики двигателей СПД-200, СПД-290, СПД-2300 приведены в таблице 2.3 [2].

Таблица 2.3 – Основные технические характеристики стационарных плазменных двигателей СПД-200, СПД-290, СПД-2300

	СПД-200	СПД-290	СПД-2300
Тяга, мН	до 500	до 1500	98
Удельный импульс, с	2500	3300	2500-3000
Потребляемая мощность, кВт	3-15	5-30	2,3
Ресурс, ч	18000	27000	7000
Тяговый КПД, %	до 60	до 65	65%
Масса, кг	15	23	3,5



Рисунок 2.59 – Двигатели СПД-200, СПД-290 (Геркулес), СПД-2300

Три из пяти крупнейших западных производителей космических аппаратов покупают российские двигатели серии СПД. Ими, например, оснащены спутники MBSat-1, Intelsat-X-02, Inmarsat-4F1». В 1980-х годах группа в МИРЭА разработала двигатель следующего поколения, СПД Атон. Расходимость плазменного пучка в СПД-100 составляет  $\pm 45$  градусов, КПД – 50%, а соответствующие характеристики СПД Атон  $\pm 15$  градусов и 65%. Он пока не востребован, как и другой наш двигатель, двухступенчатый СПД Мах с измененной геометрией поля – конструкторы пока обходятся более простыми СПД-100. Дальний космос требует двигателей с масштабами 10-100 кВт или даже МВт. Подобные разработки уже есть – в 1976 году в ИАЭ сделали двигатель мощностью в 30 кВт, да и «Факел» в конце 1980-х разработал СПД-290 мощностью 25 кВт для космического буксира «Геркулес». В любом случае теория таких двигателей построена, поэтому в рамках классической схемы СПД вполне реально довести мощность до 300 кВт.

#### ***Электротермокаталитические двигатели на однокомпонентном топливе.***

Разработка электротермокаталитического двигателя К-10 проводилась в ОКБ «Факел» как альтернатива аммиачным двигателям ориентации, входивших в состав ЭРДУ «Маяк». Эти двигатели обеспечивают ориентацию КА на начальных этапах эксплуатации в условиях ограничений по энергопотреблению, угловую стабилизацию КА путем компенсации возмущающих моментов, возникающих, в том числе, при работе СПД для коррекции орбиты КА. В большинстве геостационарных КА НПО ПМ им. М.Ф. Решетнёва ДУ с монотопливными ЭТКД применяются совместно с ЭРДУ с ксеноновыми СПД.

Первый опыт успешной эксплуатации монотопливных ДУ на КА «Космос» был использован при создании ДУ коррекции и ориентации для КА «Глонасс». Для ориентации использовались 24 двигателя К-10, для изменения параметров орбиты — 2 двигателя коррекции К-500. С 2004 года на КА «Глонасс-М» для коррекции орбиты используются двигатели ТК-500 разработки ОКБ «Факел», для ориентации КА - двигатели К50-10 (модификация двигателя К-10). Двигательная установка с двигателем К50-10 для ориентации КА квалифицирована по зарубежным стандартам по европейскому проекту «SESat», для которого космическая платформа создавалась в НПО ПМ им. М.Ф. Решетнёва.

#### ***Двигатели разработки Исследовательского Центра имени Келдыша.***

В Центре Келдыша проводятся исследования в рамках работ по созданию ксеноновых холловских ЭРД с высоким удельным импульсом. Созданы двигатели различного типоразмера с мощностью от 50 Вт до 6 кВт (рисунки 2.60, 4.61). Уровень

отработки созданных двигателей - от лабораторных моделей до летных. В частности разрабатываются двигатели КМ-60 и КМ-100, ориентированные на штатное применение в составе новых геостационарных спутниковых платформ «Экспресс-1000» и «Экспресс-2000». В настоящее время один из холловских двигателей Центра Келдыша КМ-5 (рисунок 2.60) проходит летные испытания в составе серийного геостационарного связного КА «Экспресс-А» №4 разработки НПО ПМ. Спутник был выведен на геостационарную орбиту 10 июня 2002 г. с помощью РН «Протон». Производственная и испытательная база Центра Келдыша позволяет осуществить весь цикл серийного изготовления летных образцов двигателей. Получены результаты по ключевым направлениям развития холловских двигателей, таким как многорежимные двигатели, двигатели с высоким удельным импульсом (до 3000 с), двигатели малой мощности, двигатели с управляемым вектором тяги [4].



Рисунок 2.60 – ЭРД разработки исследовательского центра им. М.В.Келдыша: стационарный плазменный двигатель Т-100, ионный двигатель 5 СМ



Рисунок 2.61 – Холловские ЭРД разработки исследовательского центра им. М.В.Келдыша: К-45, К-5

Характеристики современных ЭРД производства Исследовательского центра имени Келдыша приведены в таблице 2.4 [5].

Таблица 2.4 – Параметры современных ЭРД разработки Исследовательского центра имени Келдыша

Двигатель	Тяга, мН	Удельный импульс, с	Потребляемая мощность, кВт	КПД, %	Ресурс, ч	Масса, кг

Стационарные плазменные двигатели (Х-, Т-)						
Х85-М	85	3100	1,93	64		
Т-100	83	1630	1,35	49		
Т-160	288	1817	4,67	55		
Холловские двигатели с анодным слоем						
КМ-5 Летн.	75-140	1570	1,35-2,5	47	2000	
КМ-7 Летн.	200-450		3,5-6,0			
КМ-32 Лаб	6-17	800-1600	0,12-0,3	35-45		
КМ-37 Лаб	5-18		0,1-0,3			
КМ-45 Летн	10-28	1000-1800	0,2-0,45	30-45		
КМ-60 Инж	30-50		0,45-0,9			
КМ-100 Лаб	50-90		1,5-2,3			
Ионные двигатели						
ИД-50 Лаб	2-5		0,05-0,15			
ИД-100 Лаб	7-18		0,15-0,5			
ИД-300 Лаб	60-110		1,5-2,5			
5 СМ	8,5	3100	0,05-0,13			
10 СМ	8,3	1630	0,13	49		

### ***ЭРД производства ЦНИИМАШ***

СПД имеют на сегодняшний день наибольший опыт применения на отечественных КА, однако удельные импульсы 3000...3500 с близки к предельным для современных СПД, что ограничивает возможности их использования для полетов в дальний космос. Двигатели с анодным слоем (ДАС) не имеют столь законченной инженерной и технологической проработки, как СПД, и только однажды испытывались в условиях космического пространства на американском экспериментальном КА STEX. Однако результаты НИР и имеющийся опыт создания и экспериментальной отработки опытных образцов свидетельствует, что в ДАС, благодаря применению двухступенчатой схемы организации рабочего процесса, вполне возможно достичь значений удельных импульсов 3000...10000 с. Исключение из конструкции крупногабаритной керамики, применяемой в СПД, и вынесение ее из зоны разряда снимает целый ряд проблем, связанных с ее производством, устраняет чувствительность двигателя к наличию загрязнений и упрощает экспериментальную отработку.

Разработка ДАС в России ведется уже более 40 лет и значительно опережает соответствующие зарубежные разработки, а также разработки двигателей повышенной (20...50 кВт) мощности других типов (за исключением СПД). Основные разработки ДАС были выполнены в ЦНИИМАШ. Номенклатурный ряд двигателей с анодным слоем, разработанных в ЦНИИМАШ представлен в таблице 2.5 и включает в себя ДАС одно- и двух- ступенчатой модификации с продемонстрированным диапазоном работы по мощности от сотен Ватт до 50 кВт и по удельному импульсу 1000...2500 с и 2000...7000 с, соответственно [6]. На рисунке 2.62 представлен общий вид двухступенчатого двигателя с анодным слоем ТМ-50.

Таблица 2.5 - Номенклатурный ряд экспериментальных образцов двигателей с анодным слоем производства ЦНИИМаш

Двигатель	Мощность, кВт	Удельный импульс, с	КПД, %	Тяга, мН	Рабочее тело
Д-38 & Д-38М	0.2 ... 1.5	1300 ... 2800	50...70	25 ... 100	ксенон
Д-55	0.8 ... 2.5	1350 ... 2700	45...55	40 ... 120	ксенон
Д-80 (двухступенчатый)	0.7 ... 5.6	1000 ... 3350	60...70	50 ... 250	ксенон
Д-100-I	1.3 ... 7.5	1450 ... 2800	50...60	80 ... 340	ксенон
Д-100-II (двухступенчатый)	3.5 ... 15	1800 ... 4250	50...65	80 ... 650	ксенон
Д-110	0.6 ... 4.5	1000 ... 2500	50...60	50 ... 240	ксенон
Д-150	4.5 ... 17.5	1500 ... 3100	50...65	200 ... 800	ксенон
ТМ-50 (двухступенчатый)	20 ... 50	3000 ... 7000	70...75	1000 ... 1500	ксенон
ДАС-200 (двухступенчатый)	10...34	2000 ... 5200	50...67	500...1130	висмут



Рисунок 2.62 - Общий вид экспериментального образца двигателя ТМ-50

Система *Xenon Ion Propulsion System* (XIPS) в качестве двигателей коррекции устанавливается на спутниковых платформах Boeing 601HP (с двигателями диаметром 13 см) и Boeing 702 (с двигателями диаметром 25 см). Параметры современных ЭРД производства Boeing Electron Dynamic Devices показаны в таблице 2.6.

На космическом аппарате Deep Space 1, запущенном 24 октября 1988 года с мыса Канаверал XIPS с двигателем диаметром 30 см (NSTAR) применялась как маршевая ДУ (рисунок 2.63) для полетов к комете Борелли.



Рисунок 2.63 – Общий вид ионного двигателя NSTAT (XIPS-30)

XIPS платформы Boeing 601HP состоит из 4-х двигателей (двух основных и двух запасных, массой по 5.0 кг каждый), 4-х преобразователей мощности для каждого двигателя (массой по 6.8 кг) и 2-х баков для ксенона (массой по 2.0 кг). Общая масса системы 68 кг. Каждый двигатель потребляет 438 Вт постоянного тока при напряжении 29,34 В, напряжение на ионизаторе 751 В, ток на ионизаторе 0,405 А, напряжение на ускорителе 300 В, ток: на ускорителе 0,97 мА, коэффициент полезного действия 51,3%.

Таблица 2.6 – Параметры современных ЭРД производства Boeing Electron Dynamic Devices Двигатели Xenon Ion Propulsion System разработки EDD (Boeing Electron Dynamic Devices, Inc.) (Летные модели)

Двигатель	Тяга, мН	Удельный импульс, с	Потребляемая мощность, кВт	КПД, %	Ресурс, ч	Масса, кг
13 см	18	2565	0,5			
30 см	92	3310	2,4			
25 см	165	3800	4,2			

Европейское космическое агентство (European Space Agency) и Австралийский национальный университет (Australian National University) в ноябре 2005 года успешно провели испытания нового поколения космических ионных двигателей. В опытном двигателе, названном «Двухступенчатый с четырьмя решётками» (Dual-Stage 4-Grid — DS4G) скорость истечения рабочего тела достигла рекордных 210 километров в секунду. По мощности он в 10 раз превышает существующие ионные аналоги и в 4 раза — прототипные. Расхождение выходного реактивного пучка составило всего 3 градуса, против примерно 15 градусов — у прежних систем.



Рисунок 2.63 – Опытный ионный двигатель DS4G

Эффективность ЭРД, как преобразователя подводимой электрической энергии в энергию истекающего рабочего вещества может быть охарактеризована соответствующими к.п.д. – энергетическим и тяговым.

Энергетический к.п.д. (2.12)  $\eta_{\text{ЭВ}}$  представляет собой отношение мощности  $N_C$ , уносимой истекающим рабочим веществом, к мощности  $N_0$ , подводимой к двигателю:

$$\eta_{\text{ЭВ}} = \frac{N_C}{N_0}. \quad (2.12)$$

Полная энергия струи рабочего вещества, покидающего двигатель, складывается из кинематической энергии, энергии, затраченной на нагрев, испарение, диссоциацию и ионизацию рабочего вещества, энергии, рассеиваемой в окружающее пространство путем излучения и т.д. При достаточно больших скоростях истечения, характерных для ЭРД, полная энергия струи рабочего вещества практически равна её кинетической энергии, а другими составляющими энергии можно пренебречь

$$N_C \approx \frac{\dot{m} \cdot \bar{c}^2}{2}, \quad (2.13)$$

где  $\bar{c}^2 = \int v^2 f(v) dv$  - среднеквадратичная скорость истечения рабочего вещества

$$\eta_{\text{ЭВ}} = \frac{\dot{m} \cdot \bar{c}^2}{2N_0} \quad (2.14)$$

Отметим, что часть подведенной к двигателю электрической энергии, равная  $\theta \approx 1 - \eta_{\text{ЭВ}}$ , выделяется в виде тепловой энергии в элементах конструкции двигателя и, в конечном счете, должна быть отведена в окружающее пространство путем излучения.

Тяговым коэффициентом полезного действия  $\eta_T$  принято называть отношение реактивной мощности струи рабочего вещества  $N_p$ , вычисленной по эффективной скорости истечения, к мощности  $N_0$ , подводимой к элементам двигателя:

$$\eta_T = \frac{N_p}{N_0} = \eta_{\text{эв}} = \frac{\dot{m} \cdot \bar{c}^2}{2N_0}. \quad (2.15)$$

Наряду с тяговым к.п.д. нередко используется так называемая цена тяги

$$\xi = \frac{N_0}{D}. \quad (2.16)$$

Нетрудно убедиться, что  $\eta_T = \frac{c}{2\xi}$ .

Отличие  $\eta_T$  от  $\eta_{\text{эв}}$  связано с разбросом скоростей истекающих частиц по величине и направлению. Отношение тягового к.п.д. к электрическому

$$\varepsilon = \frac{\eta_T}{\eta_{\text{эв}}} \approx \frac{c^2}{\bar{c}^2} \quad (2.17)$$

Показывает, насколько эффективно используется мощность, передаваемая рабочему веществу для создания силы тяги. Параметр  $\varepsilon$  называют, поэтому тяговой эффективностью ЭРД.

Важной характеристикой ЭРД является продолжительность работы двигателя в заданном режиме до появления дефекта, исключающего возможность дальнейшей эксплуатации двигателя. В ЭРДУ различного назначения конструктивный ресурс должен составлять от сотен до десятков тысяч часов.

Энергоустановки на основе использования солнечной энергии (СБ) широко используются на современных КА и являются надежными и экологически чистыми источниками энергии. На расстоянии 1 а.е. от Солнца интенсивность светового потока составляет 1.3 кВт/м<sup>2</sup>, однако сравнительно низкий КПД существующих фотоэлектрических преобразователей (около 10%) позволяет обеспечить съем 100..150 Вт с одного квадратного метра поверхности. При использовании фотоэлектрических преобразователей на основе кремния удельная мощность энергоустановки (без учета массы системы ориентации и массы буферных аккумуляторов) составляет примерно 100 Вт/кг.

Характеристики разрабатываемых в настоящее время перспективных тонкопленочных СБ батарей ожидаются на следующем уровне:

1) КПД повысится до 16% (для фотоэлементов на основе GaAs до 20%, а для многослойных фотоэлементов на основе GaAs/Ge до 25%);

- 2) увеличится удельная мощность батарей до 200..300 Вт/кг;
- 3) значительно увеличится ресурс (до 10..15 лет), а для пленочных батарей он достигнет 20..30 лет.

В последнее время возродился интерес к транспортным КА с ЭРДУ и ядерной энергоустановкой (ЯЭУ). Примером тому служит проект РКК «Энергия» - межорбитальный буксир на базе ЯЭУ с ЭРДУ (рисунок 2.64) [142].

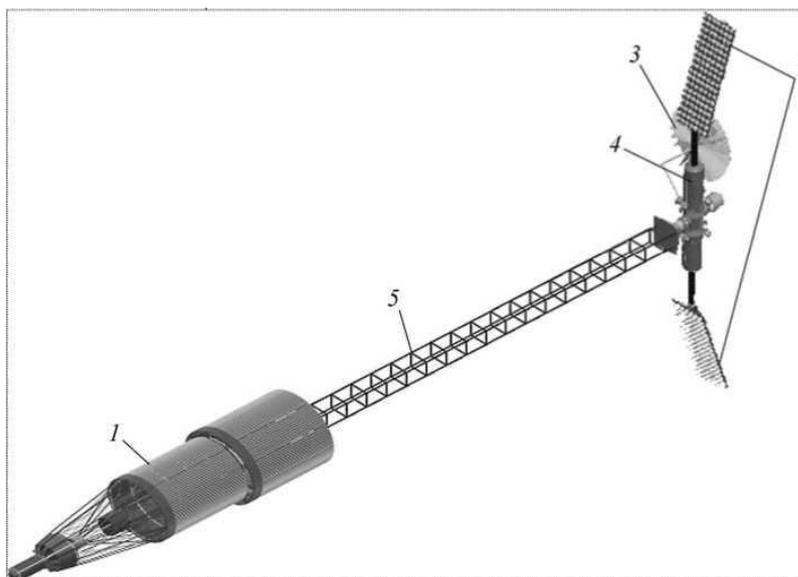


Рисунок 2.64 – Межорбитальный буксир с ЯЭУ и ЭРДУ: 1 – ядерная энергетическая установка; 2 – электроракетная двигательная установка; 3 – антенна системы связи; 4 – приборный отсек; 5 – ферменная конструкция

В составе ЯЭУ, прежде всего, должен быть ядерный реактор космического исполнения и система преобразования тепловой энергии, выделяющейся при ядерном делении, в электрическую.

При выборе основных элементов этом необходимо руководствоваться требованиями безопасности космических ЯЭУ для Земли. Ядерные энергоустановки должны функционировать на таких околоземных орбитах, для которых время баллистического существования гарантированно больше времени естественного спада накопленной радиоактивности отработанного ядерного топлива до безопасного уровня. Этому требованию отвечают орбиты высотой не менее 800...1500 км, располагающиеся выше внешней границы нижнего радиационного пояса Земли.

В этом случае транспортный модуль-буксир с ЯЭУ и ЭРДУ будет курсировать между орбитой его базирования и целевыми высокими орбитами, а на орбиту базирования грузы будут доставляться с Земли средствами, работающими на ракетном топливе.

Срок эксплуатации космических ЯЭУ должен составлять 10–15 лет. Для этого необходимо правильно выбрать тип системы преобразования тепловой энергии реактора ЯЭУ

в электрическую. В настоящее время существуют турбомашинные и термоэмиссионные системы преобразования энергии [142].

В зависимости от мощности ЯЭУ масса буксира может составлять 7-40 т. Мощность ЯЭУ космического исполнения – от нескольких сотен кВт до 6 МВт. Выведение на околоземную орбиту и начало летных испытаний запланированы на 2020 г.

При создании такого буксира Россия могла бы удвоить объемы поступающих средств в секторе пусковых и транспортных космических услуг, увеличив свою долю на мировом космическом рынке до 60 % от годового финансового объема этого сектора (более 2 млрд дол.).

В другом, информационном, секторе космического рынка технологии ядерной энергетики не менее перспективны. Известно, что на геостационарной орбите работают сотни спутников связи, и при этом дрейфуют более 600 неуправляемых и вышедших из строя КА, которые становятся помехой и угрозой для работающих КА. Один из радикальных путей устранения данной проблемы – переход на использование тяжелых КА-станций (это позволит уменьшить число объектов на орбите) [142].

Центр Келдыша занимается разработкой многоразового межорбитального буксира с ЯЭУ. Варианты компоновки представлены на рисунках 2.65-2.66 [144].

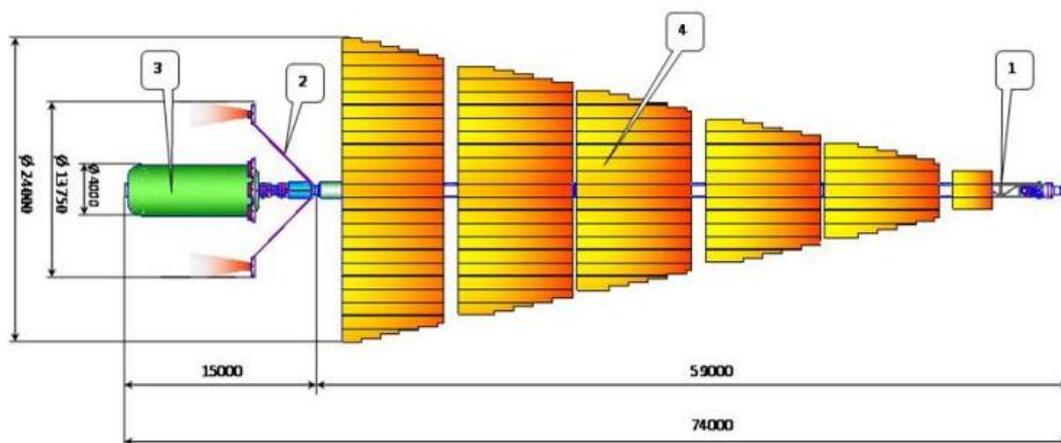


Рисунок 2.65 – Вариант компоновки ЯЭДУ в составе многоразового межорбитального буксира с панельным холодильником-излучателем: 1-ЯЭУ в развернутом положении; 2-модуль ЭРД; 3- полезная нагрузка; 4- панели холодильника излучателя в развернутом положении

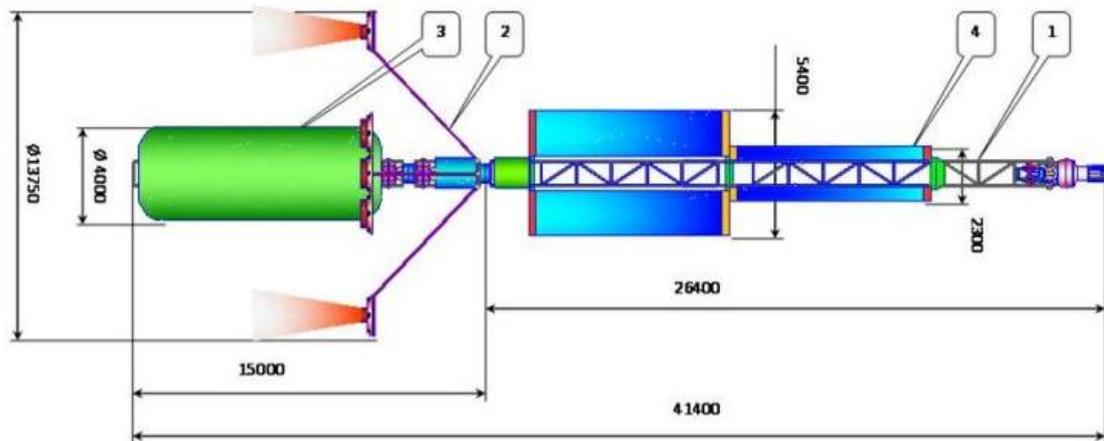


Рисунок 2.66 – Вариант компоновки ЯЭДУ в составе многоразового межорбитального буксира с капельным холодильником-излучателем: 1-ЯЭУ в развернутом положении; 2-модуль ЭРДУ; 3- полезная нагрузка; 4- капельный холодильник излучатель

ЦНИИмаш и МАИ [145] была проведена проработка КА для зондирования естественного спутника Юпитера - Европы. С точки зрения баллистики в данном проекте рассматривается старт межпланетного КА с ЯЭУ и ЭРДУ с радиационно безопасной околоземной орбиты высотой 800 км, на которую он доставляется ракетой-носителем «Протон-М» или «Ангара-5» с химическим разгонным блоком (ХРБ). С помощью ЭРДУ, питаемой от ЯЭУ, осуществляется выход КА из гравитационного поля Земли, межпланетный перелет и движение КА в гравитационном поле Юпитера с выходом на орбиту вокруг Европы. В соответствии с таким сценарием полета исследовались варианты КА различающихся величиной электрической мощности ЯЭУ типа «Топаз» (в диапазоне  $N=50-100$  кВт), параметрами ЭРДУ (величиной тяги  $P$  и удельного импульса тяги в диапазоне  $R_{уд}=2500-6000$  сек) и типом используемых РН. Как показал анализ, наиболее рациональным является использование на всех участках полета ЭРДУ максимальной электрической мощности – 100 кВт [145].

Следует отметить, что благодаря компактности ЯЭУ с термоэмиссионным преобразователем типа «Топаз» в сложенном состоянии (диаметр 3.7 м, длина 4.5 м при мощности 105 кВт), обеспечивается размещение головного блока под стандартным обтекателем, предназначенным для РН «Протон-М» и «Ангара 4» [145]. На рисунках 2.62 – 2.63 представлен общий вид КА на участках работы ЭРДУ.

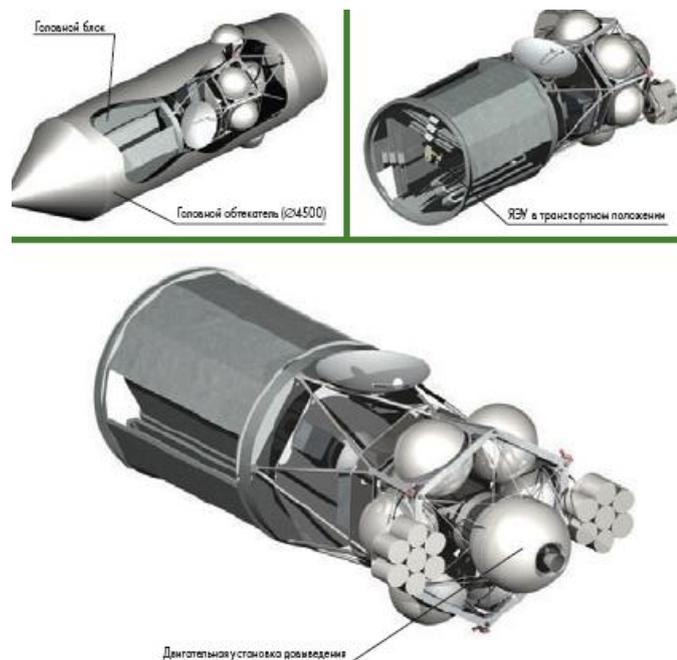


Рисунок 2.67 – Конфигурация АМС под обтекателем и после отделения от РН

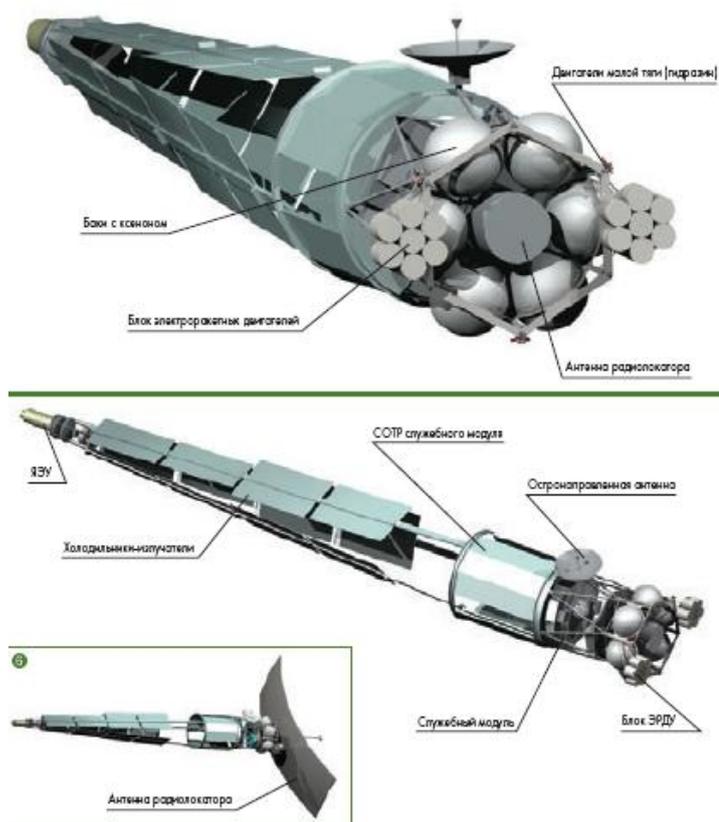


Рисунок 2.68 - Конструкция КА

Анализ перспективных задач космонавтики на ближайшие 20–40 лет приводит к следующему ряду мощностей модулей космических ЯЭУ [142]:

- 0,15-0,50 МВт – обслуживание с околоземных орбит деятельности человечества на Земле, энергообеспечение космических и планетных баз, производственных инфраструктур

на околоземной орбите, транспортировка автоматических КА и грузов на высокие околоземные орбиты, очистка геостационарных и других орбит от «космического мусора»;

- 0,5-6 МВт – защита Земли от глобальных угроз, связанных с попаданием в нее астероидов и ядер комет, транспортировка грузов на Луну и к планетам;

- 10 МВт – межпланетные перелеты полеты экспедиционных комплексов [142].

В области создания ядерных энергетических установок основные усилия были сосредоточены на разработке установок с турбомашинным и непосредственным, главным образом термоэлектрическим и термоэмиссионным, преобразованием ядерной энергии в электрическую.

### *Зависимость удельной массы ЯЭУ от ее электрической мощности*

Рассмотрим характеристики ЯЭУ первого поколения, и проектные оценки характеристик термоэмиссионных установок второго и третьего поколений позволили составить ряд массовых характеристик космических термоэмиссионных ядерных энергетических установок в широком диапазоне электрической мощности (таблица 2.7) [146].

Таблица 2.7 – Массовые характеристики термоэмиссионных ЯЭУ

Наименование ЯЭУ	Мощность, кВт	Масса, кг	Удельная масса, кг/кВт
1-е поколение			
«Топаз»	10	1200	120
2-е поколение			
ЯЭУ-25М	35	19502	55,7
ЯЭУ-25	80	3000	37,5
ЯЭУ-50	105	4200	40
ЯЭУ-100	150	5600	37,3
3-е поколение			
ЯЭУ-100 (с литием в качестве теплоносителя)	150	5200	34,4
Двухрежимная ЯЭУ третьего поколения	150	4600	30,7
ЯЭУ-400	400	7250	18
«Топаз-ВРТ»	400	5750	14,4
«Геркулес»	550	6900	12

На основании статистических данных может быть найдена зависимость удельной массы ЯЭУ  $\gamma_{ЯЭУ}$  от ее электрической мощности  $N_{ЯЭУ}$ . Исследования показали, что наилучшим образом эта зависимость определяется при аппроксимации имеющихся величин гиперболической функцией вида [146]:

$$\gamma_{ЯЭУ}(N_{ЯЭУ}) = \frac{A}{BN_{ЯЭУ} + C} + D, \quad (2.18)$$

где А, В, С, D - коэффициенты аппроксимации.

В результате обработки приведенных в таблице значений методом минимизации среднего квадратичного отклонения получены следующие численные коэффициенты:

$A = 51,43$ ;  $B = 0,01$ ;  $C = 0,35$ ;  $D = 4,85$ . Таким образом, зависимость (2.18) удельной массы термоэмиссионных ЯЭУ от ее мощности в диапазоне 10-550 кВт может быть записана в виде [146]:

$$\gamma_{ЯЭУ}(N) = \frac{51,43}{0,01N_{ЯЭУ} + 0,35} + 4,85, \quad (2.19)$$

где  $\gamma_{ЯЭУ}$  измеряется в кг/кВт, а электрическая мощность  $N_{ЯЭУ}$  - в кВт.

График этой зависимости с нанесением точек, соответствующих конкретным проектам ЯЭУ, приведен на рисунке 2.64 [146]. Схема ЯЭРДУ представлена на рисунке 2.65 [142].

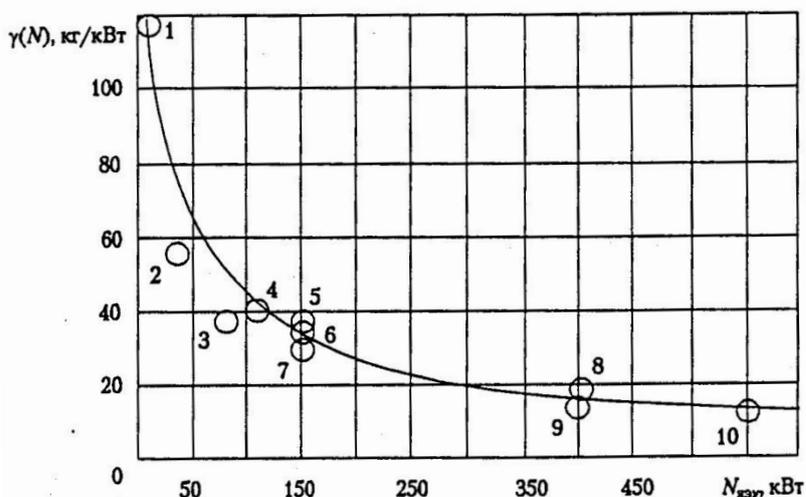


Рисунок 2.64 – Зависимость удельной массы ядерной энергетической установки от электрической мощности: 1 – «Топаз»; 2 – ЯЭУ-25М; 3 – ЯЭУ-25; 4 – ЯЭУ-50; 5 – ЯЭУ-100; 6 – ЯЭУ-100(теплоноситель Li); 7 – двухрежимная ЯЭУ; 8 – ЯЭУ-400; 9 – «Топаз-ВРТ»; 10 – «Геркулес»

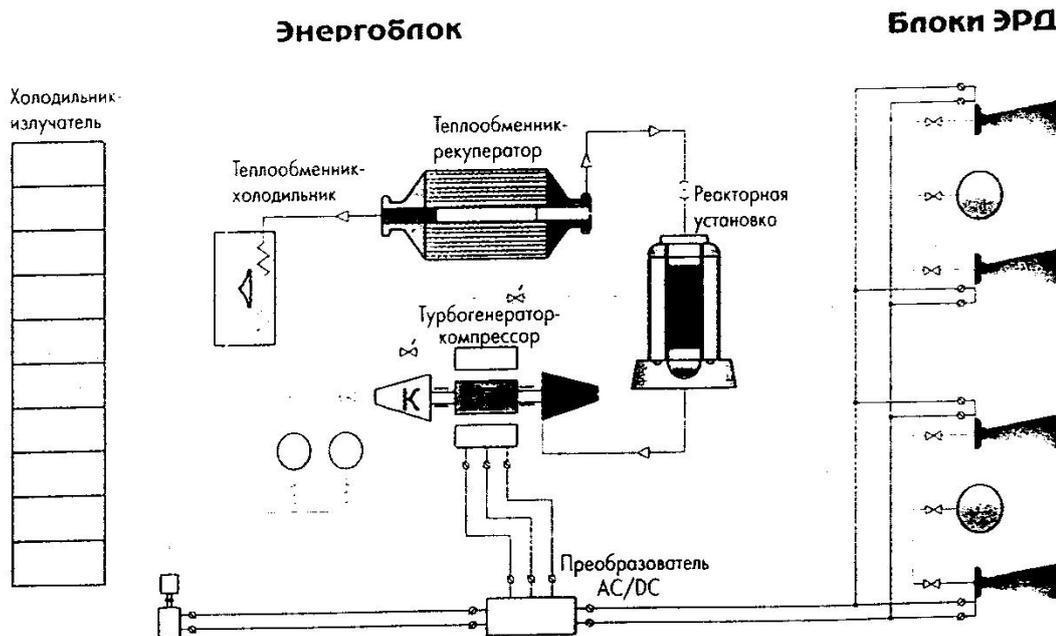


Рисунок 2.65 – Схема ядерной энергодвигательной установки

Расчет геометрии ЯЭУ

Тепловая мощность в реакторе  $Q_{\dot{O}\dot{E}}$  сбрасываемая излучателем определяется [142]:

$$Q_{\dot{O}\dot{E}} = \frac{N_{\dot{Y}\dot{O}} \cdot (1,032 - \eta)}{\eta}, \quad (2.20)$$

где  $N_{\dot{Y}\dot{O}}$  - мощность энергоустановки,

$\eta$  - КПД термоэмиссионного преобразования в сборке.

В разработанной модели отсек холодильника-излучателя представляет собой усеченный конус, имеющий 12 панелей излучателей модулей. Поверхность холодильника-излучателя вычисляется по формуле [142]:

$$F_{\dot{O}\dot{E}} = \frac{Q_{\dot{O}\dot{E}}}{\eta_{\dot{O}\dot{E}} \cdot \varepsilon \cdot \sigma \cdot \dot{O}_{1,\dot{O}}^4} \cdot \frac{1 + \beta + \beta^2}{3 \cdot \beta^3}, \quad (2.21)$$

где  $\eta_{\dot{O}\dot{E}}$  - эффективность поверхности излучателя,

$\varepsilon$  - коэффициент черноты,

$\sigma$  - постоянная Стефана-Больцмана,

$\dot{O}_{1,\dot{O}}$  - температура первой по ходу теплоносителя тепловой трубы излучателя.

$$\beta = \frac{\dot{O}_{1,\dot{O}} - \Delta\dot{O}}{\dot{O}_{1,\dot{O}}}, \quad (2.22)$$

где  $\Delta\dot{O}$  - разность температур между первой и последней по ходу теплоносителя тепловыми трубами излучателя.

На рисунке 2.66 изображена зависимость площади поверхности ХИ от мощности энергоустановки.

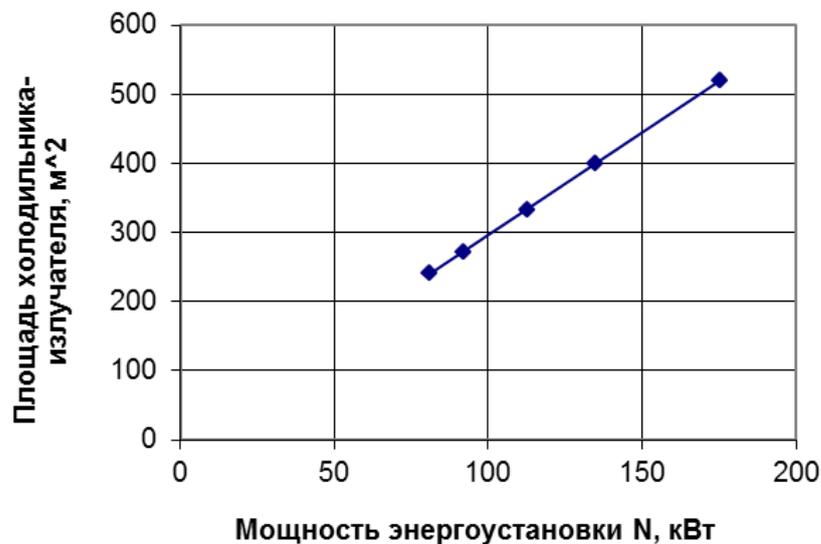


Рисунок 2.66 – Зависимость площади поверхности ХИ от мощности энергоустановки

### 2.3.3 Разработка методического обеспечения для расчета законов управления транспортного КА

В настоящее время расширяется сфера применения ЭРДУ малой тяги, в том числе планируется их использование для транспортных операций в космосе. Высокая скорость истечения рабочего тела таких двигателей обеспечивает значительно меньший расход рабочего тела по сравнению с двигателями на химическом топливе. Использование маршевой двигательной системы на основе ЭРДУ при межорбитальных перелётах дает увеличение массы полезной нагрузки, выводимой на целевую орбиту, в несколько раз. Однако, перелёты с малой тягой (ускорение от тяги составляет  $0,1-1\text{мм}/\text{с}^2$ ) достаточно продолжительны и требуют от нескольких недель до десятков месяцев [129]. Несмотря на это, для решения ряда прикладных задач (выведение на удаленные орбиты крупногабаритных конструкций, антенн радиолокаторов, осуществление транспортных операций без ограничения на длительность и т.д.) КА с ЭРДУ являются предпочтительными.

Реализация перелётов между околоземными орбитами возможна с помощью двух типов энергоустановок: солнечной и ядерной. Надежные и экологически чистые солнечные энергоустановки имеют однако чрезмерно большую площадь панелей ( $200-400\text{ м}^2$ ) даже при использовании высоко эффективных фотопреобразователей на основе GaAs. Важной проблемой является минимизация времени пребывания КА в тени Земли. Ядерные энергоустановки (ЯЭУ) мегаваттного класса обладают такими преимуществами как независимость вырабатываемой мощности от освещенности орбиты, ориентации КА и удалённости его от Солнца. К недостаткам ЯЭУ нужно отнести повышенное требование к обеспечению безопасности во время перелёта.

Управление вектором тяги ТКА с ЭРДУ можно организовать следующими способами:

- разворот ТКА с помощью ЭРД (в этом случае каждый ЭРД помещается в карданный подвес);
- разворот ТКА с помощью двигателей малой тяги;
- разворот ТКА с помощью маховиков;
- без разворотов.

В первом случае управляющий момент создается за счёт отклонения маршевой двигательной установки (рисунок 2.67). Во втором случае управляющий момент создаётся с помощью специальных управляющих двигателей (рисунок 2.68).

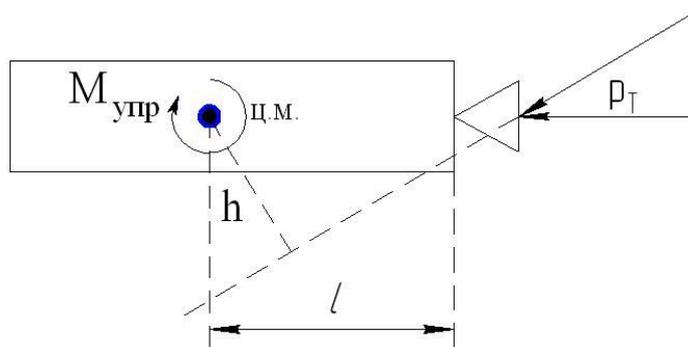


Рисунок 2.67 – Создание управляющего момента посредством поворота ДУ в кардановом подвесе

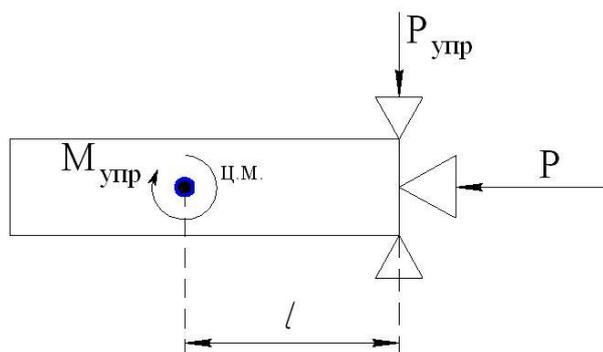


Рисунок 2.68 – Создание управляющего момента с помощью управляющих двигателей

Для схемы управления без разворотов возможны два случая. В первом, управляющее воздействие (бинормальная составляющая тяги) создаётся с помощью специальных двигателей, линия действия силы тяги которых проходит через центр масс ТКА (рисунок 2.69). Во втором, маршевая двигательная установка располагается в центре масс ТКА и имеет возможность поворачиваться на углы, определяемые программой управления.

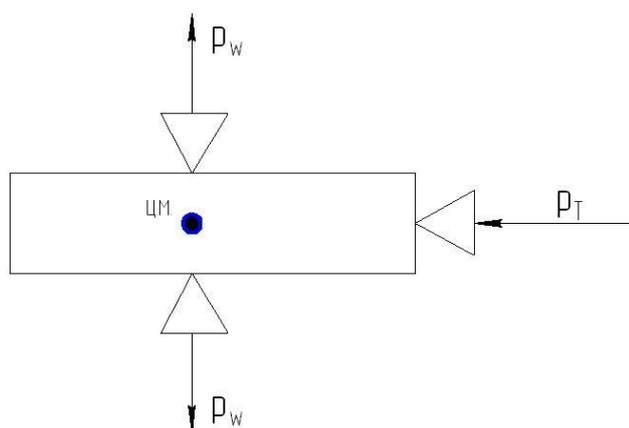


Рисунок 2.69 – Схема управления МТА с использованием специальных двигателей для создания бинормальной составляющей тяги

Рассмотрим следующие законы управления вектором тяги при осуществлении программных разворотов.

Оптимальная программа разворота вектора тяги относительно оскулирующей плоскости орбиты, из класса релейных программ, задается соотношениями (3.142–3.144) (рисунок 2.70).

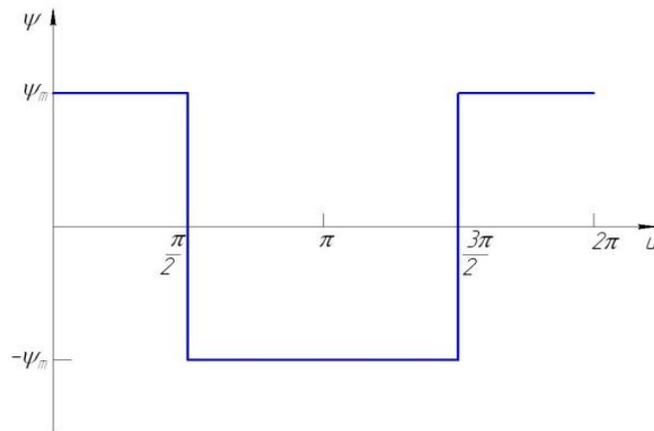


Рисунок 2.70 – Релейная программа управления вектором тяги на одном витке

При реализации релейной программы управления вектором тяги вид зависимостей траекторных параметров при прямом перелёте представлен на рисунках 2.71 и 2.72, а при обратном перелёте на рисунках 2.73 и 2.74.

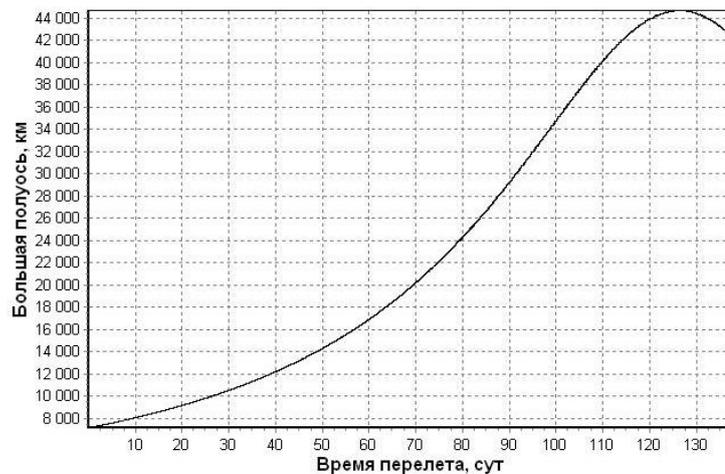


Рисунок 2.71 – Изменение большой полуоси от времени перелёта  
 ( $H_0 = 800$  км,  $H_k = 35793$  км,  $i_0 = 51^\circ$ ,  $i_k = 0^\circ$ ,  $a_0 = 0,546$  мм/с<sup>2</sup>,  $T=137,9$  сут)

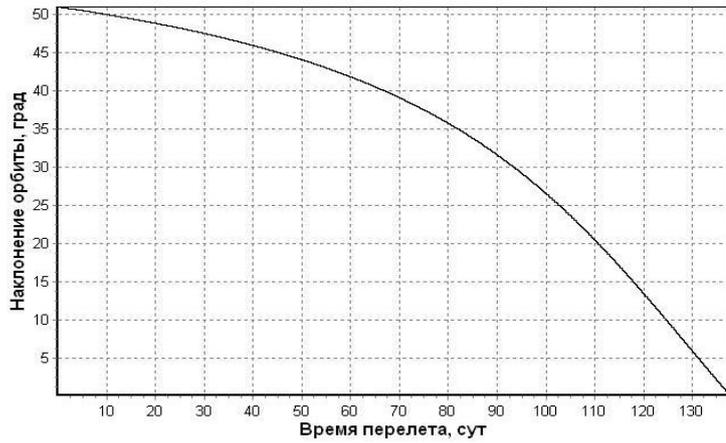


Рисунок 2.72 – Зависимость наклонения орбиты от времени перелёта  
 ( $H_0 = 800$  км,  $H_k = 35793$  км,  $i_0 = 51^0$ ,  $i_k = 0^0$ ,  $a_0 = 0,546$  мм/с<sup>2</sup>,  $T=137,9$  сут)

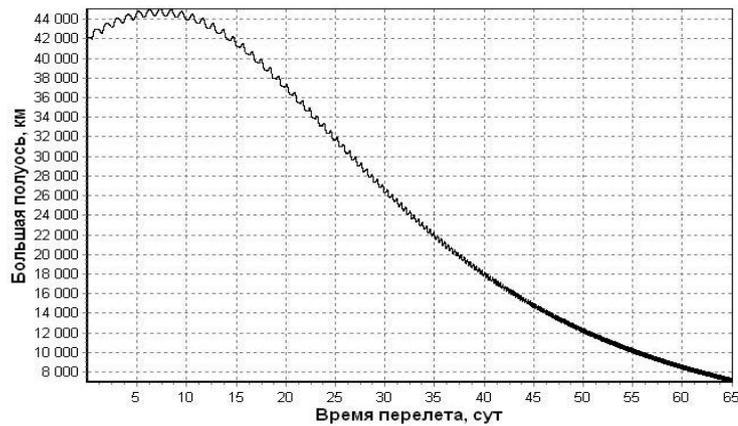


Рисунок 2.73 – Зависимость большой полуоси от времени перелёта  
 ( $H_0 = 35793$  км,  $H_k = 800$  км,  $i_0 = 0$ ,  $i_k = 51^0$ ,  $a_0 = 1,158$  мм/с<sup>2</sup>,  $T = 65,1$  сут)

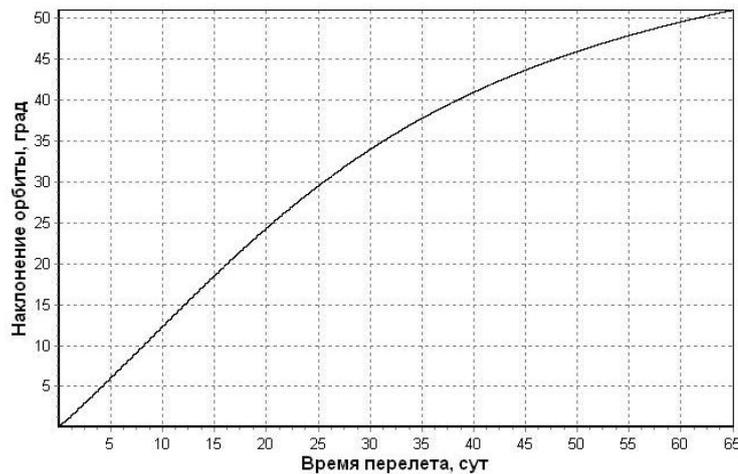


Рисунок 2.74 – Зависимость наклонения орбиты от времени перелёта  
 ( $H_0 = 35793$  км,  $H_k = 800$  км,  $i_0 = 0$ ,  $i_k = 51^0$ ,  $a_0 = 1,158$  мм/с<sup>2</sup>,  $T = 65,1$  сут)

С учётом динамики углового движения программа управления вектором тяги несколько изменяется. Уравнения вращательного движения ТКА вокруг центра масс [129]:

$$\begin{aligned}
\frac{d\psi}{dt} &= \omega_{Y_1}, \quad \frac{d\omega_{Y_1}}{dt} = \varepsilon_{Y_1}, \\
M_{X_1} &= I_{X_1} \cdot \omega_0 \cos\psi \frac{d\psi}{dt}, \\
M_{Y_1} &= I_{Y_1} \frac{d^2\psi}{dt^2} + (I_{Z_1} - I_{X_1})\omega_0^2 \sin\psi \cos\psi, \\
M_{Z_1} &= I_{Z_1}\omega_0 \sin\psi \frac{d\psi}{dt} + (I_{Y_1} - I_{X_1})\omega_0 \sin\psi \frac{d\psi}{dt}, \\
\varepsilon_{Y_1} &= \frac{M_{Y_1}}{I_{Y_1}},
\end{aligned}
\tag{2.23}$$

где  $\omega_0$  – угловая скорость вращения ТКА вокруг центра притяжения;  $\omega_{Y_1}$  – угловая скорость вращения ТКА относительно связанной оси  $OY_1$ ;  $\varepsilon_{Y_1}$  – угловое управляющее ускорение относительно связанной оси  $OY_1$ ;  $M_{X_1}$ ,  $M_{Y_1}$ ,  $M_{Z_1}$  – моменты относительно связанных осей  $OX_1$ ,  $OY_1$ ,  $OZ_1$ ;  $I_{X_1}$ ,  $I_{Y_1}$ ,  $I_{Z_1}$  – моменты инерции относительно связанных осей  $OX_1$ ,  $OY_1$ ,  $OZ_1$ .

Структура управления ориентацией вектором тяги на витке выбирается исходя из условия простоты её технической реализации. Требуется, чтобы в окрестности точек  $u = \pi/2$ ,  $u = 3\pi/2$  постоянный по модулю момент обеспечивал переориентацию ТКА из положения  $\psi = \psi_m$  в положение  $\psi = -\psi_m$  или наоборот. На остальной части витка, когда  $|\psi| = \psi_m$ , управляющий момент равняется нулю.

Тогда программа изменения углового ускорения задаётся в виде (рисунок 2.75):

$$\varepsilon = -\varepsilon_{\text{упр}} \operatorname{sign}(\cos u) \frac{1}{2} \left\{ 1 + \operatorname{sign} \left[ \sin^2 u - \sin^2 \left( \frac{\pi}{2} - \alpha \right) \right] \right\}
\tag{2.24}$$

где  $\varepsilon_y$  – модуль углового ускорения, создаваемого управляющим моментом;  $\alpha$  – угол, характеризующий половину участка разворота ТКА.

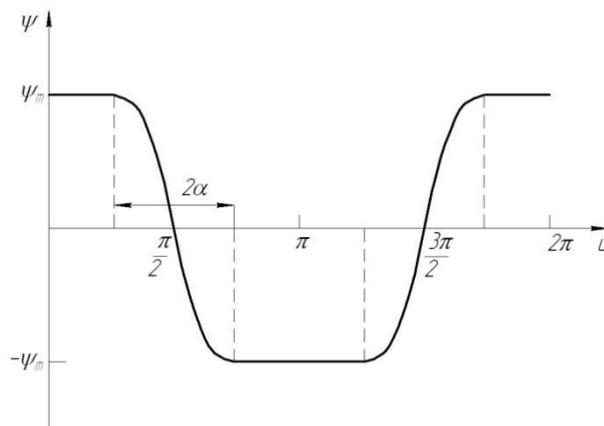


Рисунок 2.75 – Программа переориентации вектора тяги

Угол  $\alpha$  можно вычислить по формуле [129]

$$\alpha = \sqrt{\frac{2\psi_m \mu}{\varepsilon_y r^3}}. \quad (2.25)$$

На этом участке изменение угла  $\psi$  можно аппроксимировать полиномом второго порядка

$$\psi = C_1 + C_2 u + \varepsilon_y u^2 / 2, \quad (2.26)$$

где  $C_1, C_2$  – некоторые константы.

Участок постоянства знака управляющего момента не должен превышать четверти витка, т.е.  $\alpha \leq \pi/2$ . Подставляя предельное значение  $\alpha = \pi/2$  в (2.25), получим предельные значения угла  $\psi_m$

$$\psi_{\text{ПРЕД}} = \frac{\pi^2}{8} \frac{\varepsilon_y r^3}{\mu}. \quad (2.27)$$

В этом случае на витке участок движения с постоянным углом  $\psi$  вырождается; аппарат совершает непрерывные развороты вокруг оси  $OYI$  из положения  $\psi_m$  в положение  $-\psi_m$  и наоборот (рисунок 2.76).

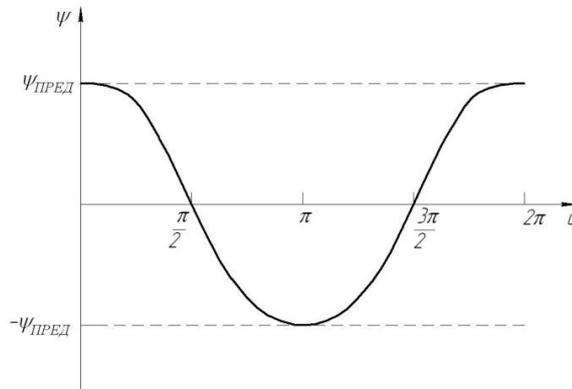


Рисунок 2.76 – Программа непрерывных разворотов вектора тяги

Таким образом, закон изменения угла  $\psi$  будет определяться следующим образом:

$$\psi(u, \alpha, V_x) = \begin{cases} \psi = \psi_{m1}, & \text{при } 0 \leq u < \frac{\pi}{2} - \alpha, \\ \psi = \psi_{m1} - \psi_{m1} \frac{(u - \pi/2 + \alpha)^2}{\alpha^2}, & \text{при } \frac{\pi}{2} - \alpha \leq u \leq \frac{\pi}{2}, \\ \psi = \psi_{m1} \frac{(u - \pi/2 - \alpha)^2}{\alpha^2} - \psi_{m1}, & \text{при } \frac{\pi}{2} < u \leq \frac{\pi}{2} + \alpha, \\ \psi = -\psi_{m1}, & \text{при } \frac{\pi}{2} + \alpha < u \leq \frac{3\pi}{2} - \alpha, \\ \psi = \psi_{m1} \frac{(u - 3\pi/2 + \alpha)^2}{\alpha^2} - \psi_{m1}, & \text{при } \frac{3\pi}{2} - \alpha < u \leq \frac{3\pi}{2}, \\ \psi = \psi_{m1} - \psi_{m1} \frac{(u - 3\pi/2 - \alpha)^2}{\alpha^2}, & \text{при } \frac{3\pi}{2} < u \leq \frac{3\pi}{2} + \alpha, \\ \psi = \psi_{m1}, & \text{при } \frac{3\pi}{2} + \alpha < u \leq 2\pi, \end{cases} \quad (2.28)$$

$$\text{где } \psi_{m1} = \begin{cases} \psi_{пред} \geq |\psi_m|, & \psi_m \\ \psi_{пред} < |\psi_m|, & \psi_{пред} \end{cases}.$$

Время работы управляющих двигателей вычисляется по формуле

$$t_{упр} = \frac{1}{\pi a_0} \int_0^{V_{xx}} \frac{2\alpha}{1 + \chi \frac{2\alpha}{\pi}} \exp\left(-\frac{V_x}{c}\right) dV_x.$$

Вследствие движения центра масс КА по орбите, начало орбитальной системы координат  $OXYZ$  совершает вращение вокруг центра притяжения с угловой скоростью  $\omega_0$ . При этом возникают компоненты угловой скорости по осям связанной системы координат  $OX_1Y_1Z_1$ :  $\omega_{X1}$ ,  $\omega_{Y1}$ ,  $\omega_{Z1}$ :

$$\omega_{X1} = \omega_0 \sin \psi, \quad \omega_{Y1} = \frac{d\psi}{\delta\tau}, \quad (2.29)$$

$$\omega_{Z1} = -\omega_0 \cos \psi, \quad \omega_0 = \frac{V \cos \theta}{r}.$$

Учитывая эти соотношения, получены выражения для управляющих моментов по связанным осям и программных управляющих ускорений по всем трем осям

$$\begin{aligned} \varepsilon_{X1} &= \frac{M_{X1}}{I_{X1}} = \omega_0 \frac{d\psi}{\delta\tau} \cos \psi, \\ \varepsilon_{X1} &= \frac{M_{Y1}}{I_{Y1}} = \frac{d^2\psi}{\delta t^2} + \omega_0^2 \sin \psi \cos \psi, \\ \varepsilon_{Z1} &= \frac{M_{Z1}}{I_{Z1}} = \omega_0 \frac{d\psi}{\delta\tau} \sin \psi. \end{aligned} \quad (2.30)$$

В таблице 2.8 представлены результаты расчета межорбитального перелета при различных значениях располагаемого углового ускорения  $\varepsilon_p$ . Характеристическая скорость при реализации программы управления с учётом динамики углового движения аппарата увеличивается по сравнению с релейной программой на величину  $\Delta V_X$ . Характеристическая скорость при релейной программе управления равна  $V_X = 7,56$  км/с. Точность маневра по радиусу равна  $\Delta r = r_k - r_\phi$ , а по наклонению  $\Delta i = i_K - i_0$ . Здесь  $r_0$ ,  $i_0$  – фактические значения радиуса и наклона конечной орбиты, получаемые при численном интегрировании.

Таблица 2.8 – Дополнительные затраты характеристической скорости при учёте динамики углового движения ( $H_0 = 800$  км,  $H_K = 35793$  км,  $i_0 = 510$ ,  $i_K = 0$ ,  $T = 137,9$  суток)

$\varepsilon_p \cdot 10^{-8}, 1/c^2$	$M_{Y1}, Н \cdot м$	$\Delta r, км$	$\Delta i, град$	$\Delta V_X, км/с$	$\Delta T, сут$
100	2,07	-5235,31	-2,14	0,247	6,79
90	1,55	-5448,78	-2,51	0,274	7,32
80	1,04	-5757,32	-2,89	0,303	7,88
70	0,52	-6319,05	-3,40	0,346	8,72

### 2.3.4 Разработка моделей и законов управления ориентацией транспортного КА и малого КА научного назначения

В соответствии с известными результатами теоретической механики, в общем случае пространственное движение КА как *твёрдого* несущего тела с расположенными на нем *твёрдыми* телами описывается двумя векторными уравнениями. Первое векторное уравнение соответствует движению центра масс (ЦМ)  $S$  всей системы тел. Второе векторное уравнение – угловому движению несущего тела относительно полюса  $O$ :

$$m(\mathbf{v}_o^* + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v}_o + \dot{\boldsymbol{\omega}} \times \boldsymbol{\rho}_o^c + \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\rho}_o^c)) = \mathbf{R}_c ; \quad (2.31)$$

$$m \boldsymbol{\rho}_o^c (\mathbf{v}_o^* + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v}_o) + \mathbf{J}_o \dot{\boldsymbol{\omega}} + \mathbf{J}_o^* \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}_o \boldsymbol{\omega} + \mathbf{K}_{or}^* + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{K}_{or} = \mathbf{M}_o , \quad (2.32)$$

где  $m$ ,  $\mathbf{J}_o$  – суммарная масса и тензор инерции системы тел в полюсе  $O$ ,

$\boldsymbol{\rho}_o^c$  – радиус-вектор ЦМ  $S$  относительно полюса  $O$ ;

$\mathbf{v}_o$  – вектор скорости поступательного движения ЦМ системы тел;

$\mathbf{K}_{or}$  – вектор кинетического момента *относительного* движения подвижных тел,

$\mathbf{R}_c$  – вектор *внешних* сил, действующих на систему тел в ее ЦМ  $S$ ;

$\mathbf{M}_o$  – вектор *внешних* моментов относительно полюса  $O$ ;

\* – символ *локальной* производной по времени.

Модель динамики углового движения КА, как системы абсолютно твердых тел – корпуса КА, антеннами и панелями СБ составлена на основе (2.32) при предположениях:

- положение центра масс С всей механической системы (КА с силовым гироскопическим комплексом (СГК), подвижными антеннами и панелями СБ) в связанной с корпусом спутника СК с началом в полюсе О (т.е. в ССК) является неизменным и незначительно отличается от своего номинального положения – полюса О при выводе нелинейных уравнений пространственного движения системы;

- перемещение антенн и панелей СБ происходит точно в соответствии с командной скоростью в виде *кусочно-постоянной* функции времени, что обусловлено применением шагового редукторного привода с самоторможением.

Полученная при этих предположениях модель динамики *углового* движения КА с *подвижными* антеннами и панелями СБ имеет вид

$$\mathbf{J}_o \dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{G} = \mathbf{F}^\omega \equiv \mathbf{M}_o^{\text{do}} + \mathbf{M}_o^{\text{ap}} + \mathbf{M}_o. \quad (2.33)$$

Здесь  $\mathbf{G} = \mathbf{J}_o \boldsymbol{\omega} + \mathbf{H}$  - вектор кинетического момента механической системы «КА+СГК»;

$\mathbf{J}_o = \mathbf{J}_o(\boldsymbol{\gamma}) = \mathbf{J}^o + \mathbf{J}^{\text{ap}}(\boldsymbol{\gamma})$  - суммарный тензор инерции КА с ГМ, антеннами и панелями СБ в полюсе О;

$\mathbf{M}_o^{\text{do}}$  – вектор управляющих моментов, формируемый двигательной установкой ориентации (ДУО);

$\mathbf{M}_o = \mathbf{M}_o^g + \mathbf{M}_o^s$  – вектор момента *инерционно-гироскопических* сил, обусловленный подвижностью антенн и панелей СБ, а также перемещениями гиродиннов в составе СГК;

$\mathbf{M}_o^g$  – вектор *гравитационного* момента;

$\mathbf{M}_o^s$  – вектор момента возмущающих сил *солнечного давления*.

### **Модели измерительных приборов и систем**

Введем обозначения необходимых стандартных функций:

функция насыщения

$$y = \text{Sat}(a, x) = \begin{cases} x & |x| \leq a \\ a \cdot \text{Sign } x & |x| > a \end{cases};$$

функция насыщения с масштабированием коэффициента усиления

$$y = \text{Sats}(a, k, x) = \begin{cases} k \cdot x & |x| \leq a/k \\ a \cdot \text{Sign } x & |x| > a/k \end{cases},$$

очевидно, что  $\text{Sat}(a, x) = \text{Sats}(a, 1, x)$ ;

релейная гистерезисная функция общего вида

$$y(t) = \text{Relh}(a,b,\lambda,x(t)) = \begin{cases} \text{Sign } x(t) & |x| > \lambda b \\ 0 & |x| < b \end{cases}; \text{Relh}(a,b,\lambda,x(t_0)) = a \in \{-1,0,1\}.$$

функция “генерации” импульсов, начинающихся в моменты времени  $t_k$  и имеющих длительность  $\tau \leq T_u$

$$\text{Puls}(t_k, \tau, x_k) = \begin{cases} x_k & t_k \leq t \leq t_k + \tau \\ 0 & t_k + \tau < t < t_{k+1} \end{cases};$$

функция фиксации сигнала на периоде  $T_u$

$$\text{Zh}(T_u, x_k) = \text{Puls}(t_k, T_u, x_k)$$

функция квантования по уровню

$$y = \text{Qntr}(a, x) = aE[(x/a) + 0,5 \cdot \text{Sign } x],$$

где  $a$  – шаг дискретизации и  $E[\cdot]$  – символ целой части числа ( $\cdot$ ).

Будем также использовать стандартные обозначения для значений скалярного дискретного сигнала  $y(t_k) = y_k$  и  $y(t_s) = y_s$  соответственно в моменты времени  $t_k = k \cdot T_u$  и кратные им моменты времени  $t_s = s \cdot T_q$  с периодом измерения  $T_q$  (кратность периодов  $n_q = T_u / T_q$  – целое положительное число), где целые числа  $k, s \in N_0$ .

Модель блока датчиков угловых скоростей (ДУС) – проекций вектора абсолютной угловой скорости корпуса КА  $\omega(t) = \{\omega_x(t), \omega_y(t), \omega_z(t)\}$  на оси ССК (базиса  $\mathbf{B}$ ) представляет совокупность трех однотипных каналов измерения  $\omega_i(t)$ ,  $i = x, y, z$ , представленных блоком ДУС (БДУС). Математическое описание процесса измерения проекции угловой скорости  $\omega(t)$  даётся соотношениями

$$T^\omega \dot{\omega}^s(t) + \omega^s(t) = \omega(t); \quad \omega^{se}(t) = \text{Sats}(b^\omega, k^\omega, \omega^s(t) + \omega^b); \quad (2.34)$$

$$\omega_s^\sigma = \omega^{se}(t_s) + \omega_s^n; \quad \omega_s^d = \text{Qntr}(d^\omega, \omega_s^\sigma),$$

где  $T_q$  – период квантования измеряемого сигнала по времени;

$T^\omega$  – постоянная времени, интегрально характеризующая физическую инерционность процесса измерения угловой скорости;

$b^\omega, k^\omega$  – уровень ограничения сигнала по модулю и нормированный коэффициент усиления нелинейной статической характеристики;

$\omega^b$  – медленно изменяющийся “дрейф нуля” статической характеристики;

$\omega_s^n$  – дискретный шум измерения, который считается гауссовским стохастическим дискретным процессом с нулевым математическим ожиданием и среднеквадратическим отклонением  $\sigma^{\omega}$ ;

$d^{\omega}$  – шаг квантования выходного сигнала канала БДУС по уровню;

$\omega_s^d$  – дискретный выходной сигнал канала БДУС.

Модель аппаратуры спутниковой навигации (АСН) в части измерения углового положения корпуса КА относительно ИСК принимается в простейшем виде, где учитывается только случайная погрешность.

Выходными сигналами оптико-электронного прибора ориентации на Солнце (ПОС) являются признак наличия Солнца  $N^s$  в его поле зрения и сферические угловые координаты  $\theta_s, \psi_s$  орта  $S$  направления на Солнце относительно орта  $b_1$  (оси  $Ox$ ) ССК. Рабочее поле зрения ПОС составляет  $2A_s = 184^\circ$  в плоскости  $B^s O C^s$  и  $2B_s = 64^\circ$  в плоскости  $A^s O B^s$  показано на рисунке 2.77, где представлена привязка приборных осей ПОС к осям ССК и связь углов  $\alpha_s$  и  $\beta_s$ , определяющих положение орта  $S$  в приборной СК, с углами  $\theta_s, \psi_s$ .

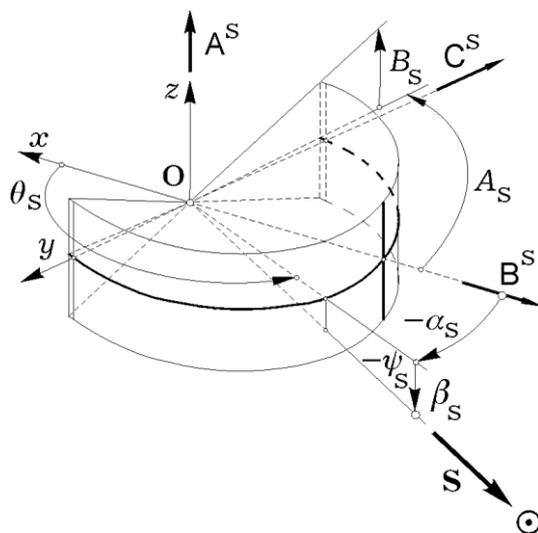


Рисунок 2.77 - Схема ПОС

В моменты времени  $t'_s = t_s - T_z^s$  по значениям проекций орта  $S(t) = \{s_x(t), s_y(t), s_z(t)\}$  в базисе  $B$  вычисляются угловые координаты  $\alpha_s, \beta_s$  этого вектора в приборной СК, признак наличия Солнца  $N^s$  в поле зрения ПОС, и далее в дискретные моменты времени  $t_s = s T_q$  формируются дискретные значения измеренных углов  $\theta_{ss}^d, \psi_{ss}^d$  с учетом методических погрешностей, дискретного шума измерения и дискретизации сигналов по уровню:

$$\begin{cases} \beta_s(t'_s) = \arcsin(s_z(t'_s)); & \alpha_s(t'_s) = \pi - \arctg(s_y(t'_s)/s_x(t'_s)); \\ N_s^s = N^s(t'_s) = n_{\alpha_s}(t'_s) n_{\beta_s}(t'_s); \end{cases} \quad (2.35)$$

$$\begin{cases} \psi_{ss}^s = \psi_{ss}^s(t_s) = \beta_s(t'_s) N_s^s; & \theta_{ss}^s = \theta_{ss}^s(t_s) = (\pi - \alpha_s(t'_s)) N_s^s; \\ x_s^d = \text{Qntr}(d^x, x_s^s + x^b + x_s^n), & x = \psi_s, \theta_s. \end{cases} \quad (2.36)$$

Здесь  $n_x(t) = \text{Nh}(n_{x0}, b_x, \lambda_x, x(t))$ ,  $x = \alpha_s, \beta_s$ , релейная гистерезисная характеристика наличия ориентира  $\text{Nh}(a, b, \lambda, x) = 1 - \text{Relh}(a, b, \lambda, |x|)$  представленная на рисунке 2.78;

$\psi_s^b, \theta_s^b$  – квазипостоянные погрешности ПОС, обусловленные неточностью привязки приборной СК к ССК;

$\psi_{ss}^n, \theta_{ss}^n$  – дискретные шумы измерения, которые считаются гауссовскими независимыми стохастическими процессами с нулевым математическим ожиданием и среднеквадратическим отклонением  $\sigma^s$ ;

$d^{\theta_s} = d^{\psi_s} = d^s$  – шаг квантования выходных сигналов по уровню.

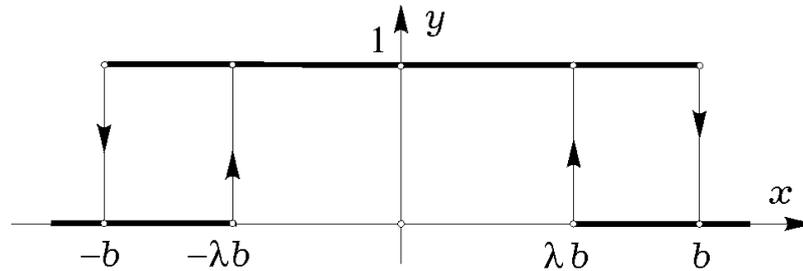


Рисунок 2.78 - Характеристика наличия ориентира

### **Модель бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС).**

Основные проблемы работы этой связаны с интегрированием кинематических уравнений при использовании информации только о векторе приращений квазиординат  $\mathbf{i}^\omega$ , получаемого инерциальным гироскопическим блоком (ИГБ), фильтрацией шумов, идентификацией и компенсацией погрешности взаимной угловой установки систем координат ИГБ и астросистемы (АС) на основе звездных датчиков, вариации масштабных коэффициентов измерения и дрейфа ИГБ по угловой скорости.

В качестве кинематических параметров здесь использовались кватернион  $\Lambda = (\lambda_0, \lambda)$ , вектор параметров Эйлера  $\mathbf{L} = \{1_0; \mathbf{l}\}$ , матрица ориентации  $\mathbf{C}$ , вектор Эйлера  $\phi = \mathbf{e} \theta$ , вектор конечного поворота  $\theta = 2\mathbf{e} \text{tg}(\theta/2)$ . При малой вариации угла  $\theta$  и неизменном направлении орта оси Эйлера  $\mathbf{e}$  интегрирование кинематических соотношений для вектора Эйлера  $\phi(t)$  с получением значений  $\Lambda_k \equiv \Lambda(t_k)$  выполнялось по схеме

$$\boldsymbol{\phi}_{k+1} = \theta_{k+1} \mathbf{e}_{k+1} \equiv \mathbf{i}_{k+1}^{\omega} = \int_{t_k}^{t_{k+1}} \boldsymbol{\omega}(\tau) d\tau \equiv \mathbf{Int}(t_k, T_u, \boldsymbol{\omega}(t)), t_{k+1} = t_k + T_u,$$

$$\boldsymbol{\phi}_k \equiv \boldsymbol{\phi}(t_k) \Rightarrow \mathbf{C}_k \Rightarrow \boldsymbol{\Lambda}_k, k \in \mathbf{N}_0 \equiv [0, 1, 2, \dots].$$

Здесь наиболее сложными являются задачи идентификации «скосов» систем координат ИГБ и АС (погрешностей их взаимной угловой установки) и вариации масштабных коэффициентов измерения вектора  $\boldsymbol{\omega}(t)$  в системе координат ИГБ при формировании векторов  $\mathbf{i}_{k+1}^{\omega}$ . Это обусловлено мультипликативным характером указанных взаимосвязанных параметрических возмущений.

Для построения математической модели БИНС вводятся базисы, составленные из ортов: инерциальный  $\mathbf{I}_{\oplus}$ ; связанный с корпусом КА  $\mathbf{B}$ ; виртуальный базис АС  $\mathbf{A} = \{\mathbf{a}_1, \mathbf{a}_2, \mathbf{a}_3\}$ , вычисляемый на основе обработки измерительной информации от астродатчиков, а также виртуальный базис ИГБ  $\mathbf{G} = \{\mathbf{g}_1, \mathbf{g}_2, \mathbf{g}_3\}$ , вычисляемый при обработке измерительной информации от интегрирующих гироскопических датчиков (например, волоконно-оптических гироскопов).

Пусть в реальном масштабе времени от ИГБ поступают измеренные значения вектора  $\mathbf{i}_{m/l+1}^{g\omega}$ ,  $l \in \mathbf{N}_0$  с периодом  $T_l \ll T_u$ , а от астросистемы – измеренные значения кватерниона  $\boldsymbol{\Lambda}_{m/n}^a$ ,  $n \in \mathbf{N}_0$  с периодом  $T_o \gg T_u$ , причем периоды дискретности  $T_o, T_u$  и  $T_l$  являются кратными. Здесь

$$\begin{cases} \mathbf{i}_{m/l+1}^{g\omega} = \mathbf{Int}(t_l, T_q, \boldsymbol{\omega}_m^g(t)) + \boldsymbol{\delta}_{l+1}^n; \\ \boldsymbol{\omega}_m^g(t) = (1-m)(\mathbf{I}_3 - [\boldsymbol{\Delta} \times])\boldsymbol{\omega}(t) - \mathbf{b}^g; \\ \boldsymbol{\Lambda}_{m/n}^a = \boldsymbol{\Lambda}_n \circ \boldsymbol{\Lambda}_n^n, \end{cases} \quad (2.37)$$

где  $\boldsymbol{\omega}_m^g(t)$  - фактически измеряемый вектор угловой скорости в базисе  $\mathbf{G}$  с учетом неизвестных малых и медленных вариаций вектора  $\mathbf{b}^g$  дрейфа ИГБ, вектора  $\boldsymbol{\Delta} = \{\Delta_x, \Delta_y, \Delta_z\}$  угловых «скосов» и масштабного коэффициента  $m$  ИГБ.

В соотношениях (2.37) учтены дискретные шумы  $\boldsymbol{\delta}_{l+1}^n$  и  $\boldsymbol{\Lambda}_n^n$  в выходных сигналах ИБ и АС соответственно. Задача состоит в разработке алгоритмов оценивания значений  $\boldsymbol{\Lambda}_k \equiv \boldsymbol{\Lambda}(t_k)$ ,  $k \in \mathbf{N}_0 \equiv [0, 1, 2, \dots]$  и одновременной калибровки БИНС с фильтрацией вектора шума  $\boldsymbol{\delta}_{l+1}^n$ , идентификацией и компенсацией вариации векторов  $\boldsymbol{\Delta}$ ,  $\mathbf{b}^g$  и масштабного коэффициента  $m$ .

Для интегрирования кинематических уравнений с малым вычислительным дрейфом развивается идея использования информации в промежуточных точках с

периодом  $T_q$ , кратным основному периоду дискретности  $T_u$ . Здесь применяются специализированные алгоритмы дискретной фильтрации и полиномиальной экстраполяции на периоде  $T_p$  внутри периода  $T_u$ , где  $T_q \ll T_p \ll T_u$ . В результате по дискретным сигналам ИГБ получается оценка вектора угловой скорости КА в непрерывной зависимости от времени. Интегрирование выполняется по точному дифференциальному уравнению для вектора  $\sigma = e \operatorname{tg}(\theta/4)$  модифицированных параметров Родрига. В итоге процедуры интегрирования получается значение кватерниона на правом конце очередного шага интегрирования с периодом  $T_u$ .

Задача рекуррентной полетной калибровки БИНС решается за счет астрономической коррекции показаний ИГБ с периодом  $T_o$ . При этом идентификация векторов  $\Delta$  и масштабного коэффициента  $m$  ИГБ с получением оценок  $\hat{\Delta}_n$  и  $\hat{m}_n$  выполняется на основе сопоставления значений вектора угловой скорости КА, восстановленных автономно по сигналам ИГБ и по сигналам АС, а идентификация значений вектора  $\mathbf{b}^g$  с получением оценок  $\hat{\mathbf{b}}_n^g$  достигается дискретным стационарным наблюдателем Луенбергера.

#### ***Модель силового гироскопического комплекса***

Гироскоп представляет собой весьма сложный прибор (рисунок 2.79). При выборе схемы расположения гироскопов (ГД) в связанном базисе  $\mathbf{B}$  учитываются требования, предъявляемые к гиросиловой системе управления ориентацией транспортного КА. Как известно, применение групп (в простейшем случае пар) ГД с коллинеарными осями подвеса дает очень важное преимущество при формировании схемы силового гироскопического комплекса (СГК) – при наличии шести и более ГД все внутренние сингулярные состояния такой схемы являются строго *проходимыми*. При использовании шести ГД в рамках такого подхода рациональна классическая схема *3-SPE* (система 3 ножничных пар – 3 Scissored Pair Ensemble), состоящая из трех ортогонально ориентированных пар ГД (рисунок 2.80). Введем вектор-столбец  $\boldsymbol{\beta} = \{\beta_p, p = 1 \div 6\}$ , составленный углов ГД относительно осей их подвеса (см. рисунок 2.80). Парковое состояние СГК данной схемы, когда вектор нормированного суммарного КМ СГК  $\mathbf{h}(\boldsymbol{\beta}) = \sum \mathbf{h}_p(\beta_p) = \mathbf{0}$ , представлено на рисунке 2.81.

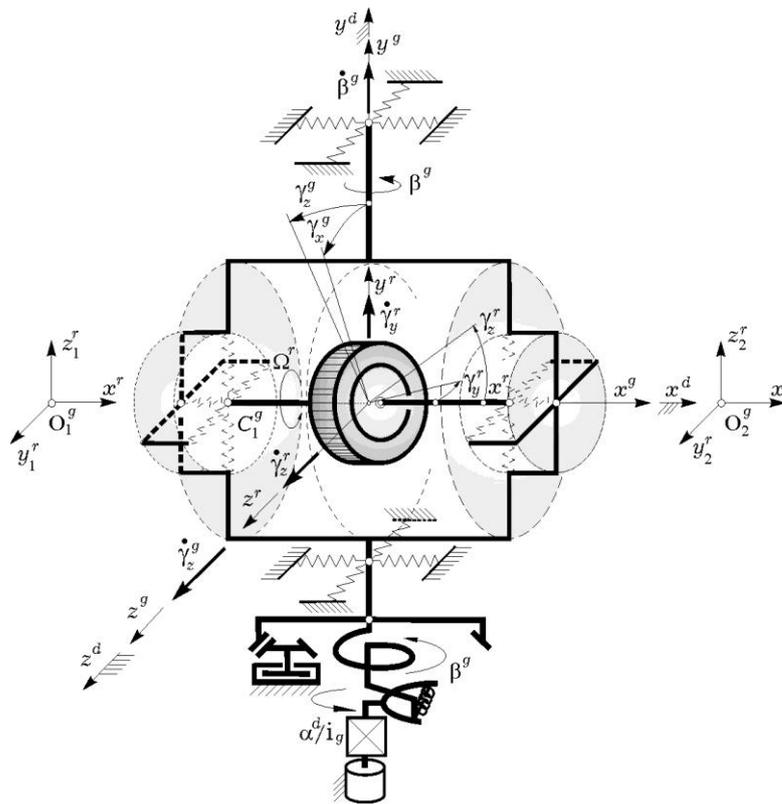


Рисунок 2.79 – Схема гиродина

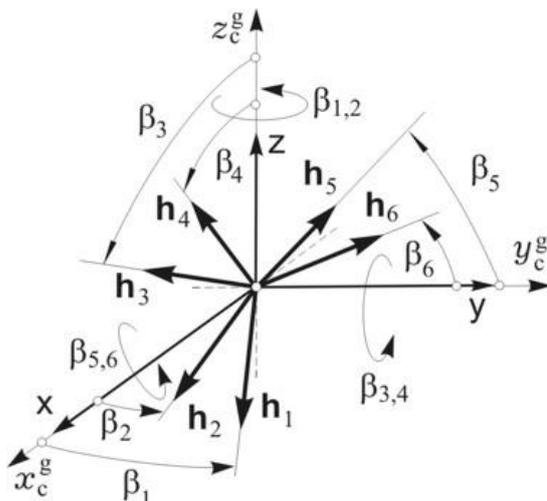


Рисунок 2.80 - Схема 3-SPE

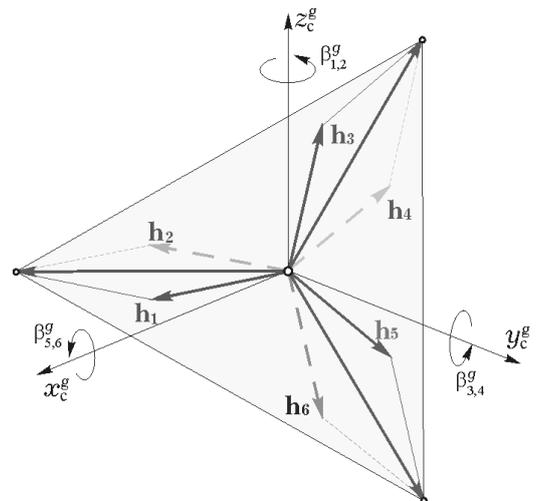


Рисунок 2.81 - Парк СГК

Введем обозначения проекций ортов КМ каждого ГД на оси ортогонального канонического гироскопического базиса (КГБ)  $\mathbf{G}_c = \{x_c^g, y_c^g, z_c^g\}$  (см. рисунок 2.81):

$$x_1 = C_1 \equiv \cos \beta_1; \quad x_2 = C_2 \equiv \cos \beta_2; \quad y_1 = S_1 \equiv \sin \beta_1; \quad y_2 = S_2 \equiv \sin \beta_2;$$

$$x_3 = S_3 \equiv \sin \beta_3; \quad x_4 = S_4 \equiv \sin \beta_4; \quad z_3 = C_3 \equiv \cos \beta_3; \quad z_4 = C_4 \equiv \cos \beta_4;$$

$$y_5 = C_5 \equiv \cos \beta_5; \quad y_6 = C_6 \equiv \cos \beta_6; \quad z_5 = S_5 \equiv \sin \beta_5; \quad z_6 = S_6 \equiv \sin \beta_6.$$

Тогда вектор-столбец нормированного суммарного КМ СГК  $\mathbf{h}$  в гироскопическом базисе  $\mathbf{G}_c$  и градиентная матрица  $\mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta}) = \partial \mathbf{h} / \partial \boldsymbol{\beta}$  представляются в виде

$$\mathbf{h} = \begin{bmatrix} \mathbf{x} \\ \mathbf{y} \\ \mathbf{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_1 + C_2 + S_3 + S_4 \\ S_1 + S_2 + C_5 + C_6 \\ C_3 + C_4 + S_5 + S_6 \end{bmatrix}; \quad \mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta}) = \begin{bmatrix} -S_1 & -S_2 & C_3 & C_4 & 0 & 0 \\ C_1 & C_2 & 0 & 0 & -S_5 & -S_6 \\ 0 & 0 & -S_3 & -S_4 & C_5 & S_6 \end{bmatrix}.$$

Сингулярные состояния этой схемы возникает при таких угловых положениях ГД, когда матрица Грамма  $\mathbf{G}(\boldsymbol{\beta}) \equiv \mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta})\mathbf{A}_h^T(\boldsymbol{\beta})$  теряет полный ранг, т.е. при  $\mathbf{G} = \det(\mathbf{G}(\boldsymbol{\beta})) = 0$  (рисунок 2.82).

Принципиальной проблемой управления СГК избыточной структуры является выбор функции распределения потребного кинетического момента (КМ) СГК между ГД – закона настройки СГК. Наиболее рациональными являются явные законы, которые позволяют получить все характеристики движения каждого ГД по явным соотношениям. Вводятся обозначения

$$\begin{aligned} x_{12} &= x_1 + x_2; \quad x_{34} = x_3 + x_4; \quad y_{12} = y_1 + y_2; \quad y_{56} = y_5 + y_6; \quad z_{34} = z_3 + z_4; \\ z_{56} &= z_5 + z_6; \quad \tilde{x}_{12} = \frac{x_{12}}{\sqrt{4 - y_{12}^2}}; \quad \tilde{x}_{34} = \frac{x_{34}}{\sqrt{4 - z_{34}^2}}; \quad \tilde{y}_{12} = \frac{y_{12}}{\sqrt{4 - x_{12}^2}}; \quad \tilde{y}_{56} = \frac{y_{56}}{\sqrt{4 - z_{56}^2}}; \\ \tilde{z}_{34} &= \frac{z_{34}}{\sqrt{4 - x_{34}^2}}; \quad \tilde{z}_{56} = \frac{z_{56}}{\sqrt{4 - y_{56}^2}} \end{aligned}$$

и компоненты явного векторного закона настройки  $\mathbf{f}_\rho(\boldsymbol{\beta}) = \{f_{\rho 1}, f_{\rho 2}, f_{\rho 3}\} \equiv \mathbf{0}$  СГК схемы 3-*SPE* принимаются в виде

$$\begin{cases} f_{\rho x}(\boldsymbol{\beta}) = f_{\rho 1}(\boldsymbol{\beta}) \equiv \tilde{x}_{12} - \tilde{x}_{34} + \rho(\tilde{x}_{12}\tilde{x}_{34} - 1); \\ f_{\rho y}(\boldsymbol{\beta}) = f_{\rho 2}(\boldsymbol{\beta}) \equiv \tilde{y}_{56} - \tilde{y}_{12} + \rho(\tilde{y}_{56}\tilde{y}_{12} - 1); \\ f_{\rho z}(\boldsymbol{\beta}) = f_{\rho 3}(\boldsymbol{\beta}) \equiv \tilde{z}_{34} - \tilde{z}_{56} + \rho(\tilde{z}_{34}\tilde{z}_{56} - 1), \end{cases} \quad (2.38)$$

где постоянный параметр  $\rho$  удовлетворяет условию  $0 < \rho < 1$ . Данный закон настройки обеспечивает отсутствие сингулярных состояний СГК для всех внутренних точек области вариации вектора его суммарного КМ. Этот факт демонстрируется на рисунке 2.83, где представлены значения определителя матрицы Грамма при законе настройки (2.38) с параметром  $\rho = 0.65$  для различных сечений области вариации вектора кинетического момента СГК.

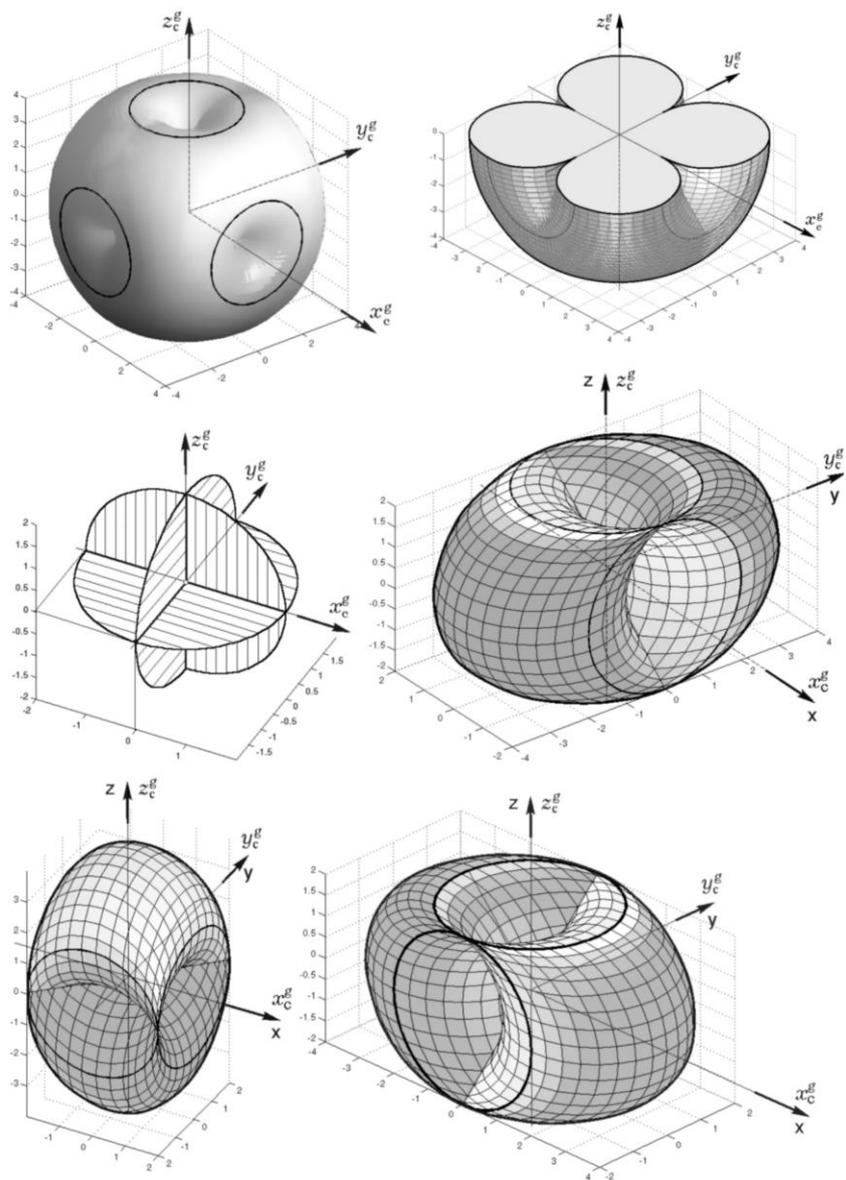


Рисунок 2.82 - Естественные сингулярные состояния схемы 3-SPE

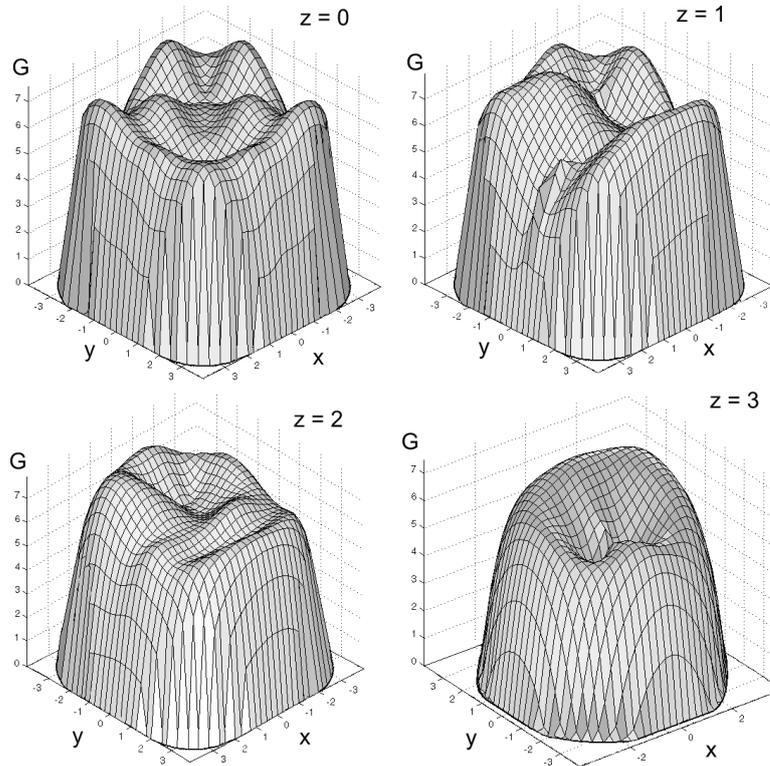


Рисунок 2.83 - Определитель матрицы Грамма при настройке SGK (2.38)

Для компактного представления условий однозначной разрешимости уравнения  $\mathbf{h}(\beta(t)) = \mathbf{h}(t)$ , где  $\mathbf{h}(t) = \{x(t), y(t), z(t)\}$  является известной векторной функцией, относительно синусов и косинусов всех углов  $\beta_p(t)$  гироидинов, вводятся обозначения

$$\begin{aligned}
 p_{12} &= \sqrt{4 - (x_{12})^2}; & q_{12} &= \sqrt{4 - (y_{12})^2}; & p_{34} &= \sqrt{4 - (z_{34})^2}; \\
 q_{34} &= \sqrt{4 - (x_{34})^2}; & p_{56} &= \sqrt{4 - (y_{56})^2}; & q_{56} &= \sqrt{4 - (z_{56})^2}; \\
 x_{12} &= \frac{x + \Delta_x}{2}; & x_{34} &= \frac{x - \Delta_x}{2}; & x_{56} &= \frac{y + \Delta_y}{2}; & y_{12} &= \frac{y - \Delta_y}{2}; \\
 z_{34} &= \frac{z + \Delta_z}{2}; & z_{56} &= \frac{z - \Delta_z}{2}; & d_x &= q_{12} + p_{34}; & d_y &= q_{56} + p_{12}; & d_z &= q_{34} + p_{56}.
 \end{aligned}$$

Тогда условия однозначной разрешимости указанного векторного уравнения имеют вид

$$\begin{cases}
 \Delta_x = d_x \{1 - [1 - 4\rho((q_{12} - p_{34})(x/2) + \rho(q_{12}p_{34} - (x/2)^2))/d_x^2]^{1/2}\} / \rho; \\
 \Delta_y = d_y \{1 - [1 - 4\rho((q_{56} - p_{12})(y/2) + \rho(q_{56}p_{12} - (y/2)^2))/d_y^2]^{1/2}\} / \rho; \\
 \Delta_z = d_z \{1 - [1 - 4\rho((q_{34} - p_{56})(z/2) + \rho(q_{34}p_{56} - (z/2)^2))/d_z^2]^{1/2}\} / \rho
 \end{cases} \quad (2.39)$$

и при введении вектора-столбца  $\Delta(t) = \{\Delta_x(t), \Delta_y(t), \Delta_z(t)\}$  очевидным образом преобразуются к нелинейному векторному уравнению  $\Delta(t) = \Phi(\mathbf{h}(t), \Delta(t))$ . Получить аналитическое решение этого векторного уравнения весьма затруднительно, но его численное решение достигается практически мгновенно по методу простой итерации –

при рациональном выборе начальной точки итерационного цикла достаточно лишь 1-2 итерации для получения результата с приемлемой точностью.

### **Модель двигательной установки ориентации**

Модуляционная характеристика широтно–импульсной модуляции (ШИМ) нормированной команды включения тяги  $P^n(t, \tau_k^d)$ ,  $P^n(t, \tau_k^d) \in \{0,1\}$  каждого электрореактивного двигателя (ЭРД), представляющая собой зависимость длительности  $\tau^d(t_k) = \tau_k^d$  такой команды для  $t \in [t_k, t_k + \tau_k^d)$ , т. е.

$$P^n(t, \tau_k^d) = \begin{cases} 1 & t_k \leq t < t_k + \tau_k^d \\ 0 & t_k + \tau_k^d \leq t < t_{k+1} \end{cases}, \quad (2.40)$$

от поступающего в моменты времени  $t_k = kT_u$ ,  $k \in N_0 = \{0,1,2,\dots\}$  с периодом управления  $T_u$  командного входного сигнала  $\tau_k$ , описывается соотношением

$$\tau_k^d = \Phi^w(\tau_m, \tau^m, T_u, \tau_k) = \begin{cases} 0 & \tau_k < \tau_m; \\ \tau_k & \tau_m \leq \tau_k < \tau^m; \\ \tau^m & \tau^m \leq \tau_k < T_u; \\ T_u & \tau_k > T_u, \end{cases} \quad (2.41)$$

Соотношения (2.40) и (2.41) составляют в совокупности модель ШИМ (pulse width modulation — PWM) управляющего нормированного сигнала  $P^n(t, \tau_k^d)$  включения ЭРД для  $t \in [t_k, t_k + \tau_k^d) \subset [t_k, t_{k+1})$  при поступлении командного входного сигнала  $\tau_k$ .

Уравнения движения МКА вокруг центра масс громоздки и неудобны для анализа ряда рассматриваемых режимов вращательного движения спутника. Поэтому целесообразно преобразовать и упростить уравнения движения КА вокруг центра масс, отбрасывая некоторые второстепенные возмущающие факторы.

Введем описание положения осей ССК  $O_c x_c y_c z_c$  относительно ОСК  $O_c r \ell n$  через углы  $\gamma$ ,  $\delta$  и  $\beta$ . Система координат ОСК может быть переведена в систему ССК тремя последовательными поворотами:

- на угол  $\delta + \pi/2$  вокруг оси  $O_c n$ ;
- на угол  $\beta$  вокруг новой оси  $O_c r$ ;
- на угол  $\gamma$  вокруг новой оси  $O_c \ell$ , совпадающей с осью  $O_c x_c$ .

Элементы матрицы  $\| a_{ij} \|$  выражаются через эти углы с помощью формул:

$$\begin{aligned} a_{11} &= -\sin \delta \cos \beta; & a_{21} &= \sin \beta; \\ a_{12} &= \cos \delta \sin \gamma + \sin \delta \sin \beta \cos \gamma; & a_{22} &= \cos \beta \cos \gamma; \\ a_{13} &= \cos \beta \cos \gamma - \sin \delta \sin \beta \sin \gamma; & a_{23} &= -\cos \beta \sin \gamma; \\ a_{31} &= -\cos \delta \cos \beta; & & \end{aligned} \quad (2.42)$$

$$a_{32} = -\sin \delta \sin \gamma + \cos \delta \sin \beta \cos \gamma;$$

$$a_{33} = -\sin \delta \cos \gamma - \cos \delta \sin \beta \sin \gamma.$$

Справедливы соотношения

$$b_{ij} = \sum_{k=1}^3 c_{ik} a_{kj} \quad (i, j = 1, 2, 3) \quad (2.43)$$

Примем допущения, что орбита центра масс спутника - круговая и неизменна в абсолютном пространстве, и что на спутник действует один лишь гравитационный момент. Вращательное движение такого спутника описывается следующей системой дифференциальных уравнений

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_1 &= \mu(\omega_2 \omega_3 - 3\omega_0^2 a_{32} a_{33}) \\ \dot{\omega}_2 &= \frac{1-\lambda}{1+\lambda\mu} (\omega_1 \omega_3 - 3\omega_0^2 a_{31} a_{33}) \\ \dot{\omega}_3 &= -(1-\lambda + \lambda\mu)(\omega_1 \omega_2 - 3\omega_0^2 a_{31} a_{32}) \\ \dot{\gamma} &= \omega_1 - \operatorname{tg} \beta (\omega_2 \cos \gamma - \omega_3 \sin \gamma) \\ \dot{\delta} &= \frac{\omega_2 \cos \gamma - \omega_3 \sin \gamma}{\cos \beta} - \omega_0 \\ \dot{\beta} &= \omega_2 \sin \gamma - \omega_3 \cos \gamma \end{aligned} \quad (2.44)$$

Здесь  $\omega_0$  - среднее движение спутника (орбитальная частота);

$a_{3i}$  - выражаются через углы  $\gamma$ ,  $\delta$  и  $\beta$  по формулам (2.42);

$$\lambda = J_1 / J_3; \quad \mu = (J_2 - J_3) / J_1;$$

$i, j = 1, 2, 3$  - индексы угловых параметров движения соответствуют их проекциям на оси ССК:  $O_c x_c$  ( $i = 1$ ),  $O_c y_c$  ( $i = 3$ ),  $O_c z_c$  ( $i = 2$ ).

Встречающимся ниже так называемым установившимся режимам движения спутника отвечают простые частные решения уравнений (2.44).

### ***Трехосная гравитационная ориентация***

Уравнения (2.44) допускают четыре стационарных решения, которые можно задать соотношениями

$$\sin \gamma = \sin \delta = \beta = 0, \quad \omega_1 = \omega_3 = 0, \quad \omega_2 = \omega_0 \cos \gamma \quad (2.45)$$

Эти решения описывают положения равновесия спутника в орбитальной системе координат. В них оси  $O_c x_c$  и  $O_c z_c$  совпадают с осями  $\pm O_c \tau$  и  $\pm O_c \rho$  соответственно. Выбор знаков здесь произволен. Достаточные условия устойчивости по Ляпунову решений (2.45) выражаются неравенствами [130]:  $0 < \lambda < 1$ ,  $0 < \mu$ . Поскольку значение  $\mu$  мало, следует особо рассмотреть случай  $\mu = 0$ . В этом случае можно получить режим гравитационной ориентации вращающегося спутника.

### **Режим гравитационной ориентации вращающегося спутника**

При  $\mu=0$  (осесимметричный спутник:  $I_2 = I_3$ ) уравнения (2.44) допускают два семейства частных решений, которые можно записать в виде

$$\omega_1 = \Omega, \quad \omega_2 = \omega_0 \cos \beta \cos \gamma, \quad \omega_3 = -\omega_0 \cos \beta \sin \gamma, \quad \gamma = \frac{4(1-\lambda)}{4-3\lambda} \Omega t + \gamma_0, \quad \sin \delta = 0, \\ \beta = \arcsin \frac{\lambda \Omega}{\omega_0(4-3\lambda)} \quad (2.46)$$

Здесь  $\gamma_0$  и  $\Omega$  - произвольные постоянные,  $\lambda|\Omega| \leq \omega_0|4-3\lambda|$ . Одно семейство получается при  $\delta = 0$ , другое - при  $\delta = \pi$ . Решения (2.46) описывают стационарные вращения спутника вокруг оси  $O_c x_c$ , неподвижной в орбитальной системе координат. В случае  $\lambda < 1$  решение (2.46) устойчиво по переменным  $\delta, \beta, \omega_1, \omega_2 = \omega_2 \cos \gamma - \omega_3 \sin \gamma$  и  $\omega_3 = \omega_2 \sin \gamma + \omega_3 \cos \gamma$  [137, 138].

Величины  $\omega_2$  и  $\omega_3$  представляют собой проекции абсолютной угловой скорости спутника на оси Резаля, совпадающие с осями  $O_c z_c, O_c y_c$  при  $\gamma = 0$ . В решениях (2.46)  $\omega_2 = \omega_0 \cos \beta, \omega_3 = 0$  - постоянные величины.

При малом  $\lambda$  решения близкие к (2.46) можно использовать для реализации режима одноосной гравитационной ориентации осесимметричного спутника [139]. В случае  $\lambda = 0.27$  и  $\Omega = 0.1^\circ/\text{с}$  имеем в (4.5)  $\beta = 7.3^\circ$ , ось  $O_c x_c$  мало отклоняется от оси ОСК  $O_c \Gamma$ .

При  $|\mu| \ll 1$  существуют двухпараметрические семейства периодических решений уравнений (2.44), совпадающие в точке  $\mu = 0$  с семействами (2.46) [135]. Такие решения и близкие к ним можно использовать для реализации одноосной гравитационной ориентации трехосного спутника [131, 132 - 134].

### **Вращение вокруг центра масс КА в плоскости орбиты**

Уравнения (2.44) допускают два семейства частных решений, в которых

$$\sin \gamma = \beta = 0, \quad \omega_1 = \omega_3 = 0, \quad \omega_2 = (\omega_0 + \dot{\delta}) \cos \gamma \quad (2.47)$$

а  $\delta$  определяется уравнением математического маятника

$$2\ddot{\delta} + \frac{3(1-\lambda)}{1+\lambda\mu} \omega_0^2 \sin 2\delta = 0 \quad (2.48)$$

Решения такого вида достаточно разнообразны. В частности, если взять стационарные решения уравнения (2.48)  $\delta = 0$  и  $\delta = \pi$ , то решения (2.47), (2.48) совпадут с решениями (2.45). Для дальнейшего интерес представляют вращательные решения уравнения (2.48) с угловой скоростью  $\omega_2 \approx 2\omega_0$ . Движения спутника, близкие таким решениям, находятся в резонансе 2:1 с МПЗ [135]. Как известно, если пренебречь вращением Земли, то вектор индукции МПЗ будет вращаться относительно орбитальной системы координат с угловой скоростью, примерно равной  $2\omega_0$ .

## ***2.4 Разработка информационных технологий для проектирования и моделирования целевого функционирования малых КА научного назначения***

### **2.4.1 Технологии проектирования и моделирования целевого функционирования малых КА научного назначения**

При конструировании космического аппарата решается множество научно-технических задач. Облик спутника может быть сформирован по результатам итерационного процесса выявления оптимальной конфигурации конструкции и бортового состава. Процесс оптимизации – необходимый этап проектирования и конструирования космического аппарата.

На этапе формирования конструктивного облика спутника принимается большое количество решений. Трудность принятия решений связана с необходимостью предварительного учета и анализа всевозможных факторов и ограничений, накладываемых на проект. Сложность заключается также и в необходимости качественной оценки уже принятых проектных и конструктивных решений.

Необходимым средством осуществления качественного анализа и сопровождения процесса синтеза космических аппаратов на всех этапах создания являются современные информационные технологии, сопровождающие процессы проектирования и целевого функционирования объекта. Применение моделирования позволяет существенно поднять уровень проектных исследований и повысить тем самым качество принимаемых решений. Проектировщик получает возможность оценивать перспективность тех или иных проектных концепций. Особое значение при этом имеет возможность осуществления многопараметрической оптимизации, позволяющей отыскивать наилучшее сочетание проектных параметров. При этом задачу оптимизации проектных параметров космического аппарата, как правило, удается свести к однокритериальной, что существенно упрощает ее решение.

На борту МКА научного назначения имеются определенные энергетические ресурсы, цель которых – обеспечение выполнения требуемого объема поставленных перед спутником целевых задач. Решая свою функциональную задачу, комплекс бортовых систем, совместно с целевой полезной нагрузкой, направлен на получение эффективного результата при выполнении поставленной перед спутником задачи, при максимальной надежности.

Системы МКА имеют свои располагаемые ресурсы и возможности, в соответствии с которыми строится работа аппарата в том или ином режиме. Решение задачи выбора оптимальных режимов и циклограмм работы бортовой аппаратуры (БА) заключается в

проведении максимального количества экспериментов и операций с требуемой надежностью и качеством за отведенное время.

Задача конструирования малого КА с учетом унификации служебных систем относится к классу задач поиска экстремума функции с ограничениями, решение которой может быть получено путем сведения ее к задаче поиска экстремума новой функции без ограничений. При этом новая функция формируется на основе старой с добавлением членов, содержащих ограничения. Решение в этом случае сводится к поиску экстремума унимодальной функции, который может быть осуществлен с помощью известных методов численной оптимизации.

Существует проблема выбора метода, по возможности однозначно определяющего порядок операций, приводящих к решению. Необходимо среди имеющихся методов выбрать наиболее приемлемый для решения конкретной задачи. Опыт показывает, что не существует универсального метода, который можно успешно применять к широкому кругу практических задач оптимизации состава бортовых систем, а также облика МКА и его конструктивно-силовой схемы. В связи с этим разработка информационных технологий для проектирования МКА, как сложной технической системы, приобретает особую актуальность.

Алгоритм оптимизации состава бортовой аппаратуры МКА научного назначения

Входными данными алгоритма (рисунок 2.84) являются проектные параметры, определяющие значения тактико-технических характеристик МКА, диктуемые ТЗ на проект. Вторая группа входных данных формируется из назначаемых проектировщиком схемных решений. На основе анализа требований к МКА, опыта разработки МКА аналогичного назначения, изучения результатов научных исследований по перспективным направлениям проектирования МКА, личных творческих способностей проектировщик намечает ряд признаков, характеризующих схему построения и реализации спутника.

Также определяется проектный вариант блочного состава аппарата. Выбираются номенклатура и количество составных частей систем и модулей в плане выполнения задаваемых требований к спутнику, включая требования по надежности.

Смысл описанного выше алгоритма оптимизации состава бортовой аппаратуры УП и порядка ее работы сводится к определению допустимого варианта проекта МКА, удовлетворяющего заданным требованиям и ограничениям при выбранной схеме МКА, бортовом составе, режимов работы и заданном наборе независимых параметров, характеризующих его энергетические системы. Конечная же цель проектирования - нахождение оптимального по выбранному критерию проекта МКА. Эта цель достигается подключением алгоритма оптимизации, реализующего специальную процедуру

управления, которая позволяет на основе оценки результатов расчетов итеративно изменять независимые переменные, добиваясь достижения экстремума целевой функции.

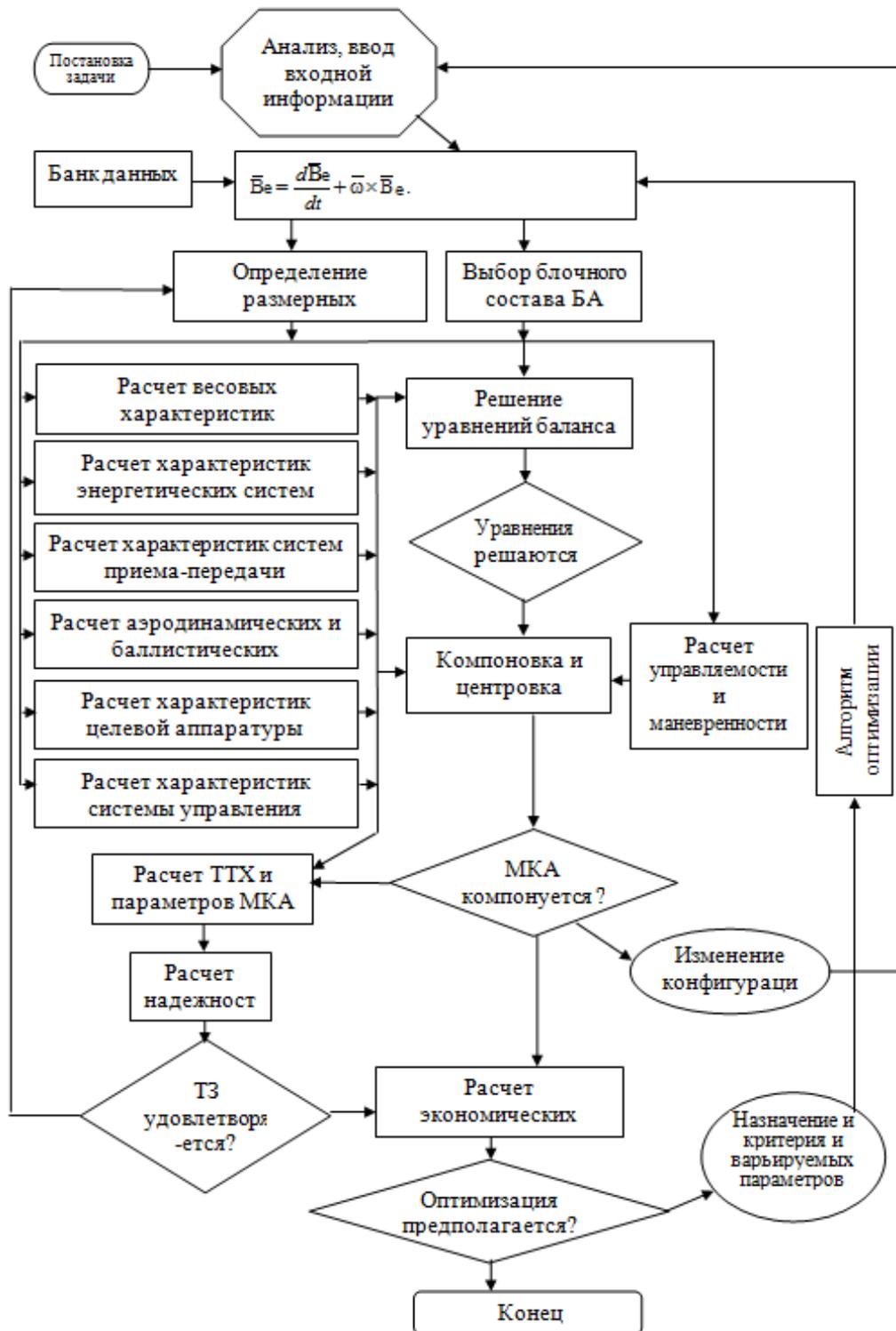


Рисунок 2.84 – Схема алгоритма проектирования МКА в начальном приближении

## 2.4.2 Разработка методического обеспечения для расчета законов управления малого КА научного назначения

Общая задача управления элементами орбиты малого КА научного назначения заключается в изменении вектора элементов орбиты  $\mathcal{E}$  (рисунок 2.85) так, чтобы он достиг требуемого значения  $\mathcal{E}_k$  и характеристическая скорость  $V_X$  принимала бы при этом минимальное значение. При постоянно работающем двигателе малой тяги данная задача эквивалентна задаче на быстроедействие. В общем случае существует два варианта решения:

- совместное управление всеми элементами орбиты ( $A, e, \omega, \Omega, i$ ) и положением КА на орбите относительно заданного, которое определяется параметром  $\Delta u = u - u_k$  (здесь  $u$  – аргумент широты).
- раздельное (локально-оптимальное) управление элементами орбиты.



Рисунок 2.85 – Элементы орбиты:  $A$  – большая полуось орбиты;  $e$  – эксцентриситет орбиты;  $\omega$  – аргумент перигея;  $i$  – наклонение орбиты;  $\Omega$  – долгота восходящего узла

Упростим задачу, введя ряд ограничений. Из всего множества динамических манёвров КА с малой тягой выделим класс так называемых «слабых» коррекций параметров орбиты. То есть будем считать, что приращения элементов ( $A, i$ ) малы по сравнению с их начальными значениями  $A_0, i_0$ . На изменение угловых переменных  $\omega, \Omega, \Delta u$  ограничения не накладываются. Подобное допущение позволяет воспользоваться классическими приемами небесной механики [57] разделения движений на плоское (управление элементами  $A, e, \omega, \Delta u$ ) и пространственное (управление элементами  $i, \Omega$ ).

Используя свойство малости изменения параметров орбиты за виток, процесс поиска режима управления может быть разделен на нахождение оптимального управления

в пределах витка (локальная оптимизация) (рисунок 2.86) и поиск управления эволюцией орбиты (оптимизация вековой составляющей).

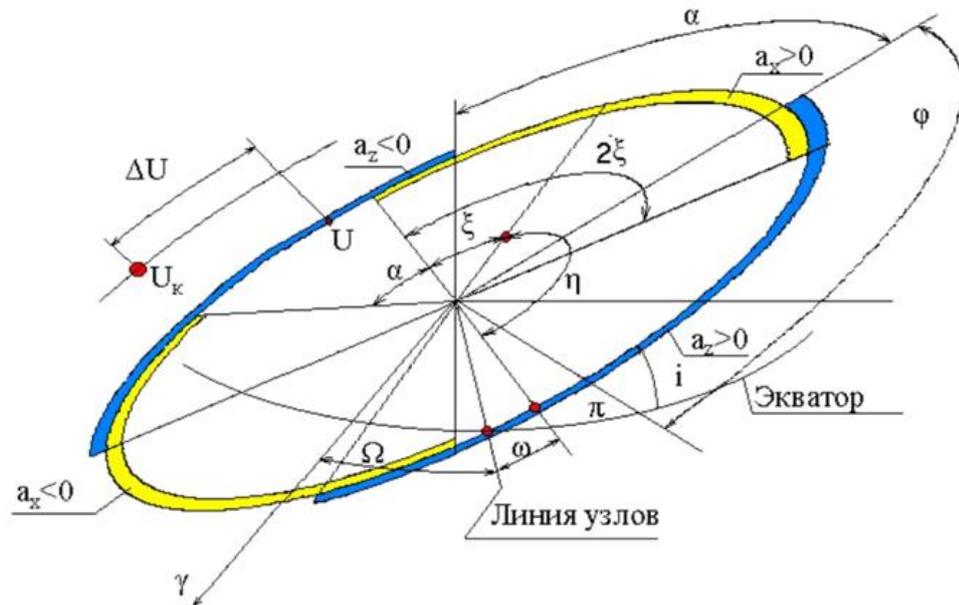


Рисунок 2.86 – Структура оптимального управления на витке

В работе [141] получены формулы для отклонений элементов орбиты и оценки затрат характеристической скорости на манёвр при условии непрерывной работы двигателей:

Управление элементами  $A$ ,  $e$ ,  $\omega$ :

$$\Delta A = \frac{4}{\pi} \sqrt{\frac{A_{cp}^3}{\varepsilon}} \left( \xi_1 - \frac{\pi}{2} \right) V_{x1}; \quad (2.49)$$

$$\Delta e = \frac{4}{\pi} \sqrt{\frac{A_{cp}}{\varepsilon}} \sin \xi_1 \cos \eta_1 V_{x1}; \quad (2.50)$$

$$\Delta \omega_a = \frac{4}{\pi \Delta e} \ln \left( 1 + \frac{\Delta e}{e} \right) \sqrt{\frac{A_{cp}}{\varepsilon}} \sin \xi_1 \sin \eta_1 V_{x1}, \quad (2.51)$$

откуда характеристическая скорость может быть определена как:

$$V_{x1} = \frac{\pi |\Delta e|}{4 \sin \xi_1} \sqrt{\frac{\varepsilon}{A_{cp}} (1 + \operatorname{tg}^2 \eta_1)} = \frac{\pi |\Delta e|}{4 \sin \xi_1} \sqrt{\frac{\varepsilon}{A_{cp}} \left( 1 + \frac{\Delta \omega_a^2}{\ln^2 (1 + \Delta e / e_0)} \right)}. \quad (2.52)$$

Управление элементами  $\Omega$ ,  $i$ :

$$\Delta i = \frac{2}{\pi} \sqrt{\frac{A}{\varepsilon}} \cos \zeta V_{x2}; \quad (2.53)$$

$$\Delta \Omega_a = \frac{2}{\pi \Delta i} \sqrt{\frac{A}{\varepsilon}} \ln \left| \operatorname{tg} \frac{i_0 + \Delta i}{2} \operatorname{ctg} \frac{i_0}{2} \right| \sin \zeta V_{x2}, \quad (2.54)$$

откуда характеристическая скорость определяется как:

$$V_{x2} = \frac{\pi|\Delta i|}{2} \sqrt{\frac{\varepsilon}{A_{cp}} \left( 1 + \frac{\Delta\Omega_a^2}{\ln^2 |\operatorname{tg}((i_0 + \Delta i)/2) \operatorname{ctg}(i_0/2)|} \right)} \approx \frac{\pi|\Delta i|}{2} \sqrt{\frac{\varepsilon}{A_{cp}} \left( 1 + \frac{\Delta\Omega_a^2 \sin^2 i_{cp}}{\Delta i^2} \right)}. \quad (2.55)$$

Здесь  $A_{cp} = A_0 + \frac{\Delta A}{2}$ ,  $A_0, \Delta A$  - начальное значение и отклонение большой полуоси;

$\varepsilon$  - гравитационный параметр Земли;

$\xi_1$  - половина ширины разгонного участка;

$\eta_1$  - эксцентриситетная аномалия центра разгонного участка;

$\Delta e$  - отклонение эксцентриситета;

$\Delta\omega_a$  - отклонение аргумента перигея (без учёта прецессии);

$\Delta i$  - отклонение наклона орбиты;

$\zeta$  - аргумент широты центра участка с  $a_z > 0$ ;

$\Delta\Omega_a$  - отклонение долготы восходящего узла (без учёта прецессии);

$i_0$  - начальное значение наклона.

Предложена схема раздельного управления элементами орбиты. Используя принцип локальной оптимизации и подбирая параметры  $\xi_1, \eta_1, \zeta$  таким образом, чтобы максимизировать величину отклонения в выражениях (2.49-2.51) и (2.53, 2.54), получены частные решения, соответствующие раздельному (локально-оптимальному) управлению элементами и соответствующие составляющие гарантирующих затрат характеристической скорости (поэлементно):

$$V_{xA} = \frac{1}{2} \frac{\Delta A}{A_{cp}} V_{кр}; \quad (2.56)$$

$$V_{Xe} = \Delta e \frac{\pi}{4} V_{кр}; \quad (2.57)$$

$$V_{X\omega_a} = \Delta\omega_a \frac{\pi e}{4} V_{кр}; \quad (2.58)$$

$$V_{Xi} = \Delta i \frac{\pi}{2} V_{кр}; \quad (2.59)$$

$$V_{X\Omega_a} = \Delta\Omega_a \frac{\pi i}{2} V_{кр}. \quad (2.60)$$

В зависимости от типа полезной нагрузки малый космический аппарат может быть предназначен для решения целого ряда задач:

- мониторинг земной поверхности и атмосферы;
- получение новых данных о состоянии околоземного пространства;
- проведение фундаментальных исследований;

- изучение физических свойств космических объектов;
- отработка современных и перспективных технологий;
- дистанционное образование и др.

В апреле 2013 г. был запущен малый космический аппарат «АИСТ», созданный молодыми специалистами ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс» и студентами СГАУ. Он предназначен для решения образовательных, научно-технических и экспериментальных задач, а также демонстрации научно-технического и промышленного потенциала учебных и производственных организаций Самарской области.

С целью отработки перспективных и современных технологий на спутнике «АИСТ» был установлен ряд новых устройств и систем, отработка которых в космосе позволит в будущем устанавливать их на большие дорогостоящие космические аппараты, разработки ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс».

В состав научной аппаратуры малого КА «АИСТ» входят аппаратура *МАГКОМ* и *МЕТЕОР*, разрабатываемая институтом космического приборостроения СГАУ.

Аппаратура *МАГКОМ* предназначена для подтверждения эффективности применения магнитных средств компенсации микроускорений (МСКМ) на борту МКА «АИСТ», а также в целях отработки методики выбора проектных параметров этих средств. Аппаратура *МЕТЕОР* предназначена для оценки параметров высокоскоростных пылевых частиц - массы и скорости, взаимодействующих с поверхностью ионизационного датчика, а также временной и пространственной привязки результатов измерения - параметров высокоскоростной пылевой частицы для последующего определения направления прихода пылевой частицы и ее идентификации, определения принадлежности к классу микрометеороидов или техногенных частиц.

В состав бортовых обеспечивающих систем малого КА входят: командно-управляющая навигационная система (КУНС), система электропитания (СЭП), включая солнечные батареи и аккумуляторы, система терморегулирования (СТР), бортовая кабельная сеть.

На двух панелях корпуса установлены модули аппаратуры *командно-управляющей навигационной системы*, в состав которой входит бортовой компьютер, приемная аппаратура, работающая на частоте 145 МГц, передающая аппаратура на частотах 435 МГц, а также бортовая аппаратура радионавигации.

На трех панелях, ортогонально друг другу, расположены электромагниты научной аппаратуры *МАГКОМ*. Модули антенн навигационной аппаратуры установлены в двух противоположных направлениях, обеспечивая практически всенаправленную диаграмму.

*Батарея солнечная* (БС) смонтирована на панелях корпуса с непосредственной наклейкой фотоэлектрических преобразователей на пяти из шести панелей. Кроме того имеется отдельная панель БС, которая устанавливается поверх шестой панели корпуса малого КА. БС изготовлена на базе трехкаскадных арсенид-галлиевых фотопреобразователей. На теневых участках орбиты электропитание обеспечивает никель-металгидридная аккумуляторная батарея. Она не является отдельным агрегатом - элементы батареи входят в состав приборного блока питания и управления, в котором размещается вся автоматика *системы электропитания* (СЭП), она также входит в состав аппаратуры КУНС. Освещенность БС оценивалась путем имитационного моделирования функционирования малого КА на орбите.

*Система терморегулирования* (СТР) пассивная: требуемый температурный режим обеспечивается нерегулируемым соотношением оптических коэффициентов на поверхностях элементов конструкции объекта, теплоизолирующими элементами, электрообогревателями и тепловыми трубами, которые обеспечивают тепловой режим приборов научной аппаратуры и КУНС. Электрообогреватели включаются по командам КУНС при снижении температуры ниже  $-5^{\circ}$  и выключаются при достижении температуры  $+35^{\circ}\text{C}$ . Для управления используется среднее значение температуры по трем датчикам.

Структурно - функциональная схема СТР приведена на рисунке 2.87. Внутренняя компоновка КА «АИСТ» с основными бортовыми системами и модулями научной аппаратуры представлена на рисунке 2.88. Внешний облик малого КА «АИСТ» в стартовой конфигурации с устройством отделения представлен на рисунке 2.89.

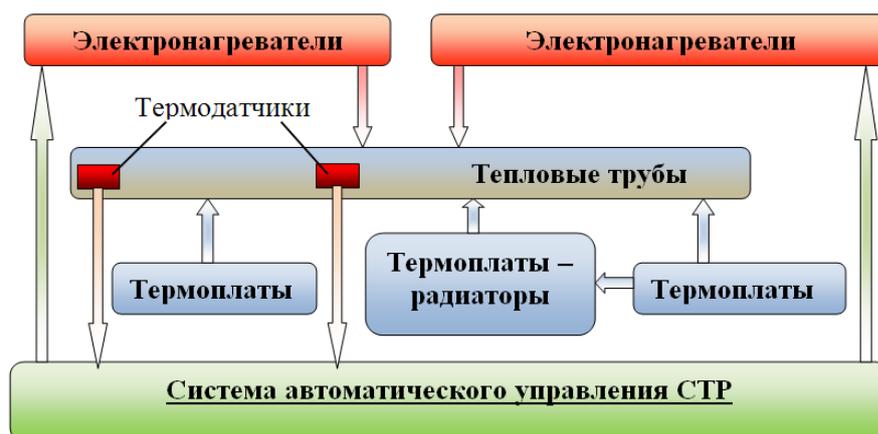


Рисунок 2.87 – Структурно-функциональная схема СТР малого КА «АИСТ»

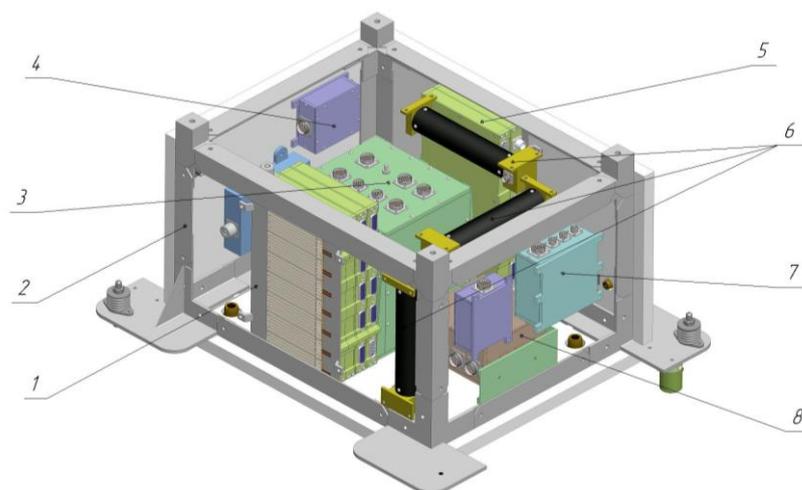


Рисунок 2.88 – Внутренняя компоновка малого КА «АИСТ»  
 1 – модуль КУНС; 2 – рама корпуса; 3 – модуль НА «МАГКОМ»; 4 – модуль датчиков-магнитометров; 5 – модуль АБ; 6 – электромагнит (3 шт.); 7 – модуль управления электромагнитами; 8 – модуль управления НА «МЕТЕОР»

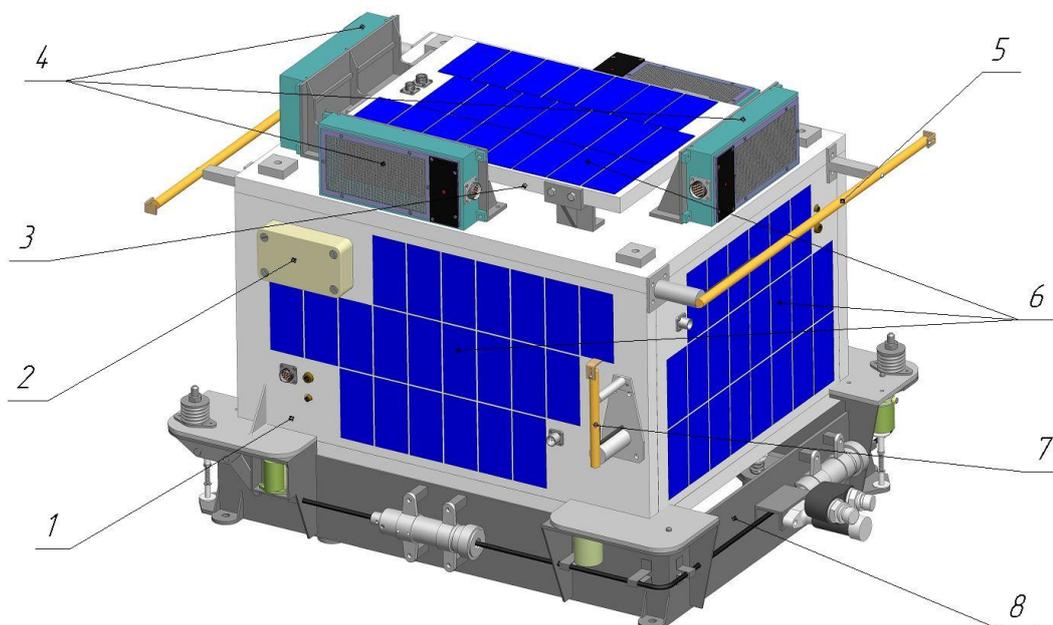


Рисунок 2.89 Внешний вид малого КА «АИСТ»  
 1 – корпус КА; 2 – антенна навигационной аппаратуры потребителя; 3 – панель солнечной батареи; 4 – датчик научной аппаратуры «МЕТЕОР» (6 шт.);  
 5 – приемная антенна 145 МГц (2 шт.); 6 – фотоэлектрические преобразователи;  
 7 – передающая антенна 435 МГц (2 шт.); 8 – устройство отделения

Выведение малого КА «АИСТ» на начальную орбиту функционирования осуществляется методом, полученным в результате комплексного анализа возможностей выведения. Был рассмотрен ряд схем выведения малого КА на орбиту:

- «воздушный старт»;
- малый КА как полезная нагрузка (ПН), устанавливаемая в свободных зонах переходного отсека верхней ступени ракеты-носителя (РН) «Союз-2»;
- малый КА как ПН при групповом запуске малых КА на РН легкого класса типа «Космос»;

– малый КА как попутная полезная нагрузка, устанавливаемая на конструкции большого КА, и выводимые совместно на РН «Союз-2».

Схема запуска выбрана исходя из различных проектных условий и ограничений, таких, как стоимость запуска малого КА, сроки запуска, тактико-технические характеристики средств выведения и малого КА, массово-геометрические характеристики КА, ограничения на параметры начального состояния аппарата после отделения и др. Каждый вариант был подвергнут анализу и проектному расчету. На основе проведенных исследований, предпочтение было отдано двум вариантам: установке малого КА в переходном отсеке верхней ступени РН и выведение попутной нагрузкой на КА-носителя (рисунок 2.90). Окончательный выбор был отдан в пользу попутного выведения малого КА совместно с КА «Бион-М», как более надежного способа, менее затратного и с меньшим количеством ограничений на геометрические характеристики малого КА.

Размещение малого КА под головным обтекателем РН в зоне полезного груза (ЗПГ) КА-носителя обеспечено в соответствии с заданными требованиями по размещению в ЗПГ. Учитывая крайне плотное заполнение ЗПГ конструкцией и внешними элементами и установками КА-носителя, было найдено единственно возможное решение и место установки, удовлетворяющее ограничениям по условиям размещения и закрепления, условиям отделения на рабочей орбите, условиям безопасного совместного полета и обеспечения связи.

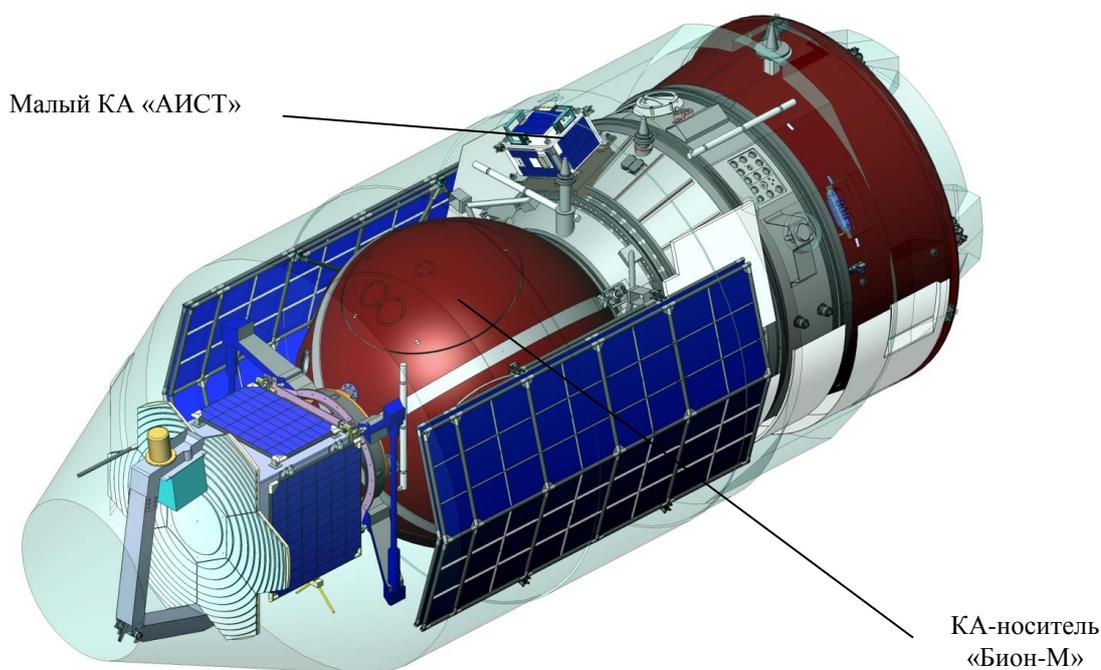


Рисунок 2.90 – Выведение малого КА «АИСТ» методом попутной нагрузки на КА-носителе

Малый КА выводится на орбиту в качестве попутной полезной нагрузки и устанавливается на КА «Бион-М» посредством устройства отделения. Устройство отделения спроектировано как единый, механически завершённый модуль. Его конструкция разработана оптимальной с точки зрения обеспечения минимальных габаритов, малого веса и высокого уровня надёжности.

Стартовая масса малый КА «АИСТ» с модулем устройства отделения (остаётся после отделения малого КА на КА-носителе) - 53 кг, мощность системы электропитания - 15 Вт. Корпус малого КА выполнен в виде параллелепипеда с длинами граней 50 x 30 x 40 см.

В заданный момент времени, по достижении рабочей орбиты и выполнении требуемой ориентации, система управления КА «Бион-М» № 1 выдает команду на отделение малого КА. Посредством устройства отделения аппарат теряет механическую связь с КА-носителем и отделяется с требуемым угловым вращением и линейной скоростью.

Модульность конструктивного построения малого КА позволяет использовать преимущества его серийного производства для обеспечения требуемого уровня надёжности модулей и снижения стоимости их изготовления и аппарата в целом.

В качестве основных принципов формирования технического и проектно-конструкторского облика унифицированных платформ малого КА можно выделить следующие:

- минимизация массы и габаритов аппарата за счёт использования новых технических решений при разработке бортовых систем, прогрессивных технологий их изготовления, применения новых конструкционных материалов;

- модульность построения малого КА, обеспечивающая технологическое членение аппарата и унифицированной космической платформы на конструктивно и функционально автономные отсеки, блоки, модули;

- негерметичное исполнение малого КА и его модулей, минимальное структурное резервирование основных устройств и ключевых элементов;

- конструктивная законченность блоков и модулей малого КА, что обеспечивает их автономность в производстве, при испытаниях на заводах-изготовителях и технических позициях в условиях полигонов, а также поставку блоков и модулей в их завершённом виде при сборке всего аппарата;

- максимальная унификация используемых при построении универсальной космической платформы бортовых систем, модулей, узлов и ключевых элементов;

- полнота и минимальность номенклатуры модулей, позволяющая формировать различные конфигурации малого КА для решения возможно более широкого круга целевых задач;

- интеграция функций систем и модулей платформы и их резервирование, обеспечивающее высокую надежность и требуемый срок активного функционирования малого КА;

- использование распределенной вычислительной системы, экономичных режимов энергопотребления и рационального расходования ресурсов бортовых систем;

- интеграция модульной составляющей малого КА с его конструкцией;

- оптимизация уровня надежности малого КА с целью обеспечения необходимого времени его активного существования при минимальных эксплуатационных затратах;

- максимальная простота и надежность управления функционированием аппарата;

- минимизация стоимости разработки, изготовления и эксплуатации малого КА;

- высокая автономность выполнения программы полета аппарата (решения целевых задач), в том числе обеспечивающих операций (поддержания орбитальных параметров, смены режимов функционирования бортовой аппаратуры, передачи получаемой информации на Землю и др.);

- интеллектуализация процессов управления функционированием малого КА.

«АИСТ» является спутником на базе негерметичной платформы, что позволило отказаться от ряда сложных, энергоемких и дорогих технологий, а также повысить технологичность работ по сборке и испытаниям.

Проектный облик данного микроспутника определен с использованием прямого метода проектирования. Проведен системный анализ, включающий стоимостной анализ космического и наземного сегментов создаваемого космического комплекса, затрат на его ввод в эксплуатацию и поддержание в течение заданного времени при условии выполнения заданной целевой функции. В качестве целевой функции использована стоимость разработки, изготовления и запуска микроспутника. В качестве основных ограничений приняты: существующая материально-техническая база и зона размещения спутника под обтекателем РН «Союз-2» при попутном запуске на основном КА «Бион-М». Сложность решения данной многокритериальной задачи построения проекта унифицированного малого КА обуславливается, прежде всего, противоречивостью критериев эффективности. При анализе принципиальных схем микроспутника использован многокритериальный подход - метод расстановки приоритетов при выполнении спутником целевых задач.

Кроме того, был использован принцип декомпозиции общей проектной задачи на взаимосвязанные этапы и блоки, что позволило рассмотреть отдельные элементы общей проектной задачи и тем самым резко облегчить ее решение.

В результате системного анализа возможностей выполнения целевой задачи различным составом бортовых и наземных систем, средств выведения и способов запуска однозначно был выявлен конкретный состав и облик спутника. Однако принципы модульности, использованные при проектировании, позволяют говорить о данном малом КА как о базовой платформе для установки разнообразной полезной нагрузки.

В процессе проектирования облик аппарата менялся по мере решения ряда проектно-конструкторских задач (рисунок 2.91).

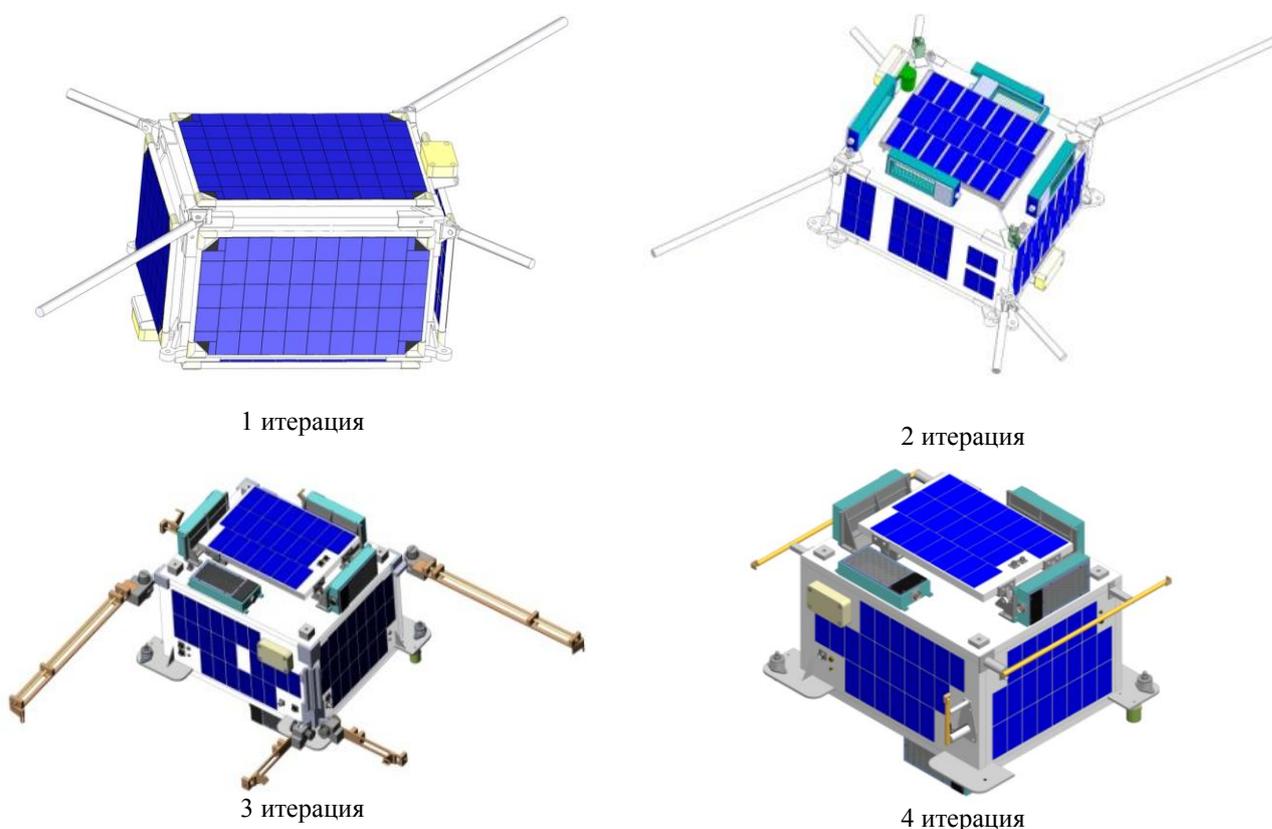


Рисунок 2.91 – Итерационная схема проектирования малого КА

Разработка унифицированной платформы, адаптируемой к различной целевой аппаратуре, производится на основе модульных технологий и метода структурного проектирования, предусматривающих формирование базовой структуры и набора модулей, используемых для реализации всего рассматриваемого диапазона целевых функций, и комплектующих структур и модулей, используемых для реализации отдельных целевых функций малого КА.

Приборная составляющая малого КА функционально едина и универсальна для любых комплектаций малого КА и отличается по составу модулей в зависимости от степени резервирования ресурса и интегральных характеристик КА. Приборные модули изготавливаются в нормированном исполнении и вписываются в тепловую, монтажную, сборочную и силовую схемы малого КА. Конструкция платформы предусматривает унифицированное, а также геометрически и термически независимое сопряжение с модулем целевой аппаратуры.

При проектировании платформы за основу выбирается принцип возможной модернизации состава и схемы построения подсистем, что дает возможность частично изменить ту или иную систему или модуль в соответствии с устанавливаемой полезной нагрузкой.

Переменными факторами при формировании проекта малого КА и его платформы в рамках модульной технологии являются:

- размеры несущей и приборообразующей конструкции малого КА и вариант её силовой схемы;

- вариант типового набора модулей служебных систем в негерметичном исполнении на едином для них размерном ряде для внутреннего и наружного размещения на поверхности несущей и приборообразующей конструкции;

- типоразмер и состав элементов системы обеспечения теплового режима;

- площадь солнечной батареи и количество буферных батарей;

- тип целевого модуля, формируемого внутри несущей и приборообразующей конструкции.

Параллельно проектированию малого КА «АИСТ», в целях дальнейшего эффективного использования маломассогабаритной платформы МКА для выполнения других целевых задач, проводятся исследования и предварительные оценки технических характеристик модулей и бортовых служебных систем с учетом их взаимосвязи с основными техническими характеристиками возможной целевой аппаратуры. При проведении данного технического анализа определена совокупность характеристик и параметров:

- энерговооруженность малого КА (с учетом средневитковой и пиковых мощностей потребления электроэнергии в пределах всего срока активного существования);

- объемы и виды обрабатываемой целевой и служебной информации на борту МКА;

- производительность (быстродействие) бортового цифрового вычислительного комплекса;

- объемы телеметрической информации, необходимой для достоверной оценки исследуемых процессов и состояния бортовых систем малого КА;

- точностные возможности систем ориентации и стабилизации малого КА по углу и угловой скорости (в перспективе).

В результате проектного синтеза формируются проекты малых КА различного целевого назначения, в том числе решения задач зондирования Земли и радиолокация на базе группировки малых КА (проект «АИСТ-2») и решение задач инспектирования космических объектов с помощью маневрирующего малого КА (проект «АИСТ-3»).

Малый КА «АИСТ-2» (рисунок 2.92) проектируется с целью реализация системы многопозиционного радиолокационного дистанционного зондирования Земли.

Основные задачи проекта:

- трехмерное радиолокационное наблюдение в УКВ диапазоне поверхности Земли и поверхностных объектов с использованием наземной приемной антенны в «телевизионном» режиме (квазинепрерывное наблюдение) с пространственным разрешением 3...5 м в полосе до 25 км протяженностью до 20 км, точностью определения высоты, глубиной проникновения под поверхность до 10 м;

- построение радиолокационных изображений с использованием пассивного приема радиоизлучения от наземных или космических источников или двухпозиционного зондирования земной поверхности с использованием для приема отраженного сигнала второго спутника.

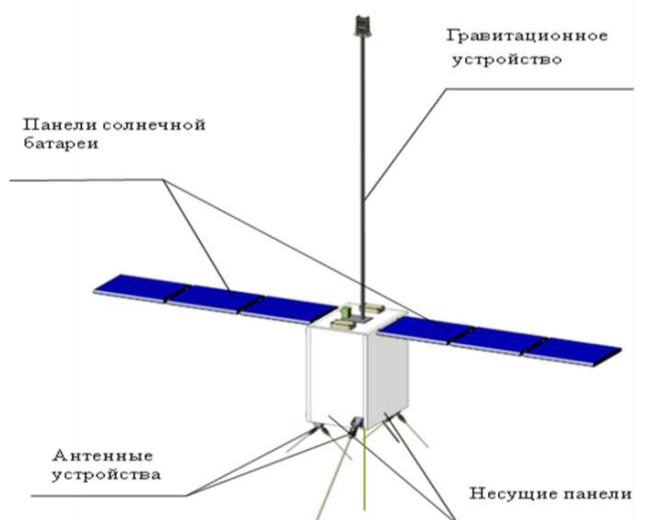


Рисунок 2.92 – Проект малого КА «АИСТ-2»

Основными задачами проекта «АИСТ-3» являются:

- исследование возможностей защиты современными наноматериалами радиоэлектронных компонентов от воздействия космической среды (ионизирующих излучений различной природы);

- исследования применимости серийных импульсных электроракетных двигателей для траекторных эволюций движения малых КА;
- отработка космических микросистем наблюдения;
- отработка систем передачи управляющей, телеметрической, целевой информации;
- отработка взаимной ориентации, стыковки и расстыковки малых КА.

Проект «АИСТ-3», разрабатываемый на основе универсальной платформы малого КА «АИСТ», представлен на рисунке 2.93.

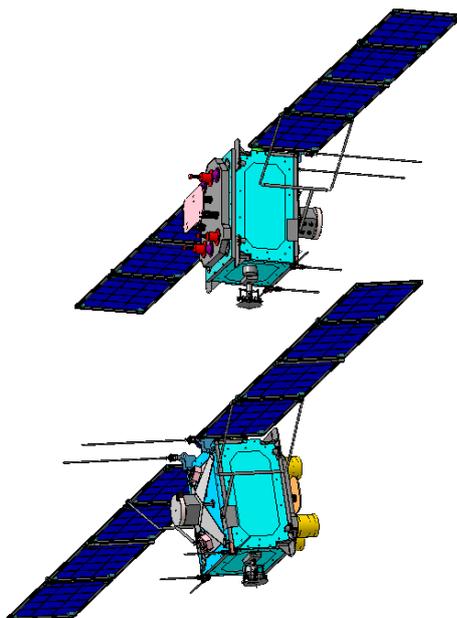


Рисунок 2.93 – Проект «АИСТ-3»

### **2.4.3 Методы проектирования универсальных платформ малых космических аппаратов**

Космическая универсальная платформа (или спутниковая универсальная платформа) – это общая унифицированная структура для построения КА, которая включает в себя все служебные системы спутника (модуль служебных систем), а также конструкцию модуля полезной нагрузки (без целевой аппаратуры). Космическая универсальная платформа предназначена для дальнейшей установки и адаптации на ней целевой аппаратуры (ЦА) и обеспечения её всеми условиями для штатного функционирования и выполнения поставленных перед КА задач.

Облик универсальной платформы МКА зависит от того, какой аспект проектирования выбран в качестве ведущего. УП может рассматриваться либо как объект получения целевого эффекта, либо как система механических конструкций, в которой размещается обеспечивающая аппаратура и в которой необходимо разместить ЦА.

Проектирование МКА сводится к процедуре структурно-параметрического синтеза на основе системы физических, знаковых (в том числе математических) и комбинированных моделей. При этом применяется метод последовательных приближений с использованием на каждом шаге более подробных моделей. После того, как этап структурного синтеза УП завершён, можно переходить к выбору наилучших с точки зрения назначенных критериев эффективности значений проектных параметров [1].

В настоящее время существует ряд разработок УП, предназначенных для дальнейшего создания МКА посредством адаптации с ЦА.

В качестве примера можно указать платформы разработки британской компании SSTL (Surrey Satellite Technology Ltd., Гилдфорд, Англия). Сегодня компания предлагает пять типов платформ для реализации МКА: SSTL-50, SSTL-100, SSTL-150, SSTL-300 и SSTL-900. Платформа SSTL – 100 позволяет создавать спутники различного назначения массой

порядка 100 кг и обеспечивать их работу. Развитием данной платформы является SSTL – 150, которая также имеет форму куба и негерметичный отсек. Но в отличие от SSTL – 100 она имеет свободонесущую архитектуру построения и размещения приборов на борту. Данные УП используются в основном для решения задач мониторинга, но могут быть использованы и для реализации научных программ.

КА TUBSAT-A и TUBSAT-B созданы на базе УП TUBSAT разработки Института Авиации и Космонавтики Технического университета Берлина. КА TUBSAT-A предназначен для проведения в космосе научных экспериментов, испытаний новых типов солнечных батарей (СБ) и системы связи с наземными станциями. TUBSAT-B предназначен для дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). УП TUBSAT имеет негерметичное построение и использует современные принципы построения конструкции и обеспечивающей аппаратуры.

Современные УП разрабатываются под установку полезной нагрузки (ПН), решающей определённые классы задач. При этом каждому классу задач соответствует свой диапазон масс УП. Кроме того, конструктивно-компоновочные схемы УП имеют различное построение и основаны на различных проектных решениях.

Выбор схемы построения УП на начальном этапе является одним из ключевых в проектировании. Он затруднён вследствие разнообразия требований со стороны возможной ЦА и ограничений и в большинстве случаев проводится на основании опыта и интуиции проектировщика. Такой подход не всегда является оптимальным в плане дальнейшего выбора проектных характеристик бортовых систем. Схема построения отдельно взятой УП может подходить по всем параметрам для одной и быть непригодной

для другой ЦА в случае неудовлетворения хотя бы одному из требований. Это происходит вследствие определённых ограничений, заложенных в схему построения УП. Для уменьшения объёма ограничений необходимы новые принципы и технологии проектирования с учётом системного подхода.

Проектирование современных УП должно проводиться с использованием модульных технологий [2,3,4]. Модульное построение заключается в интеграции в единое изделие отдельных готовых модулей бортовых систем и ЦА, разработанных под единые требования. Модульность позволяет проводить декомпозицию задачи проектирования как самой УП, так и отдельной системы, путём решения совокупности частных задач проектирования.

#### ***Методы и модели структурно-параметрического синтеза универсальной платформы***

Целью создания УП является формирование платформы, которая после адаптации обеспечит необходимые условия для работы определённого класса ЦА. Предлагается подход к проектированию УП МКА, основанный на решении задачи адаптации ЦА к минимальной базовой структуре (задача структурно-параметрического синтеза).

Параметры ЦА предъявляют энергетические требования к УП, которые находят отражение в сложности организации бортовой вычислительной системы (БВС) и мощности её процессора, структуре системы обеспечения теплового режима (СОТР), структуре системы электропитания (СЭП) и её мощности, построении и мощности радиоканала, структуре и мощности системы управления движением (СУД).

Анализ ЦА различного назначения показал невозможность создания универсальной конструктивно-компоновочной схемы УП и выработки состава обеспечивающей аппаратуры и схемы полёта, обеспечивающих решение различных целевых задач с максимальной эффективностью. Для снижения проигрыша в показателе эффективности конкретного МКА необходимо оптимизировать структуру и характеристики минимальной базовой структуры одновременно с выработкой конструктивно-компоновочной схемы на этапе адаптации ЦА к УП.

В основе минимальной базовой структуры УП лежит типовой состав обеспечивающей аппаратуры. Данный типовой состав представляет собой минимальный набор систем обеспечивающей аппаратуры, необходимых для эксплуатации МКА определённого класса и его функционирования на орбите. Данный типовой состав может быть изменён в сторону расширения (добавления другой обеспечивающей аппаратуры) и наращивания характеристик. В типовой состав входят управляющие модули обеспечивающих систем: БВС, модуль управления СОТР, модуль управления СЭП, модуль радиоканала, модуль управления СУД.

Минимальная базовая структура УП подлежит дальнейшей оптимизации на этапе адаптации ЦА к УП. Адаптация – необходимый проектный этап доведения структуры УП до требуемой в соответствии с выполняемыми МКА задачами. Другими словами, адаптация - это поиск оптимального проектного решения УП с точки зрения критериев эффективности целевого МКА. Поиск оптимального решения проводится с учётом дерева проектных ограничений, в котором сначала учитываются ограничения более высокого порядка, а потом более низкого.

Работа по адаптации проводится с учётом ограничений со стороны ЦА. При этом УП должна обеспечивать работу всей бортовой аппаратуры (БА), включая целевую, т.е. иметь определённую среднесуточную мощность СЭП. При увеличении мощности потребления увеличивается мощность СЭП, что способствует увеличению массы обеспечивающей аппаратуры и площади СБ. Рост массы УП приводит к смене способа запуска, что отражается на его стоимости. Кроме того, увеличение мощности СЭП может повлечь за собой изменение баллистических характеристик и срока активного существования МКА. Таким образом, задача синтеза УП изначально является итерационной и должна решаться соответствующими методами.

*Этап параметрического синтеза* УП сводится к одной из следующих задач:

а) к отысканию оптимального (по выбранному критерию  $F$ ) решения

$$\bar{p}_{УП} = \arg \min_{p_{УП} \in P} F(p_{УП}), \quad (2.61)$$

где  $F(p_{УП})$  – целевая функция, зависящая от вектора проектных параметров  $p_{УП}$ ,

$$p_{УП} = (p_1, p_2, \dots, p_k)^T \text{ – вектор проектных параметров размерности } k;$$

$P$  – множество допустимых проектных параметров УП;

б) к отысканию оптимального в смысле главного критерия  $F_1$  решения  $\bar{p}_{УП}$  при условии перевода других критериев в ограничения (многокритериальная задача):

$$\begin{cases} \bar{p}_{УП} = \arg \min_{\substack{p_{УП} \in P \\ F_i \geq F_i^* \\ i \in [2; k]}} F_1(p_{УП}), \\ F_2 \geq F_2^*, F_3 \geq F_3^*, \dots, F_k \geq F_k^*; \end{cases} \quad (2.62)$$

в) к отысканию области допустимых проектных решений  $P^* \subset P$ , где все критерии  $F_1, F_2, \dots, F_k$  имеют значения, не хуже заданных.

Задача оптимизации проектных характеристик УП МКА заключается в выборе такого вектора основных проектных характеристик, при котором достигается минимальное значение массы МКА в условиях геометрических ограничений, минимально допустимой электрической мощности и времени работы целевой аппаратуры:

$$\bar{p}_{УП} = \arg \min \left\{ M = f(N_{ЦА}, V_{ЦА}, T_{РАБ}, \delta_{ОР}, \delta_{СТАБ}, V_{ЦИ}, n_{Инт}) \left. \begin{array}{l} a \in [a_{min}, a_{max}] \\ b \in [b_{min}, b_{max}] \\ h \in [h_{min}, h_{max}] \\ N_{СЭП} \geq N_{СЭП}^{Дон} \\ T_{РАБ} \geq T_{РАБ}^{Дон} \end{array} \right\}, \quad (2.63)$$

где  $N_{ЦА}$  – среднесуточная мощность потребления ЦА;  $V_{ЦА}$  – объём ЦА;  $T_{РАБ}$  – суммарное время работы ЦА;  $\delta_{ОР}$ ,  $\delta_{СТАБ}$  – требования по точности ориентации и стабилизации МКА;  $V_{ЦИ}$  – суточный объём целевой информации;  $n_{Инт}$  – коэффициент интеграции БА;  $a \in [a_{min}, a_{max}]$ ,  $b \in [b_{min}, b_{max}]$ ,  $h \in [h_{min}, h_{max}]$  – допустимые диапазоны геометрических параметров;  $N_{СЭП}^{Дон}$  – минимально допустимая мощность СЭП;  $T_{РАБ}^{Дон}$  – минимально допустимая длительность работы ЦА.

Метод выбора значений проектных параметров УП основывается на выборе данных значений из множества допустимых, удовлетворяющих критерию минимальной массы УП  $M_{УП}$  и существующим ограничениям (геометрическим и энергетическим).

Метод включает:

- 1) алгоритм поиска геометрии корпуса;
- 2) итерационный способ расчёта масс-инерционных, габаритных и энергетических характеристик УП, описанных вектором проектных характеристик  $\bar{P}$ , принадлежащим области допустимых решений  $P$ , на основе решения частных задач проектирования;
- 3) математические модели орбитального движения, масс, СЭП, СОТР, СУД;
- 4) алгоритм адаптации целевой аппаратуры к УП;
- 5) способ выбора оптимальных проектных характеристик УП из множества решений по критерию минимума массы с учётом выполнения ограничений по геометрическим и энергетическим характеристикам.

Для поиска оптимальных проектных характеристик проводится оптимизация методом перебора дискретных значений показателя эффективности и поиска его минимального значения.

Массово-геометрические характеристики бортовой аппаратуры определяются итерационным способом. На первой итерации данные характеристики вычисляются на основе аналитических зависимостей с использованием удельных коэффициентов, величины которых соответствуют этапу развития приборно-элементной базы. На втором этапе используются более полные модели систем, объединяющие массовые и другие характеристики, и принцип модульного построения.

Модульный принцип основывается на типизации бортовых систем и их интеграции по единым принципам в конструкцию УП. Интеграция модульных составляющих обеспечивающей аппаратуры УП проводится на этапе адаптации целевой аппаратуры к УП. Согласно данному принципу модули бортовых систем, выполненные по единым принципам конструктивного построения, группируются в пакеты, устанавливаются между гранями корпуса УП и принимают на себя часть нагрузки, облегчая массу конструкции.

При необходимости, бортовые системы могут изменять свои характеристики путём замены модуля или установки дополнительного. Таким образом, УП имеет возможность "приспособиться" к различной ЦА в рамках определённых ограничений (адаптивно-модульные конструкции).

Каждому блоку целевой аппаратуры соответствует набор проектных параметров  $P_{НА} = (p_1, \dots, p_n)^T$  и требований, которые необходимо обеспечить УП, имеющей определённую конструктивно компоновочную схему и схему полёта. В качестве основных параметров ЦА примем:  $P_{ЦА} = (M_{ЦА}, N_{ЦА}, V_{ЦА}, T_{РАБ}, \delta_{ОР}, \delta_{СТАБ}, V_{ЦИ})^T$ .

Облик СУД зависит от решаемых МКА задач. Рассмотрим два варианта: неориентируемое и ориентируемое положение МКА в пространстве.

В основе моделей управления положением МКА относительно центра масс лежит теорема об изменении кинетического момента тела. Движение МКА относительно центра масс описывается с помощью системы уравнений для твёрдого тела, включающей взаимосвязи между главными моментами инерции  $\{A, B, C\}$ , моментами сил  $\{M_x, M_y, M_z\}$  вдоль осей связанной системы координат  $Oxyz$ , угловыми скоростями движения  $\{p, q, r\}$  и углами рыскания  $\psi$ , тангажа  $\vartheta$  и крена  $\gamma$ . При решении системы уравнений определяются требуемые значения управляющих моментов для заданных массово-инерционных характеристиках, рассчитывается среднесуточная мощность электропотребления и формируется массив проектных параметров СУД относительно центра масс. Для обеспечения необходимого управляющего момента для МКА подбираются маховики и электромагнитные устройства сброса кинетического момента [4].

Параметры элементов СЭП определяются согласно методике расчёта мощности СБ и условия энергобаланса. Условие энергобаланса: генерируемая на освещённой части витка энергия СБ с учётом всех потерь в элементах СЭП должна быть достаточна для обеспечения питания обеспечивающей и целевой аппаратуры и восполнения ёмкости аккумуляторных батарей (АБ), израсходованной на питание бортовых потребителей на теневой части витка [5].

Уравнение энергобаланса в СЭП имеет вид:

$$N_{CB} * \cos \alpha = \frac{N_H^{cs}}{\eta_{CH}} + \frac{N_H^m}{\eta_{PY} * \eta_{ZY} * \eta_{AB}} * \frac{\tau_P}{\tau_{ZAP}}, \quad (2.64)$$

где  $N_H^{cs}$  - мощность нагрузки на теновом участке, Вт;

$N_H^m$  - мощность нагрузки на теновом участке, Вт;

$\eta_{CH}$ ,  $\eta_{PY}$ ,  $\eta_{ZY}$ ,  $\eta_{AB}$  – коэффициенты полезного действия стабилизатора напряжения (СН), разрядного устройства (РУ), зарядного устройства (ЗУ), АБ, соответственно;

$\tau_{ZAP}$ ,  $\tau_T$  – соответственно длительности участка заряда (освещённого) и тенового участка, мин.;

$\cos \alpha$  – значение освещённости СБ.

Среднеинтегральный за виток косинус угла между направлением на Солнце и нормалью к поверхности СБ определяется из выражения:

$$\cos \alpha_{cp} = \frac{1}{T} \int_0^T \cos \alpha dt, \quad (2.65)$$

где  $\alpha$  - текущий угол между направлением на Солнце и нормалью к поверхности СБ. Текущее значение  $\cos \alpha$  определяется согласно [5].

Параметры элементов СОТР определяются согласно [5]. Уравнение теплового баланса в общем случае имеет вид:

$$\sum m_i c_i dT_i = (Q_{нар} + Q_{вн}) dt - Q_{изл} dt, \quad (2.66)$$

где  $m_i$ ,  $c_i$ ,  $dT_i$  – соответственно масса, удельная теплоёмкость и температура  $i$ -го элемента конструкции;  $Q_{нар}$  – тепловой поток, подводимый к поверхности УП извне;  $Q_{вн}$  – тепловой поток от внутренних тепловыделений УП;  $Q_{изл}$  – тепловой поток, излучаемый УП в окружающее пространство.

Модели других систем (БВС, командно-измерительной системы – КИС, системы спутниковой навигации – ССН) уточняются на этапе адаптации конкретной ЦА к УП.

Рассматриваются следующие варианты ориентации:

- неориентированное положение в пространстве, свободное вращение МКА;
- ориентация МКА в солнечной системе координат (ССК), стабилизация МКА;
- ориентация в геоцентрической СК при работе ЦА и последующий перевод в ССК.

При решении задачи выбора проектных характеристик УП используется схема, включающая следующие задачи:

- формулируется общая задача совместной оптимизации УП, предназначенной для установки ЦА с различными требованиями по массе, объёму и мощности потребления

электроэнергии. Вводится проектная модель УП, включающая распределения масс по отдельным компонентам и геометрическую модель корпуса;

- решается задача оптимизации бортового состава совместно с синтезом проектных параметров и выбираются в первом приближении основные параметры, характеризующие проектный облик УП;

- исследуется влияние степени интеграции, формы корпуса и ориентации УП на значения проектных параметров. В случае необходимости определяются параметры, обеспечивающие минимум максимального проигрыша в критерии оптимальности, т.е. реализуется гарантирующий подход.

### ***Проектирование универсальных платформ малых космических аппаратов с учётом типизации и интеграции бортовых систем***

В процессе предварительного проектирования УП или формирования технических требований к ней возникает необходимость в разработке проекта, в котором бы достигалась существенная экономия финансовых и материальных ресурсов при одновременном сокращении сроков реализации проекта. Такая возможность появляется при применении методов проектирования УП с учётом типизации, т.е. применением в новой разработке стандартных элементов, узлов и систем типичной конструкции, а также принципов повышения надёжности за счёт функциональной и механической интеграции. При постановке задачи типизации и интеграции применяется основная математическая модель – модель масс.

В качестве параметра типизации и интеграции принят коэффициент интеграции  $k_{\text{Инт}}$ . К данному параметру чувствительны такие критерии, как масса  $M_{\text{УП}}$ , объём  $V_{\text{УП}}$  и время существования  $T_{\text{Сущ}}$ . Интеграция реализуется только по отношению к типизированной бортовой аппаратуре.

Типизация заключается в построении бортовых систем по единым конструктивным требованиям, с использованием типоразмеров при разработке. Таким образом, образуются модули, и можно говорить о модульном построении бортовых систем. Модули группируются посадочными плоскостями друг к другу, образуя пакеты модулей. Высота модулей выбирается либо кратной высоте самого лёгкого модуля, либо произвольной, пропорционально массе модуля. Во втором случае при одинаковой плотности модулей получается минимальный объём пакетов  $V_{\text{П}i}$  ( $i = 1, \dots, n$ ) и, следовательно, минимальный объём УП.

Процедура интеграции заключается в механическом объединении в одном пакете двух и более типизированных модулей бортовых систем. Коэффициент интеграции показывает степень объединения модулей, которая выражается в отношении массы объединённых модулей типизированной аппаратуры к массе всей бортовой аппаратуры:

$k_{Инт} = m_{Тип.БА} / m_{БА}$ . При интеграции достигается экономия массы корпуса пакета модулей, внешних кабелей и элементов крепления модулей. Кроме того, уменьшается объём, занимаемый бортовыми системами и, следовательно, объём, занимаемый МКА под обтекателем.

Корпус УП может представлять собой форму одного из объёмных тел: куб, прямоугольный параллелепипед, прямоугольная призма. При этом масса УП может быть различна для одного и того же объёма за счёт разной плотности компоновки.

При полной интеграции (типизирована вся БА, пригодная для типизации) бортовая аппаратура полностью включается в силовую схему отсека МКА и масса каркаса в конструкции корпуса резко снижается.

Объём МКА равен:

$$V_{МКА} = V_{Отсека} + m_{Констр} / \rho_{Констр}. \quad (2.67)$$

При интеграции бортовой аппаратуры объём отсека МКА делится на четыре части:

$$V_{Отсека} = V_{Инт} + V_{Неинт} + V_{БКС} + V_{Свободн}. \quad (2.68)$$

Здесь  $V_{Инт}$  – объём, занимаемый типизированной (интегрированной) БА, интегрированной в пакет;

$V_{Неинт}$  – объём, занимаемый нетипизированной (неинтегрированной) БА;

$V_{БКС}$  – объём, занимаемый БКС;

$V_{Свободн}$  – свободный объём отсека МКА, зависящий от плотности компоновки;

$$V_{Инт} = \frac{m_{БА} \cdot k_{Тип}}{\rho_{БА}^{Инт}};$$

$$V_{Неинт} = \frac{m_{БА} \cdot (1 - k_{Инт})}{\rho_{БА}};$$

$$V_{БКС} = \frac{m_{БКС}^{Инт} + m_{БКС}^{Неинт}}{\rho_{БКС}};$$

$$m_{Констр} = f(k_{Инт}, m_{МКА});$$

$m_{МКА}$  – масса МКА;  $m_{БА}$  – масса БА;  $\rho_{БА}^{Инт}$  – плотность интегрированной БА;

$\rho_{БА}^{Неинт}$  – статистическая плотность неинтегрированной БА;  $\rho_{Констр}$ ,  $\rho_{БКС}$ ,  $\rho_{БА}$  – соответственно статистические значения плотностей конструкции, БКС и БА;  $m_{БКС}^{Инт}$ ,  $m_{БКС}^{Неинт}$  – соответственно массы БКС между интегрированными и неинтегрированными системами, которые определяются с использованием статистических коэффициентов относительно суммарной массы интегрированной и неинтегрированной БА и являются функциями габаритов модулей БА;

$$\rho_{BA}^{I_{lim}} = \begin{cases} \rho_{BA}, & \text{если } h_{Mod}^i = \text{var}; \\ f(m_{BA}^i), & i = [1, \dots, n], \text{ если } h_{Mod}^i = k \cdot h_{Mod}^{\min}, k = [1, \dots, l]; \end{cases}$$

$n$  – количество модулей БА;  $l$  – количество интегрируемых модулей систем.

Масса БА в первом приближении является функцией массы МКА и коэффициента типизации  $k_{I_{lim}}$ :

$$m_{BA} = f(m_{MKA}, k_{I_{lim}}) = m_{BA}^{Tun} + m_{BA}^{Heim}, \quad (2.69)$$

где  $k_{I_{lim}} = [0, \dots, k_{I_{lim}}^{\max}]$ ;  $m_{BA}^{I_{lim}}$  – масса интегрированной БА;  $m_{BA}^{Heim}$  – масса неинтегрированной БА.

Коэффициент интеграции ограничен в силу того, что существует БА, которую невозможно типизировать и интегрировать в единый модуль или пакет. В качестве такой аппаратуры выступают датчики СУД, антенны, электромагнитные стержни и фотопреобразователи СБ.

Чем выше коэффициент интеграции, тем ниже масса конструкции и БКС и выше плотность компоновки УП. Интеграция рассматривается только относительно типизированных модулей. При увеличении коэффициента интеграции уменьшается масса платформы, но и увеличивается время разработки.

Эффективность интеграции модульных составляющих УП зависит от того, насколько полно в процессе синтеза платформы учтены разнообразные параметры связей модулей между собой, специфика конструктивной реализации модулей, условия функционирования. Кроме того, важно учесть разнообразные условия наземной подготовки МКА.

На основе расчётов с использованием моделей обеспечивающей БА, а также с учётом типизации и интеграции бортовых систем определяются значения основных проектных параметров УП (массовые, тепловые, электрические, габаритные и состав БА).

Таким образом, основными параметрами УП являются:

$k_{I_{lim}}$  – коэффициент интеграции типизированной БА;

$V_{УП}$  – объём УП, равный объёму МКА [м<sup>3</sup>];

$T_{Сущ}$  – время существования [сут];

$N_{СР СУТ}$  – среднесуточная мощность СЭП [Вт].

Итерационная процедура синтеза проектных параметров универсальной платформы

На каждой итерации происходит уточнение исходных данных, проектных ограничений и внешних неопределённых факторов.

Типовой состав представляет собой набор модулей БА, подобранных таким образом, чтобы обеспечить необходимые условия для работы ЦА: выделяемая мощность, длительность включений, требуемая ориентация и стабилизация, информационное взаимодействие с БВС. Типовой состав не имеет общей конструктивной базы и подлежит интеграции в МКА на этапе адаптации целевой аппаратуры к УП.

Процесс адаптации начинается с рассмотрения области допустимых геометрических характеристик УП.

На рисунке 2.94 в качестве примера представлена зависимость среднесуточной мощности СЭП УП от высоты корпуса и формы основания. В качестве исходных данных рассматривались:

- два варианта формы основания – квадрат и шестиугольник;
- высота корпуса МКА:  $0,1 \leq h \leq 0,8$  м;
- неориентируемый полёт;
- фотопреобразователи СБ равномерно размещены по всей поверхности корпуса;
- объём  $V_{МКА} = 0,074$  м<sup>3</sup>;
- масса  $m_{МКА} = 50$  кг;
- высота околокруговой орбиты:  $H_{orb} = 575$  км.

Если в основании корпуса квадрат, то в целях большего энергосъёма при неориентируемом полёте предпочтительнее выбирать форму корпуса, отличную от кубической. В случае шестиугольного основания минимум мощности соответствует высоте корпуса 0,42 м (рисунок 2.94).

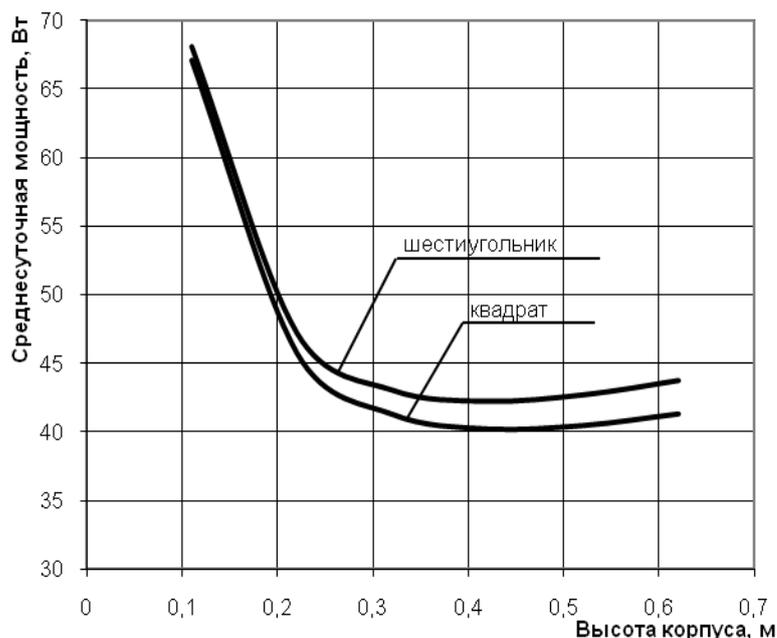


Рисунок 2.94 – Зависимость среднесуточной мощности от высоты корпуса и формы основания при постоянном объёме V

Уход от кубической формы корпуса приведёт к увеличению площади поверхности, а следовательно, к возрастанию баллистического коэффициента и уменьшению срока существования МКА. Также уменьшится и объём, предназначенный для целевой аппаратуры.

При увеличении коэффициента интеграции снижается масса УП за счёт уменьшения массы БКС и рамы конструкции, а также уменьшается объём, занимаемый обеспечивающей аппаратурой. Данный резерв может быть направлен на увеличение массы и объёма целевой аппаратуры.

В случае, если форма и размеры корпуса с установленными на нём СБ не позволяют вырабатывать требуемой среднесуточной мощности, необходимо обеспечить МКА требуемую ориентацию.

При объёме  $V_{МКА} = 0,074 \text{ м}^3$  и четырёхгранной форме корпуса МКА значения характеристик УП представлены в таблице 2,9. Срок существования рассчитывался согласно методики [5] для стандартной атмосферы [5].

Таблица 2,9 – Значения характеристик УП для околокруговой орбиты ( $H_{орб} = 575 \text{ км}$ )

Высота корпуса, м	Срок существования, сут		Мощность СЭП, Вт	
	неориент.	ориент.	неориент.	ориент.
0,11	681	818	64,8	78
0,22	979	1174	45,0	51
0,32	1074	1288	41,1	50
0,42	1095	1314	40,3	52,5
0,52	1083	1300	40,7	57
0,62	1057	1268	41,7	63

На рисунке 2.94 представлены зависимости относительной массы ЦА, массы УП и времени существования от степени интеграции БА.

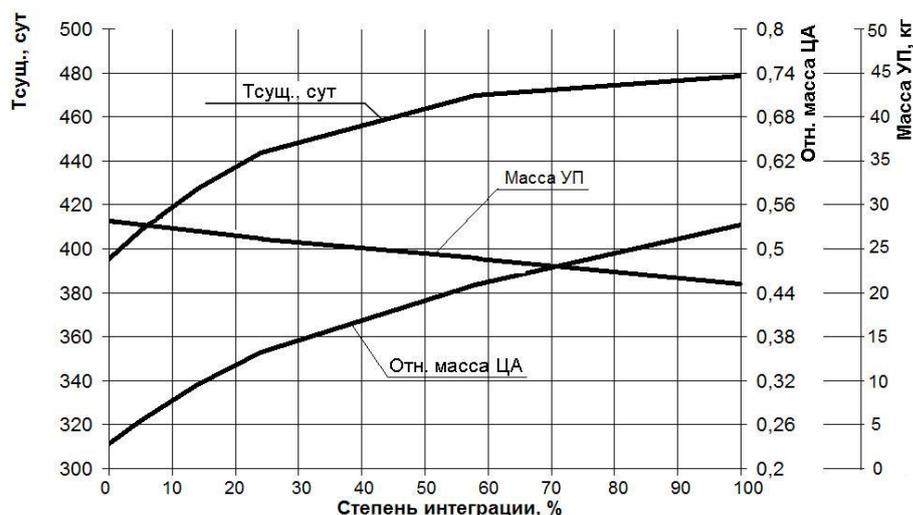


Рисунок 2.95 – Зависимости относительной массы ЦА, массы УП и времени существования от степени интеграции

При заданном максимальном объёме МКА и отсутствии требований по ориентации максимальная относительная масса ЦА достигается при максимальной интеграции БА. При этом масса БКС снижается на 22,6 % относительно неинтегрированной аппаратуры, масса конструкции снижается на 50 %, плотность компоновки возрастает на 17,4 %.

Адаптация ЦА проводится в целях определения окончательных проектных характеристик путём проведения моделирования процессов на борту МКА и орбитального движения.

Задача адаптации целевой аппаратуры к УП сводится к задаче совместной проектной оптимизации МКА и представляет собой оптимизацию структуры и характеристик минимальной базовой структуры обеспечивающей аппаратуры и выработку конструктивно-компоновочной схемы.

В случае, если УП удовлетворяет требованиям ЦА по мощности СЭП в ориентируемом и в неориентируемом полёте, в качестве дополнительных критериев при выборе варианта могут выступить масса, объём и срок существования. В таблице 2.10 представлены варианты исполнения СБ МКА с мощностью СЭП 50 Вт.

Таблица 2.10 – Варианты исполнения СБ МКА

Ориентация		Объём МКА, м <sup>3</sup>	Габариты МКА a/b/h, м/м/м	Площадь СБ/cos $\alpha$ , м <sup>2</sup> /ед.	Масса МКА, кг	Срок сущ., сут
Неориентируемый полёт, СБ на всех гранях корпуса		0,0745	0,58/0,58/0,22	1,23/0,19	45	478,5
Ориентируемый полёт	СБ на гранях корпуса	0,07	0,57/0,57/0,21	1,02/0,25	45	490
	Отдельная СБ	0,05	0,35/0,35/0,4	0,24/1	45	550

Если найти решение не удаётся (например из-за ограничения на габариты МКА), то вводятся ограничения на программу работы целевой аппаратуры с целью уменьшения среднесуточной мощности электропотребления, т.е. фактически ограничивается время её суточной работы. При этом должен сохраниться объём целевых программ за счёт увеличения срока существования МКА. Программа работы целевой аппаратуры должна быть составлена таким образом, чтобы не нарушилось условие энергобаланса - непревышения суммарного количества затраченной мощности при выполнении программы допустимой располагаемой мощности на борту.

С использованием системы твёрдотельного моделирования SolidWorks проводится синтез облика УП и МКА на его основе, а также выбор характеристик зоны целевой аппаратуры и параметров её установки при имеющихся массово-геометрических характеристиках. Электронное макетирование бортового состава проводится в процессе разработки УП с целью:

- проверки правильности конструктивных решений, заложенных в конструкторскую документацию;
- отработки монтажа и демонтажа модулей БА;
- отработки монтажа БКС;
- оценки достаточности зазоров между комплектующими УП, элементами конструкции, в том числе подвижными.

Моделирование работы целевой аппаратуры в составе УП проводится с целью подтверждения принятой проектной схемы и выработки дополнительных характеристик УП.

**Пример реализация технологий системного проектирования**

Рассмотрим решение задачи проектирования МКА на базе УП с целью определения проектных параметров УП, способной обеспечивать следующие требования целевой аппаратуры:

- электропитание: до 16 Вт;
- масса: 12 кг;
- объём научной информации в сутки: 1 Мбит;
- длительность научной программы: 1 год.

Существуют ограничения:

- линейные размеры МКА:  $a \leq 0,6$  м;  $b \leq 0,45$  м;  $h \leq 0,45$  м;
- объём МКА:  $V_{МКА} \leq 0,12$  м<sup>3</sup>;
- масса попутной ПН:  $m_{ПН} \leq 53$  кг;
- запуск МКА: попутно на КА-носителе типа «Бион-М».

Для поиска возможных решений рассмотрим три типовых состава обеспечивающей аппаратуры. Для трёх типовых составов рассмотрим варианты корпуса: 4-х, 5-ти, 6-ти угольная призма, средняя плотность УП:  $\rho_{УП} = 500$  кг/м<sup>3</sup>. С учётом варьирования параметров  $a, b, h, k_{Имм}$  получено более 100 вариантов. Результаты для неориентируемого варианта четырёхугольной призмы на базе первого типового состава представлены в таблице 2.11.

Таблица 2.11 – Результаты для неориентируемого варианта четырёхугольной призмы

Размеры М	a/b/h,	M <sub>УП</sub> , кг	M <sub>ЦА</sub> , кг					N <sub>СЭП</sub> , Вт	N <sub>ОА</sub> , Вт	
			k <sub>Имм</sub> = 0	k <sub>Имм</sub> = 0,03	k <sub>Имм</sub> = 0,14	k <sub>Имм</sub> = 0,3	k <sub>Имм</sub> = 0,64			k <sub>Имм</sub> = 1
0,61/0,61/0,2		26,42	3,3	3,58	4,65	6,36	10,39	14,62	28,57	6,5
0,54/0,54/0,25		24,47	5,64	5,9	6,9	8,48	12,21	16,14	25,32	6,5
0,50/0,50/0,3		23,47	6,84	7,1	8,06	9,57	13,15	16,9	23,64	6,5
0,42/0,42/0,42		22,78	7,66	7,9	8,84	10,3	13,78	17,43	22,5	6,5
0,38/0,38/0,5		22,95	7,46	7,71	8,65	10,12	13,63	17,3	22,78	6,5
0,33/0,33/0,7		24,17	6	6,26	7,26	8,8	12,5	16,36	24,8	6,5

Для данного варианта существует 11 допустимых вариантов исполнения корпуса УП при различных вариантах интеграции (табл. 2.12).

Таблица 2.12 – Допустимые варианты исполнения корпуса УП

Варианты	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Размеры a/b/h, м	0,61/0,61/ 0,2	0,54/0,54/ 0,25		0,50/0,50/ 0,3		0,42/0,42/ 0,42		0,38/0,38/ 0,5		0,33/0,33/ 0,7	
$M_{УП}$ , кг	26,42	24,47		23,47		22,78		22,95		24,17	
$k_{Инт}$	1	0,64	1	0,64	1	0,64	1	0,64	1	0,64	1
$M_{ЦА}$ , кг	14,62	12,21	16,14	13,15	16,9	13,78	17,43	13,63	17,3	12,5	16,36
$N_{СЭП}$ , Вт	28,57	25,32		23,64		22,5		22,78		24,8	
$N_{ОА}$ , Вт	6,5										

Данные варианты удовлетворяют требованиям свободной зоны под обтекателем РН «Союз-2» при запуске КА типа «Фотон-М», «Бион-М».

Выбор наилучшего варианта осуществляется из условия максимальной относительной массы целевой аппаратуры (табл. 2.13).

Таблица 2.13 - Максимальные относительные массы целевой аппаратуры для разных вариантов исполнения корпуса УП

Варианты	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
$M_{УП}$ , кг	26,42	24,47	24,47	23,47	23,47	22,78	22,78	22,95	22,95	24,17	24,17
$M_{ЦА}$ , кг	14,62	12,21	16,14	13,15	16,9	13,78	17,43	13,63	17,3	12,5	16,36
$\mu_{УП}$	0,356	0,333	0,397	0,359	0,419	0,377	<b>0,433</b>	0,373	0,43	0,341	0,404

Оптимальным вариантом является вариант № 7 с характеристиками:

- размеры корпуса: 0,42/0,42/0,42 (м);
- $M_{УП}$  – 22,78 кг;
- $k_{Инт}$  – 1;
- максимальная масса устанавливаемой целевой аппаратуры  $M_{ЦА}$  – 17,43 кг;
- мощность СЭП  $N_{СЭП}$  – 22,5 Вт;
- мощность обеспечивающей аппаратуры  $N_{ОА}$  – 6,5 Вт.

Платформа, с близкими к данной УП характеристиками ( $\Delta P_i < 5\%$ ), положена в основу создания на её базе малых космических аппаратов научного назначения семейства «АИСТ». Данная УП может быть подвергнута структурному и параметрическому изменению в целях оптимизации дополнительных критериев заказчика при формировании облика МКА.

В качестве примера рассмотрим её совместимость с научной аппаратурой (НА) МАГКОМ и МЕТЕОР. В состав данной научной аппаратуры входят модули суммарной массой 10 кг, объёмом для внутреннего размещения 0,009 м<sup>3</sup> и внешнего размещения 0,003 м<sup>3</sup>; длительность работы НА:  $T_p \geq 500$  сут; ориентация МКА не требуется; мощность потребления НА: от 3 до 17 Вт. Данные характеристики реализуемы УП, однако требуется компоновка НА на внешней поверхности корпуса УП.

В результате моделирования была снижена площадь СБ. В целях снижения стоимости МКА проведена адаптация НА с учётом варьирования  $k_{Инт}$  (нетипизированная обеспечивающая аппаратура занимала резерв объёма, отводимый УП под целевую аппаратуру) и площади СБ. В табл. 2.14 приведены результаты, удовлетворяющие всем требованиям НА, включая длительность работы. К проектированию принят вариант №2, соответствующий минимальной стоимости адаптации и малому времени проектирования.

Таблица 2.14 – Результаты моделирования для различных вариантов

Варианты	1	2	3	4	5	6
$k_{Инт}$	0,3	0,03	0,14	0,03	0,14	0,14
$N_{СЭП}$ , Вт	12,7	10,2	12,2	11,1	11,5	13
$T_{Сум}$ , сут.	879	1095	918	1006	972	860

На рисунке 2.96 показаны ограничения на длительность постоянной работы НА в зависимости от потребляемой мощности. Описанная методика выбора проектных параметров универсальных платформ малых космических аппаратов позволяет автоматизировать процесс синтеза проектных решений, реализовать интерактивную процедуру анализа вариантов и в конечном счёте повысить качество и сократить сроки эскизного проектирования.

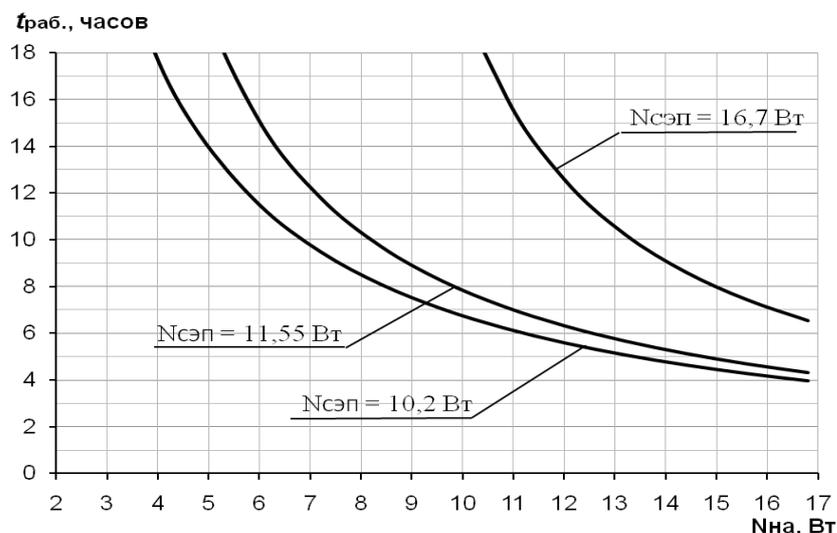


Рисунок 2.96 – Ограничения на длительность постоянной работы научной аппаратуры

## 2.5 Разработка параметрических моделей бортовых обеспечивающих систем в системе твердотельного моделирования и разработка пользовательского интерфейса программно-аппаратного комплекса, сопряженного с грид-системой

### 2.5.1 Особенности создания параметризированной библиотеки 3D моделей в системе Pro/Engineer

Параметризация модели в пакете Pro/Engineer имеет ряд особенностей. Связи между размерами можно устанавливать с помощью двух инструментов: **Relations** и

**Program.** Их можно найти в соответствующих пунктах меню: *Tools -> Relations* и *Tools -> Program*. В Pro/Engineer организована многоуровневая параметризация. Это означает, что для каждого уровня модели (эскиз, деталь, подборка, сборка) существует свой набор параметрических уравнений.

Pro/ENGINEER записывает программу для каждой детали и сборки в той последовательности, в которой создается модель. Программа фактически является сценарием действий Pro/ENGINEER в процессе регенерации. Для построения вариантов проекта можно вызывать эту программу и управлять ею.

Раздел «ввод» (INPUT) предназначен для ввода параметров. Здесь указываются те параметры, которые будут считываться с файла, связывающего проблемно-ориентированную систему проектирования КАН и систему Pro/Engineer.

Раздел «уравнения» (Relations) предназначен для параметризации. Здесь создаются дополнительные уравнения, а также связываются параметры, описанные в разделе «ввод», и размеры детали. Индексация и нумерация размеров на уровнях эскиза и программы не совпадает.

#### **Табличная параметризация**

Табличная параметризация заключается в создании таблицы параметров типовых деталей. Создание нового экземпляра детали производится путём выбора из таблицы типоразмеров. Возможности табличной параметризации весьма ограничены, поскольку задание произвольных новых значений параметров и геометрических отношений обычно невозможно.

Табличная параметризация находит широкое применение во всех параметрических САПР, в том числе и Pro/ENGINEER, поскольку позволяет существенно упростить и ускорить создание библиотек стандартных и типовых деталей, а также их применение в процессе конструкторского проектирования.

Instance...	d1 ДИАМЕТР	d0 ДЛИНА Б	F05 ШЕСТИГРА	F178 ЗВЕЗДОЧКА	F155 ИСНА	Примечание	Стандарт
BOLT	6.00	15.00	Y	Y	Y	Шестигранный	ISO 11615
BOLT_6-15	6.00	15.00	Y	N	Y	Шестигранный	ISO 11615
BOLT_6-20	6.00	20.00	Y	N	Y	Шестигранный	ISO 11615
BOLT_6-30	6.00	30.00	Y	N	Y	Шестигранный	ISO 11615
BOLT_5-15	5.00	15.00	Y	N	Y	Шестигранный	ISO 11515
BOLT_5-18	5.00	18.00	Y	N	Y	Шестигранный	ISO 11515
BOLT_5-24	5.00	24.00	Y	N	Y	Шестигранный	ISO 11515
BOLT_5-28	5.00	28.00	Y	N	Y	Шестигранный	ISO 11515
BOLT_5-50	5.00	50.00	Y	N	Y	Шестигранный	ISO 11515
BOLT_4-12	4.00	12.00	N	Y	N	Звездочка	ISO 11412
BOLT_4-15	4.00	15.00	N	Y	N	Звездочка	ISO 11415
BOLT_4-18	4.00	18.00	N	Y	N	Звездочка	ISO 11418



Рисунок 2.97 – Пример параметризованной таблицы семейств

Использование таблиц семейств позволяет легко и просто реализовывать не только простые математические соотношения, но и добавляет к возможностям параметризации логическую составляющую логическая составляющая. Логика может выступать в создании взаимосвязей между различными размерами и параметрами между разными объектами (например, совпадение диаметров сопрягаемых деталей). И в то же время, она может добавлять в пространство параметров дополнительную размерность, позволяя менять не конструктивную часть детали. На пример если диаметр болта меньше 5 мм, то вырез под ключ должен быть в форме звездочки, иначе – шестигранный (рисунок 2.97).

### Иерархическая параметризация

Иерархическая параметризация (параметризация на основе истории построений) заключается в том, что в ходе построения модели вся последовательность построения отображается в отдельном окне в виде «древа построения». В нем перечислены все существующие в модели вспомогательные элементы, эскизы и выполненные операции в порядке их создания.

Помимо «древа построения» модели, система запоминает не только порядок её формирования, но и иерархию её элементов (отношения между элементами), например «сборки → под сборки → детали».

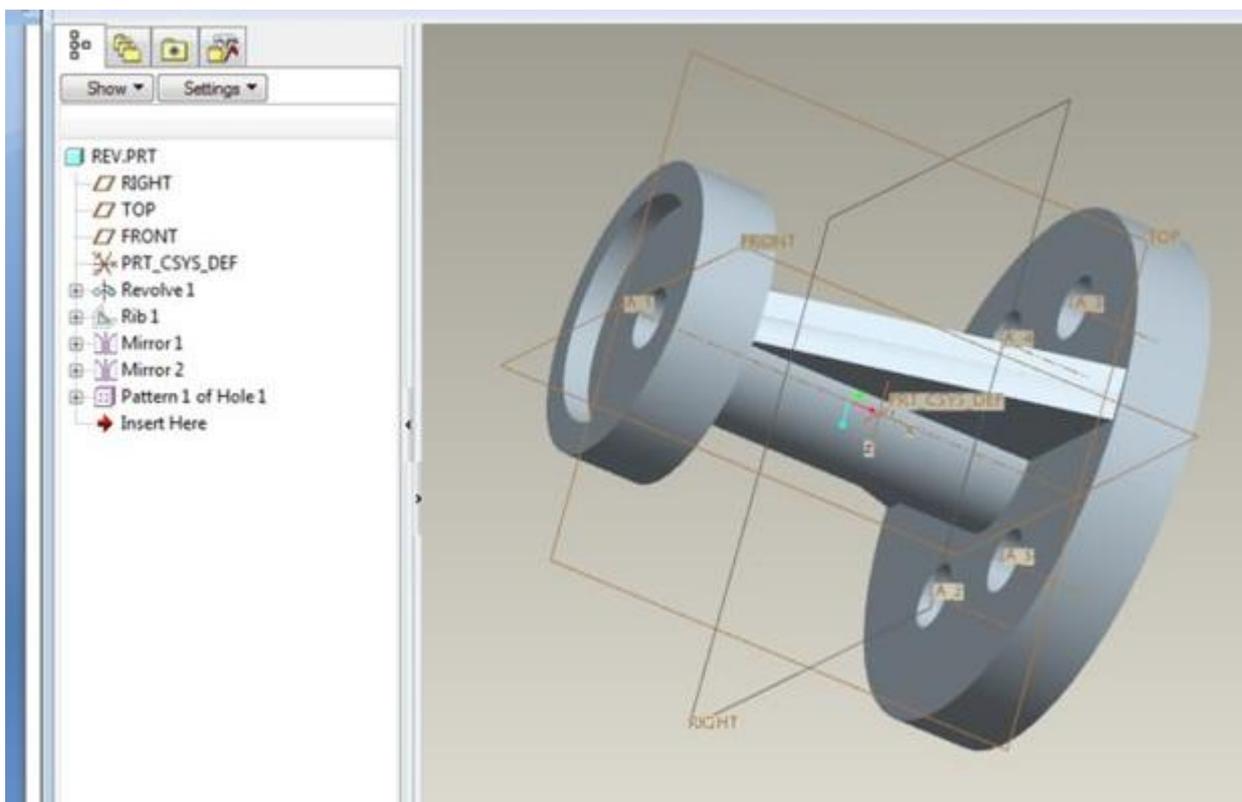


Рисунок 2.98 – Пример иерархической параметризации

На рисунке 2.98 продемонстрирован пример простейшей иерархической параметризации – основа детали построена путем вращения эскиза, а угловое ребро жестко зависит от длины центральной части детали и ширины основания. В то же время, второе ребро является зеркальным отражением первого – т.е., при изменении основного эскиза произойдут следующие иерархические изменения:

1. Изменится основная часть детали
2. Изменится размер углового ребра
3. Измененное угловое ребро симметрично отобразится относительно плоскости TOP.

Параметризация на основе истории построений присутствует во всех САПР, использующих трёхмерное твердотельное параметрическое моделирование. Обычно такой тип параметрического моделирования сочетается с вариационной и/или геометрической параметризацией.

### **Вариационная (размерная) параметризация**

Вариационная или размерная параметризация основана на построении эскизов (с наложением на объекты эскиза различных параметрических связей) и наложении пользователем ограничений в виде системы уравнений, определяющих зависимости между параметрами.

Процесс создания параметрической модели с использованием вариационной параметризации выглядит следующим образом:

- На первом этапе создается эскиз (профиль) для трёхмерной операции. На эскиз накладываются необходимые параметрические связи.
- Затем эскиз «образмеривается». Уточняются отдельные размеры профиля. На этом этапе отдельные размеры можно обозначить как переменные (например, присвоить имя «R2») и задать зависимости других размеров от этих переменных в виде формул (например, «2\*R2»)
- Затем производится трёхмерная операция (например, выдавливание), значение атрибутов операции тоже служит параметром (например, величина выдавливания).
- В случае необходимости создания сборки, взаимное положение компонентов сборки задаётся путём указания сопряжений между ними (совпадение, параллельность или перпендикулярность граней и рёбер, расположение объектов на расстоянии или под углом друг к другу и т. п.).

Вариационная параметризация позволяет легко изменять форму эскиза или величину параметров операций, что позволяет удобно модифицировать трёхмерную модель. На рисунке 2.99 приведен пример простой параметризации.

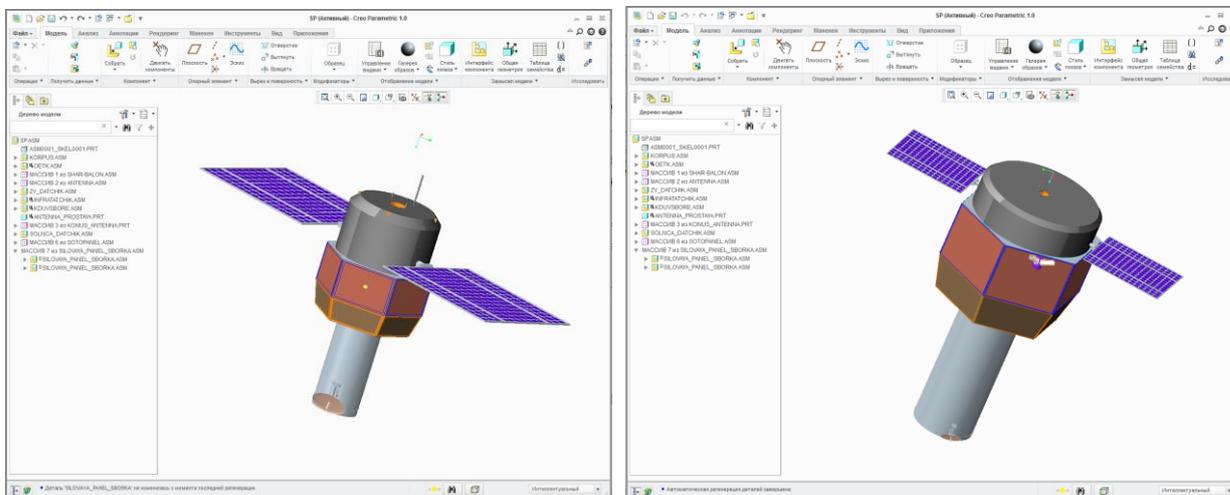


Рисунок 2.99 – Пример вариационной параметризации

## Геометрическая параметризация

Геометрической параметризацией – это параметрическое моделирование, при котором геометрия каждого параметрического объекта пересчитывается в зависимости от положения родительских объектов, его параметров и переменных. Геометрическая параметризация основана на пересчете параметрической модели в зависимости от геометрических параметров родительских объектов. К геометрическим параметрам,

влияющим на характеристики модели, построенной на основе геометрической параметризации, относятся:

- Параллельность
- Перпендикулярность
- Касательность
- Концентричность окружностей и т.п.

В геометрической параметризации используются принцип ассоциативной геометрии. Параметрическая модель, в случае геометрической параметризации, состоит из элементов построения и элементов изображения. Элементы построения (конструкторские линии) задают параметрические связи. К элементам изображения относятся линии изображения (которыми обводятся конструкторские линии), а также элементы оформления (размеры, надписи, штриховки и т. п.).

Одни элементы построения могут зависеть от других элементов построения. Элементы построения могут содержать и параметры (например, радиус окружности или угол наклона прямой). При изменении одного из элементов модели все зависящие от него элементы перестраиваются в соответствии со своими параметрами и способами их задания.

Процесс создания параметрической модели методом геометрической параметризации выглядит следующим образом:

- На первом этапе конструктор задаёт геометрию профиля конструкторскими линиями, отмечает ключевые точки.
- Затем проставляет размеры между конструкторскими линиями. На этом этапе можно задать зависимость размеров друг от друга.
- Затем обводит конструкторские линии линиями изображения — получается профиль, с которым можно осуществлять различные трёхмерные операции.
- Последующие этапы в целом аналогичны процессу моделирования с использованием метода вариационной параметризации.

Геометрическая параметризация даёт возможность более гибкого редактирования модели. В случае необходимости внесения незапланированного изменения в геометрию модели не обязательно удалять исходные линии построения (это может привести к потере ассоциативных взаимосвязей между элементами модели), можно провести новую линию построения и перенести на неё линию изображения. На рисунке 2.100 приведен пример геометрической параметризации при построении корпуса КА.

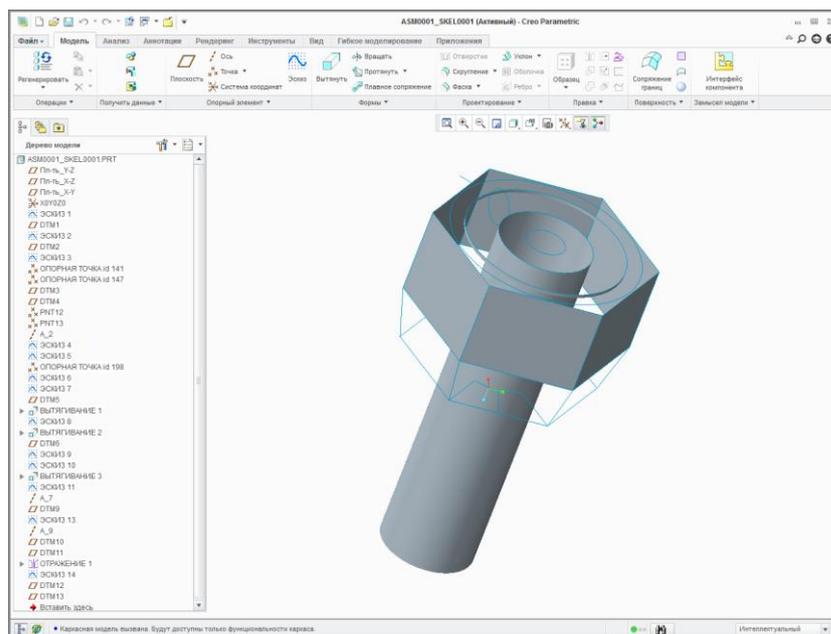


Рисунок 2.100 – Пример геометрической параметризации

## 2.5.2 Разработка пользовательского интерфейса программно-аппаратного комплекса, сопряженного с грид-системой

При реализации пользовательского интерфейса необходимо отталкиваться, прежде всего, от существующей реализации GRID-системы, а также от прикладного программного интерфейса, который она предоставляет для решения задач. В зависимости от этого API (Application Programming Interface) необходимо выбрать наиболее подходящий инструментарий для создания пользовательского интерфейса, который впоследствии сможет поддерживать использование всех функций, предоставляемых GRID-системой.

Принципиально выбор зависит от протокола взаимодействия, поддерживаемого GRID-системой. Для низкоуровневых протоколов предпочтительнее использование мощных сетевых инструментариев, поддерживаемых «тяжёлыми» средствами разработки (Delphi, .NET, Java). Для высокоуровневых протоколов, в частности HTTP, наиболее правильным будет выбор веб-инструментария (HTML + CSS + JS).

Также выбор веб-инструментария может быть правильным, при условии наличия промежуточного узла в схеме общения клиента и GRID-системы – некоего слоя бизнес-логики, с которым уже налажено взаимодействие «тонкого» клиента. В этом случае, независимо от предоставляемого GRID-системой API, промежуточный слой сможет обеспечить полноценную поддержку всех доступных функций GRID-системы, выступая тем самым в роли посредника между высокоуровневыми запросами от пользовательского интерфейса и низкоуровневым взаимодействием с GRID-системой.

В общем случае, схема взаимодействия любого клиента с GRID-системой должна выглядеть следующим образом (рисунок 2.101).

1. Клиент напрямую не общается с GRID-системой, это делает промежуточный сервис – таким образом обеспечивается правильность и безопасность запросов и задач, уходящих на исполнение в GRID.

2. После отправки задачи на исполнение GRID-системе клиент остается доступным для работы с прочим функционалом сервиса.

3. Процессом выполнения задачи и отслеживанием статуса управляет сервис и предоставляет информацию о статусе выполнения запущенной задачи по запросу клиента.

4. После завершения выполнения задачи GRID-системой, сервис может уведомить пользователя о результате выполнения (например, письмом).

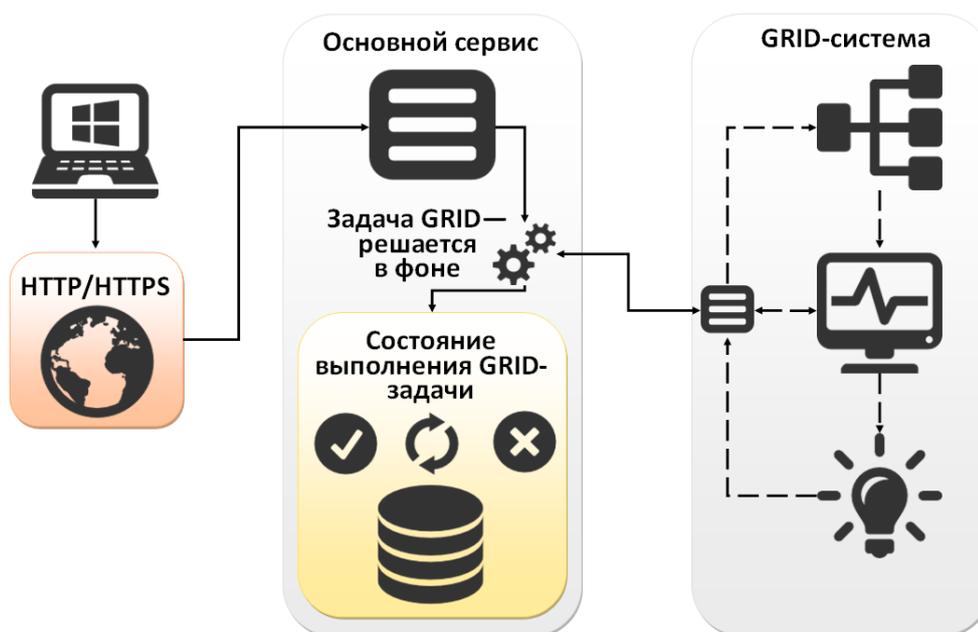


Рисунок 2.101 – Общая схемы взаимодействия пользователя с GRID-системой через промежуточный сервис

Система GRID подразумевает решение задач, которые не могут быть в разумные сроки решены на локальной машине. При этом к задаче выдвигаются следующие формальные требования:

1. Задача должна быть хорошо сегментируемой на отдельные подзадачи.
2. Отдельные подзадачи не должны пересекаться между собой.
3. Число этапов решения задачи, в которых требуются результаты с нескольких подзадач, должно сводиться к минимуму. Идеальной постановкой задачи считается такая, которая имеет лишь два общих для подзадач этапа исполнения – этап начала работы (исходные данные), и этап слияния конечных результатов (агрегация результатов всех подзадач).

4. Подзадачи должны быть представлены в строгой математической форме и для исполнения не должны требовать доступа к каким-либо локальным ресурсам (например, файлам).

Рассмотрим вариант реализации задачи, связанной с имитацией полета космического аппарата наблюдения. Задача представляется следующим образом:

• Космический аппарат представляется в виде сериализованной упрощенной трехмерной модели, в которой определены ряд конструктивных элементов, формирующих обобщенную геометрию КА. В том числе, в трехмерной модели представлены внешние устройства космического аппарата:

- солнечные панели;
- радиаторы охлаждения;
- звёздные датчики;
- антенны МЛСПИ;
- АФАР (опционально, зависит от типа КА).

• Орбитальная модель полёта, представленная в сериализованном виде. Включает в себя характеристики орбиты полёта космического аппарата, а также характеристики орбит, на которых расположены спутники-ретрансляторы.

• Параметры функционирования спутника на орбите, также представленные в сериализованном виде. К ним относятся параметры поведения спутника в определённых широтах (т.е. указываются широты, в которых спутник должен вести съемку), поведение в тени (астроориентация или ориентация оптической осью в надир) и ряд других особенностей полёта. Здесь же должны быть указаны технические характеристики КА – максимально допустимые углы тангажа и крена, максимальная угловая скорость перенацеливания, параметры аппаратуры.

Для оценки эффективности размещения внешних устройств КА необходимо выполнить имитацию полёта и на каждой имитируемой секунде полёта снимать показатели со всех устройств. При этом должна учитываться возможность того, что некоторые из внешних устройств КА могут быть затенены его конструктивными элементами. Например, радиаторы могут находиться в тени солнечных панелей и продолжать полноценно выполнять свою функцию.

Для несложных моделей космического аппарата (около 40 ключевых элементов) процесс имитации на локальном компьютере занимает ощутимое время – на имитацию одного витка тратится около 1-2 секунд, а на сутки – около 20 секунд. Сложность алгоритма расчета характеризуется как  $O(n^m)$ , где  $n$  – число элементов, являющихся внешними устройствами КА, а  $m$  – общее число элементов КА. При увеличении

детальности модели время выполнения расчетов увеличивается стремительно и для имитации полёта КА по максимально детализированной модели на большом отрезке времени имитации может занять очень много времени.

Тем не менее, эта задача может быть распараллелена – математические модели, положенные в основу решения этой задачи, помимо начальных условий, зависят лишь от отрезка времени имитации. Таким образом, задача может быть представлена как множество задач имитации с разными интервалами времени полёта (например, разбив годовой интервал на дни, мы получим 365 подзадач имитации длиной в день, которые могут быть выполнены параллельно и независимо друг от друга).

Предполагается, что постановка задачи формируется пользователем и подготавливаются в виде трех XML-файлах (названия значения не имеют):

1. Model\_KA.xml – сериализованная трехмерная модель КА;
2. Orbit\_Settings.xml – сериализованные параметры орбит (КА и ретрансляторов);
3. Flight\_Settings.xml – сериализованные параметры полёта и характеристики космического аппарата.

Кафедра летательных аппаратов  
Самарский Государственный Аэрокосмический Университет

Решение задач с использованием GRID-системы

**Постановка задачи имитации полёта космического аппарата наблюдения для последующего выбора предпочтительных мест установки внешних устройств космического аппарата наблюдения**

Для запуска задачи имитации, загрузите заготовленные файлы в формате XML с соответствующими параметрами.



 Модель КА

 Параметры орбит

 Параметры имитации

Отправить данные на обработку в GRID-систему.  
После завершения расчетов вам придёт письмо на электронную почту,  
указанную вами при регистрации.

Рисунок 2.102 – Подготовка данных к отправке в GRID-систему

Для создания задачи для GRID-системы необходимо перейти на соответствующую страницу веб-сервиса виртуальной образовательной лаборатории и загрузить соответствующие XML-файлы (рисунок 2.102).

Задачи, отправляемые на решение GRID-системе, могут не сразу начать выполняться – сама архитектура подобных систем подразумевает очередность задач. Так, если на данный момент GRID-система загружена решением какой-либо задачи, практически невозможно предсказать не только время завершения расчетов, но даже время их начала. Поскольку время окончания работы по переданной задаче заведомо неизвестно, система после окончания расчетов пришлёт почтовое уведомление на адрес пользователя – независимо от того, получилось ли выполнить задачу, или возникла какая-либо ошибка при попытке решения.

## **3 РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНО-АППАРАТНОГО КОМПЛЕКСА «НАУЧНО-ОБРАЗОВАТЕЛЬНАЯ ВИРТУАЛЬНАЯ ЛАБОРАТОРИЯ «ПРОЕКТИРОВАНИЕ МОНИТОРИНГОВЫХ И ТРАНСПОРТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ» ДЛЯ ВКЛЮЧЕНИЯ В ГРИД СИСТЕМУ**

### ***3.1 Разработка описания и руководства пользователя программно-аппаратного комплекса***

#### **3.1.1 Общие сведения о распределенных вычислительных системах**

Интеграция информационных и вычислительных ресурсов в единую среду и организация эффективного доступа к ним является одним из основных направлений развития современных информационных технологий. В настоящее время компьютеры, объединенные локальной кооперативной и глобальной сетью, в основном используются как источники информации. Поэтому на первый план выходит проблема эффективного использования вычислительных ресурсов каждой станции сети для решения крупных научных, производственных и технологических задач. Такая постановка вопроса требует создания иной технологии интеграции процессоров, чем технология Internet. Эти технологии в настоящее время развиваются в виде GRID-технологии и технологии «Облако». Однако подход в предлагаемых системах ориентирован в основном на глобальные вычислительные сети, в то время как ниша корпоративных и кампусных локальных вычислительных сетей, очевидно, требует несколько иного подхода решения задачи интеграции вычислительных ресурсов.

В настоящее время традиционно сложилось несколько механизмов и архитектур организации общей информационно-вычислительной среды. Наибольшее распространение получила организация клиент–сервер, в которой задания или сетевая нагрузка распределены между поставщиками услуг (сервисов), называемыми серверами, и заказчиками услуг, называемыми клиентами. Такая архитектура позволяет распределить функции вычислительной системы между несколькими независимыми компьютерами в сети, хранить все данные на сервере, защищенные от несанкционированного доступа, объединять различных клиентов для решения одной задачи.

Однако существенным недостатком такой архитектуры является асимметрия системы, в результате которой нагрузка на сервер всегда выше, чем на остальные узлы сети. Кроме того, эксплуатация системы требует наличия высококвалифицированных специалистов – системных администраторов, обеспечивающих эффективную работоспособность системы.

Распределенная вычислительная система представляет собой программно-аппаратный комплекс, ориентированный на решение определенных задач. С одной стороны, каждый вычислительный узел является автономным элементом. С другой стороны, программная составляющая РВС должна обеспечивать пользователям видимость работы с единой вычислительной системой. В связи с этим выделяют следующие важные характеристики РВС:

- возможность работы с различными типами устройств;
- с различными поставщиками устройств;
- с различными операционными системами,
- с различными аппаратными платформами.
- возможность простого расширения и масштабирования;
- перманентная (постоянная) доступность ресурсов (даже если некоторые элементы РВС некоторое время могут находиться вне доступа);
- сокрытие особенностей коммуникации от пользователей.

При проектировании распределенных систем руководствуются принципами доступности, производительности, надежности, масштабируемости, управляемости, низкой стоимости.

### **3.1.2 Требования, предъявляемые к распределенным вычислительным системам**

При реализации распределенных вычислительных систем выдвигаются требования по функциональности, связанные непосредственно с каждой из ключевых особенностей, характеризующих эту систему. Ниже приведены основные характеристики РВС.

#### **Прозрачный доступ к ресурсам**

От пользователей должна быть скрыта разница в представлении данных и в способах доступа к ресурсам распределенной вычислительной системы. Иначе говоря, данные, расположенные на физически различных машинах для клиента имеют единый формат доступа (рисунок 3.1).

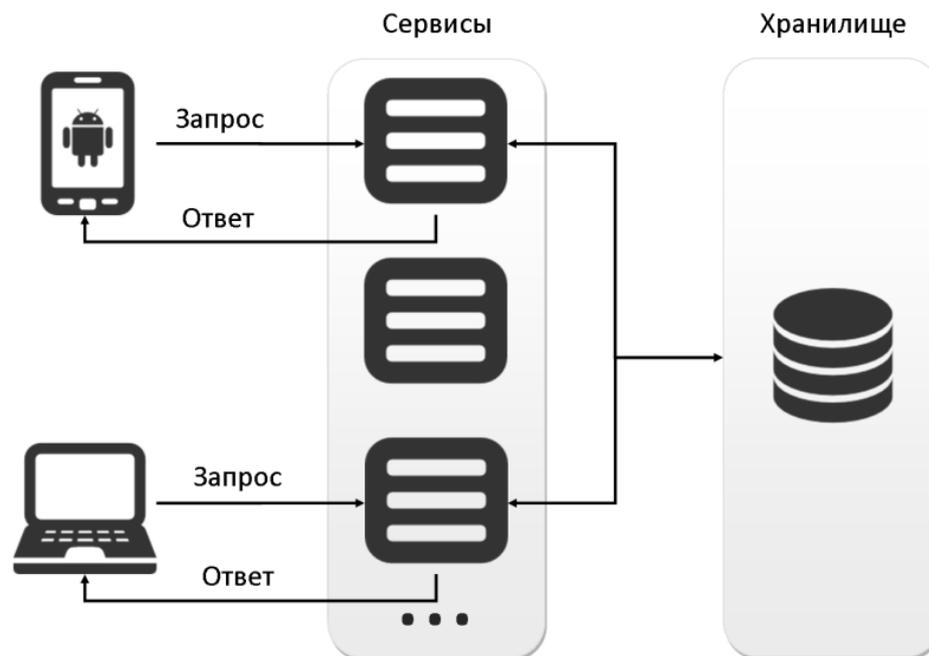


Рисунок 3.1 – Общая схема доступа клиентов к ресурсам системы

### **Репликация – избыточность данных**

Репликация – это хранение данных и предоставление сервисов в виде нескольких копий. Чтобы быстро справиться с отказом, у архитектуры распределенной системы должна быть избыточность ее служб и данных.

### **Параллельный доступ**

Параллельный доступ обеспечивает возможность совместного (одновременного) использования одного и того же ресурса различными пользователями независимо друг от друга. При этом факт совместного использования ресурса должен оставаться скрытым от пользователя.

По окончании редактирования пользователями этих копий система должна попытаться выполнить слияние изменений. Если же слияние не возможно, система должна пометить документ как содержащий конфликтные изменения и предоставить пользователям возможность самим решить возникшие противоречия.

### **Сегментирование**

Сегментирование – разделение хранимых данных по различным хранилищам. В любом случае должен быть предусмотрен один из существующих вариантов решения этой проблемы: вертикальное или горизонтальное масштабирование.

Вертикальное масштабирование предполагает добавление большего количества ресурсов к отдельному серверу. Горизонтальное масштабирование, с другой стороны, предполагает добавление большего количества узлов.

### **3.1.3 Выбор платформы для распределенных вычислений и централизованного хранения данных программно-аппаратного комплекса**

На сегодняшний день существует множество реализаций распределенных систем. Многие из них являются проприетарными (закрытыми) и предназначены для выполнения конкретных задач на определенных предприятиях. Подобные системы в большинстве своем проектируются и разрабатываются на заказ и не предоставляются в виде продукта, готового к развертыванию в любой среде. Также, проектирование собственной распределенной вычислительной системы для любой организации тесно сопряжено с подбором и настройкой соответствующего оборудования.

Существуют также реализации распределенных систем, которые состоят из множества географически разнесенных узлов. Подобные реализации используются для обеспечения быстрого доступа пользователей из различных стран и регионов к ресурсам системы. Для варианта распределенной системы, сегментированной на узлы, располагающиеся в географически различных местах, объем работ по настройке и отладки элементов системы возрастает многократно.

#### **Современные решения для реализации распределенных вычислительных систем**

Архитектурные решения распределенных систем представляют собой набор известных и используемых технологий при реализации логической составляющей системы. Выбор решения в большинстве случаев происходит независимо от того, какая аппаратная составляющая выбрана при проектировании системы, есть общие технологии для проектирования логики системы. На сегодняшний день существует три различные технологии, поддерживающие концепцию распределенных вычислительных систем. Это технологии EJB, CORBA и DCOM.

#### **Технология поддержки серверных компонентов Enterprise Java Beans (EJB)**

Основная идея, лежавшая в разработке технологии Enterprise JavaBeans – создать такую инфраструктуру для компонент, чтобы они могли бы легко «вставляться» («plug in») и удаляться из серверов, тем самым увеличивая или снижая функциональность сервера.

Разработчику, однако, не нужно самому реализовывать EJB-объект. Этот класс создается специальным кодогенератором, поставляемым вместе в EJB-контейнером. Технология EJB представляет собой набор составляющих, которые условно называются «бинами»

Существует два различных типа «бинов».

Session bean - представляет собой EJB-компоненту, связанную с одним клиентом. «Бины» этого типа, как правило, имеют ограниченный срок жизни (хотя это и не обязательно), и редко участвуют в транзакциях. В частности, они обычно не восстанавливаются после сбоя сервера.

Entity bean – напротив, представляет собой компоненту, работающую с персистентной (persistent) информацией, хранящейся, например, в базе данных. Entity beans ассоциируются с элементами баз данных и могут быть доступны одновременно нескольким пользователям. Так как информация в базе данных является постоянной, то и entity beans живут постоянно, «выживая» после сбоев сервера (когда сервер восстанавливается после сбоя, он может восстановить «бин» из базы данных).

К положительным сторонам EJB относятся:

- быстрое и простое создание;
- кроссплатформенность;
- динамическая загрузка компонент-переходников;
- возможность передачи объектов по значению;
- безопасность передачи информации.

К слабым сторонам относятся:

- поддержка только одного языка – Java;
- трудность интегрирования с существующими приложениями;
- производительность (за счет JRE);
- отсутствие международной стандартизации.

Благодаря своей легко используемой Java-модели, EJB является самым простым и самым быстрым способом создания распределенных систем. EJB – хороший выбор для создания RAD-компонент и небольших приложений на языке Java. Тем не менее, EJB не такая мощная технология, как DCOM или CORBA.

### **Протокол связи между объектами Distributed Component Object Model (DCOM)**

Distributed Component Object Model (DCOM) – программная архитектура, разработанная компанией Microsoft для распределения приложений между несколькими компьютерами в сети. Программный компонент на одной из машин может использовать DCOM для передачи сообщения (его называют удаленным вызовом процедуры) к компоненту на другой машине. DCOM автоматически устанавливает соединение, передает сообщение и возвращает ответ удаленного компонента.

Для решения этой задачи компания Microsoft создала распределенную компонентную объектную модель Distributed Component Object Model (DCOM), которая встраивается в операционные системы Windows NT 4.0 и Windows 98 и выше.

Преимуществом DCOM является значительная простота использования. Если программисты пишут свои Windows-приложения с помощью ActiveX (предлагаемого Microsoft способа организации программных компонентов), то операционная система будет автоматически устанавливать необходимые соединения и перенаправлять трафик между компонентами, независимо от того, размещаются ли компоненты на той же машине или нет.

Однако у DCOM есть и ряд недостатков. Это решение до сих пор ориентировано исключительно на системы Microsoft. К достоинствам DCOM относятся:

- простота использования;
- независимость от языка (любой, приемлимый для Windows);
- динамический/статический вызов;
- динамическое нахождение объектов;
- масштабируемость;
- открытый стандарт (контроль со стороны The Open Group);
- множество Windows-программистов.

В качестве недостатков DCOM можно выделить следующие особенности:

- сложность реализации;
- Зависимость от платформы;
- нет именованя через URL;
- нет проверки безопасности на уровне выполнении ActiveX компонент.

Как только в системе возникает необходимость работать с архитектурой, отличной от Windows, DCOM перестает быть оптимальным решением проблемы.

### **Технологический стандарт написания распределённых приложений Common Object Request Broker Architecture (CORBA)**

При создании CORBA необходимо было разработать единообразную архитектуру, которая позволяла бы осуществлять повторное использование и интеграцию кода, что было особенно важно для разработчиков.

CORBA специфицирует инфраструктуру взаимодействия компонент (объектов) на представительском уровне и уровне приложений модели OSI. Она позволяет рассматривать все приложения в распределенной системе как объекты. Причем объекты могут одновременно играть роль и клиента, и сервера: роль клиента, если объект является инициатором вызова метода у другого объекта; роль сервера, если другой объект вызывает на нем какой-нибудь метод. Объекты-серверы обычно называют «реализацией объектов». Практика показывает, что большинство объектов одновременно исполняют роль и клиентов, и серверов, попеременно вызывая методы на других объектах и отвечая

на вызове извне. Используя CORBA, тем самым, имеется возможность строить гораздо более гибкие системы, чем системы клиент-сервер, основанные на двухуровневой и трехуровневой архитектуре.

Ниже приведен перечень основных достоинств технологии CORBA.

- достоинства
- платформенная независимость
- языковая независимость
- динамические вызовы
- динамическое обнаружение объектов
- масштабируемость
- широкая индустриальная поддержка

К недостаткам можно отнести:

- сложность реализации
- нет передачи параметров «по значению»
- отсутствует динамическая загрузка компонент-переходников
- нет именованного URL

К основным достоинствам CORBA можно отнести межъязыковую и межплатформенную поддержку. Хотя CORBA-сервисы и отнесены к достоинствам технологии CORBA, их в равной степени можно одновременно отнести и к недостаткам CORBA, ввиду практически полного отсутствия их реализации.

### **Оценка возможностей grid-системы как платформы для образовательной виртуальной лаборатории**

GRID-системы – это форма распределённых систем, в которой «виртуальный суперкомпьютер» представлен в виде кластеров соединённых с помощью сети, слабосвязанных, гетерогенных компьютеров, работающих вместе для выполнения огромного количества заданий (операций, работ). Эта технология применяется для решения научных, математических задач, требующих значительных вычислительных ресурсов. GRID-вычисления используются также в коммерческой инфраструктуре для решения таких трудоёмких задач, как экономическое прогнозирование, сейсмический анализ, разработка и изучение свойств новых лекарств.

GRID с точки зрения сетевой организации представляет собой согласованную, открытую и стандартизованную среду, которая обеспечивает гибкое, безопасное, скоординированное разделение вычислительных ресурсов и ресурсов хранения информации, которые являются частью этой среды, в рамках одной виртуальной организации.

Фактически, распределенные системы, основанные на технологии GRID, представляют собой виртуальный, разнесенный на множество узлов, суперкомпьютер, мощности которого могут быть задействованы для решения хорошо распараллеливаемых задач. Такой подход хоть и предполагает совместный доступ множества людей к его вычислительным мощностям из любого узла сети, фактически функциональность этой системы сводится преимущественно к концентрации мощностей, а не к обеспечению совместной работы.

Вычисления, проводимые на системах такого рода, как правило являются очень масштабными – подобные задачи на стационарных компьютерах могут решаться месяцами. GRID-системы позволяют задействовать мощности всех ресурсов системы для ускорения этого процесса – время расчетов сокращается в несколько десятков или даже сотен раз. Тем не менее, даже в этом случае решение задач не может происходить в режиме реального времени.

Исходя из целей и предназначения GRID-систем, можно заключить, что система такого рода не может быть использована в качестве образовательной виртуальной лаборатории. Основной причиной является то, что возможности виртуальной лаборатории должны предоставляться в реальном времени и время, требуемое для решения демонстрационных задач, не должно измеряться в часах или днях. Также, подавляющее большинство задач образовательной лаборатории не требует мощностей вычислительного центра, и решение этих задач может быть выполнено на локальном компьютере в разумное время.

### **Оценка возможностей облачной архитектуры как платформы для образовательной виртуальной лаборатории**

Облачные вычисления (англ. cloud computing) – технология распределённой обработки данных, в которой компьютерные ресурсы и мощности предоставляются пользователю как Интернет-сервис. Предоставление пользователю услуг как Интернет-сервис является ключевым. Однако под Интернет-сервисом не стоит понимать доступ к сервису только через Интернет, он может осуществляться также и через обычную локальную сеть с использованием веб-технологий.

Что касается предоставляемых услуг, то в настоящее время концепция облачных вычислений предполагает оказание следующих типов услуг своим пользователям:

**Всё как услуга (Everything as a Service)** - при таком виде сервиса пользователю будет предоставлено все от программно аппаратной части и до управления бизнес процессами, включая взаимодействие между пользователями, от пользователя требуется

только наличие доступа в сеть Интернет. Данный вид сервиса - это более общее понятие по отношению к нижеприведенным услугам, являющимися более частными случаями.

**Инфраструктура как услуга (Infrastructure as a service)** - пользователю предоставляется компьютерная инфраструктура, обычно виртуальные платформы (компьютеры), связанные в сеть, которые он самостоятельно настраивает под собственные цели.

**Платформа как услуга (Platform as a service)** - пользователю предоставляется компьютерная платформа, с установленной операционной системой и, возможно, с программным обеспечением.

**Программное обеспечение как услуга (Software as a service)** - данный вид услуги обычно позиционируется как «программное обеспечение по требованию». Это программное обеспечение, развернутое на удаленных серверах. Пользователь может получать к нему доступ посредством Интернета (локальной сети), причем все вопросы обновления и лицензий на данное программное обеспечение регулируется поставщиком данной услуги. Оплата в данном случае производится за фактическое использование программного обеспечения.

**Аппаратное обеспечение как услуга (Hardware as a Service)** – в данном случае пользователю услуги предоставляется оборудование, на правах аренды которое он может использовать для собственных целей. Данный вариант позволяет экономить на обслуживании данного оборудования, хотя по своей сути мало чем отличается от вида услуги «Инфраструктура как сервис» за исключением того, что пользователь имеет в своем распоряжении лишь «пустое» оборудование, на основе которого он разворачивает свою собственную инфраструктуру с использованием наиболее подходящего программного обеспечения.

**Рабочее место как услуга (Workplace as a Service)** - в данном случае компания использует облачные вычисления для организации рабочих мест своих сотрудников, настроив и установив все необходимое программное обеспечение, необходимое для работы персонала.

**Данные как услуга (Data as a Service)** - основная идея данного вида услуги заключается в том, что пользователю предоставляется дисковое пространство, которое он может использовать для хранения больших объемов информации.

**Безопасность как сервис (Security as a Service)** - данный вид услуги предоставляет возможность пользователям быстро разворачивать, продукты позволяющие обеспечить безопасное использование веб-технологий, безопасность электронной переписки, а также безопасность локальной системы, что позволяет пользователям

данного сервиса экономить на развертывании и поддержании своей собственной системы безопасности.

В случае реализации виртуальной образовательной лаборатории с использованием услуг, предоставляемых облаками, речь идет в первую очередь о концепции «инфраструктура как сервис». В этом случае на стороне облачного сервера происходит развертывание и настройка программного обеспечения, реализующего концепцию виртуальной лаборатории с последующим наращиванием функционала и подключаемых сервисов по мере необходимости. Проблемы масштабирования, репликации и безопасности остаются на стороне поставщика облачных услуг.

В общем случае, облачные сервисы имеют как ряд достоинств, так и ряд существенных недостатков. К достоинствам можно отнести следующие присущие им черты.

**Доступность** – облака доступны всем, из любой точки, где есть Интернет, с любого компьютера, где есть браузер. Это позволяет пользователям (предприятиям) экономить на покупке высокопроизводительных, дорогостоящих компьютеров. Также сотрудники компаний становятся более мобильными так, как могут получить доступ к своему рабочему месту из любой точки земного шара, используя ноутбук, планшет или смартфон. Нет необходимости в покупке лицензионного ПО, его настройки и обновлении – пользователь просто пользуется его услугами, заплатив за фактическое использование.

**Гибкость** – неограниченность вычислительных ресурсов (память, процессор, диски), за счет использования систем виртуализации, процесс масштабирования и администрирования «облаков» становится достаточно легкой задачей, так как «облако» самостоятельно может предоставить вам ресурсы, которые вам необходимы, а оплата происходит только за фактическое их использование.

К достоинствам «облачных» сервисов относятся также надежность функционирования, безопасность работы, большие вычислительные мощности, постоянное соединение с сетью, конфиденциальность.

Исходя из перечисленного выше, можно сделать вывод, что облачная платформа идеально подходит для реализации виртуальной лаборатории. В зависимости от возникающих задач можно задействовать необходимое количество ресурсов – от небольшого виртуального сервера до нескольких тысяч виртуальных машин на время выполнения ресурсоемкой задачи. Стоимость облачных услуг на сегодняшний день сильно варьируется от поставщика к поставщику, тем не менее, исходя из поставленных задач, использование облачного сервиса видится гораздо более дешевым и быстрым решением в сравнении с проектированием и закупкой собственных серверов.

### 3.1.4 Обзор ключевых компонент программно-аппаратного комплекса

Принципиально, любое распределенное приложение, независимо состоит из нескольких компонент. Степень их значимости в приложении определяется целевой принадлежностью разрабатываемой системы, но их наличие является обязательным условием адекватного функционирования системы. Ниже приведен перечень этих компонент.

**Персистентное хранилище** – это хранилище постоянных данных. Под постоянными данными понимаются различного рода ресурсы и сущности (изображения, текстовые и логические данные), которые являются непосредственным содержимым приложения и не могут быть удалены в штатной ситуации никаким способом, за исключением прямого запроса со стороны пользователя или администратора.

В отличие от данных, хранящихся в оперативной памяти сервера или в кэше, эти данные не могут быть утеряны при перезагрузке сервера, отключении его от сети или каким-либо иным способом, не предусмотренным разработчиком.

В большинстве своем, приложения используют для хранения ресурсов различные реализации баз данных. В редких случаях, для небольших сервисов, могут использоваться файловые системы.

**Логический слой**, или слой бизнес-логики – основная логико-алгоритмическая часть приложения, реализующая правила и ограничения автоматизируемых операций. Логический слой подразумевает непосредственную работу с хранилищем данных, их обработкой и предоставлением «отфильтрованных» данных пользователям.

**Клиент** – «тонкая» компонента системы. Клиент не выполняет никаких принципиально важных функций самостоятельно, занимаясь преимущественно визуализацией данных, полученных с сервера приложений. Любое действие, влияющее на состояние данных в базе (изменение, создание или удаление), выполняется клиентом исключительно с позволения сервера, исключая возможность возникновения ошибок в системе – например, разрушения связности данных.

Также существует возможность реализации различных клиентов под различные платформы – для настольного компьютера на ОС Windows или любой другой, или же для мобильной платформы – Android, iOS и других.

#### **Краткий обзор существующих реализаций персистентных хранилищ данных** *SQL хранилища данных*

Реляционная база данных представляет собой набор таблиц (сущностей) (рисунок 3.2). При помощи SQL можно выполнять запросы, которые возвращают наборы данных, получаемых из одной или нескольких таблиц. В рамках одного запроса данные

получаются из нескольких таблиц путем их соединения (JOIN), чаще всего для соединения используются те же колонки, которые определяют отношения между таблицами.

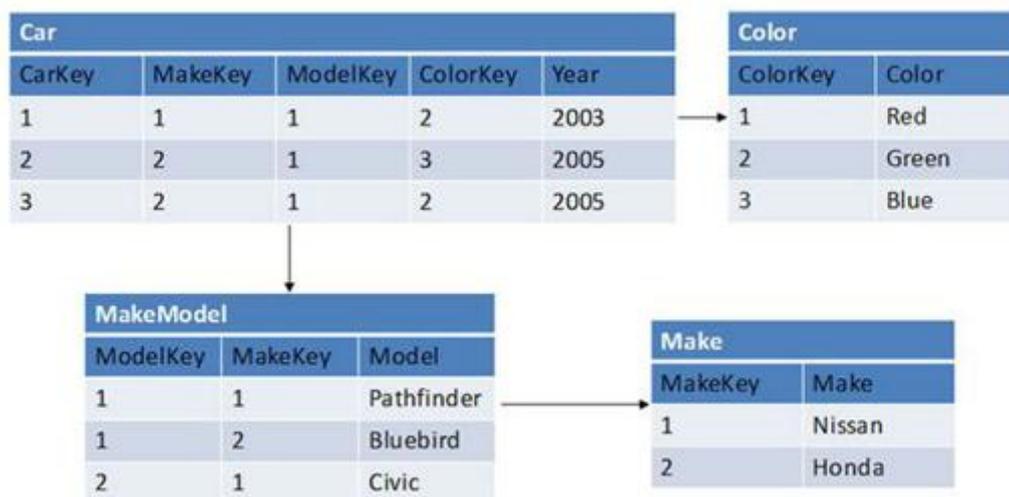


Рисунок 3.2 – Пример связей в типичной реляционной БД

Доступ к реляционным базам данных осуществляется через реляционные системы управления базами данных (РСУБД).

#### Общие проблемы реляционных БД заключаются в следующем

Реляционные БД хорошо масштабируются только в том случае, если располагаются на единственном сервере. Когда ресурсы этого сервера закончатся, необходимо добавление новых машин и с последующим распределением нагрузки между ними. В этом случае сложность реляционных БД начинает играть против масштабируемости. Если увеличить количество серверов не до нескольких штук, а до сотни или тысячи, сложность возрастет на порядок, и характеристики, которые делают реляционные БД такими привлекательными, стремительно снижают к нулю шансы использовать их в качестве платформы для больших распределенных систем.

#### ***NoSQL хранилища***

Все чаще встречаются случаи, когда предметная область состоит из данных, которые нельзя структурировать традиционными способами. Поиск в интернете – одна из таких областей. Быстрый рост интернет - технологий привел к появлению огромного количества разнородной информации: веб-страницы, ссылки на них и фрагменты текста, которые они содержат, изображения, видео, музыка, записи в блогах, посты в социальных сетях и тысячи комментариев к ним и к другим комментариям.

Эти распределенные системы хранения, в отличие от традиционных реляционных СУБД, ориентированы на работу с полуструктурированными или же вовсе не

структурированными данными. В основе создания хранилищ Google лежала NoSQL технология – Bigtable (рисунок 3.3).

### **Технология Bigtable**

Основа модели данных Bigtable проста: строки (rows), столбцы (columns) и временные метки (timestamps). В базе именами строк могут служить адреса документов в сети, а именами столбцов — особенности этих документов (например, содержание документа может храниться в столбце «content»).

Если в нескольких столбцах хранятся данные одного типа, такие столбцы, согласно модели Bigtable, образуют семейство (column family). Использовать семейство столбцов удобно хотя бы для того, чтобы сжать однородные данные, тем самым уменьшив хранимый объём. Именно семейства столбцов являются единицей доступа к данным.

Главный плюс такого подхода состоит в том, что подобную базу не трудно разделить на независимые части и распределить по множеству серверов. Отсортированные по алфавиту строки делятся на диапазоны, которые именуются самостоятельными таблицами – планшетами («tablet») (рисунок 3.4). Поскольку строки в каждом планшете отсортированы по ключевому имени, клиентским приложениям очень просто найти нужный планшет, а в нём – нужную строку.

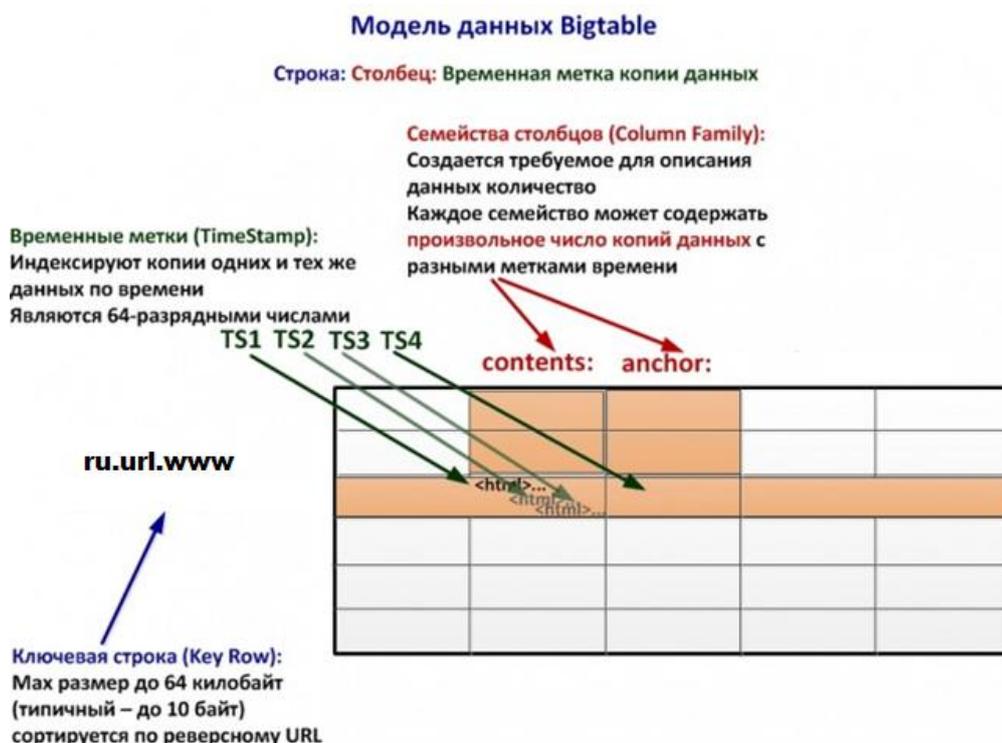


Рисунок 3.3 – Общая схема хранения данных в BigTable

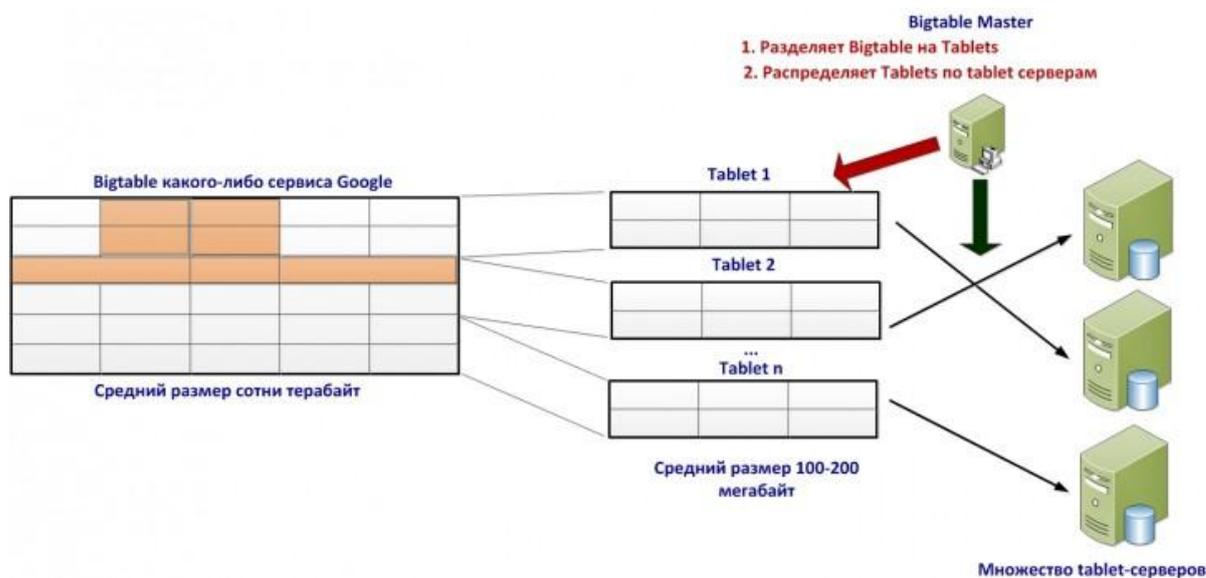


Рисунок 3.4 – Сегментирование таблицы BigTable на части

Bigtable стала первой попыткой достичь баланса между производительностью системы, её масштабируемостью и непротиворечивостью хранящихся в ней данных. Результатом стала поддержка так называемой слабой непротиворечивости, которая, в принципе, удовлетворяла требованиям большинства работающих с Bigtable сервисов.

### ***NoSQL хранилище MongoDB***

Документно-ориентированная система управления базами данных (СУБД) с открытым исходным кодом, не требующая описания схемы таблиц. Написана на языке C++. Основные возможности данной СУБД:

- Документно-ориентированное хранилище (простая и мощная JSON-подобная схема данных).
  - Достаточно гибкий язык для формирования запросов.
  - Динамические запросы.
  - Полная поддержка индексов.
  - Профилирование запросов.
  - Быстрые обновления «на месте».
  - Эффективное хранение двоичных данных больших объёмов, напр., фото и видео
  - Журналирование операций, модифицирующих данные в БД.
  - Поддержка отказоустойчивости и масштабируемости: асинхронная репликация, набор реплик и «шардинг».
  - Может работать в соответствии с парадигмой MapReduce.
  - Полнотекстовый поиск, в том числе на русском языке, с поддержкой морфологии.
- Среди других отличий от традиционных реляционных СУБД:

- Нет такого понятия, как «транзакция». Атомарность гарантируется только на уровне целого документа, т.е. частичного обновления документа произойти не может.

- Отсутствует понятие «изоляции». Любые данные, которые считаются одним клиентом, могут параллельно изменяться другим клиентом.

### **Выбор инструментария для реализации логического слоя комплекса**

На сегодняшний день существует множество средств реализации бизнес-логики на различных языках. Наиболее популярными являются PHP, Java, Python, ASP, Perl, Ruby.

Все указанные языки программирования давно используется при проектировании распределенных систем – самый «молодой» из них, ASP, который формально является не языком, а, скорее, платформой для разработки от Microsoft, появился в 1996 году.

При выборе языка для разработки серверной части, прежде всего, необходимо отталкиваться от того, на какой платформе планируется проводить развёртывание. Некоторые из платформ могут предоставлять инструментарий лишь для определенных языков, разработка на других может быть сопряжена с ограничением на выбор персистентного хранилища или сложностью реализации клиентской части.

### ***Обзор существующих решений для серверных компонент приложений***

Из перечисленных выше решений наиболее предпочтительными видятся ASP.NET и Java EE, как одни из самых крупных и поддерживаемых участников рынка веб-приложений.

**Платформа разработки Microsoft ASP.NET** - технология создания веб-приложений и веб-сервисов от компании Майкрософт. Она является составной частью платформы Microsoft .NET и развитием более старой технологии Microsoft ASP. На данный момент последней версией этой технологии является ASP.NET 4.5. ASP.NET отличается от других крайне популярных серверных языков (PHP, Perl, Python) высокой степенью интеграции с серверными продуктами, а также с инструментами Microsoft для разработки, доступа к данным и обеспечения безопасности.

К сильным сторонам этой технологии можно отнести:

- компилируемый код (выполняется быстрее чем у интерпретируемых языков);
- использование инструментов, уже применяющихся в Windows-приложениях, например, таких как элементы управления и события;
- многоязыковая поддержка (но только языки Visual Studio -VB.NET, Delphi.NET, Visual C#, J#);
- расширяемая модель обработки запросов;
- расширенная событийная модель;
- расширяемая модель серверных элементов управления;

- глубокая интеграция со всем семейством продуктов Microsoft.

Тем не менее, эта платформа имеет ряд недостатков:

- полная зависимость от платформы (только Windows);
- все продукты стоят внушительных денег (OS, IDE, MsSQL);
- хостинг для решений на этой платформе, как правило, дороже в силу необходимости приобретения лицензий;
- автоматическая генерация страниц создает много избыточного кода;
- контроль состояния визуальных объектов веб-страниц, который порождает очень большой объем трафика, что в свою очередь значительно повышает требования к пропускной способности сервера.

**Технология Java EE** - является расширением языковой платформы Java, которое позволяет создавать масштабируемые, мощные и переносимые корпоративные приложения. В ней определено четыре типа контейнеров для компонентов приложения: Web, Enterprise JavaBean (EJB), клиентские приложения и апплеты. Java EE является промышленной технологией и в основном используется в высокопроизводительных проектах, в которых необходима надежность, масштабируемость и гибкость.

Основные преимущества:

- независимость от платформы;
- высокая скорость разработки;
- очень сильная модель обеспечения безопасности;
- сильно развитая IDE;
- развитая событийная модель;
- очень большое количество библиотек в свободном доступе;
- развитое сообщество;
- наличие множества готовых контейнеров приложений;
- подходит для использования на большинстве хостингов.

Несмотря на свою гибкость, Java EE имеет несколько недостатков:

- «громоздкость» кода (особенность языка);
- издержки на виртуальную машину, что формально влечет за собой более медленную работу в сравнении с платформозависимыми решениями;
- необходимость использования большого количества библиотек, стандартный пакет SDK не включает в себя множество необходимых для разработки пакетов;
- сравнительно высокий порог вхождения в технологию Enterprise, необходимо понимание тонкостей языка и знание соответствующих спецификаций.

Решение на базе Java EE видится наиболее предпочтительным, поскольку не привязывает проект к конкретной платформе, не требует покупки лицензий и является одним из лидеров рынка разработки распределенных приложений.

### **Выбор предпочтительного формата передачи данных**

На сегодняшний день наиболее распространенными форматами передачи данных между клиентом и сервером являются XML и JSON

**XML** – расширяемый язык разметки (eXtensible Markup Language). Спецификация XML описывает XML-документы и частично описывает поведение XML-процессоров (программ, читающих XML-документы и обеспечивающих доступ к их содержимому).

XML-документ (рисунок 3.5) представляет собой обычный текстовый файл, в котором при помощи специальных маркеров создаются элементы данных, последовательность и вложенность которых определяет структуру документа и его содержание. Основным достоинством XML документов является то, что при относительно простом способе создания и обработки (обычный текст может редактироваться любым тестовым процессором и обрабатываться стандартными XML анализаторами), они позволяют создавать структурированную информацию, которую удобно анализировать с помощью компьютера.

```
<?xml version="1.0" encoding="UTF-8"?>
<user>
  <name>
    Ivan
  </name>
  <surname>
    Ivanov
  </surname>
  <work>
    <title>
      SSAU Student
    </title>
    <hired>
      2013.05.09
    </hired>
  </work>
</user>
```

Рисунок 3.5 – Пример формирования сущности в формате XML

**JSON** - простой формат обмена данными, удобный для чтения и написания как человеком, так и компьютером, а также полностью независимый от языка реализации. Он основан на подмножестве языка программирования JavaScript (отсюда название - JavaScript Object Notation) (рисунок 3.6). Этот формат использует соглашения, которые

присутствуют в С-подобных языков, таких как С, С++, С#, Java, JavaScript, Perl, Python и многих других. Эти свойства делают JSON универсальным языком обмена данными.

```
{
  "name": "Ivan",
  "surname": "Ivanov",
  "work": {
    "title": "SSAU Student",
    "hired": "2013.05.09"
  }
}
```

Рисунок 3.6 – Пример формирования сущности в формате JSON

Этот формат является более простым и предсказуемым, по сравнению с XML. Использование этого формата при разработке образовательной виртуальной лаборатории может быть наиболее выгодным в плане скорости разработки при условии отсутствия сложного протокола общения между клиентом и сервером.

#### **Оценка возможности создания разнородных клиентов на базе единого прикладного программного интерфейса, предоставляемого серверной компонентой приложения**

Клиент – а это интерфейсный (обычно графический) компонент, который представляет первый уровень распределенной системы, собственно приложение для конечного пользователя. Первый уровень не должен иметь прямых связей с базой данных (по требованиям безопасности), быть нагруженным основной бизнес-логикой (по требованиям масштабируемости) и хранить состояние приложения (по требованиям надежности).

Фактически, при реализации распределенной системы на базе протокола общения в абстрактном сериализуемом формате, таком как XML или JSON, нет никакого ограничения на клиентскую часть. На сегодняшний день все устройства поддерживают работу с сервисами по протоколу HTTP (рисунок 3.7), а для разбора указанных форматов, как уже говорилось выше, существуют автоматизированные средства разработки.

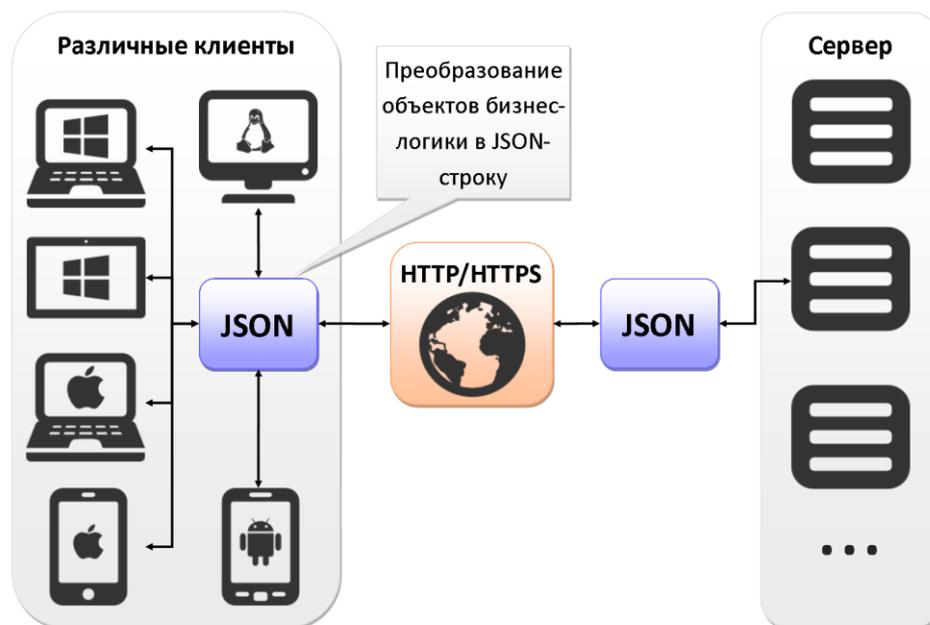


Рисунок 3.7 – Общая схема обмена данными между клиентом и сервером

### Web-клиенты

Веб-клиент – приложение, предназначенное для работы в браузере или иной среде, реализующей его функционал. Ключевая особенность клиента такого рода – это отсутствие необходимости установки каких-либо дополнительных программ или компонентов для работы с системой. Для работы с системой через веб-клиент достаточно наличия на компьютере одного из современных браузеров, в редких случаях – с небольшим набором надстроек (таких как Adobe Flash Player или Java Runtime Environment).

Клиенты такого рода, как правило, разрабатываются с использованием следующего стека технологий:

- HTML – язык гипертекстовой разметки (HyperText Markup Language);
- CSS – каскадные таблицы стилей (Cascading Style Sheets);
- JavaScript – наиболее распространенный язык для написания логики веб-клиента (существуют альтернативы, но этот язык полностью поддерживается всеми браузерами, включая даже самые старые);
- Adobe Flash – технология, используемая преимущественно для обеспечения мультимедийной функциональности.

Проектирование веб-клиента, как правило, происходит на стороне сервера и файлы, реализующие этот клиент, хранятся там же. Также широко распространена технология генерации веб-страниц серверной частью системы. Это означает, что формально веб-страницы не существуют, а их код генерируется программной частью сервера, основываясь на значениях параметров запроса.

### **Платформозависимые клиенты**

К платформозависимым клиентам относят приложения, написанные для какой-то отдельной платформы и не предназначенные для запуска на других платформах. В первую очередь под платформой подразумевают операционную систему, но есть и ряд других классификаций платформ – например, разрядность. Так, приложения, скомпилированные под ОС Windows 64, не смогут запуститься на той же ОС, но для 32-битных процессоров.

При реализации распределенной системы существует возможность создания клиентских приложений для всех наиболее распространенных на сегодня платформ. Разработка клиента под каждую платформу, несмотря на единый серверный интерфейс, является крайне трудоемкой задачей и требует глубоких и специфических знаний о каждой платформе. Тем не менее, тенденции роста количества мобильных устройств стоит учитывать на будущее при решении задачи разработки востребованной и эффективной образовательной виртуальной лаборатории.

### **3.1.5 Назначение и состав программно-аппаратного комплекса «Научно-образовательная виртуальная лаборатория «Проектирование мониторинговых и транспортных космических систем»**

Научно-образовательная виртуальная лаборатория «Проектирование мониторинговых и транспортных космических систем» реализована в виде веб-сервиса. Для доступа к нему не требуется никаких специальных средств – только наличие браузера и доступа в интернет. Для доступа к главной странице ресурса необходимо просто перейти по ссылке <http://la-virtual-lab.appspot.com/index.html>. Браузер отобразит страницу, изображенную на рисунке 3.8.

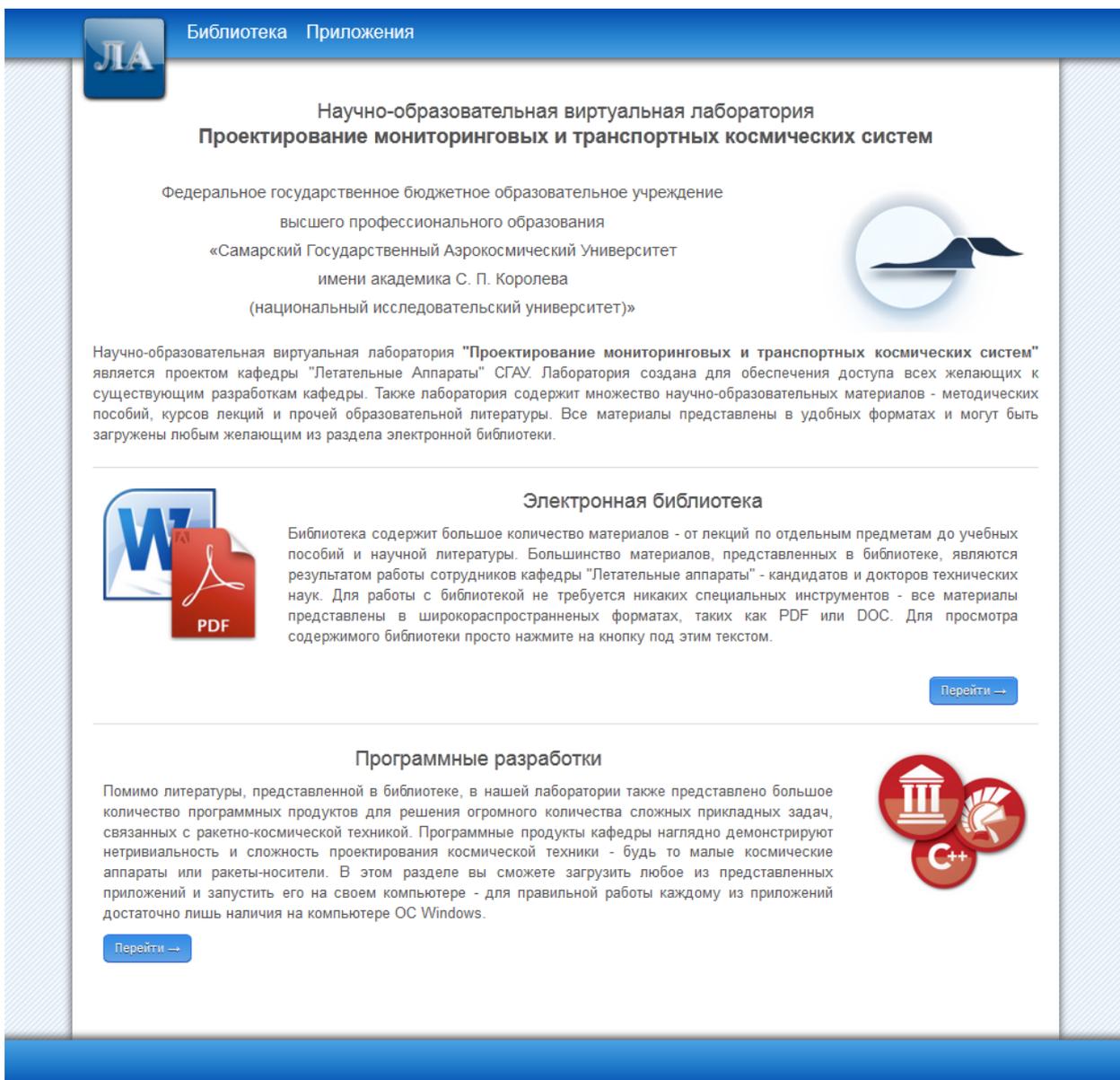


Рисунок 3.8 - Главная страница научно-образовательной лаборатории

Страница содержит базовую информацию о сервисе, а также краткое описание двух основных разделов сайта – электронной библиотеки и перечня программных продуктов кафедры. Оба раздела содержат кнопку «Перейти», по нажатию на которую происходит переход по ссылке на соответствующий раздел.

В верхней части страницы расположена навигационная панель, также предоставляющая возможность выполнить быстрый переход на нужный раздел. Навигационная панель присутствует на всех страницах сервиса, позволяя быстро переходить на базовые разделы сайта. Содержание навигационной панели зависит от того, на какой странице находится пользователь в данный момент – среди размещенных на ней ссылок всегда будет отсутствовать ссылка на страницу, которая в данный момент открыта.

Страница электронной библиотеки содержит следующие разделы (рисунок 3.9):

1. Учебно-методические пособия
2. Электронные курсы лекций
3. Лабораторные практикумы
4. Публикации кафедры



Рисунок 3.9 – Страница электронной библиотеки

Содержимое электронной библиотеки представлено в виде файлов распространенных форматов, таких как DOC, PDF. Некоторые, особо крупные материалы, предоставляются в виде RAR-архива. Некоторые из документов (например, PDF), могут быть как загружены, так и просмотрены непосредственно в браузере.

Часть из представленных ресурсов на странице библиотеки являются ссылками на подразделы библиотеки. При переходе по такой ссылке отобразится страница с детализированным списком содержимого этого подраздела (рисунок 3.10).

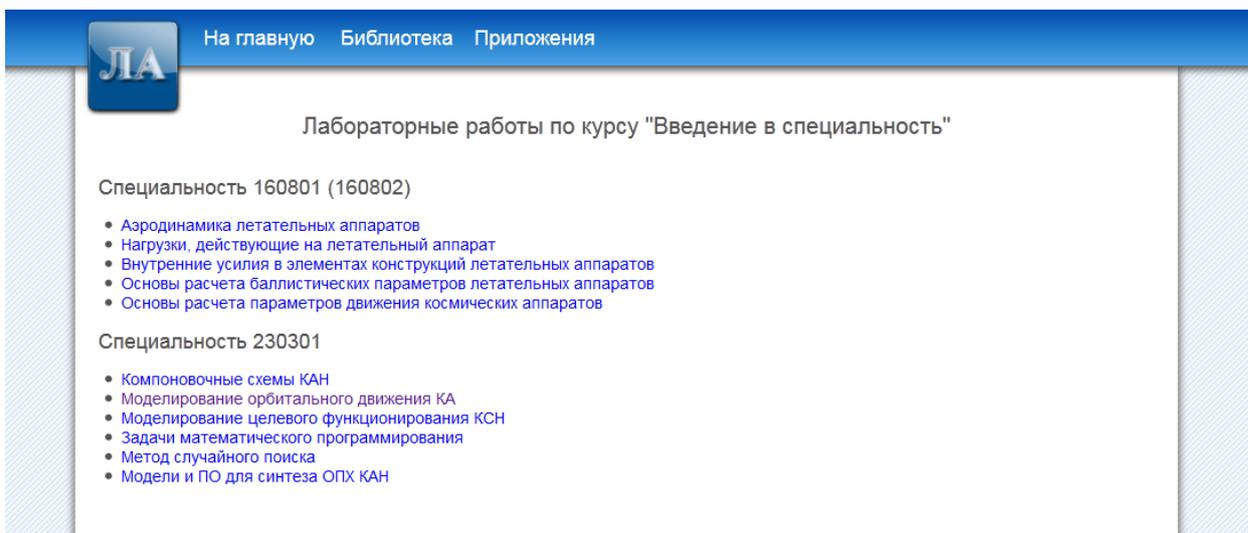


Рисунок 3.10 – Подраздел электронной библиотеки

По аналогичной схеме реализована навигация и по программным продуктам лаборатории. Но, в отличие от ресурсов библиотеки, все программные комплексы предоставляются в виде архивов, которые необходимо загрузить и распаковать. После этого загруженное приложение можно запустить на локальном компьютере, никаких других действий по установке не требуется.

Окно заставки программного комплекса «Научно-образовательная виртуальная лаборатория «Проектирование мониторинговых и транспортных космических систем» показано на рисунке 3.11. На рисунке 3.12 показано окно заставки программного комплекса для проектирования транспортных систем.

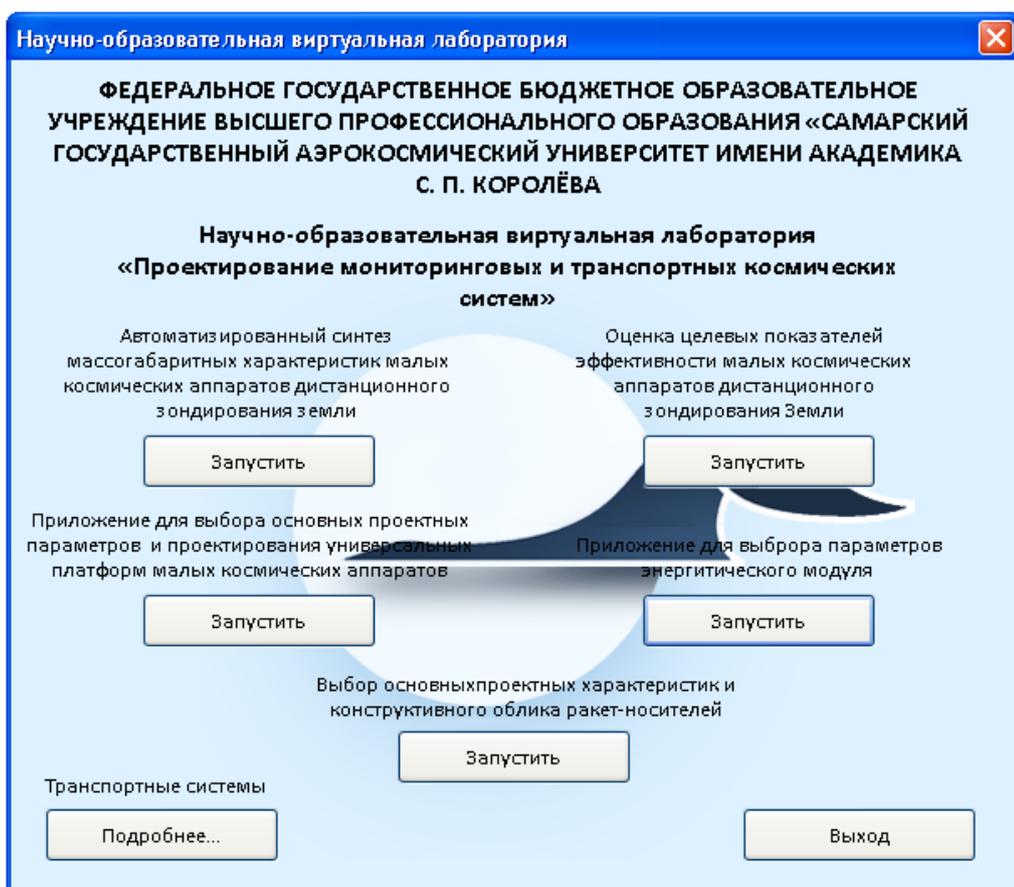


Рисунок 3.11 - Окно заставки научно-виртуальной лаборатории

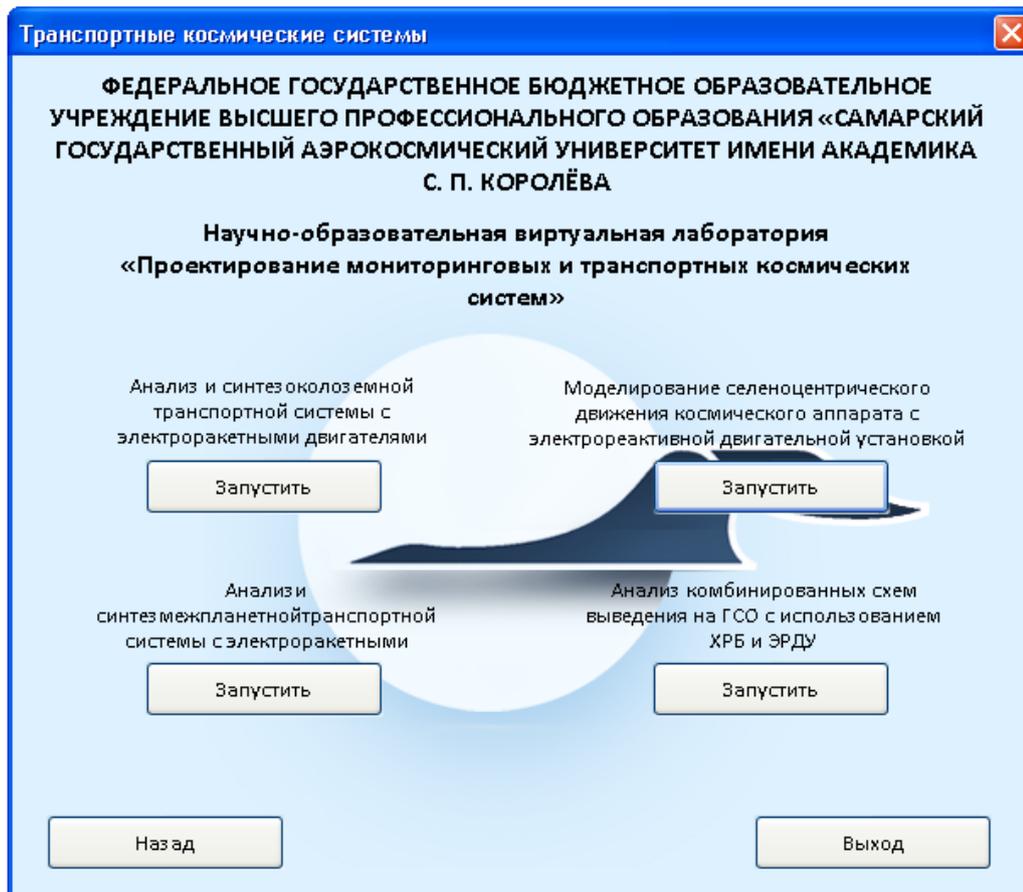


Рисунок 3.12 - Окно заставки научно-виртуальной лаборатории

Программный комплекс включает в себя взаимодействующие модули, обеспечивающие информационную поддержку следующих процессов проектирования КС:

- моделирование и отображение процессов формирования и целевого функционирования;
- формирование массово-габаритных проектных моделей космических аппаратов с использованием CAO/CAM/CAE технологий.

Эти функции осуществляются следующими блоками программно-аппаратного комплекса.

- Автоматизированный синтез массогабаритных характеристик малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли.
- Приложение для выбора основных проектных параметров и проектирования универсальных платформ малых космических аппаратов.
- Оценка целевых показателей эффективности малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли.
- Приложение для выбора параметров энергетического модуля.
- Выбор основных проектных характеристик и конструктивного облика ракет-носителей.
- Анализ и синтез околоземной транспортной системы с электроракетными двигателями.
- Моделирование селеноцентрического движения космического аппарата с электрореактивной двигательной установкой.
- Анализ и синтез межпланетной транспортной системы с электроракетными двигателями.
- Анализ комбинированных схем выведения на ГСО с использованием ХРБ и ЭРДУ.

Все модули имеют возможность взаимодействовать с разработанной базой данных «Космические мониторинговые и транспортные системы».

Основным требованием при реализации программного комплекса была реализация дружественного, интуитивно понятного интерфейса, который позволил бы пользоваться виртуальной лабораторией не имеющему специальной подготовки пользователю. Все функциональные блоки виртуальной лаборатории могут взаимодействовать с базой данных «Космические мониторинговые и транспортные системы» и между собой. Кроме того, все модули обращаются к служебным модулям;

- модуль численных методов интегрирования;
- модуль численных методов оптимизации и решения краевых задач;
- модуль графического отображения информации.

Подробное описание программного обеспечения и руководство пользователя программно-аппаратного комплекса приведены с следующих разделах отчета отдельно по блокам различного назначения.

### **3.1.6 Обеспечение совместной работы в пространстве распределенного программно-аппаратного комплекса**

Предполагается, что лабораторией будут пользоваться различные люди, в том числе студенты и сторонние люди. Для обеспечения стабильной и безопасной работы образовательной лаборатории необходимо учитывать ряд особенностей, характерных для систем, работающих одновременно с несколькими людьми.

**Аутентификация** – это проверка подлинности предъявленного пользователем идентификатора. Положительным результатом аутентификации является авторизация пользователя, т. е. предоставление ему прав доступа к ресурсам, определенным для выполнения его задач. Все пользователи лаборатории должны иметь свой логин и пароль для работы в виртуальной лаборатории и доступа к хранящимся в ней ресурсам. Для неавторизованных пользователей доступна лишь возможность быть обозревателям – просматривать контент, но не скачивать его.

**Регистрация** – процесс создание новой учетной записи пользователя в базе. Регистрация может быть как открытой, так и закрытой. В первом случае, любой из пользователей может создать себе учетную запись самостоятельно, во втором – это может сделать только администратор системы или иной уполномоченный пользователь системы. Общая схема процедуры регистрации приведена на рисунке 3.13.



**Сессионные запросы** – запросы, которые генерируются клиентам в соответствии с действиями пользователя после авторизации. Такие запросы помимо собственных, присущих только им, параметров, также содержат параметры сессии, сгенерированные серверной частью приложения. Именно благодаря ним слой бизнес-логики может «понимать» - от какого пользователя пришел запрос. Если время сессии истекает, сервер должен заблокировать доступ пользователя к нему. Тем не менее, пользователь всегда может выполнить повторно процедуру аутентификации и получить новые параметры сессии. Следует отметить, что длина сессии определяется спецификой системы. Так, системы с повышенным уровнем безопасности, хранят сессию не дольше нескольких минут, в то время как системы развлекательного и медийного характера хранят пользовательскую сессию, месяцами не требуя повторной аутентификации.

**Политика доступа** организована по принципу управления доступом на основе ролей. Формирование ролей призвано определить четкие и понятные правила разграничения доступа для пользователей системы. Ролевое разграничение доступа позволяет реализовать гибкие, изменяющиеся динамически правила разграничения доступа в процессе функционирования компьютерной системы.

На данный момент система реализована только для чтения и доступ к изменению данных предоставляется только через систему администрирования приложения. Это исключает возможность доступа к редактированию данных любых пользователей, кроме тех, кто является зарегистрированным администратором приложения (рисунок 3.15).

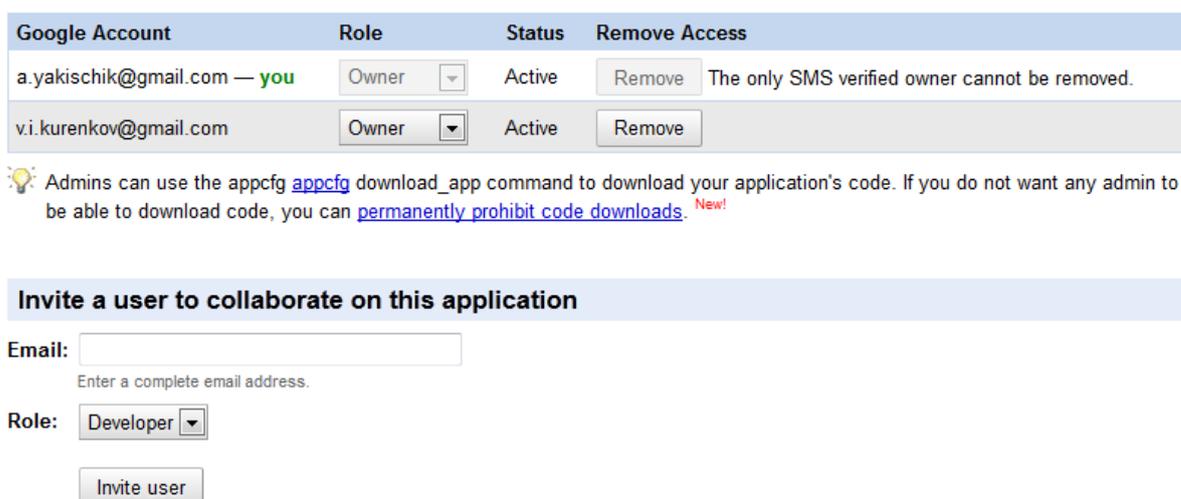


Рисунок 3.15 – Администраторы серверного приложения виртуальной образовательной лаборатории

Администраторы имеют прямой доступ к хранилищу данных, что позволяет им управлять содержимым – добавлять, удалять и редактировать сущности. На рисунке 3.16 приведена таблица с хранящимися в ней изображениями. В данной таблице сущности

изображений имеют композитный ключ, содержащий скрытый ключ-родитель, поэтому идентификаторы сущностей (таблица ID/Name) могут совпадать.

Query Create

By kind:  kinds as of 0:00:56 ago Number of Columns to Display:

[Options](#)

### Image Entities

[Prev 20](#) **281-300** [Next 20](#)

ID/Name	creationDate	image
<a href="#">id=1</a>	2012-07-17 19:55:14.962000	158825 bytes, SHA-1 = 00f76f8180677d2dad835068f25289511852425f
<a href="#">id=1</a>	2012-07-17 16:17:40.948000	300003 bytes, SHA-1 = 594c24bbc4a499dd043b21826f340da0adb27d9e
<a href="#">id=1</a>	2012-07-22 10:24:24.319000	28164 bytes, SHA-1 = cd5ab5d33d3ab78107bf8c5a49e1f6059e2ec121
<a href="#">id=1</a>	2012-07-23 14:36:01.999000	44329 bytes, SHA-1 = 7ade0a903114b9c04c6bdd8ac9847fd1c1df506
<a href="#">id=1</a>	2012-07-23 16:58:45.848000	296033 bytes, SHA-1 = 6d1cdd13dafb1e9691ff22ecf132374cf9fe25f2
<a href="#">id=1</a>	2012-07-23 17:44:02.786000	14653 bytes, SHA-1 = 5cc32f25d1dc4dca6ed727c36b0d22aa0a1800cc
<a href="#">id=2001</a>	2012-09-04 10:51:51.936000	52900 bytes, SHA-1 = 5b73512f51cd15dcbd4320872d21ff2d3a29973f
<a href="#">id=1</a>	2012-07-19 19:01:15.618000	70261 bytes, SHA-1 = 684a6e6e5bae854427c97415c1fb4e88ac4f9e77
<a href="#">id=2001</a>	2012-07-19 19:03:31.523000	50508 bytes, SHA-1 = 1e89f5ec5dfc88b5b471e0eff6040e60d8e06b12
<a href="#">id=1</a>	2012-07-20 04:49:31.033000	303107 bytes, SHA-1 = 83031bad9d6b99dffaeff35905569f2ab8dd206f
<a href="#">id=1</a>	2012-07-22 19:25:13.100000	295011 bytes, SHA-1 = 74729031af0a5352af76759c6e53f5cfd2a4691
<a href="#">id=1</a>	2012-07-23 13:39:12.940000	304116 bytes, SHA-1 = 2a7a2434c5c5eb43703adb82e1c979f53d55cc2d
<a href="#">id=2</a>	2012-07-23 13:40:00.260000	297100 bytes, SHA-1 = 67448d30b3c521bb234b535adf6360dcc3a0ee0
<a href="#">id=1001</a>	2012-07-23 13:39:23.374000	146496 bytes, SHA-1 = c9eb0b84c54838a02af8481eb83c4df4887fa445
<a href="#">id=2001</a>	2012-07-23 13:39:35.375000	301762 bytes, SHA-1 = d7670bfc4e520dd18eccfd92c562c839354f5
<a href="#">id=3001</a>	2012-07-23 13:39:48.753000	281013 bytes, SHA-1 = 226005d9f7847657568d395302304a9e041e1d88
<a href="#">id=4001</a>	2012-07-23 13:41:00.426000	299554 bytes, SHA-1 = 8762b78ec2ff014c061d2220c19215dff88ea5a7
<a href="#">id=1</a>	2012-07-23 17:37:07.273000	21662 bytes, SHA-1 = 0cfe76828c7c165b1739accfdac0cf3ce367aa23
<a href="#">id=1</a>	2012-07-20 14:27:41.046000	303508 bytes, SHA-1 = a245cad805a30c5498f676a9a75c5c90c48b4dbb
<a href="#">id=1</a>	2012-07-23 14:56:53.132000	169903 bytes, SHA-1 = a1b92fa010485e8f1eb52d1ff9102deb4ec0245a

Delete Flush Memcache [Prev 20](#) **281-300** [Next 20](#)

Рисунок 3.16 – Таблица сущностей изображений

Администраторы также имеют доступ к следующему функционалу:

**Dashboard** – статистическая сводка использования ресурсов сервера, включающая информацию по используемым квотам, счетчику запросов и ряду другой технической информации.

**Instances** – информация по состоянию активных экземпляров сервера, задействованных системой. Раздел предоставляет информацию как по динамическим экземплярам, так и по зарезервированным.

**Logs** – журнал событий.

**Versions** – информация о развернутых версиях приложения.

**Cron Jobs** – список задействованных периодических задач и статус последнего выполнения каждой из них.

Task Queues – механизм работы с очередями задач, позволяющий просматривать информацию о текущих и запланированных задачах, а также возможность глобальной и точечной чистки очереди задач.

Quota Details – подробный отчет об использованных ресурсах в течение последних суток.

Datastore Indexes – задействованные поисковые индексы хранилища и их статус (при добавлении индекса системе требуется время, чтобы обновить соответствующую таблицу – в это время использование запросов с этим индексом будут недоступны).

Datastore Statistics – статистика используемого места в хранилище, представляющее собой сводку о распределении долей занимаемого пространства различного вида сущностями.

Datastore Admin – сводная информация по таблицам с возможностью полного удаления любой таблицы или миграции содержащихся в ней данных на другой сервер.

Memcache Viewer – обозреватель кэш-хранилища, предоставляет возможность поиска закешированной сущности по ключу а также дает возможность сбросить кэш.

Также система предоставляет ряд других административных возможностей, позволяющих заблокировать отдельные IP-адреса, изменение настроек оплаты за аренду облака и приглашение других пользователей в качестве администраторов или разработчиков серверного приложения.

**Журнал событий (Log)** представляет собой инструмент, позволяющий записывать информацию обо всех запросах, обрабатываемых приложением. Ведение журнала позволяет регистрировать любую активность приложения, а также предоставлять информацию в удобочитаемом виде.

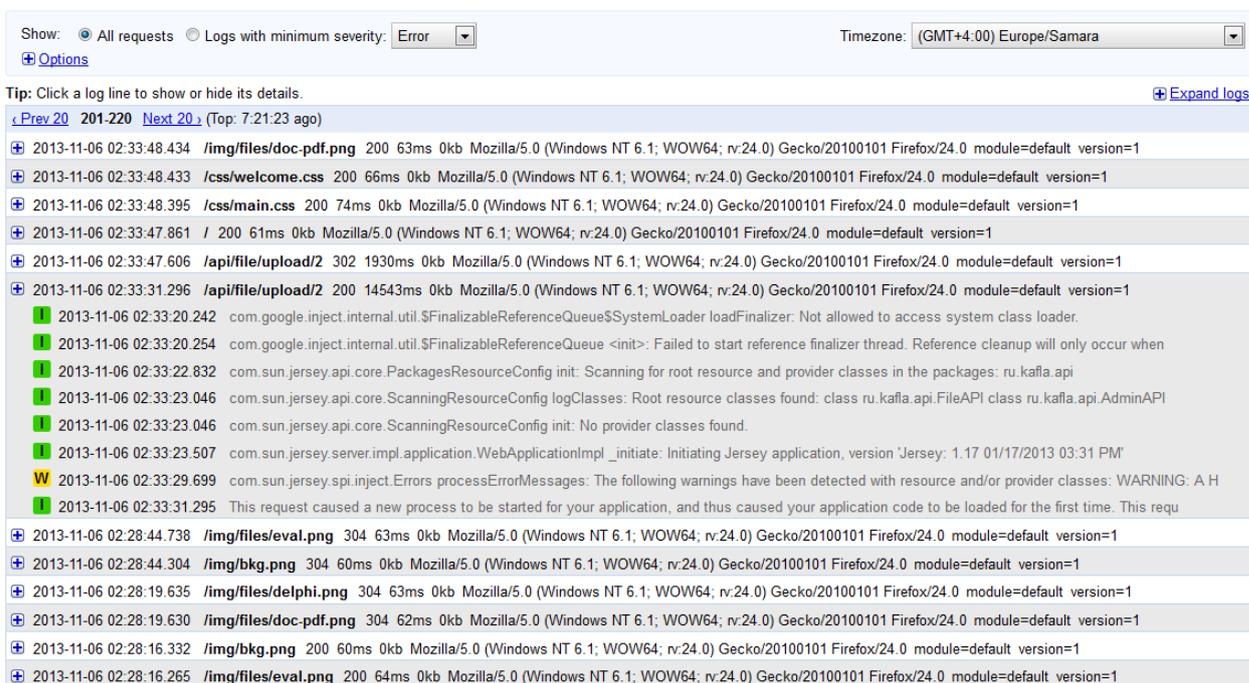
Ведение журнала (рисунок 3.17) является неотъемлемой частью работы любого приложения – как локального, так и распределенного. Любая ошибка – как предусмотренная, так и незапланированная, будет зарегистрирована в журнале с описанием всех деталей произошедшего. Также журнал позволяет определить последовательность действий, совершенных пользователем – благодаря этому практически не может возникнуть ситуации, при которой будет невозможно определить причину, виновника и точное время возникновения нештатной ситуации.

Система самостоятельно ведет журнал, содержащий базовые сведения:

1. дата запроса;
2. относительный URL запроса;
3. время, потраченное на выполнение запроса;
4. HTTP статус-код ответа сервера;

## 5. User-Agent клиента.

Все остальные события записываются самим приложением согласно вызовам функций записи, которые добавляет в код приложения разработчик.



The screenshot shows a log viewer interface with a search filter set to 'Error' and a time zone of '(GMT+4:00) Europe/Samara'. The log entries include:

- 2013-11-06 02:33:48.434 /img/files/doc-pdf.png 200 63ms 0kb Mozilla/5.0 (Windows NT 6.1; WOW64; rv:24.0) Gecko/20100101 Firefox/24.0 module=default version=1
- 2013-11-06 02:33:48.433 /css/welcome.css 200 66ms 0kb Mozilla/5.0 (Windows NT 6.1; WOW64; rv:24.0) Gecko/20100101 Firefox/24.0 module=default version=1
- 2013-11-06 02:33:48.395 /css/main.css 200 74ms 0kb Mozilla/5.0 (Windows NT 6.1; WOW64; rv:24.0) Gecko/20100101 Firefox/24.0 module=default version=1
- 2013-11-06 02:33:47.861 / 200 61ms 0kb Mozilla/5.0 (Windows NT 6.1; WOW64; rv:24.0) Gecko/20100101 Firefox/24.0 module=default version=1
- 2013-11-06 02:33:47.606 /api/file/upload/2 302 1930ms 0kb Mozilla/5.0 (Windows NT 6.1; WOW64; rv:24.0) Gecko/20100101 Firefox/24.0 module=default version=1
- 2013-11-06 02:33:31.296 /api/file/upload/2 200 14543ms 0kb Mozilla/5.0 (Windows NT 6.1; WOW64; rv:24.0) Gecko/20100101 Firefox/24.0 module=default version=1
- 2013-11-06 02:33:20.242 com.google.inject.internal.util.\$FinalizableReferenceQueue\$SystemLoader loadFinalizer: Not allowed to access system class loader.
- 2013-11-06 02:33:20.254 com.google.inject.internal.util.\$FinalizableReferenceQueue <init>: Failed to start reference finalizer thread. Reference cleanup will only occur when
- 2013-11-06 02:33:22.832 com.sun.jersey.api.core.PackagesResourceConfig init: Scanning for root resource and provider classes in the packages: ru.kafka.api
- 2013-11-06 02:33:23.046 com.sun.jersey.api.core.ScanningResourceConfig logClasses: Root resource classes found: class ru.kafka.api.FileAPI class ru.kafka.api.AdminAPI
- 2013-11-06 02:33:23.046 com.sun.jersey.api.core.ScanningResourceConfig init: No provider classes found.
- 2013-11-06 02:33:23.507 com.sun.jersey.server.impl.application.WebApplicationImpl \_initiate: Initiating Jersey application, version 'Jersey: 1.17 01/17/2013 03:31 PM'
- 2013-11-06 02:33:29.699 com.sun.jersey.spi.inject.Errors processErrorMessages: The following warnings have been detected with resource and/or provider classes: WARNING: A H
- 2013-11-06 02:33:31.295 This request caused a new process to be started for your application, and thus caused your application code to be loaded for the first time. This requ
- 2013-11-06 02:28:44.738 /img/files/eval.png 304 63ms 0kb Mozilla/5.0 (Windows NT 6.1; WOW64; rv:24.0) Gecko/20100101 Firefox/24.0 module=default version=1
- 2013-11-06 02:28:44.304 /img/bkg.png 304 60ms 0kb Mozilla/5.0 (Windows NT 6.1; WOW64; rv:24.0) Gecko/20100101 Firefox/24.0 module=default version=1
- 2013-11-06 02:28:19.635 /img/files/delphi.png 304 63ms 0kb Mozilla/5.0 (Windows NT 6.1; WOW64; rv:24.0) Gecko/20100101 Firefox/24.0 module=default version=1
- 2013-11-06 02:28:19.630 /img/files/doc-pdf.png 304 62ms 0kb Mozilla/5.0 (Windows NT 6.1; WOW64; rv:24.0) Gecko/20100101 Firefox/24.0 module=default version=1
- 2013-11-06 02:28:16.332 /img/bkg.png 200 60ms 0kb Mozilla/5.0 (Windows NT 6.1; WOW64; rv:24.0) Gecko/20100101 Firefox/24.0 module=default version=1
- 2013-11-06 02:28:16.265 /img/files/eval.png 200 64ms 0kb Mozilla/5.0 (Windows NT 6.1; WOW64; rv:24.0) Gecko/20100101 Firefox/24.0 module=default version=1

Рисунок 3.17 – Журнал событий

Также по записываемым в журнал событиям система составляет сводку активности пользователей по записям журнала. Информация предоставляется в виде счетчиков запросов (рисунок 3.18, 3.19) – в том числе с указанием процента запросов с успешным результатом выполнения и процента запросов, завершившихся ошибкой.

URI	Count	% Errors last 24 hrs
<a href="#">/api/cron/autocheckc</a>	18	100%
<a href="#">/api/file/download/99!</a>	13	93%
<a href="#">/api/file/download/1</a>	7	88%
<a href="#">/download</a>	6	67%
<a href="#">/favicon.ico</a> ?	2	100%
<a href="#">/api/file/downloadtest</a>	2	100%

Рисунок 3.18 – Запросы, выполнение которых повлекло за собой ошибку

Current Load <span>?</span>				
URI	Req/Min current	Requests last 24 hrs	Runtime MCycles last hr	Avg Latency last hr
<a href="#">/api/file/upload/99999999</a>		24		
<a href="#">/img/files/doc-pdf.png</a>		22		
<a href="#">/img/files/eval.png</a>		20		
<a href="#">/img/bkg.png</a>		19		
<a href="#">/img/files/delphi.png</a>		19		
<a href="#">/api/cron/autocheckout</a>		18	701	8 ms
<a href="#">/api/file/download/99999999</a>		14		
<a href="#">/api/file/upload/2</a>		10		
<a href="#">/download</a>		9		
<a href="#">/css/welcome.css</a>		9		
<a href="#">/css/main.css</a>		9		
<a href="#">/api/file/download/1</a>		8		
<a href="#">/api/file/upload/1</a>		7		
<a href="#">/_ah/sessioncleanup</a>		4		
<a href="#">/api/admin/upload/1</a>		3		
<a href="#">/favicon.ico</a>		2		
<a href="#">/api/file/downloadtest</a>		2		
<a href="#">/api/admin/test/doc</a>		2		
<a href="#">/api/admin/test/doc/999999</a>		1		
<a href="#">/api/file/upload/3</a>		1		

Рисунок 3.19 – Распределение нагрузки на сервер по запросам за последние сутки

По указанной информации система предоставляет интерактивные графики, на которых синим цветом показана плотность запросов, а оранжевым – плотность ошибок (рисунок 3.20).

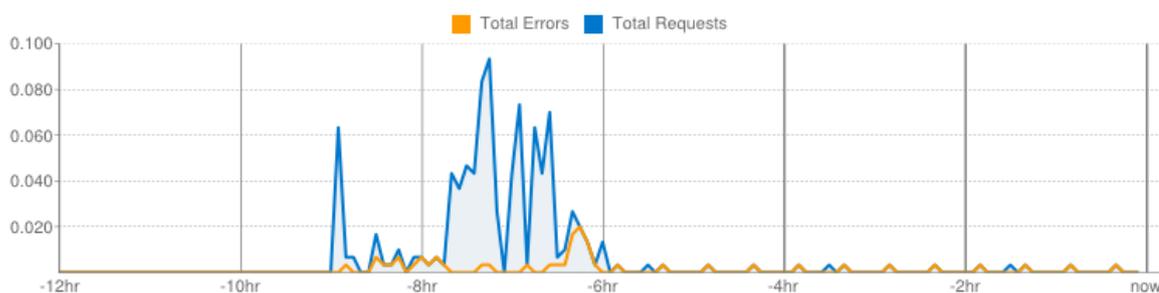


Рисунок 3.20 – Интенсивность запросов к серверу

## 3.2 Разработка модуля программно-аппаратного комплекса для проектирования РН и разгонных блоков

### 3.2.1 Программное обеспечение для проектирования РН и разгонных блоков

Программа выполняет интегрирование упрощенных уравнений движения ракеты-носителя с учетом кривизны поверхности Земли и приближенно-оптимальной программы

угла наклона траектории. Интегрирование можно проводить либо методом Эйлера, либо методом Рунге-Кутты 4-го порядка. В результате определяются параметры движения ракеты-носителя и, в частности, скорость ракеты в конце активного участка траектории и высота полета, строятся графики изменения проектных и баллистических параметров ступеней ракеты-носителя в зависимости от времени движения. Кроме того, предусмотрена возможность сохранения исходных данных и результатов расчета в текстовые файлы и их загрузки.

Блок-схема алгоритма программы для поверочных расчетов представлена на рисунке 3.21. Заставка программного обеспечения представлена на рисунке 3.22.

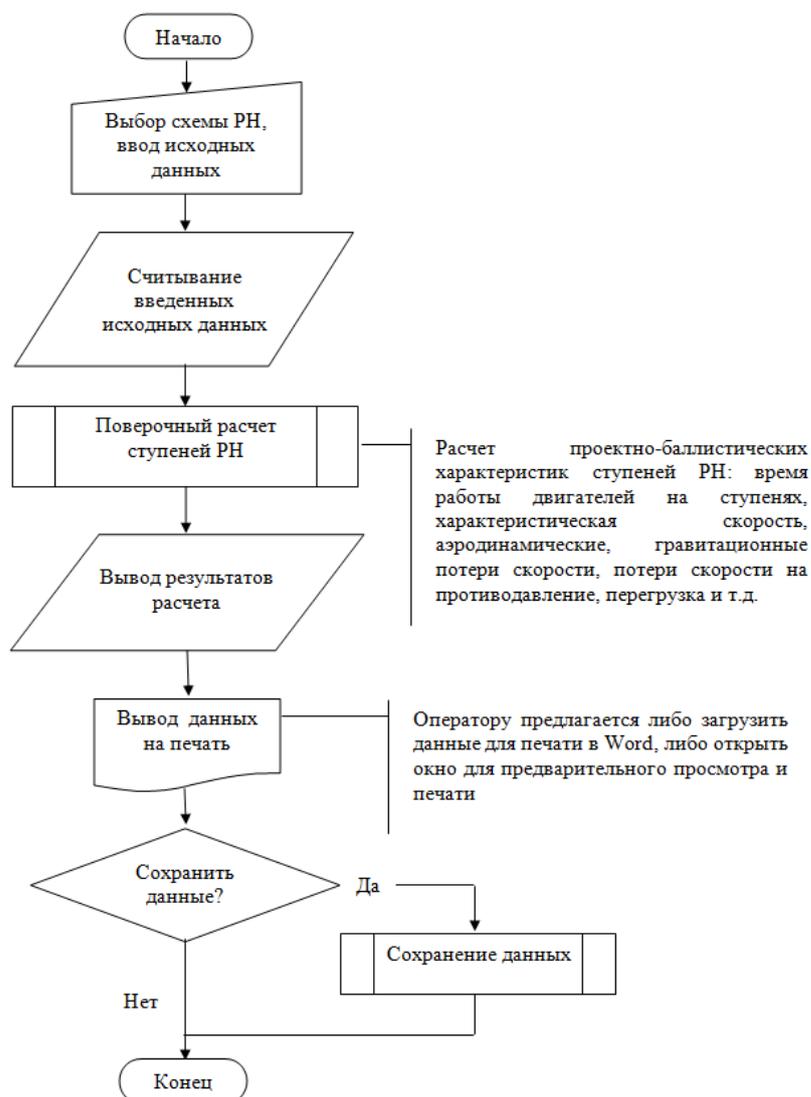


Рисунок 3.21 – Блок-схема алгоритма программы для проектирования РН и разгонных блоков

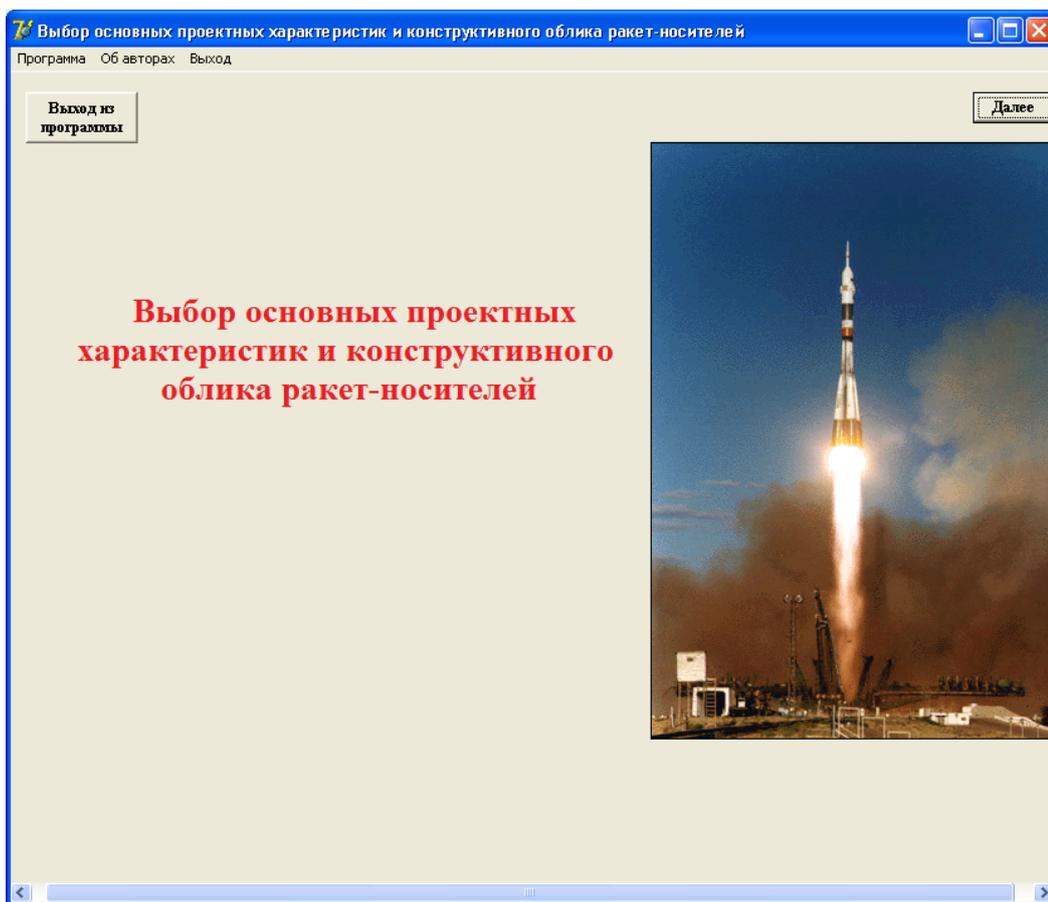


Рисунок 3.22 - Заставка программного обеспечения

### 3.2.2 Формирование таблиц для базы данных по конструкции отсеков РКТ

Для автоматизации построения конструктивно компоновочных схем ракет-носителей в системе твёрдотельного моделирования необходимо разработать библиотеку элементов, интегрированную в систему твёрдотельного моделирования. Элементы в библиотеке должны быть в параметризованной форме для последующих изменений размеров и модификаций. Некоторые из таких решений иллюстрируются на рисунках 3.23 – 3.26, которые используются для заполнения таблиц для баз данных.

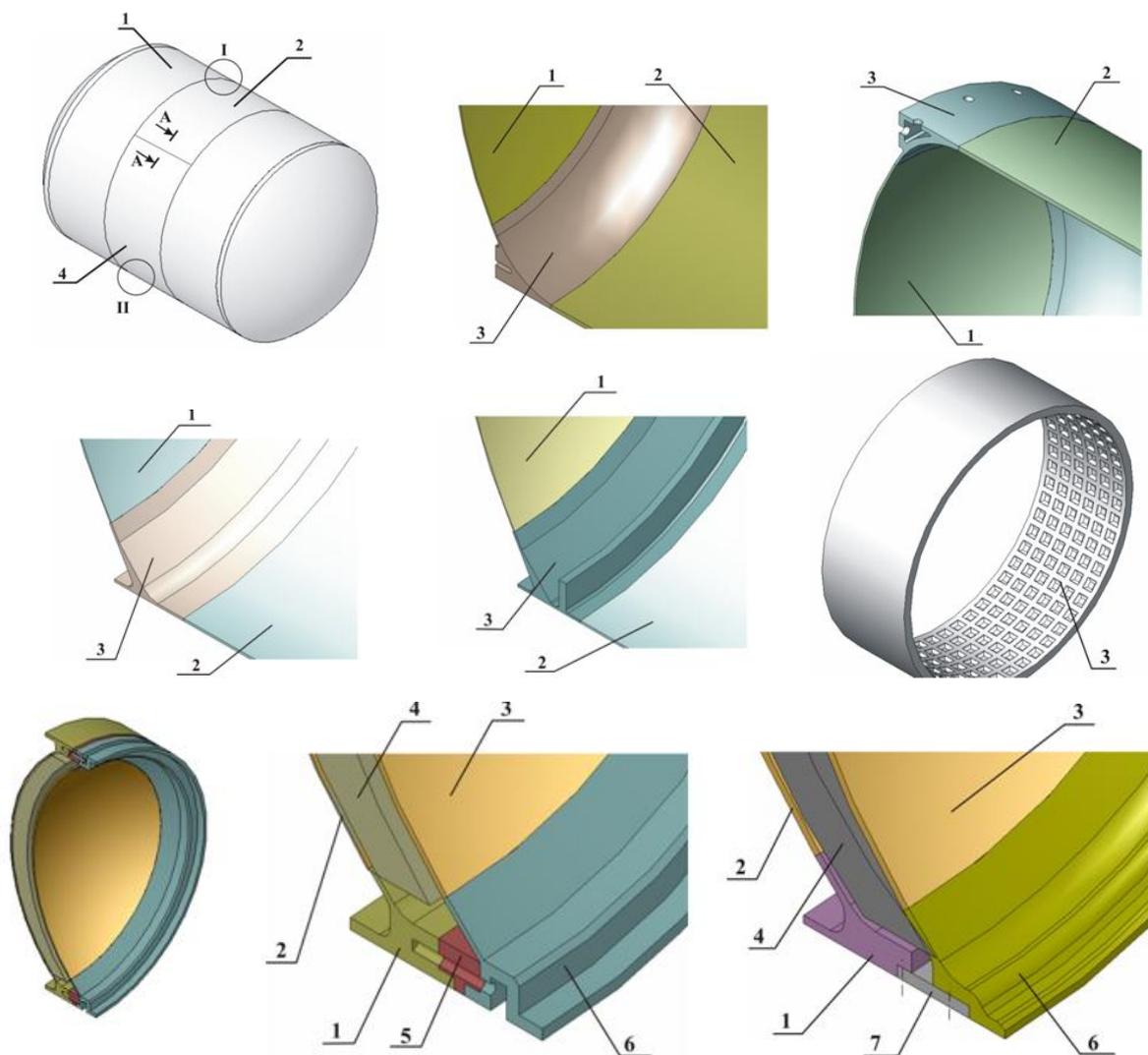


Рисунок 3.23 – Элементы баков в различном исполнении

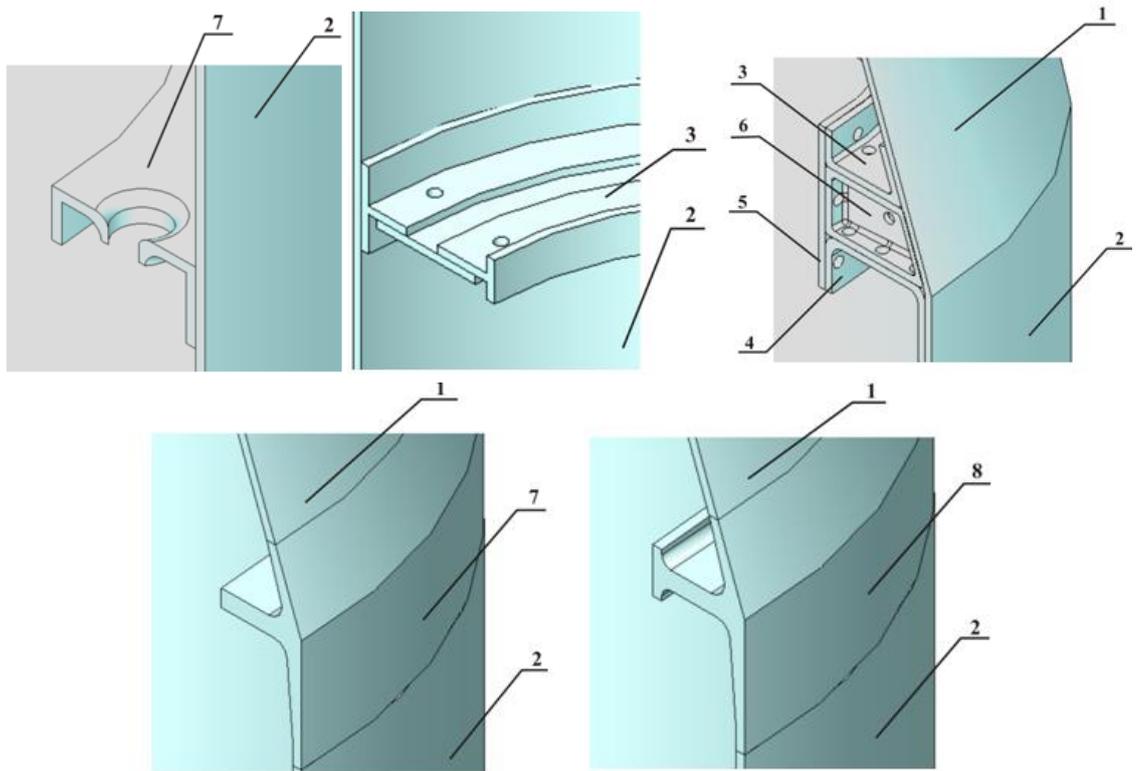


Рисунок 3.24 – Элементы подкрепляющих шпангоутов баков  
 1 – обечайка; 2 – кольцо обечайки; 3, 4 – шпангоут; 5 – накладка; 6 – вкладыш; 7, 8 – шпангоуты

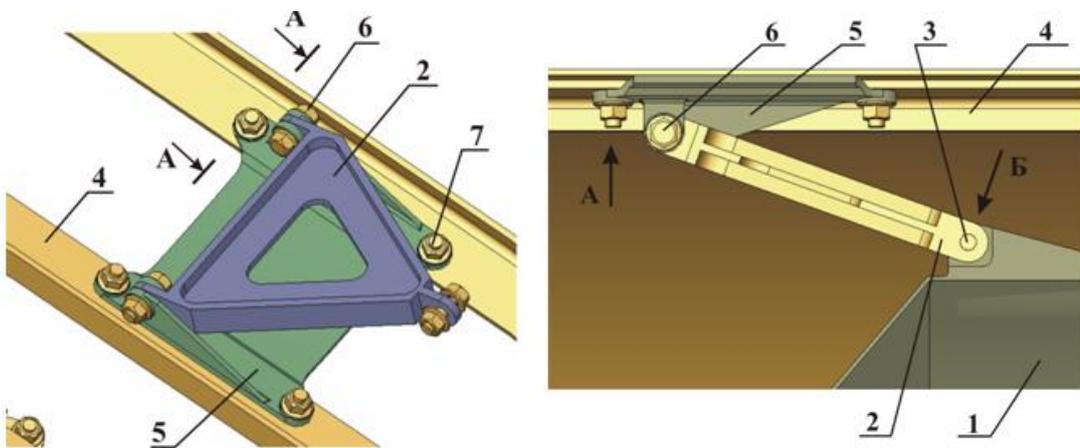


Рисунок 3.25 – Крепление подвесного бака к несущему корпусу  
 1 – несущий бак; 2 – серьга; 3 – крепеж; 4 – профиль; 5 – кронштейн;  
 6,7 – крепежи; 8 – крепеж опоры; 9 – обшивка корпуса; 10 – опора; 11 – прокладка

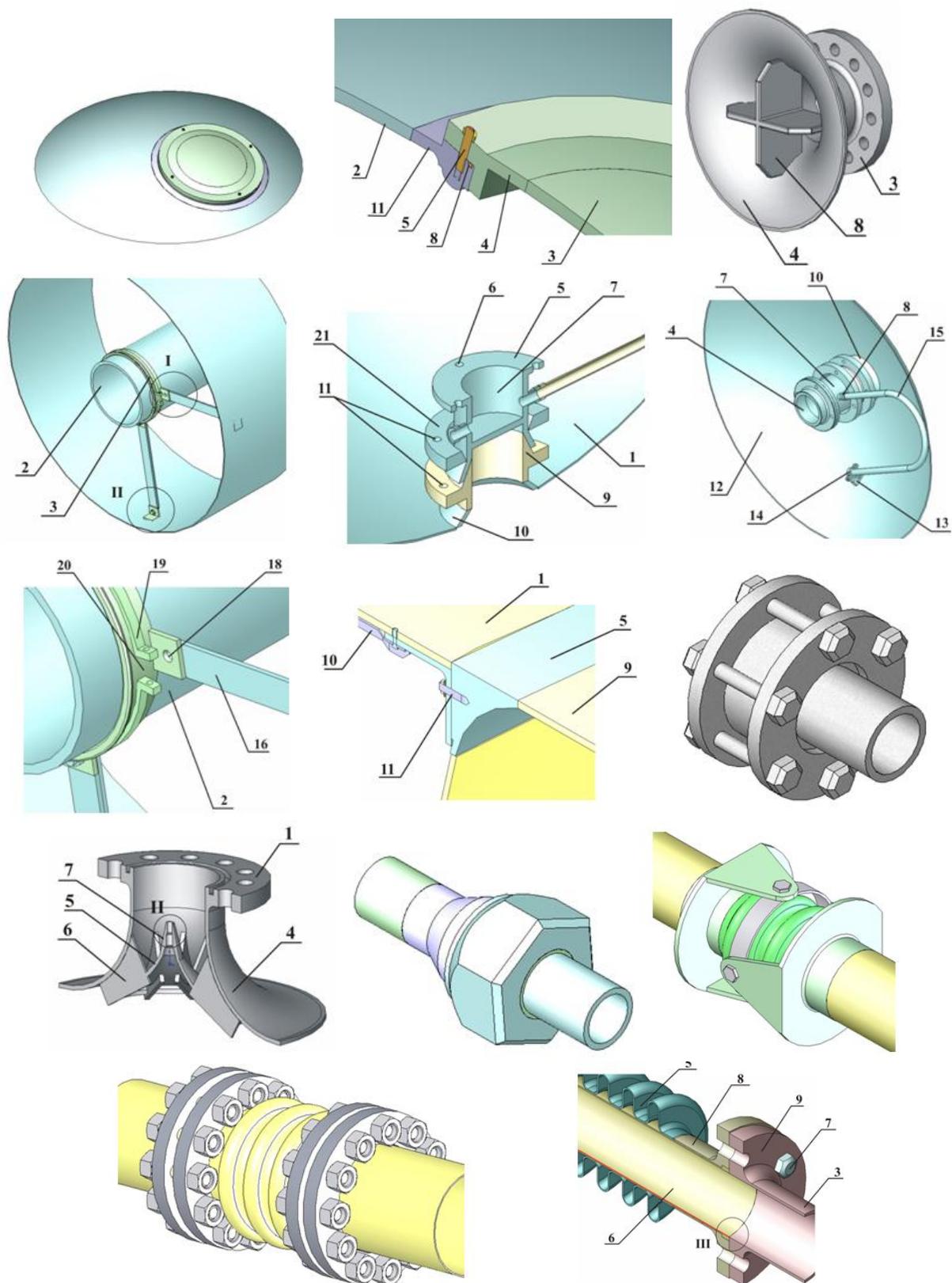


Рисунок 3.26 – Элементы арматуры баков

### 3.2.3 Графическое отображение результатов моделирования поведения РН в процессе выведения

На основе интегрирования упрощенных уравнений движения ракеты-носителя с учетом приближенно-оптимальной программы угла наклона траектории разработано

программное обеспечение, с помощью которого можно проводить поверочные расчеты по выводу полезной нагрузки на опорную орбиту. Программное обеспечение предназначено для проведения поверочных расчетов по выводу полезной нагрузки на опорную орбиту. Программа написана на алгоритмическом языке Object Pascal в программной среде Delphi 7 и может быть использована только в операционной среде Windows.

На рисунке 3.27 представлен фрагмент пользовательского интерфейса «Независимый расчёт 2-й ст.». В этом окне имеются поля для ввода исходных данных и результатов расчета, а также для вывода вспомогательных результатов, которые необходимы в процессе отладки программы.

Результаты расчета появляются в левой нижней части окна и в специальном поле окна в виде таблицы. Аналогичные окна программы появляются, если выбрана другая расчетная схема ракеты-носителя или если имеется другое количество ступеней.

t, с	H, м	L, м	Teta2, rpd	ТягаДУ, тс	Ха, кН	V, м/с	q, кПа	пх, ед	m2, т	a
180	63563	207207	6.768	392.400	2.317	3915.529	1.581	0.524	76.3	0
181	64024	211059	6.755	392.400	2.171	3919.487	1.482	0.525	76.3	0
182	64485	214915	6.743	392.400	2.024	3923.456	1.382	0.525	76.2	0
183	64945	218774	6.731	392.400	1.877	3927.435	1.282	0.526	76.1	0
184	65406	222637	6.718	392.400	1.789	3931.423	1.222	0.526	76.0	0
185	65865	226504	6.706	392.400	1.709	3935.420	1.168	0.527	75.9	0
186	66325	230374	6.694	392.400	1.629	3939.426	1.113	0.528	75.8	0
187	66784	234249	6.681	392.400	1.548	3943.441	1.059	0.528	75.7	0
188	67243	238127	6.669	392.400	1.468	3947.465	1.004	0.529	75.6	0
189	67701	242009	6.657	392.400	1.387	3951.498	0.949	0.529	75.6	0
190	68159	245894	6.644	392.400	1.306	3955.540	0.893	0.530	75.5	0
191	68616	249784	6.632	392.400	1.224	3959.591	0.838	0.531	75.4	0
192	69074	253677	6.620	392.400	1.143	3963.652	0.782	0.531	75.3	0
193	69530	257574	6.607	392.400	1.061	3967.722	0.727	0.532	75.2	0
194	69987	261475	6.595	392.400	0.979	3971.800	0.671	0.532	75.1	0
195	70443	265380	6.583	392.400	0.935	3975.888	0.641	0.533	75.0	0
196	70899	269288	6.570	392.400	0.891	3979.984	0.611	0.534	75.0	0
197	71354	273201	6.558	392.400	0.848	3984.090	0.582	0.534	74.9	0
198	71809	277117	6.546	392.400	0.804	3988.203	0.552	0.535	74.8	0
199	72263	281037	6.533	392.400	0.761	3992.326	0.522	0.535	74.7	0
200	72717	284961	6.521	392.400	0.717	3996.457	0.492	0.536	74.6	0
201	73171	288889	6.509	392.400	0.673	4000.597	0.462	0.537	74.5	0
202	73624	292821	6.496	392.400	0.629	4004.746	0.432	0.537	74.4	0
203	74077	296757	6.484	392.400	0.585	4008.904	0.402	0.538	74.4	0

Рисунок 3.27 - Окно программного обеспечения, открытое на закладке «Независимый поверочный расчет 2-й ст.»

После выполнения поверочных расчетов первой и второй ступеней проводится автоматизированное построение графиков, характеризующих движение РН. На вкладке «Графики» модуля программного комплекса можно увидеть графическое представление результатов расчета (рисунки 3.28–3.37).

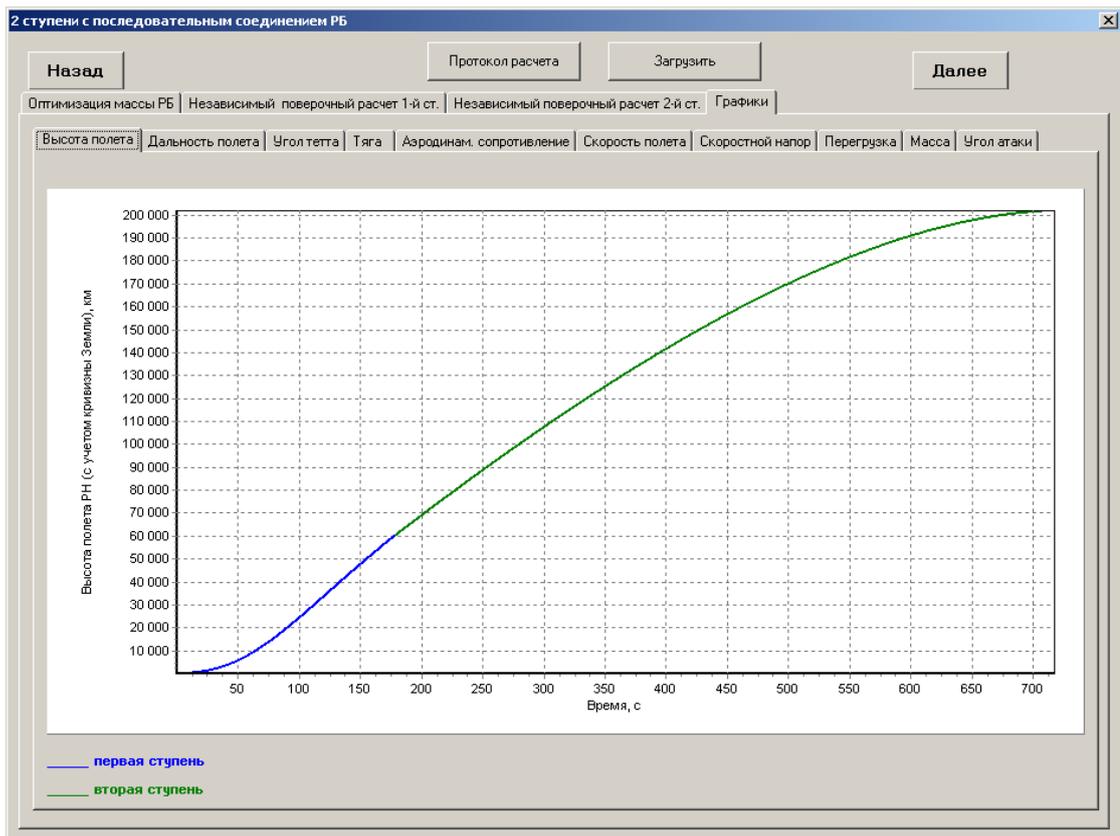


Рисунок 3.28 – График высоты полета РН в зависимости от времени

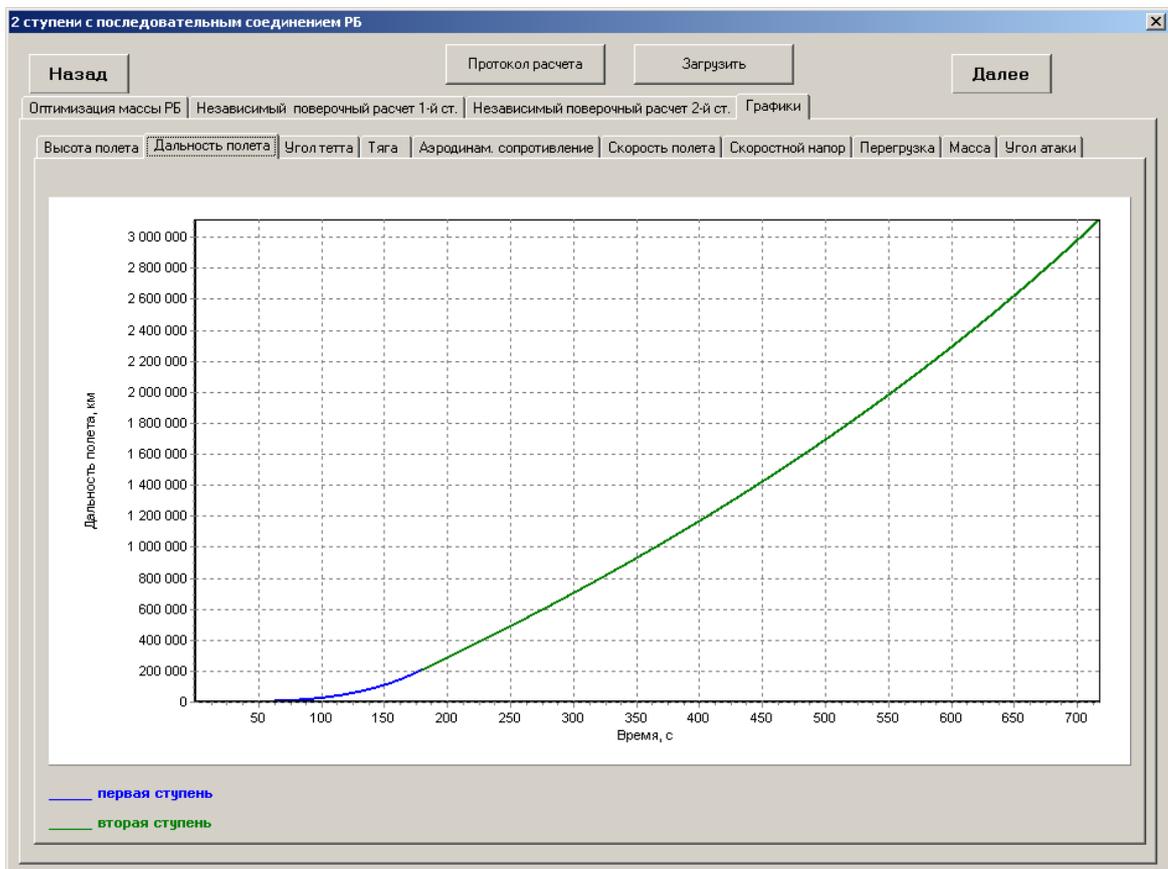


Рисунок 3.29 – График зависимости дальности полета РН от времени

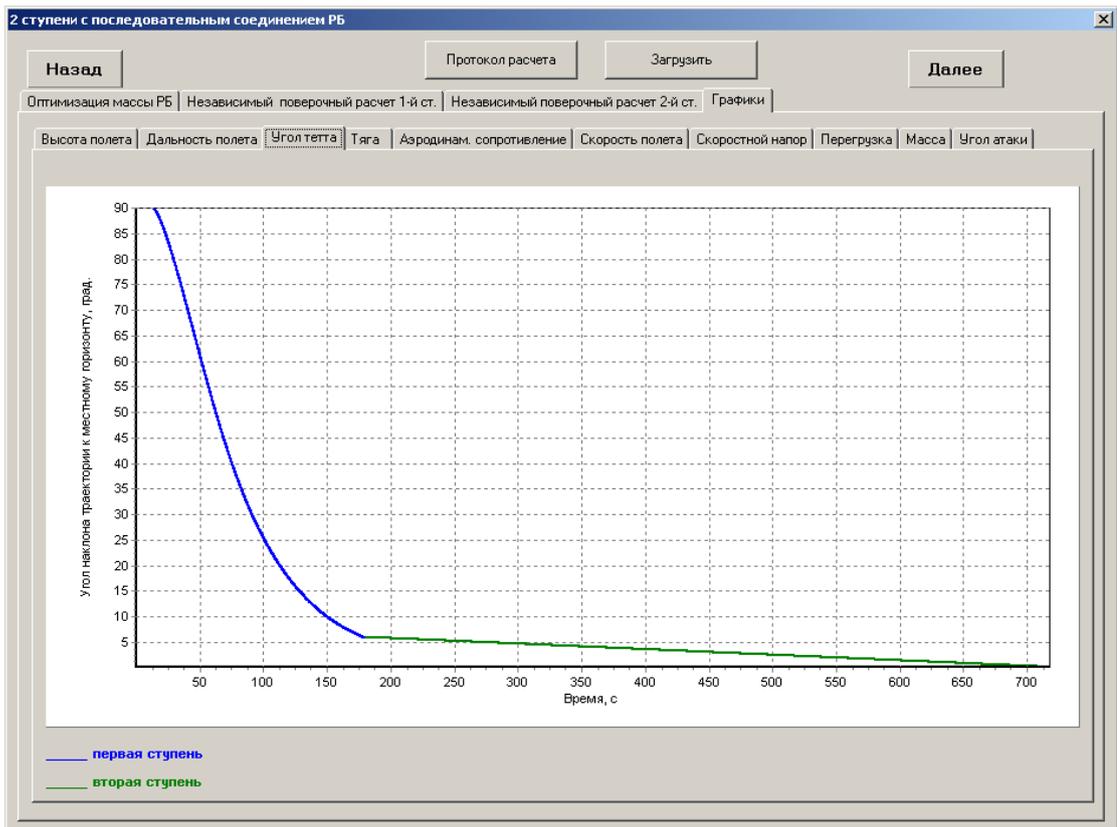


Рисунок 3.30 - График зависимости угла наклона траектории к местному горизонту от времени полета РН

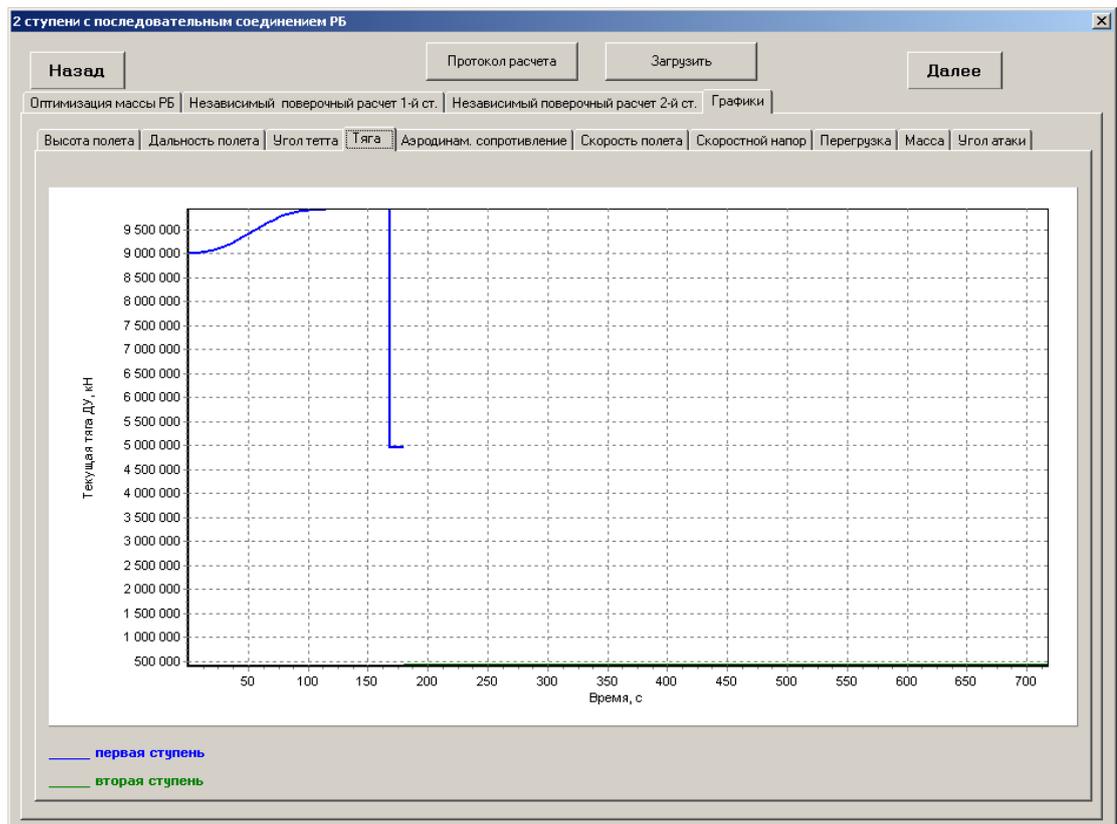


Рисунок 3.31- График зависимости текущей тяги ДУ от времени полета РН

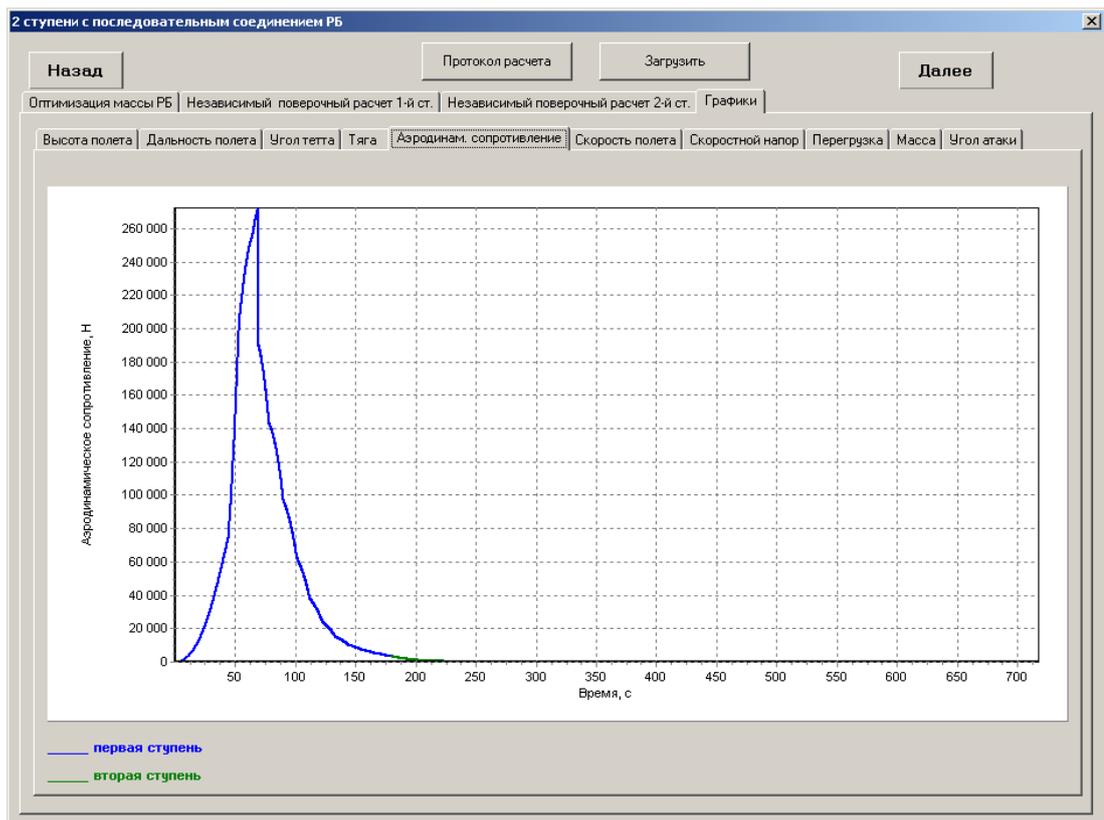


Рисунок 3.32 - График зависимости аэродинамического сопротивления от времени полета РН

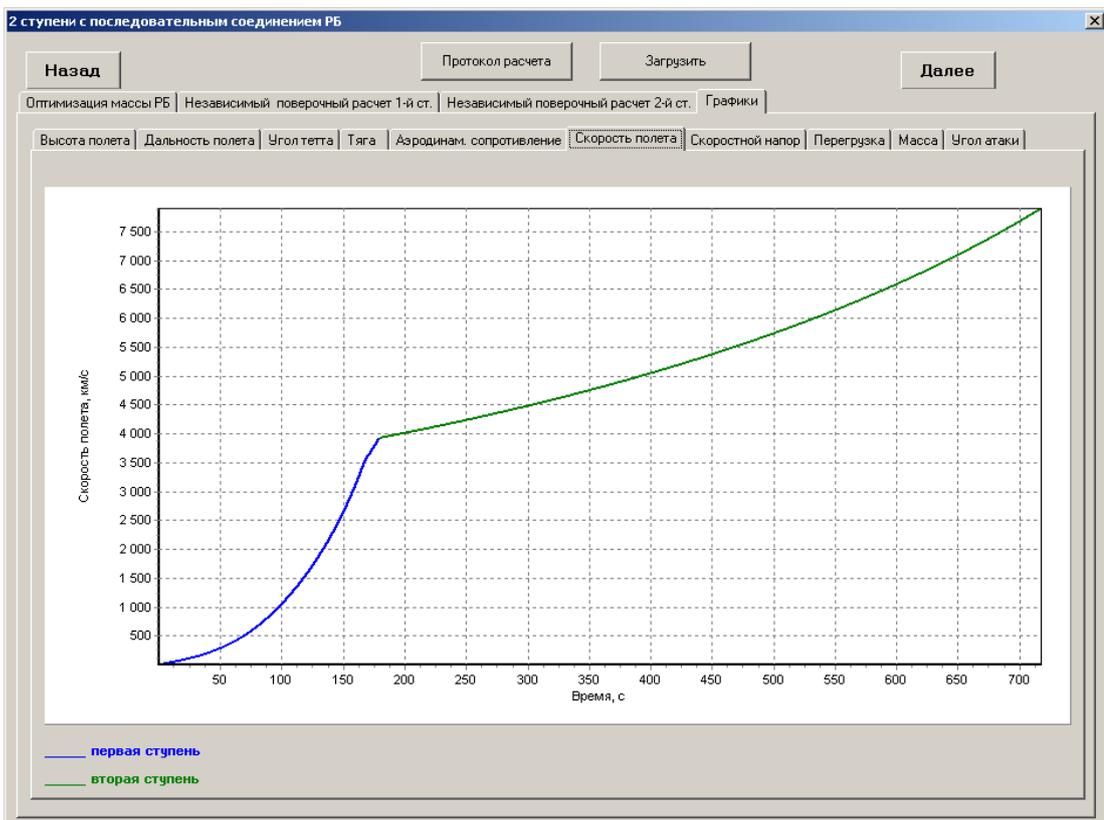


Рисунок 3.33 - График зависимости скорости полета РН от времени

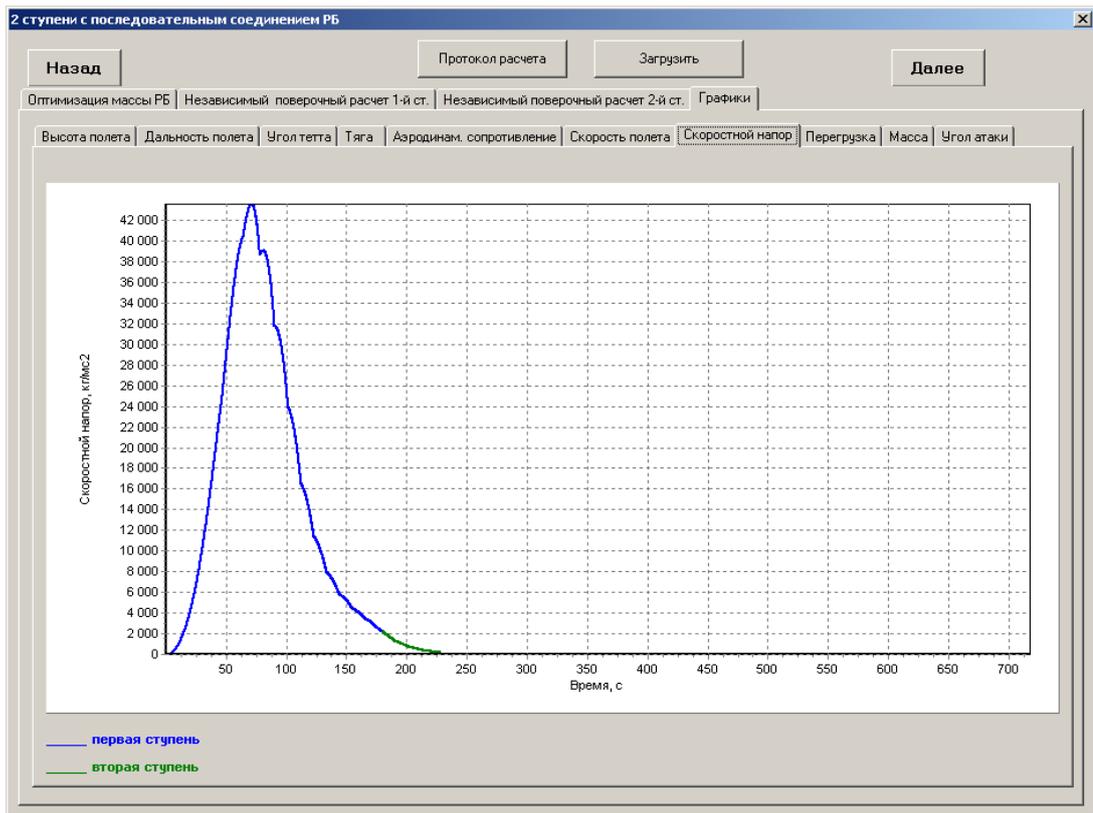


Рисунок 3.34 - График зависимости скоростного напора от времени полета РН

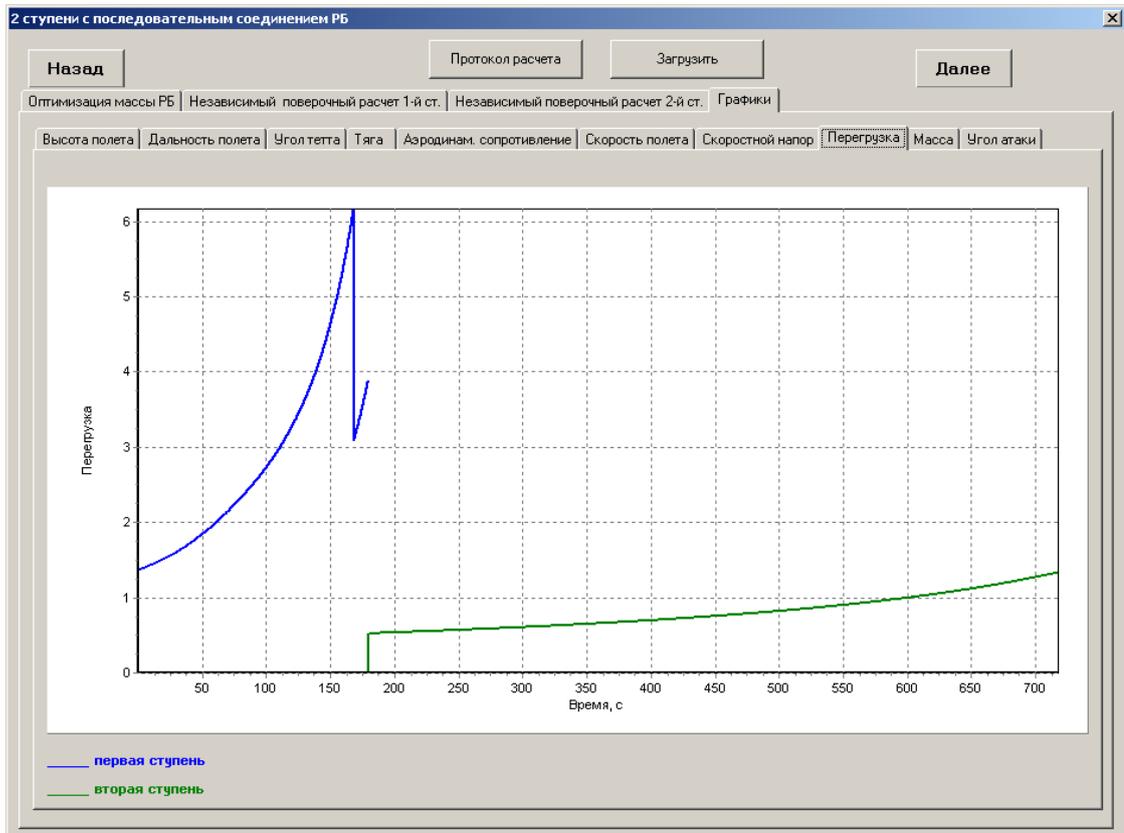


Рисунок 3.35 - График зависимости перегрузки от времени полета РН

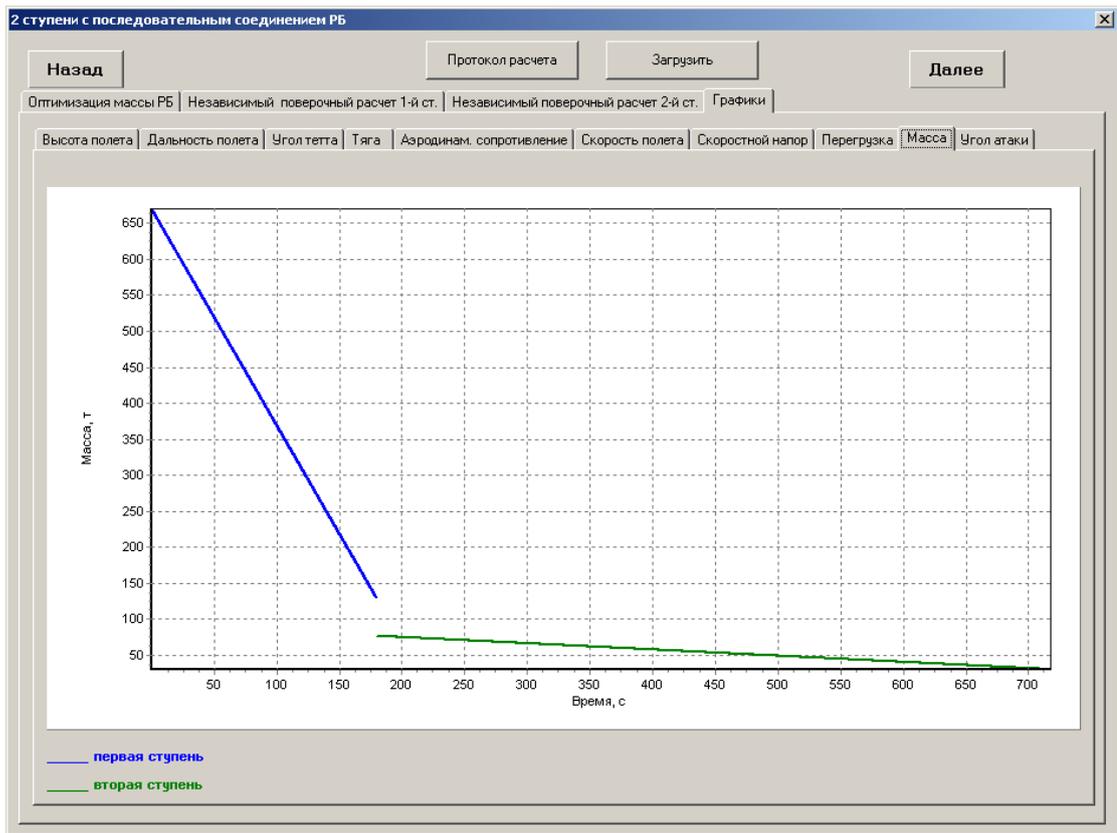


Рисунок 3.36 - График зависимости массы РН от времени полета

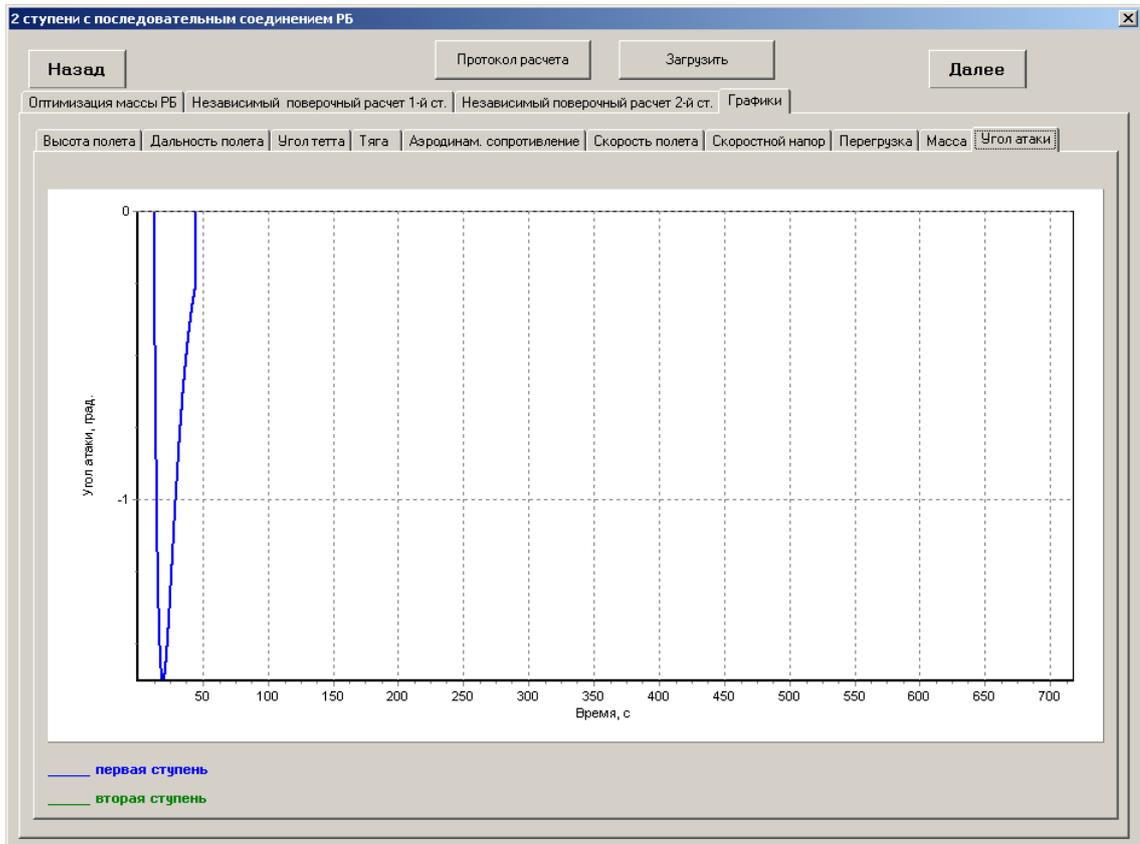


Рисунок 3.37 - График зависимости угла атаки от времени полета РН

### **3.3 Разработка модуля для формирования проектного облика КА ДЗЗ для программно-аппаратного комплекса с использованием технологий нисходящего проектирования**

#### **3.3.1 Программное обеспечение для проектирования КА ДЗЗ**

Ниже приведено описание пользовательского интерфейса программного обеспечения для выбора основных проектных характеристик космических аппаратов наблюдения.

На рисунке 3.38 представлена обложка (слева) и заставка (справа) программного обеспечения «Автоматизированный синтез массогабаритных характеристик малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли».



Рисунок 3.38 – Обложка и заставка программного обеспечения

Разработанное программное обеспечение позволяет существенно сократить время оценки массогабаритных характеристик малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли, увеличить количество рассматриваемых вариантов и тем самым повысить качество проектов.

В программе задаются исходные данные, необходимые для расчета массогабаритных, инерционных и энергетических характеристик составных частей проектируемого космического аппарата.

Уточнение массогабаритных и энергетических характеристик КА происходит путем организации в программе итерационных циклов.

При расчете основных проектных характеристик КА наблюдения учитываются этапы проектирования. Интерфейс программы позволяет ориентироваться в этих этапах.

Программа написана на алгоритмическом языке Object Pascal в программной среде Delphi 7 и может быть использована только в операционной среде Windows.

Входные данные вводятся в соответствующих окнах программы, загружаются из внешних файлов или из файлов базы данных.

Выходные параметры выводятся на экран монитора в соответствующих окнах в виде данных, графиков, а также в виде динамически изменяющихся диаграмм. Выходные данные можно выводить на принтер.

При входе в программу появляется основное окно (рисунок 2.37), которое содержит три основных блока: блок 1 - блок функциональных клавиш (Назад, Обновить, Вперед, Рассчитать, Отчет, Загрузить, Сохранить, Выход); блок 2 - блок древа структуры бортовых систем КА (слева на рисунке 3.39); блок 3 - блок ввода исходных данных и просмотра результатов синтеза выбранной бортовой системы космического аппарата.

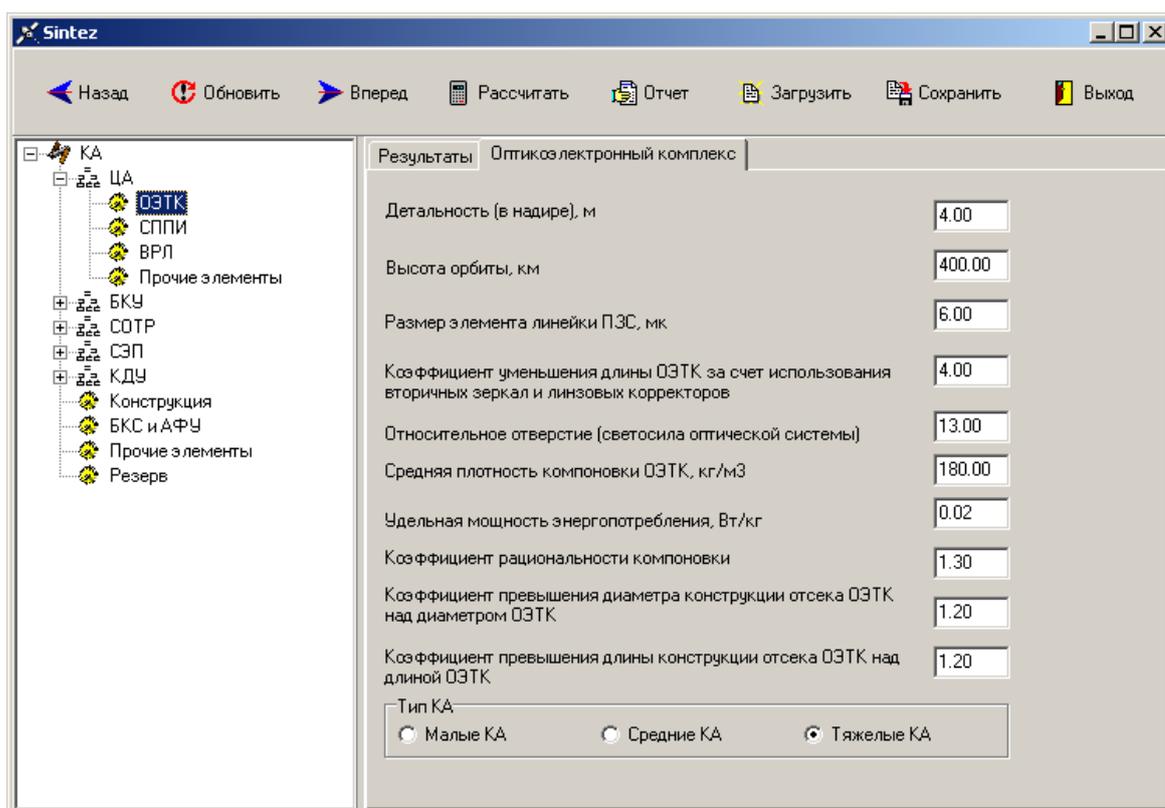


Рисунок 3.39 - Основное окно программного обеспечения

Начиная работу, следует нажимать на кнопку ВПЕРЕД, при этом программа будет последовательно двигаться по древу структуры космического аппарата. Также можно целенаправленно выбрать в древе систем интересующую нас систему, внести изменения в исходные данные и просмотреть результат вычислений по этой системе (рисунок 3.40). При этом можно редактировать исходные характеристики систем космического аппарата.

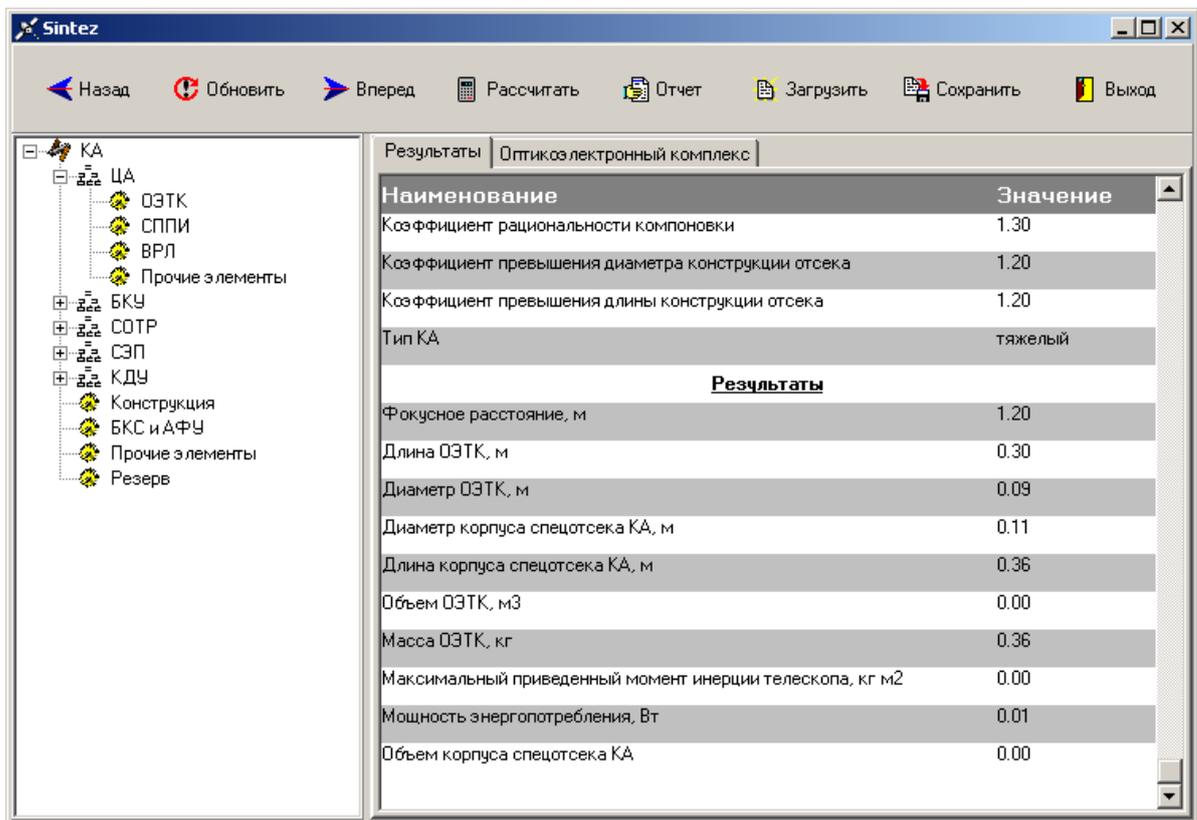


Рисунок 3.40 - Окно программы для расчета характеристик оптико-электронного телескопического комплекса с открытой страницей на закладке Результаты

После введения всех необходимых исходных характеристик следует нажать кнопку РАССЧИТАТЬ. Затем следует нажать кнопку ОТЧЕТ для вывода на экран окна с подробными результатами синтеза проектных параметров космического аппарата (рисунок 3.41).

Результаты синтеза можно сохранить в файл или вывести на печать, для этого в окне отчета следует выбрать и нажать соответствующую кнопку.

Космический аппарат	
<b>Исходные данные</b>	
Удлинение КА	2.70
Коэффициент рациональности компоновки	1.00
Плотность заполнения приборных отсеков аппаратурой, %	70.00
<b>Результаты</b>	
Масса КА, кг	559.66
Объем КА, м <sup>3</sup>	1.06
Средний диаметр КА, м	0.79
Средняя длина, м	2.14
Максимальное значение приведенного момента инерции КА, кг м <sup>2</sup>	227.69
Потребная электрическая мощность КА, Вт	87.24
<b>Целевая аппаратура</b>	
<b>Результаты</b>	
Масса целевой аппаратуры, кг	7.00
Объем, занимаемый целевой аппаратурой, м <sup>3</sup>	0.07
Момент инерции целевой аппаратуры КА, кг м <sup>2</sup>	2.96
Средняя мощность энергопотребления целевой аппаратуры, Вт	0.04
<b>Оптикоэлектронный комплекс</b>	
<b>Исходные данные</b>	
Высота орбиты, км	400.00
Размер элемента линейки ПЭС, мкм	6.00
Детальность (в надире), м	4.00
Коэффициент уменьшения длины ОЭТК за счет использования зеркал и линзовых корректоров	4.00
Относительное отверстие (светосила)	13.00
Средняя плотность компоновки ОЭТК, кг/м <sup>3</sup>	180.00
Удельная мощность энергопотребления, Вт/кг	0.02
Коэффициент рациональности компоновки	1.30
Коэффициент превышения диаметра конструкции отсека	1.20
Коэффициент превышения длины конструкции отсека	1.20
Тип КА	тяжелый
<b>Результаты</b>	
Фокусное расстояние, м	1.20
Длина ОЭТК, м	0.30
Диаметр ОЭТК, м	0.09
Диаметр корпуса спецотсека КА, м	0.11
Длина корпуса спецотсека КА, м	0.36
Объем ОЭТК, м <sup>3</sup>	0.00
Масса ОЭТК, кг	0.36
Максимальный приведенный момент инерции телескопа, кг м <sup>2</sup>	0.00
Мощность энергопотребления, Вт	0.01
Объем корпуса спецотсека КА	0.00
<b>Система приема-передачи информации</b>	
<b>Исходные данные</b>	
Удельная масса аппаратуры, кг/Мбит/с	1.00
Удельная мощность энергопотребления, Вт/Мбит/с	1.00
Скорость передачи информации, Мбит/с	5.00
Средняя плотность компоновки приборов, кг/м <sup>3</sup>	300.00
<b>Результаты</b>	
Масса СППИ, кг	5.00
Объем аппаратуры СППИ, м <sup>3</sup> , кг	0.02

Рисунок 3.41 - Окно программы «Отчет»

Для более детального расчета (в третьем приближении) с учетом функционирования отдельных элементов системы обеспечения теплового режима (СОТР) можно открыть отдельные окна программы. Интерфейс этих окон представлен на рисунках 3.42 - 3.43. Названия окон, производимые пользователем действия, а также полученные результаты видны на поле окон и не требуют комментариев.

Коэффициент поглощения солнечной радиации, $A_s$ :	0.22
Степень черноты, $E_w$ :	0.92
Альбедо планеты, $A_{пл}$ :	0.29
Температура теплоносителя на входе в РО, $T_{вх}$ , [K]:	305
Температура теплоносителя на выходе из РО, $T_{вых}$ , [K]:	281
Удельная масса РО, [кг/кв.м]:	2
среднесуточное энергопотребление КА, Вт:	1200

Массовая доля для пассивных СТР в массе СОТР :

**Ввод**

Рисунок 3.42. Окно для ввода исходных данных при расчете параметров панелей радиационного сброса тепловых потоков

**Характеристики теплоносителя.**

Плотность теплоносителя, кг/куб. м.:

Уд. теплоемкость теплоносителя, ДЖ/кг\*К:

**Характеристики насосов.**

Мощность одного насоса, Вт.:

Масса одного насоса, кг:

КПД одного насоса:

**Приближенные параметры коллектора с теплоносителем.**

Общая длина трубопровода, м.:

Диаметр осредненного по длине сечения, м:

Ср. коэф-т гидростатического сопротивления:

Массовая доля неучтенных элементов контура циркуляции:

**Ввод**

Рисунок 2.35 - Окно для расчета характеристик контура циркуляции

**Ввод характеристик:**

- Ввод параметров РТО и ПСТР
- Ввод параметров контура циркуляции
- Ввод параметров теплообменников

**Результаты :**

Масса СОТР, кг:	157.176
Масса пассивных средств СТР, кг:	15.718
Масса СТР, кг:	141.458
Масса контура циркуляции, кг:	70.188
Масса РТО, кг:	28.833
Масса теплообменников, кг:	42.438

**Расчет** **Выход**

Рисунок 3.43 - Окно для вывода результатов расчета характеристик СОТР

### *Пример протокола расчёта массогабаритных и энергетических характеристик КА ДЗЗ*

Зная тактико-технические требования к космическому аппарату наблюдения, и выбрав состав целевой аппаратуры и бортовых систем можно в первом приближении рассчитать массогабаритные и энергетические характеристики КАН. Расчет таких характеристик проводится с помощью программного обеспечения «Sintez 2», который использует статистические данные по характеристикам типовых элементов КА ДЗЗ.

По результатам работы программы формируется отчет представленный в таблице 3.1 (предварительная массовая сводка с габаритными размерами и энергетическими

характеристиками).

Таблица 3.1 – Отчет о работе программы синтеза проектных характеристик КА наблюдения

<b>Космический аппарат</b>	
<u>Исходные данные</u>	
Удлинение КА	2.700
Коэффициент рациональности компоновки	1.000
Плотность заполнения приборных отсеков аппаратурой, %	70.000
<u>Результаты</u>	
Масса КА, кг	2948.345
Объем КА, м <sup>3</sup>	12.913
Средний диаметр КА, м	1.826
Средняя длина, м	4.931
Максимальное значение приведенного момента инерции КА, кг м <sup>2</sup>	4387.697
Потребная электрическая мощность КА, Вт	1300.747
<b>Целевая аппаратура</b>	
<u>Результаты</u>	
Масса целевой аппаратуры, кг	1265.415
Объем, занимаемый целевой аппаратурой, м <sup>3</sup>	3.716
Момент инерции целевой аппаратуры КА, кг м <sup>2</sup>	2827.269
Средняя мощность энергопотребления целевой аппаратуры, Вт	3.164
<i>Оптикоэлектронный комплекс</i>	
<u>Исходные данные</u>	
Высота орбиты, км	700.000
Размер элемента линейки ПЗС, мкм	5.000
Детальность (в надире), м	0.526
Коэффициент уменьшения длины ОЭТК за счет использования зеркал и линзовых корректоров	4.600
Относительное отверстие (светосила)	10.550
Средняя плотность компоновки ОЭТК, кг/м <sup>3</sup>	180.000
Удельная мощность энергопотребления, Вт/кг	0.500
Коэффициент рациональности компоновки	1.000
Коэффициент превышения диаметра конструкции отсека	1.250
Коэффициент превышения длины конструкции отсека	0.970
Тип КА	тяжелый
<u>Результаты</u>	
Фокусное расстояние, м	13.308
Длина ОЭТК, м	2.893
Диаметр ОЭТК, м	1.261
Диаметр корпуса спецотсека КА, м	1.577
Длина корпуса спецотсека КА, м	2.806
Объем ОЭТК, м <sup>3</sup>	3.615
Масса ОЭТК, кг	1246.261
Максимальный приведенный момент инерции телескопа, кг м <sup>2</sup>	763.979
Мощность энергопотребления, Вт	623.130
Объем корпуса спецотсека КА	5.480

Продолжение таблицы 3.1

<i>Система приема-передачи информации</i>	
<u>Исходные данные</u>	
Удельная масса аппаратуры, кг/Мбит/с	1.000
Удельная мощность энергопотребления, Вт/Мбит/с	2.000
Скорость передачи информации, Мбит/с	5.000
Средняя плотность компоновки приборов, кг/м <sup>3</sup>	300.000
<u>Результаты</u>	
Масса СППИ, кг	5.000
Объем аппаратуры СППИ, м <sup>3</sup> , кг	0.017
Мощность аппаратуры СППИ, Вт	10.000
Момент инерции аппаратуры СППИ, кг м <sup>2</sup>	11.171
<i>Высокоскоростная радиолиния</i>	
<u>Исходные данные</u>	
Скорость передачи информации, Мбит/с	1.000
Удельная масса аппаратуры, кг/Мбит/с	0.300
Удельная мощность энергопотребления, Вт/Мбит/с	2.000
Средняя плотность компоновки приборов, кг/м <sup>3</sup>	36.000
<u>Результаты</u>	
Масса ВРЛ, к	1.500
Объем аппаратуры ВРЛ, м <sup>3</sup>	0.042
Момент инерции аппаратуры ВРЛ кг м <sup>2</sup>	3.351
Мощность аппаратуры ВРЛ, Вт	3.000
<i>Прочие элементы целевой аппаратуры</i>	
<u>Исходные данные</u>	
Доля прочих элементов от массы целевой аппаратуры, %	1.000
Средняя плотность компоновки приборов, кг/м <sup>3</sup>	300.000
Удельная мощность энергопотребления, Вт/кг	0.250
<u>Результаты</u>	
Масса прочих элементов ЦА, кг	12.654
Мощность прочих элементов ЦА, Вт	3.164
Момент инерции прочих элементов ЦА, кг м <sup>2</sup>	28.273
Объем прочих элементов ЦА, м <sup>3</sup>	0.042
<i>Бортовой комплекс управления</i>	
<u>Результаты</u>	
Масса БКУ, кг	216.365
Момент инерции БКУ, кг м <sup>2</sup>	483.417
Объем, занимаемый аппаратурой и агрегатами БКУ, м <sup>3</sup>	0.190
Средняя мощность энергопотребления БКУ, Вт	359.945
<i>Силовой гироскопический комплекс</i>	
<u>Исходные данные</u>	
Время целевой работы на одном витке, мин	20.000
Количество снимаемых объектов за виток	30
Максимальный угол поворота КА от надира, град	40.000
Допустимая угловая скорость прецессии рамки СГК, град/с	8.000
Угловая скорость ротора гиросприбора, об/мин	7200.000
Средняя плотность ротора гиросприбора, кг/м <sup>3</sup>	2700.000
Масса электронного блока в % от массы ГП	40.000
Плотность электронного блока гиросприбора, кг/м <sup>3</sup>	700.000
Коэффициент превышения массы ГП над массой ротора ГП	1.300

Продолжение таблицы 3.1

Удельная мощность потребления энергии приборами, Вт/кг	3.000
<u>Результаты</u>	
Среднее время, между съемками целей, с	40.000
Максимальное угловое ускорение при повороте КА, град/с	0.100
Максимальный управляющий момент КА Н м	7.657977
Кинетический момент КА, Н м с	153.160
Потребный кинетический момент ротора гиросприбора Н м с	54.846
Момент инерции ротора гиросприбора кг м <sup>2</sup> ·10 <sup>3</sup>	72.742
Радиус ротора гиросприбора, м	0.111
Средний радиус гиросприбора, м	0.243
Объем ротора гиросприбора, л	5.790
Объем гиросприбора, л	7.527
Объем электронного блока гиросприбора, л	8.710
Масса ротора гиросприбора, кг	11.725
Масса гиросприбора, кг	15.242
Масса электронного блока гиросприбора, кг	6.097
Масса одного ГП с ЭП, кг	21.339
Максимальная угловая скорость КА, град/с <sup>2</sup>	1391.799
Масса СГК (4 ГП с ЭБ), кг	85.354
Объем СГК, л	13.317
Мощность потребления электричества СГК, Вт	256.063
Максимальный приведенный момент инерции СГК, кг м <sup>2</sup>	190.704
<i>Система управления движением (ССКМ)</i>	
<u>Исходные данные</u>	
Масса элементов ССКМ в % от массы КА	1.000
Удельная мощность потребления энергии приборами, Вт/кг	1.000
Плотность компоновки аппаратуры ССКМ, кг/м <sup>3</sup>	700.000
Плотность конструкционного материала штанг, кг/м <sup>3</sup>	2700.000
Доля массы штанг от массы всей ССКМ, %	70.000
Коэффициент заполнения штанг ССКМ конструкционным материалом, %	30.000
<u>Результаты</u>	
Масса аппаратуры ССКМ, кг	8.845
Масса штанг ССКМ, кг	20.638
Объем штанг ССКМ, дм <sup>3</sup>	0.003
Объем аппаратуры ССКМ, м <sup>3</sup>	0.013
Масса ССКМ, кг	29.483
Объем ССКМ, м <sup>3</sup>	0.015
Мощность аппаратуры ССКМ, Вт	8.845
Приведенный к габаритам КА момент инерции ССКМ, кг м <sup>2</sup>	65.874
<i>СТКРП</i>	
<u>Исходные данные</u>	
Масса элементов СТКРП в % от массы КА	1.000
Удельная мощность потребления энергии приборами, Вт/кг	1.000
Плотность компоновки блока СТКРП, кг/м <sup>3</sup>	700.000
<u>Результаты</u>	
Масса СТКРП, кг	29.483
Объем приборов СТКРП, м <sup>3</sup>	0.042
Мощность энергопотребления, Вт	29.483
Максимальный приведенный момент инерции СТКРП, кг м <sup>2</sup>	65.874

Продолжение таблицы 3.1

<i>БА КИС</i>	
<u>Исходные данные</u>	
Масса элементов КИС в % от массы КА	0.750
Удельная мощность потребления энергии приборами, Вт/кг	1.000
Плотность компоновки блока КИС, кг/м <sup>3</sup>	700.000
<u>Результаты</u>	
Масса КИС, кг	22.113
Объем приборов КИС, м <sup>3</sup>	0.032
Мощность энергопотребления КИС, Вт	22.113
Момент инерции аппаратуры КИС, приведенный к габаритам КА, кг м <sup>2</sup>	49.405
<i>БИТС</i>	
<u>Исходные данные</u>	
Приведенный к габаритам КА момент инерции БИТС, кг м <sup>2</sup>	0.700
Удельная мощность потребления энергии приборами, Вт/кг	1.000
Плотность компоновки блока КИС, кг/м <sup>3</sup>	700.000
<u>Результаты</u>	
Масса БИТС, кг	20.638
Объем приборов БИТС, м <sup>3</sup>	0.029
Мощность энергопотребления БИТС, Вт	20.638
Момент инерции аппаратуры БИТС, приведенный к габаритам КА, кг м <sup>2</sup>	46.112
<i>БВС</i>	
<u>Исходные данные</u>	
Масса элементов БИТС в % от массы КА	0.700
Удельная мощность потребления энергии приборами, Вт/кг	1.000
Плотность компоновки блока КИС, кг/м <sup>3</sup>	700.000
<u>Результаты</u>	
Масса БВС, кг	20.638
Объем аппаратуры БВС, м <sup>3</sup>	0.029
Мощность энергопотребления БВС, Вт	20.638
Момент инерции аппаратуры БВС, приведенный к габаритам КА, кг м <sup>2</sup>	46.112
<i>Прочие системы БА</i>	
<u>Исходные данные</u>	
Доля прочих элементов от массы БКУ, %	4.000
Средняя плотность компоновки приборов, кг/м <sup>3</sup>	300.000
Удельная мощность энергопотребления, Вт/кг	0.250
<u>Результаты</u>	
Масса прочих элементов БКУ, кг	8.655
Объем прочих элементов БКУ, м <sup>3</sup>	0.029
Мощность прочих элементов БКУ, Вт	2.164
Момент инерции прочих элементов БКУ, кг м <sup>2</sup>	19.337
<i>Система обеспечения теплового режима</i>	
<u>Результаты</u>	
Масса СОТР, кг	84.436
Объем элементов СОТР, кг	3.598
Приведенный момент инерции СОТР, кг м <sup>2</sup>	188.653
Средняя мощность энергопотребления СОТР, Вт	184.272
<i>Система обеспечения теплового режима (Пассивные элементы)</i>	
<u>Исходные данные</u>	
Удельная масса матов ЭВТИ, кг/м <sup>2</sup>	0.800

Продолжение таблицы 3.1

Средняя толщина ЭВТИ, мм	100.000
Коэффициент покрытия ЭВТИ наружной поверхности КА, %	40.000
<u>Результаты</u>	
Средняя площадь наружной поверхности КА, м <sup>2</sup>	33.524
Средняя площадь ЭВТИ, м <sup>2</sup>	13.410
Масса ЭВТИ, кг	10.728
Объем ЭВТИ, кг	3.352
Максимальное значение приведенного момента инерции ЭВТИ, кг м <sup>2</sup>	23.969
<i>Система обеспечения теплового режима (Активные элементы)</i>	
<u>Исходные данные</u>	
Относительная масса СТР	0.800
Удельная мощность электропотребления приборов и агрегатов СТР, Вт/кг	2.500
Средняя плотность приборов и агрегатов СТР, кг/м <sup>3</sup>	3300.000
Доля теплоносителя в массе СТР, %	40.000
<u>Результаты</u>	
Масса СТР, кг	73.709
Масса теплоносителя СТР, кг	29.483
Масса СТР без теплоносителя, кг	44.225
Объем элементов СТР, кг	0.246
Мощность приборов и агрегатов СТР, Вт/кг	184.272
Максимальное значение момента инерции СОТР, кг м <sup>2</sup>	164.684
<i>Система энергоснабжения</i>	
<u>Исходные данные</u>	
Доля собственного электропотребления СЭП, %	7.000
Период обращения КА за виток, мин	100.000
Время целевой работы КА на одном витке, мин	20.000
КПД комплекса автоматики и стабилизации (КАС), %	90.000
КПД аккумуляторных батарей (АБ), %	90.000
Среднее напряжение на борту КА, В	27.000
КПД разрядного устройства, %	90.000
КПД зарядного устройства, %	95.000
Коэфф. запаса для вых. из авар. ситуаций, %	60.000
Коэфф. запаса для спецрешения, %	40.000
Допустимая остаточная мощность АБ за срок АС, %	70.000
<u>Результаты</u>	
Мощность собственного электропотребления СЭП, Вт	91.052
Мощность электропотребления КА, Вт	1391.799
Среднесуточный косинус альфа	0.356
Потребная мощность батареи фотоэлектрической, Вт	4832.637
Максимальное значение тока, А	178.987
Мощность потребления КА в тени, Вт	661.453
Мощность КА при целевой работе, Вт	2122.146
Необходимая энергия АБ, Вт час	1472.038
Минимально необходимая емкость АБ, А час	54.520
Емкость АБ с учетом запасов, А час	109.040
Емкость АБ с учетом срока АС, А час	155.771
<i>Аккумуляторные батареи</i>	
<u>Исходные данные</u>	
Удельная мощность АБ, А час/кг	20.000

Продолжение таблицы 3.1

Количество АБ, шт	4
Плотность компоновки АБ, кг/м <sup>3</sup>	2000.000
<u>Результаты</u>	
Масса всех АБ, кг	7.789
Масса одной АБ, кг	1.947
Объем одной АБ, м <sup>3</sup>	0.001
Объем всех АБ, м <sup>3</sup>	0.004
Средний линейный размер одной АБ, м	0.099
Собственный момент инерции АБ, кг м <sup>2</sup>	0.003
Момент инерции всех АБ относ. поперечной оси КА, кг м <sup>2</sup>	3.665
<i>Приборы КАС</i>	
<u>Исходные данные</u>	
Удельная мощность стабилизатора напряжения, Вт/кг	275.000
Плотность компоновки стабилизатора напряжения, кг/м <sup>3</sup>	1700.000
Удельная мощность зарядного устройства, Вт/кг	225.000
Плотность компоновки зарядного устройства, кг/м <sup>3</sup>	1700.000
Удельная мощность разрядного устройства, Вт/кг	325.000
Плотность компоновки разрядного устройства, кг/м <sup>3</sup>	1700.000
Коэффициент доли корпусных частей и прочих элементов КАС, %	50.000
Процент увеличения объема КАС с учетом объемов корпуса и проч. эл-ов	10.000
<u>Результаты</u>	
Масса стабилизатора напряжения, кг	5.061
Объем стабилизатора напряжения, м <sup>3</sup>	0.003
Масса зарядного устройства, кг	2.940
Объем зарядного устройства, м <sup>3</sup>	0.002
Масса разрядного устройства, кг	6.530
Объем разрядного устройства, м <sup>3</sup>	0.004
Масса КАС, кг	42.939
Объем КАС, м <sup>3</sup>	0.025
Масса КАС с корпусом и прочими элементами, кг	64.408
Объем КАС с учетом корпусных частей и проч. эл-ов, м <sup>3</sup>	0.028
Приведенный момент инерции КАС, кг/м <sup>2</sup>	143.905
<i>Солнечные батареи</i>	
<u>Исходные данные</u>	
Удельная мощность ФЭП на конец срока АС, Вт/м <sup>2</sup>	130.000
Коэффициент заполнения площади панелей СБ фотоэлементами	0.970
Поправочный коэффициент	1.000
Удельная масса конструкции панелей СБ, кг/м <sup>2</sup>	1.600
Количество панелей СБ	6
<u>Результаты</u>	
Площадь панелей СБ, м <sup>2</sup>	38.324
Масса панелей СБ, кг	61.318
Площадь одной панели СБ, м <sup>2</sup>	6.581
Масса одной панели СБ, кг	15.330
Длина одной панели СБ, м	3.095
Ширина одной панели СБ, м	3.095
Момент инерции панели СБ, кг м <sup>2</sup>	12.239
Момент инерции всех панелей СБ, кг м <sup>2</sup>	100.077

Продолжение таблицы 3.1

<i>Корректирующая двигательная установка</i>	
<u>Исходные данные</u>	
Конструктивная характеристика	3.500
Средний коэффициент незаполнения топливных баков, %	5.000
Превышение объема КДУ над объемом баков, %	1.500
Превышение объема отсека КА, над объемом КДУ	4.000
Диаметр отсека КДУ, м	1700.000
Удельная мощность электропотребления автоматики КДУ, Вт/кг	0.200
<u>Результаты</u>	
Расчетное значение массы КДУ, кг	655.996
Масса конструкции КДУ, кг	187.427
Объем окислителя, м <sup>3</sup>	0.215
Объем горючего, м <sup>3</sup>	0.161
Объем баков окислителя, м <sup>3</sup>	0.225
Объем баков горючего, м <sup>3</sup>	0.169
Объем баков окислителя и горючего, м <sup>3</sup>	0.395
Объем, занимаемый КДУ, м <sup>3</sup>	0.592
Объем, занимаемый отсеком КА, в котором находится КДУ, м <sup>3</sup>	2.367
Высота цилиндра, в который должна вписаться КДУ, м	0.002
Средняя плотность цилиндра, кг/м <sup>3</sup>	277.085
Момент инерции относительно оси цилиндра, кг м <sup>2</sup>	2.369·10 <sup>8</sup>
Момент инерции относительно оси, перпендик. оси цилиндра, кг м <sup>3</sup>	1.184·10 <sup>8</sup>
Момент инерции КДУ, приведенный к габаритам КА, кг м <sup>3</sup>	1465.667
Среднесуточная мощность электропотребления КДУ, Вт	131.199
<i>Характеристическая скорость</i>	
<u>Исходные данные</u>	
Высота рабочей круговой орбиты КА, км	730.000
Высота исходной круговой орбиты, км	700.000
Угол наклона рабочей орбиты КА, град	98.200
Угол наклона исходной орбиты (после отделения КА от РН), град	98.200
Добавка характеристической скорости для захоронения КА, м/с	60.000
<u>Результаты</u>	
Добавка характеристической скорости для перехода на эллиптическую переходную орбиту, м/с	7.943
Добавка характеристической скорости для перехода с эллиптической переходной орбиты, на круговую рабочую орбиту, м/с	7.934
Добавка характеристической скорости для изменения угла наклона плоскости орбиты, м/с	0.000
Добавка характеристической скорости для восстановления высоты орбиты (после аэродинамического торможения КА), м/с	0.000
Добавка характеристической скорости для схода с рабочей орбиты КА на низкую круговую орбиту (для подготовки к захоронению), м/с	146.658
Общая потребная характеристическая скорость с учетом захоронения, м/с	222.535
<i>Масса топлива</i>	
<u>Исходные данные</u>	
Удельный импульс, м/с	3270.000
Коэффициент незабора топлива, %	3.000
Гарантийный запас топлива, %	3.000
Срок активного существования КА, сут	3287
Периодичность астрокоррекции, час	24

Продолжение таблицы 3.1

Расход топлива на одну операцию (по статистике), кг	0.080
Отношение массы окислителя к массе горючего	2.680
Плотность окислителя, кг/м <sup>3</sup>	1590.000
Плотность горючего, кг/м <sup>3</sup>	790.000
<u>Результаты</u>	
Расчетное значение массы топлива для реализации характеристической скорости КА, кг	193.970
Масса топлива с учетом незабора и гарантийных запасов, кг	205.609
Масса топлива с учетом сброса кинетического момента СГК, кг	468.569
Масса окислителя, кг	341.240
Масса горючего, кг	127.328
<i>Конструкция</i>	
<u>Исходные данные</u>	
Относительная масса конструкции, %	15.000
Плотность материала конструкции, кг/м <sup>3</sup>	2700.000
Коэффициент пустотности конструкции, %	50.000
<u>Результаты</u>	
Масса конструкции КА, кг	442.252
Объем, занимаемый конструкцией КА (без учета внутренних объемов отсеков), м <sup>3</sup>	0.328
Приведенный момент инерции конструкции КА, кг м <sup>2</sup>	988.106
<i>БКС и АФУ</i>	
<u>Исходные данные</u>	
Относительная масса БКС (от массы КА), %	1.300
Относительная масса АФУ (от массы КА) %	1.300
Плотность компоновки БКС, кг/м <sup>3</sup>	700.000
Плотность компоновки АФУ, кг/м <sup>3</sup>	300.000
<u>Результаты</u>	
Масса БКС, кг	38.328
Объем, занимаемый БКС, м <sup>3</sup>	0.055
Масса АФУ, кг	38.328
Объем, занимаемый АФУ, м <sup>3</sup>	0.128
Масса БКС и АФУ, кг	76.657
Объем, занимаемый БКС и АФУ, м <sup>3</sup>	0.183
Приведенный момент инерции БКС, кг м <sup>2</sup>	85.636
Приведенный момент инерции АФУ, кг м <sup>2</sup>	31.954
<i>Прочие элементы</i>	
<u>Исходные данные</u>	
Относительная масса прочих элементов (от массы КА), %	0.500
Плотность компоновки прочих элементов КА, кг/м <sup>3</sup>	200.000
Удельная мощность электропотребления прочих элементов КА, Вт/кг	0.250
<u>Результаты</u>	
Масса прочих элементов КА, кг	14.742
Объем, занимаемый прочими элементами КА, м <sup>3</sup>	0.074
Приведенный момент инерции прочих элементов КА, кг м <sup>2</sup>	32.937
Мощность электропотребления прочих элементов КА, Вт	3.685
<i>Резерв</i>	
<u>Исходные данные</u>	
Относительная масса резерва (от массы КА), %	2.000
Удельная мощность электропотребления резерва масс КА, Вт/кг	0.200

Продолжение таблицы 3.1

Средняя плотность компоновки резерва масс КА, кг/м <sup>3</sup>	400.000
<u>Результаты</u>	
Масса резерва КА, кг	58.967
Объем, занимаемый резервом масс КА, м <sup>3</sup>	0.147
Приведенный момент инерции резерва масс КА, кг м <sup>2</sup>	32.937
Мощность электропотребления прочих масс КА, Вт	11.793

На рисунке 3.44 показан начальный вариант компоновочной схемы КА радиолокационного наблюдения (РЛН), предназначенного для полёта по солнечно-синхронным орбитам с небольшими отклонениями долготы восходящего узла от полуденных орбит, так как в солнечном пятне панели солнечной батареи в большей части ориентированы (в среднем) на Солнце.

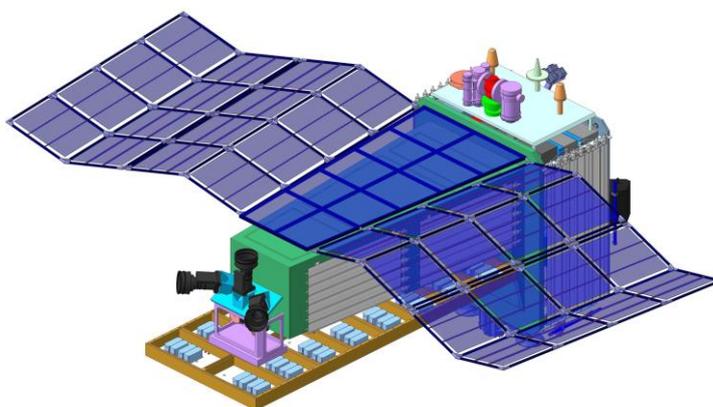


Рисунок 3.44 - Вариант компоновочной схемы КА РЛН для полёта по ССО с прохождением экватора вблизи полудня

На рисунке 3.45 показан вариант компоновочной схемы КА РЛН предназначенного для полёта по солнечно-синхронным орбитам с долготой восходящего узла, близкой к 90 или минус 90 градусов.

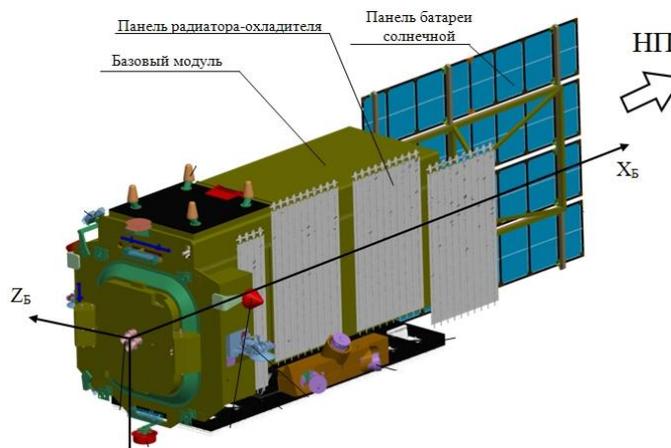


Рисунок 3.45 - Вариант компоновочной схемы КА РЛН для полёта по ССО с прохождением экватора на заходе или восходе Солнца

### 3.3.2 Программное обеспечение для выбора проектных характеристик электрореактивного энергодвигательного модуля низкоорбитального КА наблюдения с длительным сроком существования

Программное обеспечение предназначено для выбора оптимальных проектных характеристик электроракетной двигательной установки низкоорбитального КА наблюдения с учетом изменений проектных характеристик элементов систем энергопитания и обеспечения теплового режима КА. Программа написана на алгоритмическом языке Object Pascal в программной среде Delphi 7.

Программное обеспечение включает в свой состав шесть модулей:

модуль "Выбор характеристик ЭЭМ";

модуль "Модель эволюции орбиты КА";

модуль "Исходные параметры КА";

модуль "Исходные параметры ЭЭМ";

модуль "Модель баллистического коэффициента КА";

модуль "Модель плотности атмосферы";

На рисунке 3.46 представлена схема логической структуры программного обеспечения.

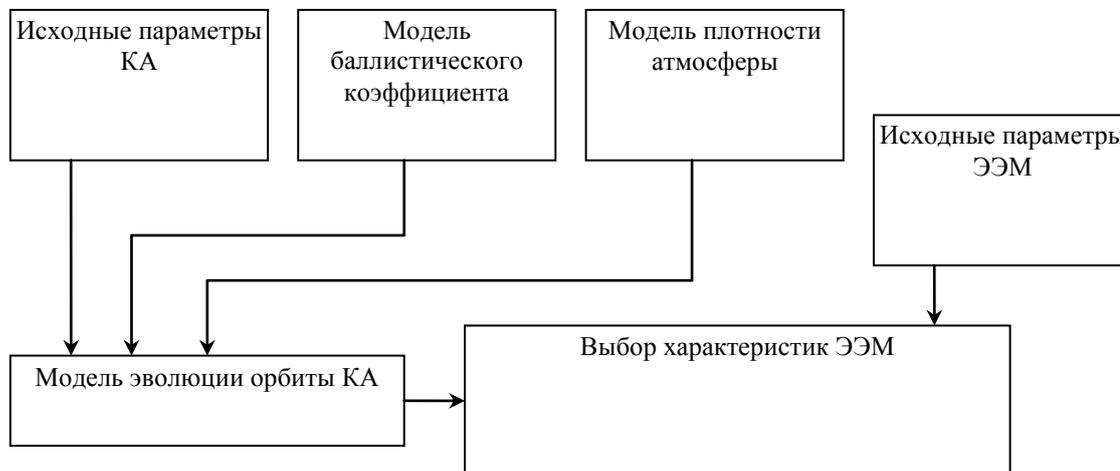


Рисунок 3.46 - Логическая структура ПО

Модуль "Выбор характеристик ЭЭМ" является главным и содержит в себе процедуры и функции, которые осуществляют моделирование процесса функционирования электрореактивной двигательной установки в составе низкоорбитального КА, рассчитывают возможные и оптимальные проектные характеристики электрореактивного энергодвигательного модуля.

Модуль "Модель эволюции орбиты КА" содержит в себе процедуры и функции, которые осуществляют решение дифференциальных уравнений возмущенного движения КА на низкой орбите.

Модуль "Исходные параметры КА" содержит в себе процедуры и функции подготовки и анализа области возможных проектных параметров массы, геометрии и энергетики низкоорбитального КА.

Модуль "Исходные параметры ЭЭМ" содержит в себе процедуры и функции подготовки и анализа области возможных проектных параметров электрореактивных двигателей, конструкции системы подачи и хранения рабочего тела.

Модуль "Модель баллистического коэффициента КА" содержит процедуры и функции подготовки исходных данных для расчета баллистического коэффициента низкоорбитального КА.

Модуль "Модель плотности атмосферы" содержит в себе процедуры и функции для расчета плотности верхней атмосферы Земли в зависимости от высоты и текущего времени полета КА.

При включении программы на экране появляется главное окно (см. рисунок 3.47).

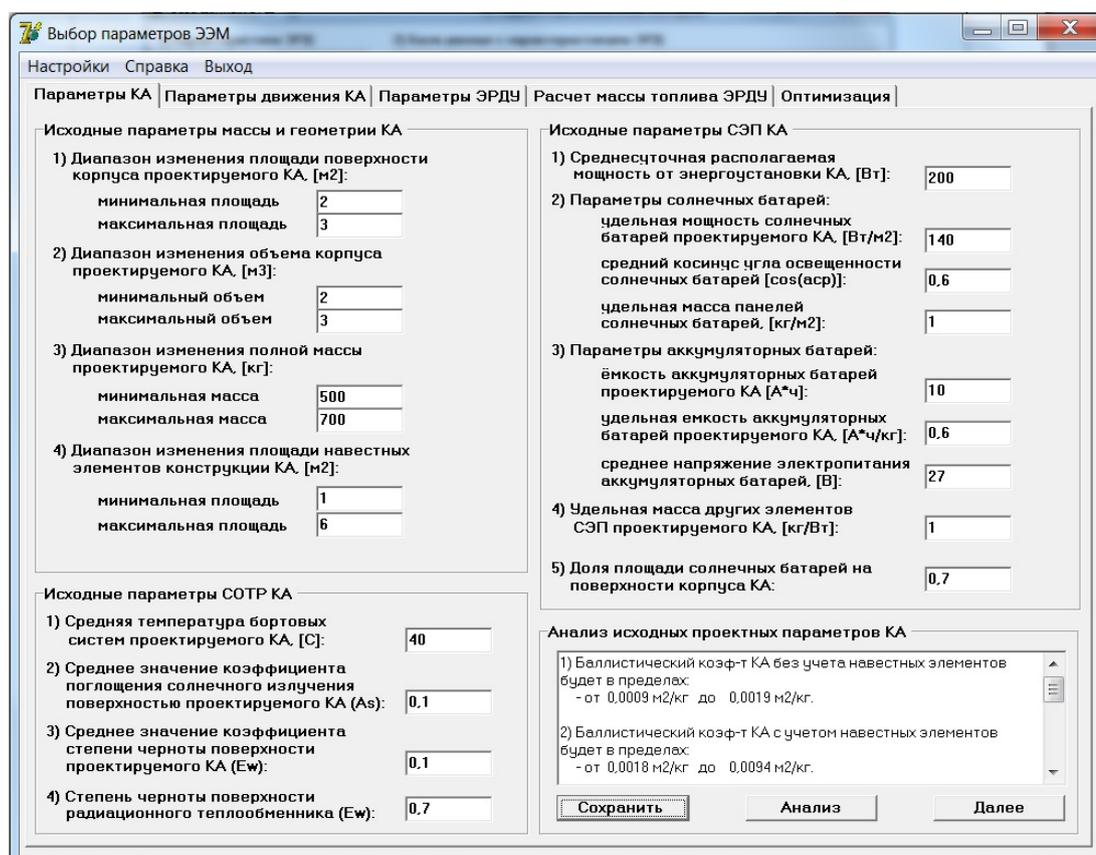


Рисунок 3.47 - Главное окно программы при включении

На главном окне программы можно выделить: блок меню, который содержит кнопки "Настройки", "Справка", "Выход"; блок формирования исходных данных и проведения расчетов, который содержит в себе вкладки "Параметры КА", "Параметры движения КА", "Параметры ЭРДУ", "Расчет массы топлива ЭРДУ", "Оптимизация".

При нажатии кнопки "Настройки" вызывается контекстное меню, которое содержит кнопки "Модель баллистического коэффициента", "Модель плотности атмосферы", "База данных ЭРД" (см. рисунок 3.48).

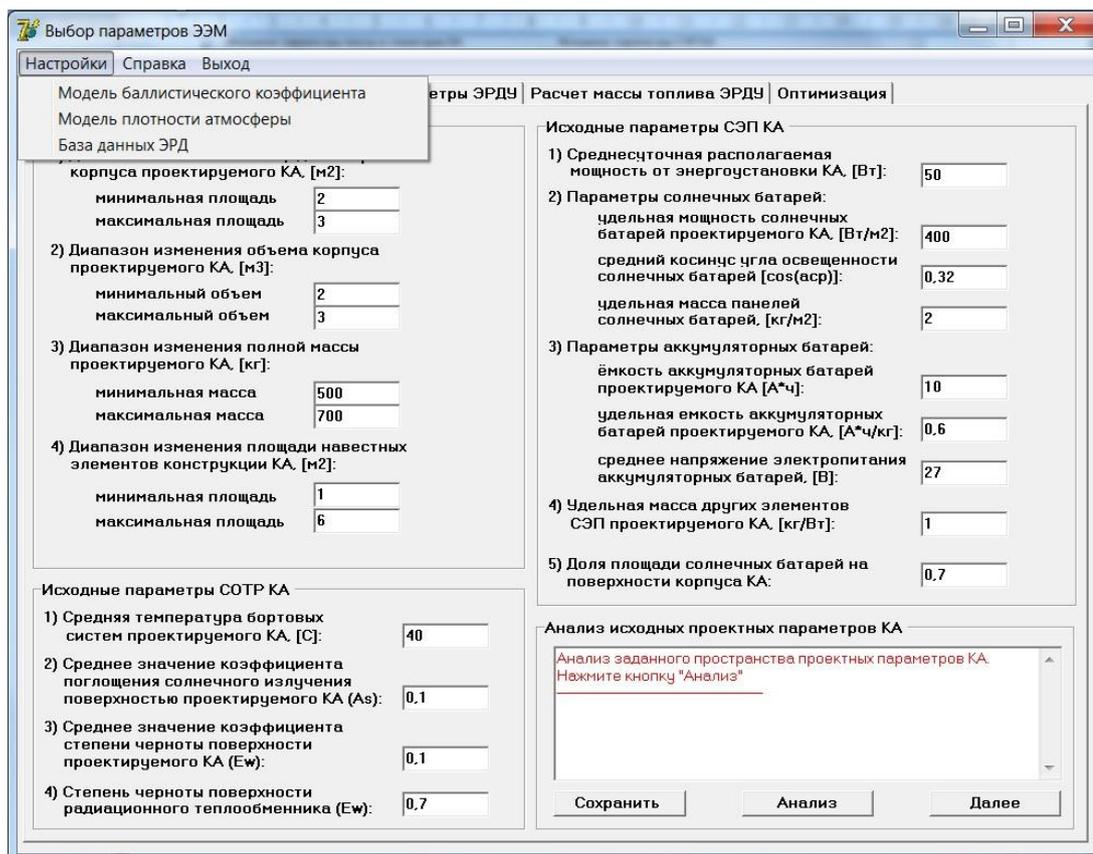


Рисунок 3.48 - Контекстное меню кнопки "Настройки"

При выборе пункта "Модель баллистического коэффициента" на экране появляется окно (см. рисунок 3.49), в котором можно задать параметры математической модели баллистического коэффициента КА (величину коэффициента лобового сопротивления КА, коэффициенты доли площадей поверхности КА в площади миделева сечения).

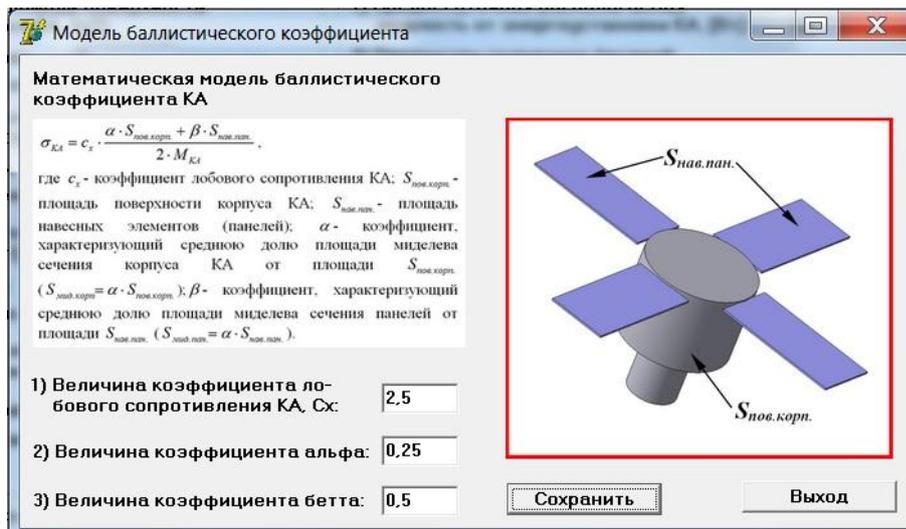


Рисунок 3.49 - Окно настройки параметров модели баллистического коэффициента КА

При выборе пункта "Модель плотности атмосферы" на экране появляется окно (см. рисунок 3.50). В котором можно настроить параметры расчета проектной модели динамической плотности верхней атмосферы Земли.

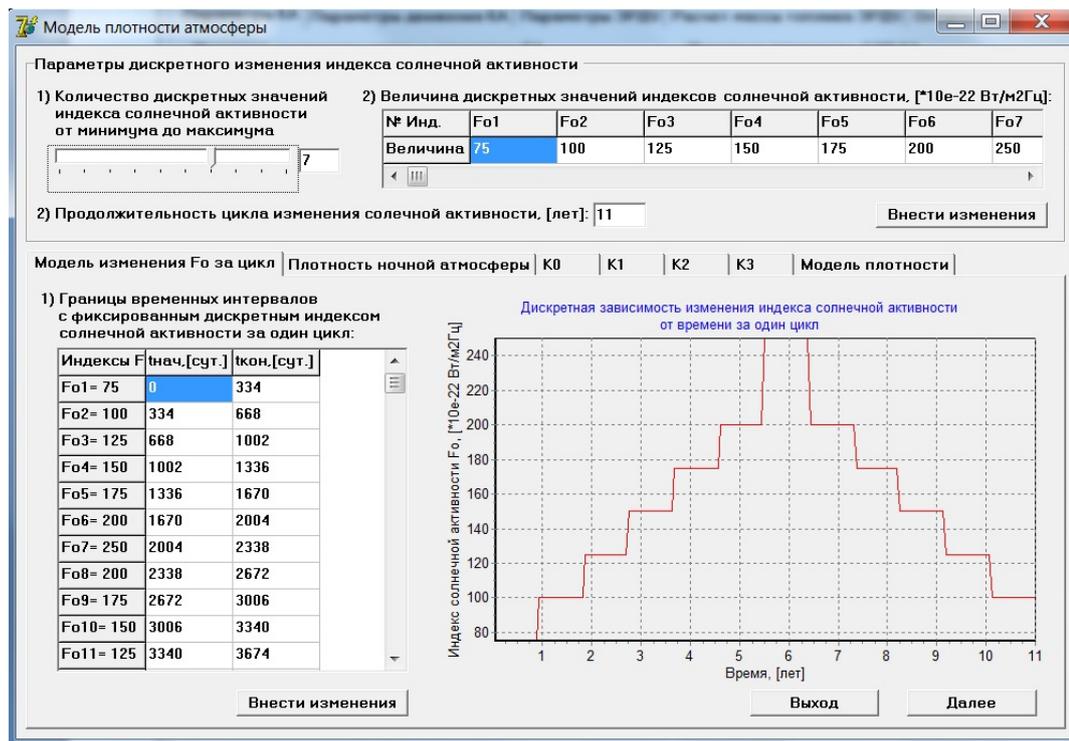


Рисунок 3.50 - Окно настройки параметров плотности атмосферы

В указанном окне настройки параметров модели плотности атмосферы Земли предусмотрено: задание дискретных значений индекса солнечной активности  $F_0$ , задание длительности цикла изменений индекса  $F_0$ , настройка временных интервалов доминирования каждого заданного индекса  $F_0$ , настройка параметров экспоненциальной

модели ночной плотности (зависимость от высоты), настройка коэффициентов временного изменения плотности атмосферы  $K_0, K_1, K_2, K_3$ .

Итоговую построенную модель плотности верхней атмосферы Земли можно посмотреть в вкладке "Модель плотности" (см. рисунок 3.51).

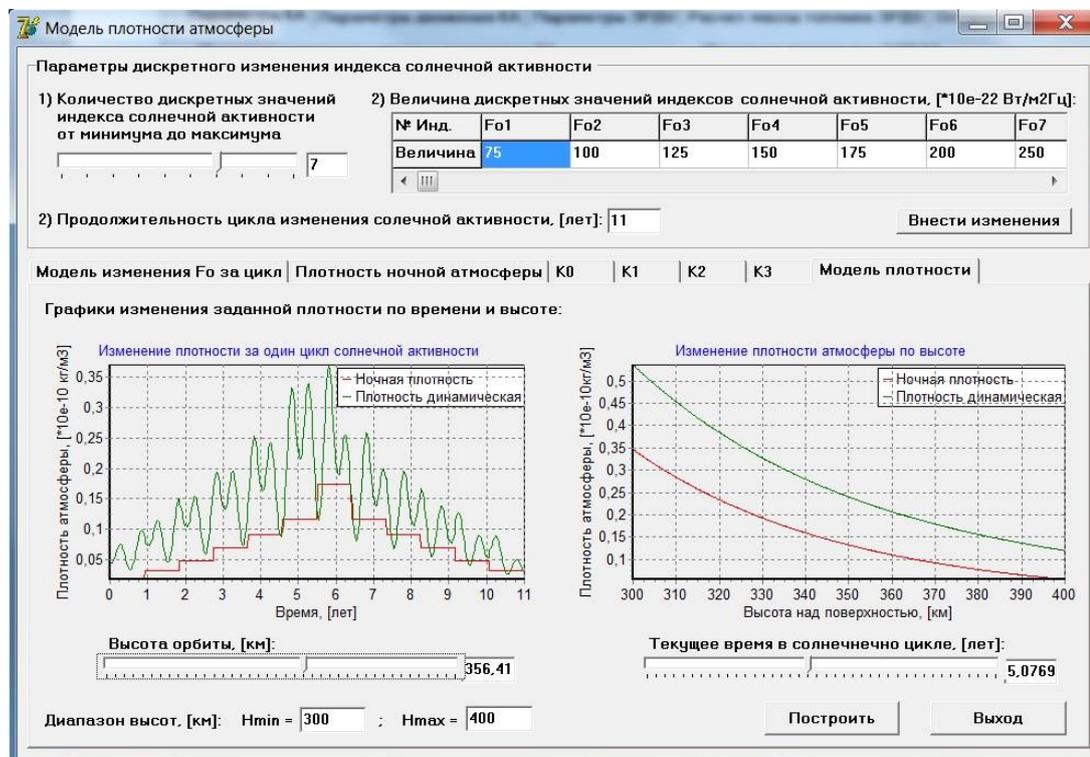


Рисунок 3.51 - Вкладка просмотра построенной модели плотности атмосферы

При выборе пункта "База данных ЭРД" на экране появляется окно (см. рисунок 3.52), в котором можно сформировать базу данных о существующих моделях электрореактивных двигателей (ЭРД). В данном окне можно вносить в базу данных новый ЭРД и удалять устаревшие данные об ЭРД.

База данных ЭРД

1) Характеристики ЭРД:

Название ЭРД	Величина
Сила тяги, [Н]	
Эл.Мощ-ть, [Вт]	
Уд.импульс, [м/с]	
Масса ЭРД, [кг]	
Ресурс, [час]	
Ресурс вкл.	
КПД	

2) База данных с характеристиками ЭРД:

№ п/п	Название ЭРД	Сила тяги, [Н]	Эл.Мощ-ть, [Вт]	Уд.импульс, [м/с]
1	ЭРД-№1	0,0027	110	26660
2	ЭРД-№2	0,0029	110	24830
3	ЭРД-№3	0,0031	110	21940
4	ЭРД-№4	0,009	310	35330
5	ЭРД-№5	0,0098	310	31840
6	ЭРД-№6	0,0109	310	26970
7	ЭРД-№7	0,0154	510	39610
8	ЭРД-№8	0,0169	510	34910
9	ЭРД-№9	0,0189	510	28570

0 | Внести в базу Данных | Удалить из базы данных | Выход

Рисунок 3.52 - Окно работы с базой данных ЭРД

Непосредственный расчет и выбор проектных характеристик электрореактивного энергодвигательного модуля начинается с задания области изменения проектных

параметров низкоорбитального КА во вкладке "Параметры КА" (см. рисунок 3.47). В данной вкладке задаются: границы возможного изменения массовых и геометрических параметров низкоорбитального КА, исходные параметры систем энергопитания и обеспечения теплового режима.

При нажатии кнопки "Анализ" осуществляется первоначальный анализ корректности заданных исходных проектных параметров низкоорбитального КА.

Во вкладке "Параметры движения КА" (см. рисунок 3.53) содержится раздел, в котором задаются параметры рабочей орбиты низкоорбитального КА. Также в этой вкладке можно провести анализ скорости эволюции высоты орбиты КА под действием атмосферного сопротивления при различных допустимых значениях баллистического коэффициента КА и значениях индекса  $F_0$ .

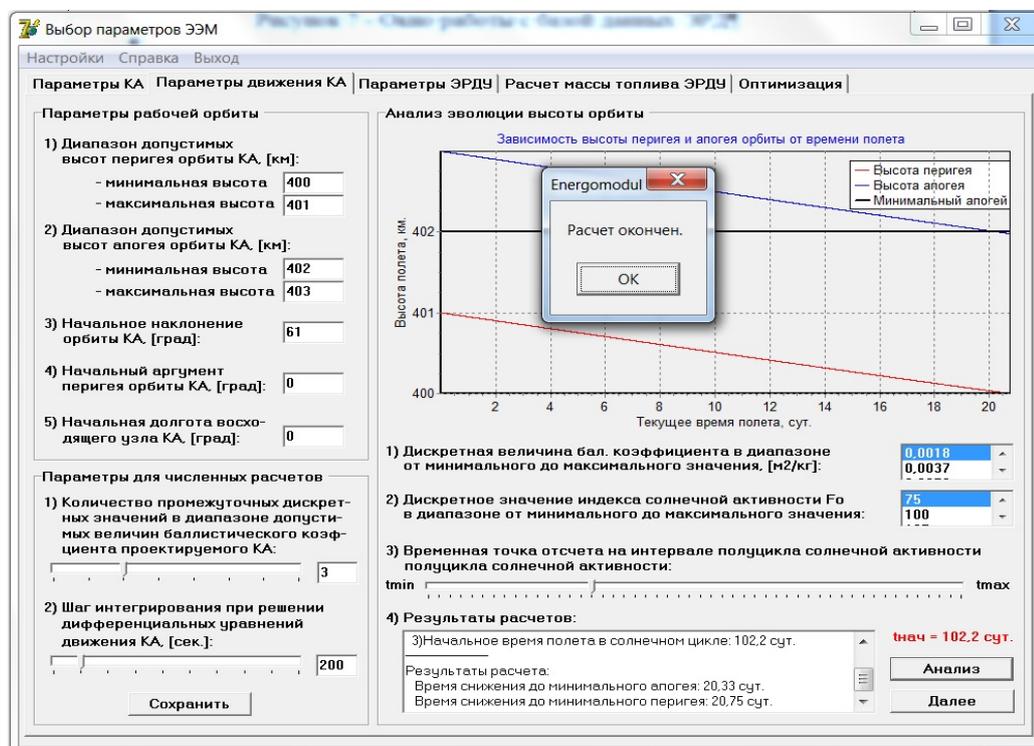


Рисунок 3.53 - Вкладка "Параметры движения КА"

Во вкладке "Параметры ЭРДУ" содержатся еще три вкладки (см. рисунок 3.54): "Уровень потребной тяги"; "Параметры двигательного блока ЭРДУ"; "Параметры системы хранения и подачи топлива". Работа с данными во вкладках производится последовательно от крайней левой до крайней правой через кнопку "Далее".

Во вкладке "Уровень потребной тяги" (см. рисунок 3.54) производится расчет граничных значений силы атмосферного сопротивления, действующей на низкоорбитальный КА с массовыми и геометрическими параметрами, которые были ранее заданы во вкладке "Параметры КА".

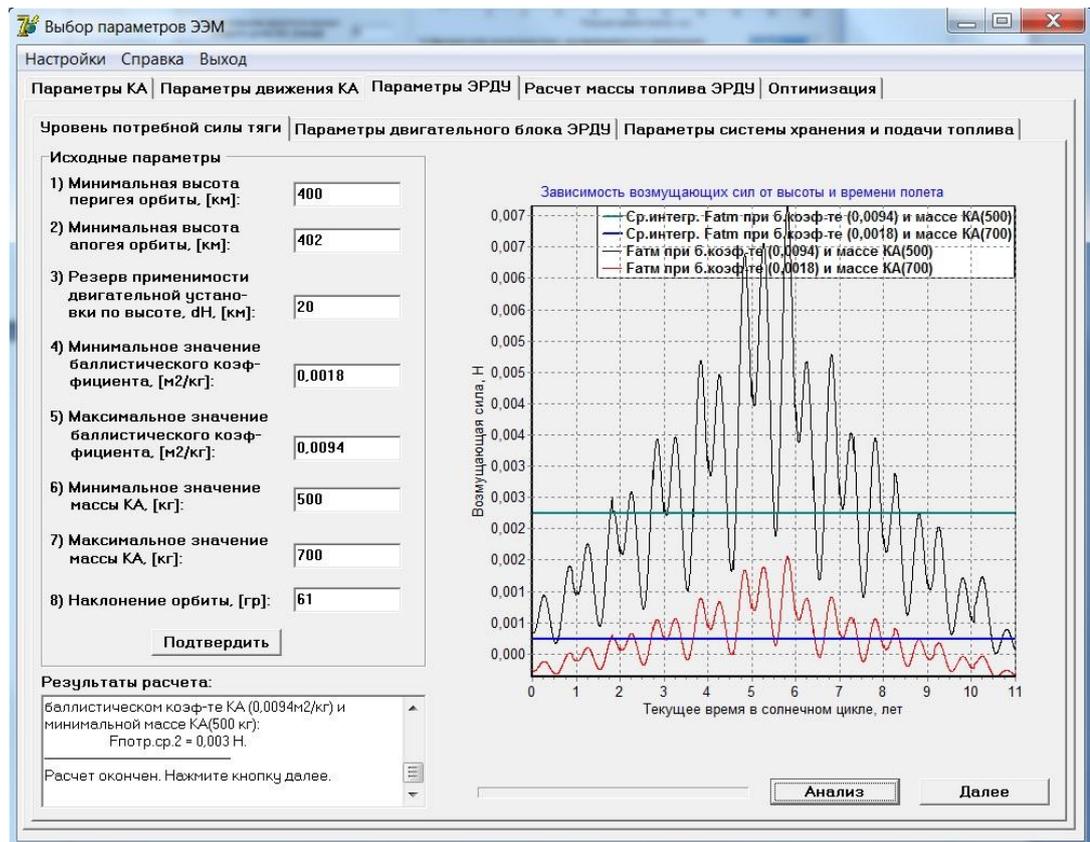


Рисунок 3.54- Вкладка "Уровень потребной тяги".

Во вкладке "Параметры двигательного блока ЭРДУ" (см. рисунок 3.55) можно подобрать такие марку ЭРД и количество ЭРД в блоке, чтобы выполнялось условие превышения силы тяги от ЭРДУ над силой аэродинамического сопротивления, которая может воздействовать на низкоорбитальный КА в процессе полета.

Во вкладке "Параметры системы хранения и подачи топлива" (см. рисунок 3.56) можно задать параметры для расчета массы конструкции топливных баков ЭРДУ и вспомогательных элементов подачи топлива.

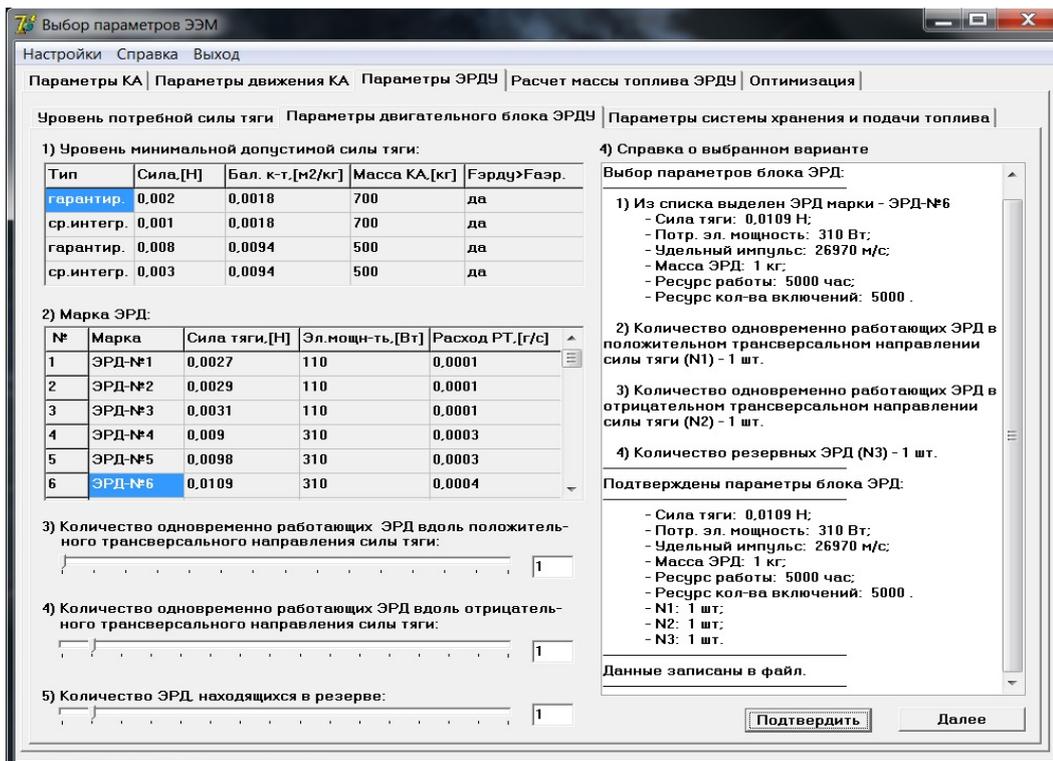


Рисунок 3.55 - Вкладка "Параметры двигательного блока ЭРДУ"

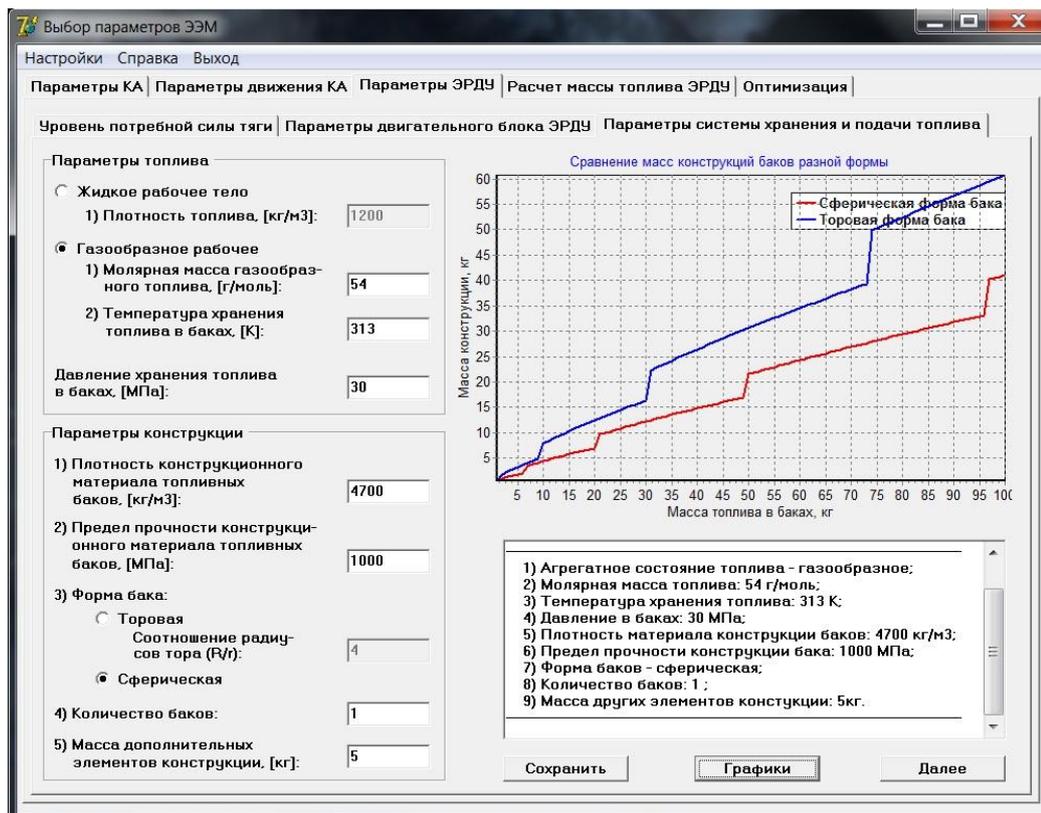


Рисунок 3.56 - Вкладка "Параметры системы хранения и подачи топлива"

Следующая вкладка, которая открывается при осуществлении расчета характеристик электрореактивного энергодвигательного модуля низкоорбитального КА - "Расчет массы топлива ЭРДУ". Данная вкладка содержит в себе следующие вкладки: "Параметры моделирования", "Ограничения по энергетике", "Поддержка высоты

орбиты", "Маневрирование по высоте". Работа с данными во вкладках производится последовательно от крайней левой до крайней правой через кнопку "Далее".

Во вкладке "Параметры моделирования" (см. рисунок 3.57) задаются исходные параметры для осуществления численных расчетов расхода рабочего тела ЭРДУ в процессе полета КА: планируемый срок активного существования КА; дискретность вычислений; режимы работы ЭРДУ (режим поддержания высоты орбиты, режим маневрирования по высоте).

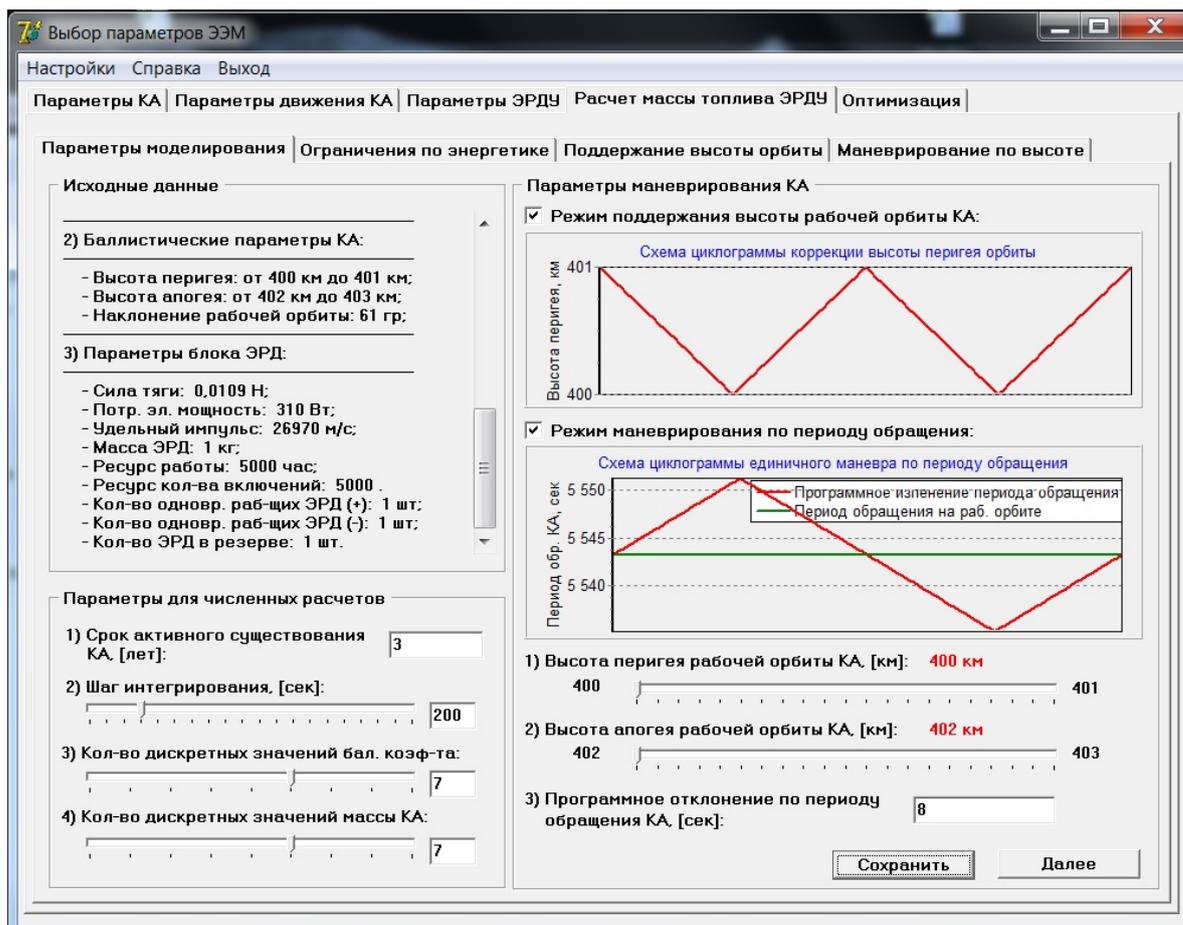


Рисунок 3.57 - Вкладка "Параметры моделирования"

Во вкладке "Ограничения по энергетике" (см. рисунок 3.58) можно провести анализ ограничений со стороны систем энергопитания и обеспечения теплового режима КА. Ограничения со стороны системы энергопитания КА определяют режим включения (максимальное возможное относительное время работы на витке) ЭРДУ на активных витках при различных промежуточных анализируемых проектных вариантах низкоорбитального КА с ЭРДУ. Ограничения со стороны системы обеспечения теплового режима приводятся в форме таблицы соотношения доступной площади поверхности КА и потребной площади радиатора-излучателя КА при заданных исходных данных во вкладке "Параметры КА".

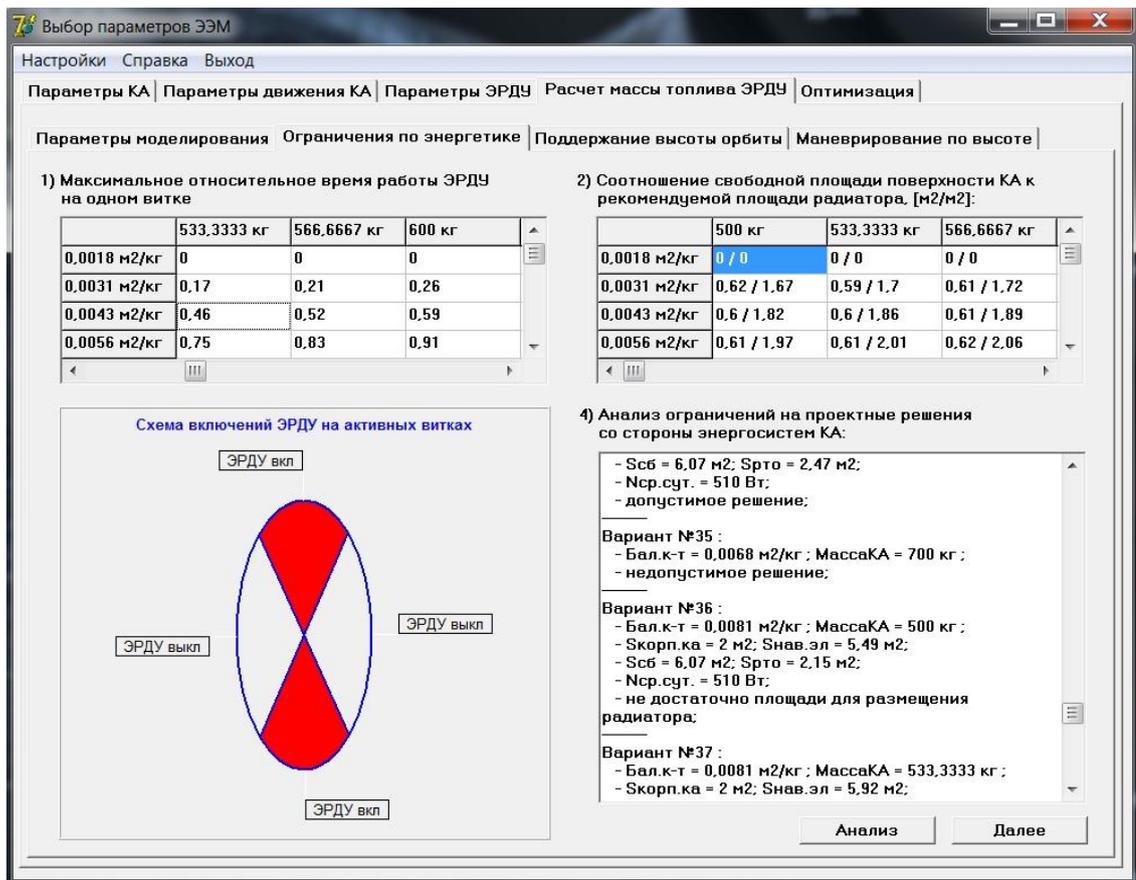


Рисунок 3.58 - Вкладка "Ограничения по энергетике"

Во вкладке "Поддержание высоты орбиты" (см. рисунок 3.59) запускается расчет затрат массы рабочего тела на поддержание высоты рабочей орбиты КА в течение заданного срока активного существования на всем поле возможных проектных параметров (начальных массы и баллистического коэффициента КА).

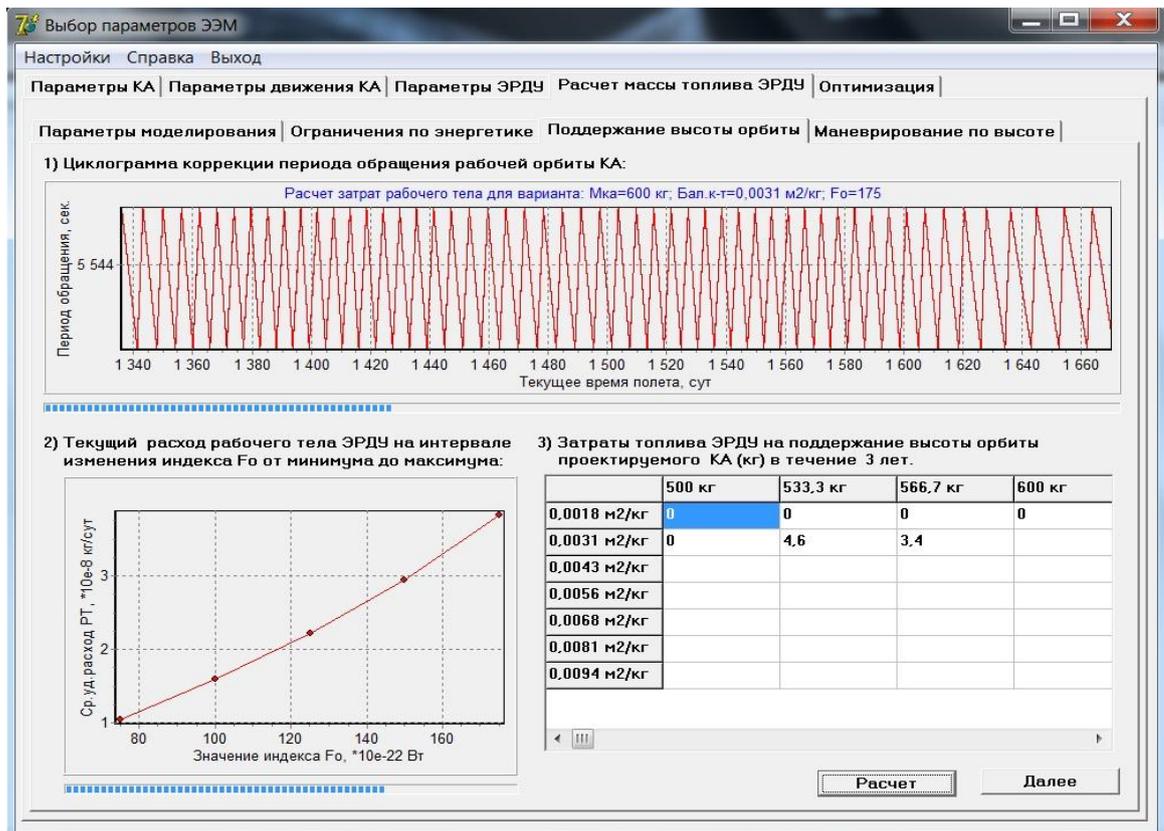


Рисунок 3.59 - Вкладка "Поддержание высоты орбиты"

По окончании моделирования процесса поддержания полученные данные (затраты рабочего тела, моторное время ЭРДУ, количество включений и др.) записываются в файл (см. рисунок 3.60).

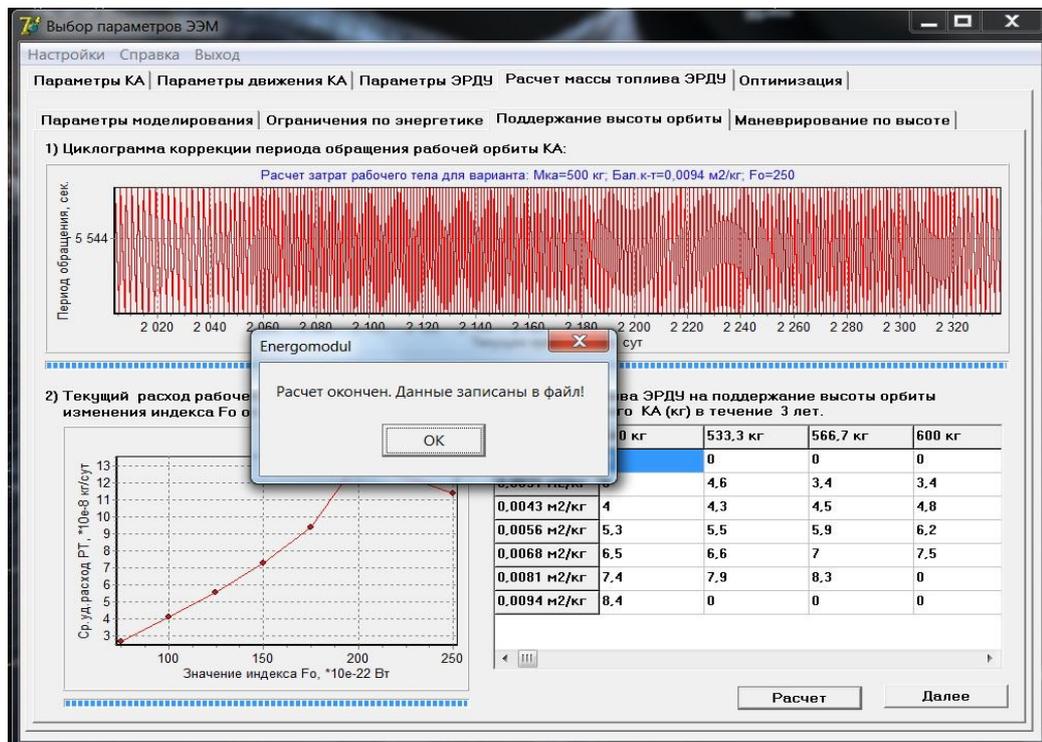


Рисунок 3.60 - Вкладка "Поддержание высоты орбиты", окончание расчета

Во вкладке "Маневрирование по высоте" (см. рисунок 3.61) запускается расчет затрат массы рабочего тела проведение единичного маневра по периоду обращения с параметрами, заданными ранее во вкладке "Параметры моделирования". Программа непрерывно на интервале изменения индекса  $F_0$  от минимального до максимального моделирует маневр и рассчитывает затраты рабочего тела на маневр, в дальнейшем вычисляет среднее значение расхода. Расчет повторяется для всех дискретных проектных вариантов низкоорбитального КА с ЭРДУ.

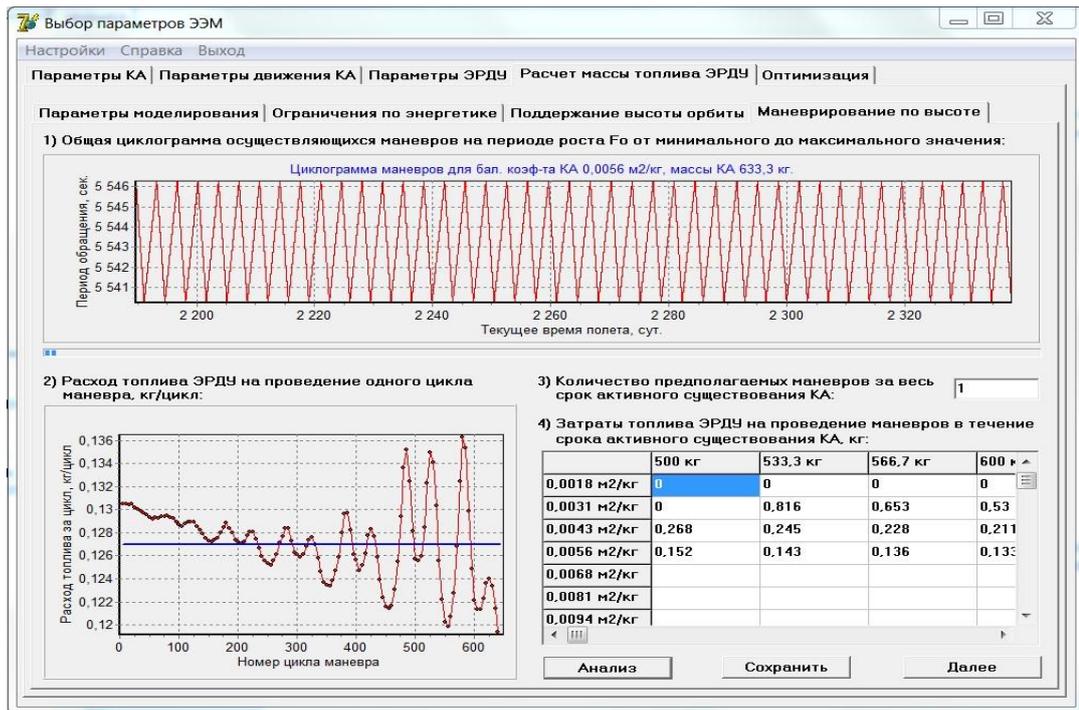


Рисунок 3.61 - Вкладка "Маневрирование по высоте"

По окончании моделирования процесса поддержания полученные данные (затраты рабочего тела, моторное время ЭРДУ, количество включений и др.) записываются в файл (см. рисунок 3.62).

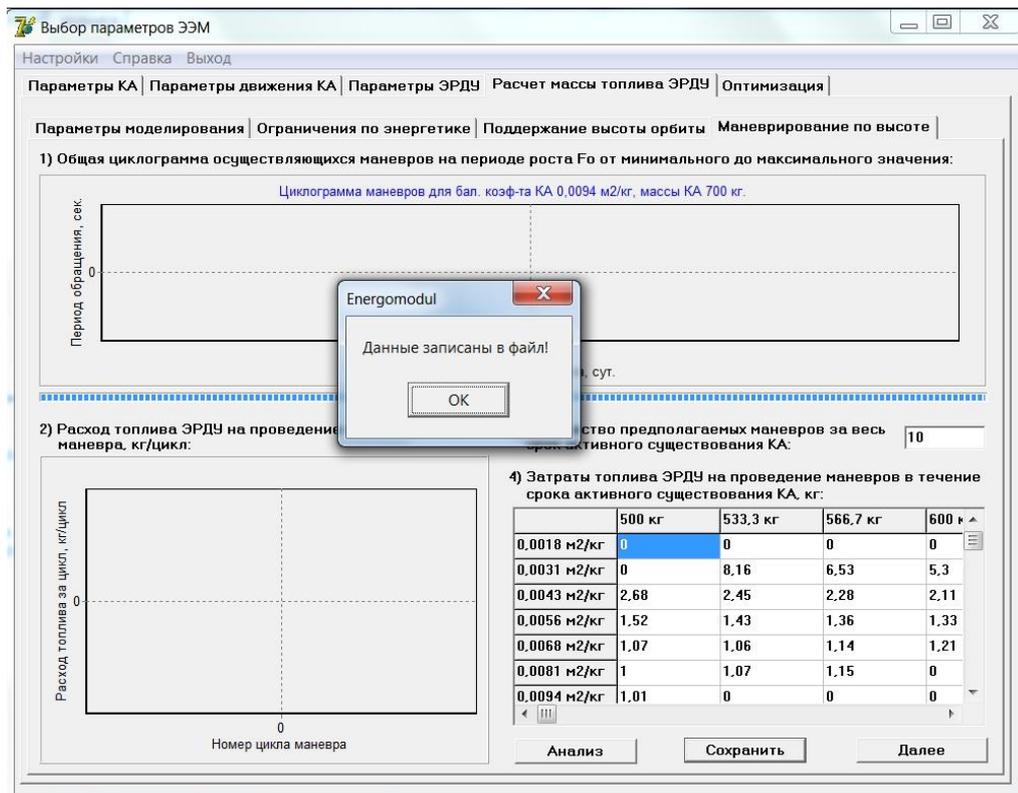


Рисунок 3.62 - Вкладка "Маневрирование по высоте", окончание расчета

Во вкладке "Оптимизация" (см. рисунок 3.63) осуществляется выбор оптимального проектного варианта, который в дальнейшем будет являться ориентиром для формирования проектных характеристик низкоорбитального КА с электрореактивным энергодвигательным модулем в процессе разработки.

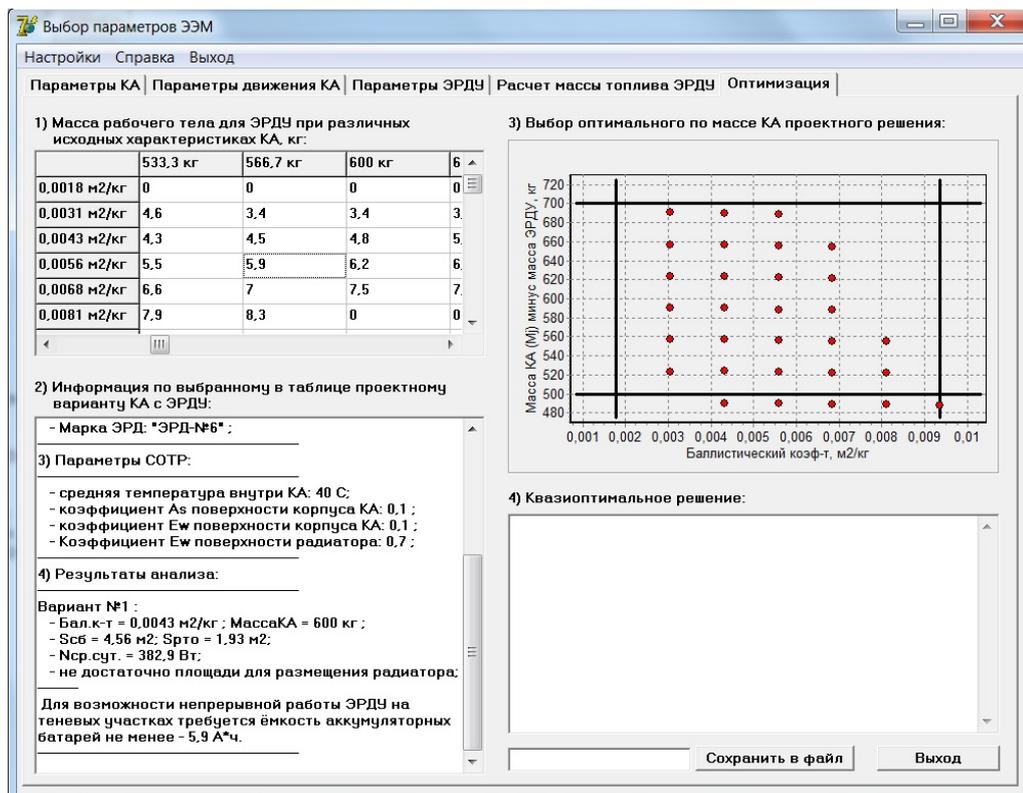


Рисунок 3.63 - Вкладка "Оптимизация"

### **3.3.3 Разработка базы данных типовых элементов целевой аппаратуры КА ДЗЗ в системе твердотельного моделирования**

В состав целевой аппаратуры космического дистанционного зондирования Земли (аппарата наблюдения) входят:

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

Принцип работы целевой аппаратуры космического аппарата наблюдения заключается в следующем.

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

#### ***Оптические схемы аппаратуры наблюдения***

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

В настоящее время для получения детальных снимков из космоса используются, как правило, зеркальные и зеркально-линзовые оптические системы. На рисунок 3.64 показаны некоторые из основных оптических схем зеркального типа аппаратуры наблюдения, используемой в космической технике.

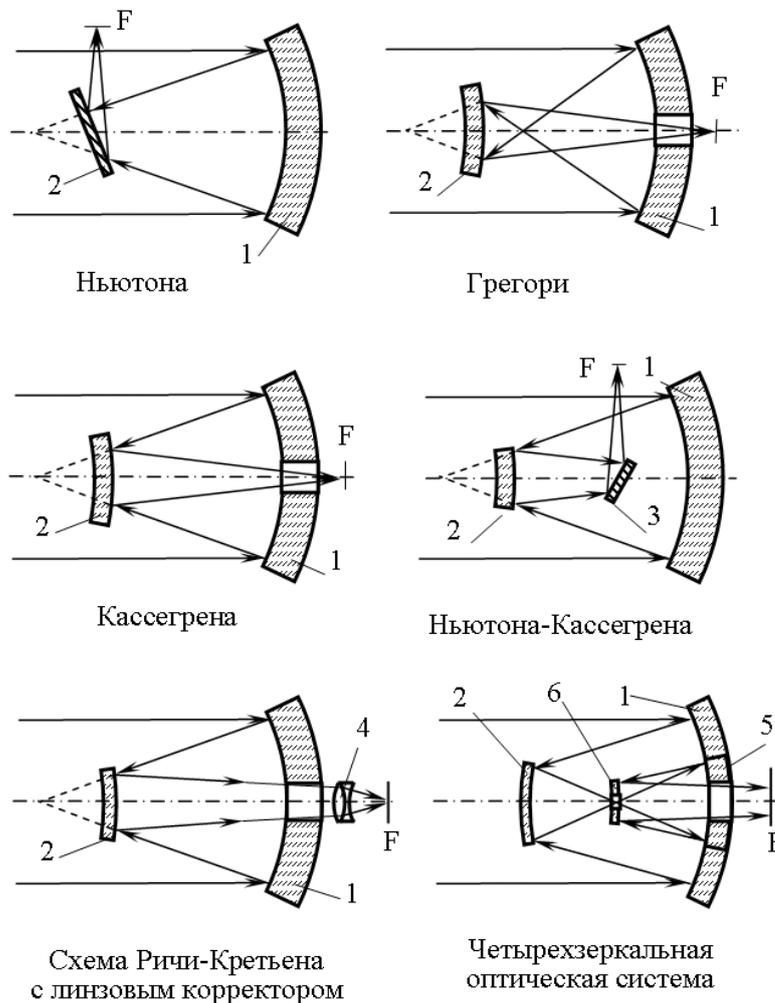


Рисунок 3.64 - Оптические схемы аппаратуры наблюдения. 1 – главное зеркало; 2 – вторичное зеркало; 3 – поворотное зеркало; 4- линзовый корректор; 5 - третье зеркало; 6 - четвертое зеркало; F – фокус

На рисунке 3.65 представлена оптическая схема телескопа, построенная по схеме Ричи-Кретьена. Одним из недостатков этой схемы является затенение светового потока вторичным зеркалом. На рисунке 3.66 представлена схема оптической системы без затенения.

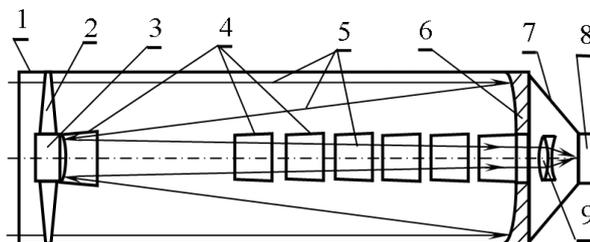


Рисунок 3.65 - Оптическая схема телескопа по схеме Ричи-Кретьена. 1 - корпус телескопа; 2 - кронштейн установки вторичного зеркала; 3 - вторичное зеркало; 4 - бленды; 5 - световые лучи; 6 - главное зеркало; 7 - корпус крепления фотоприемного устройства; 8 - фотоприемное устройство; 9 - линзовый корректор поля.

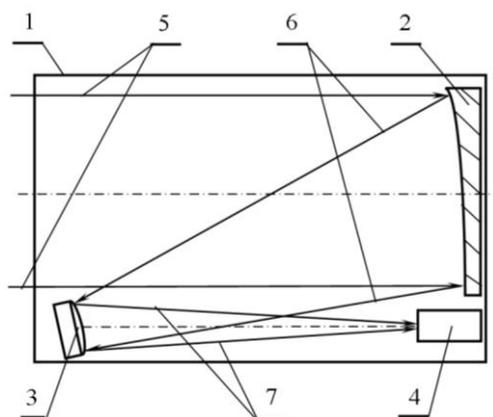


Рисунок 3.66 - Схема оптической системы без затенения. 1 - корпус телескопа; 2 - главное зеркало; 3 - вторичное зеркало; 4 - фотоприемное устройство; 5 - входящие световые лучи; 6 - световые лучи, отраженные от главного зеркала; 7 - световые лучи, отраженные от вторичного зеркала.

Однако к недостаткам такой схемы следует отнести увеличенные габариты телескопа в плоскости, перпендикулярной оптической оси, во взаимном влиянии рассеянного света, отраженного от внутренней поверхности корпуса телескопа, и несимметричная форма поверхности зеркал.

На рисунке 3.67 представлена схема оптической системы с зеркалом переотражения. При использовании зеркала переотражения производительность КА возрастает, однако качество оптической системы ухудшается в связи с введением в так называемый сквозной тракт изображения еще одного элемента - зеркала переотражения.

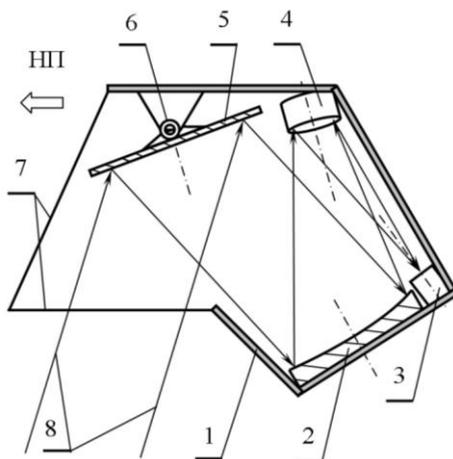


Рисунок 3.67 - Схема оптической системы с зеркалом переотражения. 1 - корпус телескопа; 2 - главное зеркало; 3 - фотоприемное устройство; 4 - вторичное зеркало; 5 - зеркало переотражения; 6 - узел установки зеркала; 7 - бленда; 8 - входящие световые лучи.

В настоящее время проводятся исследования по созданию четырехзеркальной оптической системы. Основным преимуществом такой системы является малая длина телескопа, а, следовательно, и малая его масса. Однако высокие требования к зеркалам по точности их изготовления пока препятствуют промышленному освоению таких систем.

На рисунке 3.68 представлена четырехзеркальная оптической системы с диаметром главного зеркала 1500 мм и фокусным расстоянием 15 м.

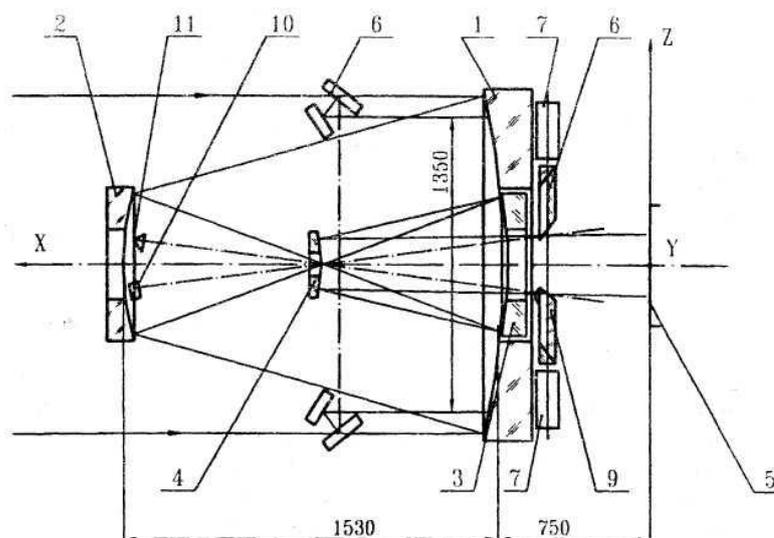


Рисунок 3.68 - Оптическая схема четырехзеркального телескопа с элементами подстройки. 1 - главное зеркало; 2 - вторичное зеркало; 3 - третье зеркало; 4 - четвертое зеркало; 5 - фокальная плоскость; 6 - пентагональный отражатель системы автоматической фокусировки; 7 - автоколлиматоры системы автоматической юстировки по углу и по длине; 8 и 9 - оптические насадки к автоколлиматорам; 10 и 11 - плоское контрольное зеркало и трипель-призма (к системам автоматической юстировки).

### **Конструктивные схемы оптико-электронных телескопических комплексов**

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

На рисунке 3.69 представлена конструктивная схема типового оптико-электронного телескопического комплекса с диаметром главного зеркала, равным 500 мм.

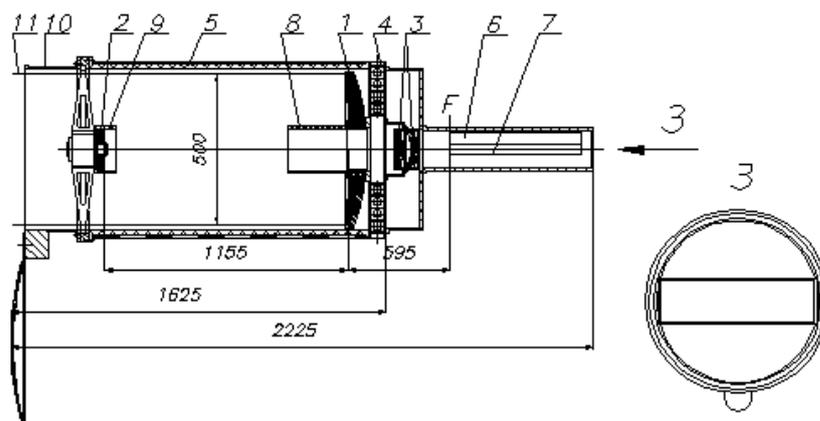


Рисунок 3.69 - Схема оптико-электронного телескопического комплекса. 1 - главное зеркало; 2 - вторичное зеркало; 3 - корректирующие линзы; 4 - силовое кольцо для крепления ОЭТК на космическом аппарате; 5 - корпус ОЭТК с экранно-вакуумной теплоизоляцией; 6 - оптико-электронный преобразователь многозональный; 7 - оптико-электронный преобразователь панхроматический; 8 - бленда для главного зеркала; 9 - бленда для вторичного зеркала.

В таблице 3.2 представлены основные технические характеристики возможных вариантов оптико-электронной аппаратуры детального наблюдения.

Таблица 3.2 - Основные характеристики возможных вариантов оптико-электронной аппаратуры высокого разрешения

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

### ***Особенности конструкции крупногабаритных телескопов космического базирования***

На рисунке 3.70 представлена конструктивная схема одного из крупногабаритных телескопов.

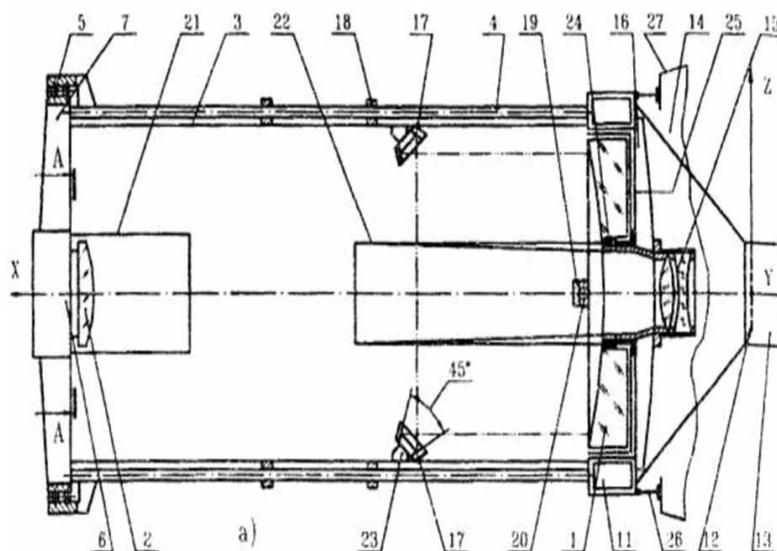


Рисунок 3.70 - Конструктивная схема крупногабаритного телескопа. 1 - главное зеркало, 2 - вторичное зеркало; 3 - несущая конструкция телескопа; 4 - стержень с низким коэффициентом температурного расширения; 5 - узел установки ВЗ, 6 - корпус узла ВЗ; 7 - растяжки корпуса ВЗ, 8, 9 и 10 - места установки приводов перемещения ВЗ; 11 - силовой шпангоут телескопа; 12 - фокальная плоскость объектива телескопа; 13 - рама фокального узла с оптико-электронными преобразователями; 14 - корпус телескопа; 15 - линзовый полевой корректор; 16 - оправа узлов крепления специальных проставок ГЗ; 17 - пентагональный отражатель; 18 - кронштейн крепления стержней из инвара; 19 - узел крепления ГЗ вдоль оси X; 20 - элемент узла крепления ГЗ; 21 - бленда ВЗ; 22 - бленда ГЗ; 23 - кронштейн установки отражателя; 24 - центральный стакан установки ГЗ, 25 - термостабилизатор, 26 - проставка, 27 - шпангоут КА для установки телескопа.

Силовыми конструкциями телескопа являются силовой шпангоут 11, несущая конструкция телескопа 3 и конус с установленной на нем рамой фокального узла 13. Все они - выполнены из титана (сваркой) или из углепластика, которые обладают низким коэффициентом температурного расширения. Установка силового шпангоута телескопа 11 на КА производится через специальные проставки 26, выполненные в виде пластин, которые воспринимают значительную нагрузку и одновременно осуществляют температурную развязку между титановым и алюминиевым шпангоутами.

### **Реализованные оптико-электронные телескопические системы**

На рисунке 3.71 представлена схема оптической системы наблюдения и расположения оптико-электронного преобразователя КА «Ресурс ДК».



Рисунок 3.71 - Схема оптической системы наблюдения и расположения оптико-электронного преобразователя

На рисунке 3.72 показан один из основных элементов твердотельной модели КА «Pleiades» - оптико-электронный телескопический комплекс, установленный на силовой термостабилизированной платформе. Кроме ОЭТК на платформе установлены звёздные датчики, лазерный гироскоп и элементы системы терморегулирования (с панелью для «сброса тепла» в космическое пространство, выполняющей роль радиатора охлаждения), ферма и другие элементы.

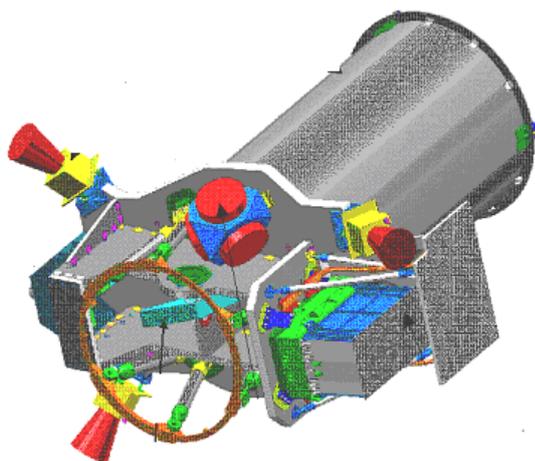


Рисунок 3.72 - Твердотельная модель аппаратуры наблюдения КА «Pleiades»

### 3.3.4 Составление таблиц базы данных типовых элементов целевой аппаратуры КА ДЗЗ в системе твердотельного моделирования

На рисунке 3.73 представлен пользовательский интерфейс системы SolidWorks в процессе построения сборки ОЭТК. На рисунке видны элементы: корпус ОЭТК, главное зеркало, корпус узла подстройки второго зеркала и некоторые бленды. На рисунке 3.74 представлены твердотельные модели ОЭТК (без разреза и в разрезе), построенные в системе SolidWorks, которые можно реализовать в параметрической форме (для КА различных по размерам и типам). На рисунках 3.75 представлены твердотельные модели ОЭТК (в изометрии и в разрезе) других типоразмеров. На рисунках 3.76 - 3.77 представлены некоторые из моделей составных частей ОЭТК.

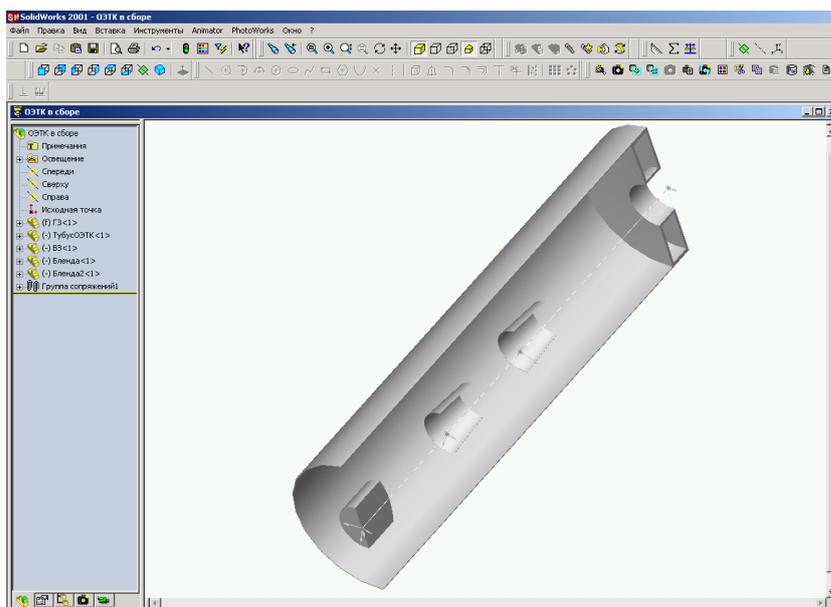


Рисунок 3.73 - Окно для создания сборки ОЭТК

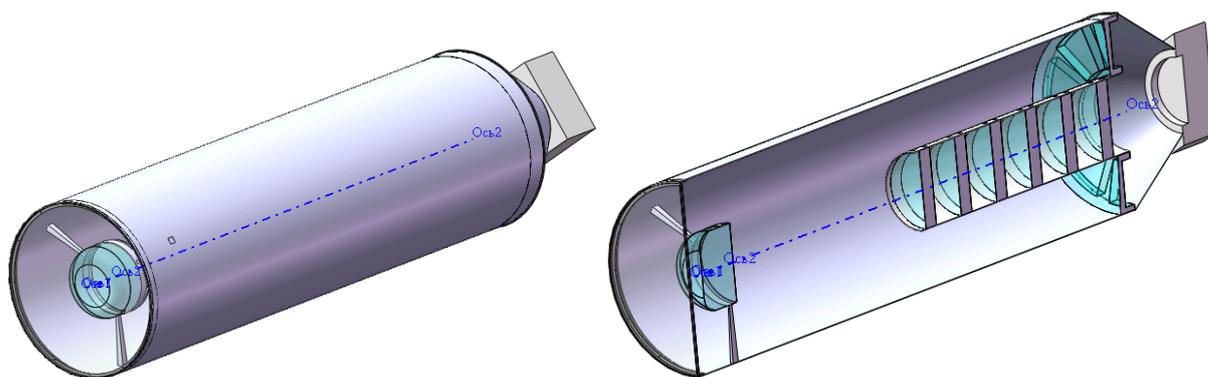


Рисунок 3.74 - Окно для создания сборки ОЭТК

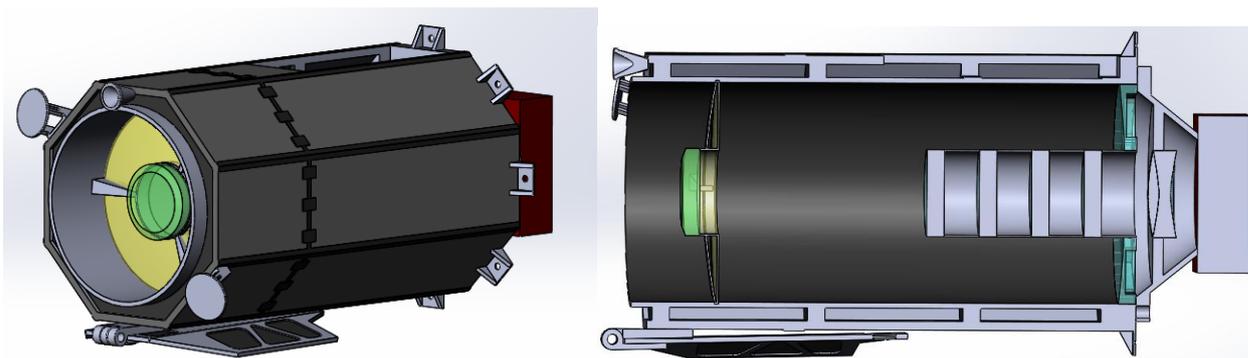


Рисунок 3.75 – Параметрические модели ОЭТК

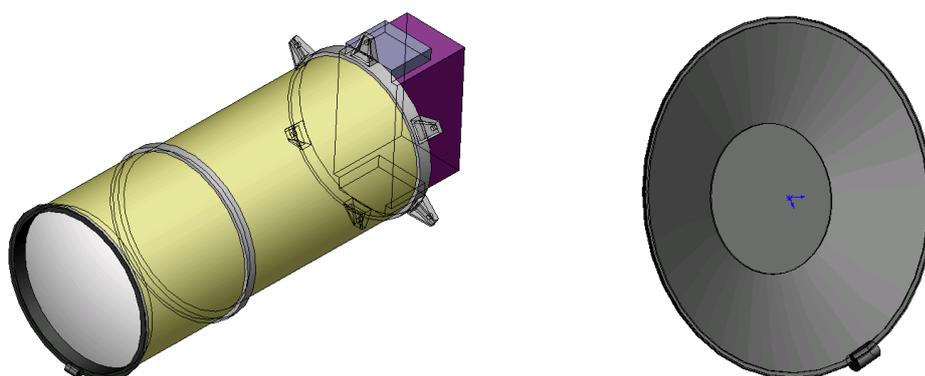


Рисунок 3.76 - Вариант корпуса ОЭТК и крышки бленды

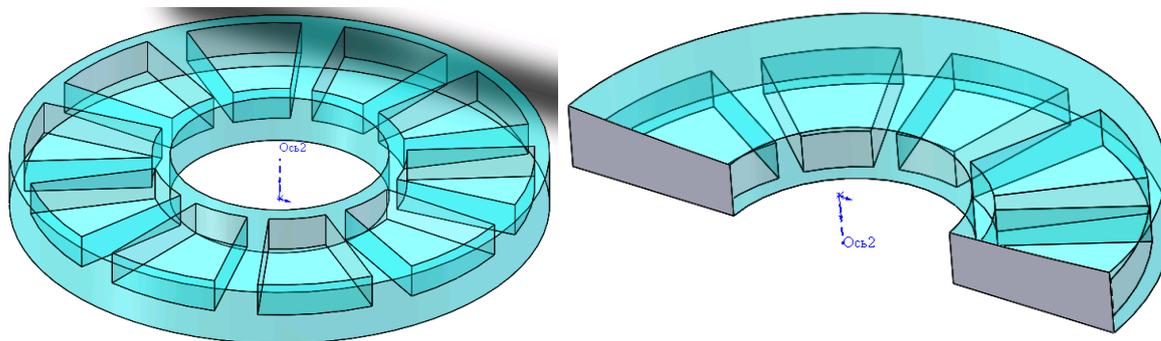


Рисунок 3.77 - Главное зеркало космического телескопа

На рисунке 3.78 представлены твёрдотельные модели составных частей ОЭТК: бленды, обоймы (держателя) линзового корректора и эскиз сечения линзового корректора, составные части узла вторичного зеркала с элементами крепления к корпусу и узлом юстировки (в форме цилиндра).

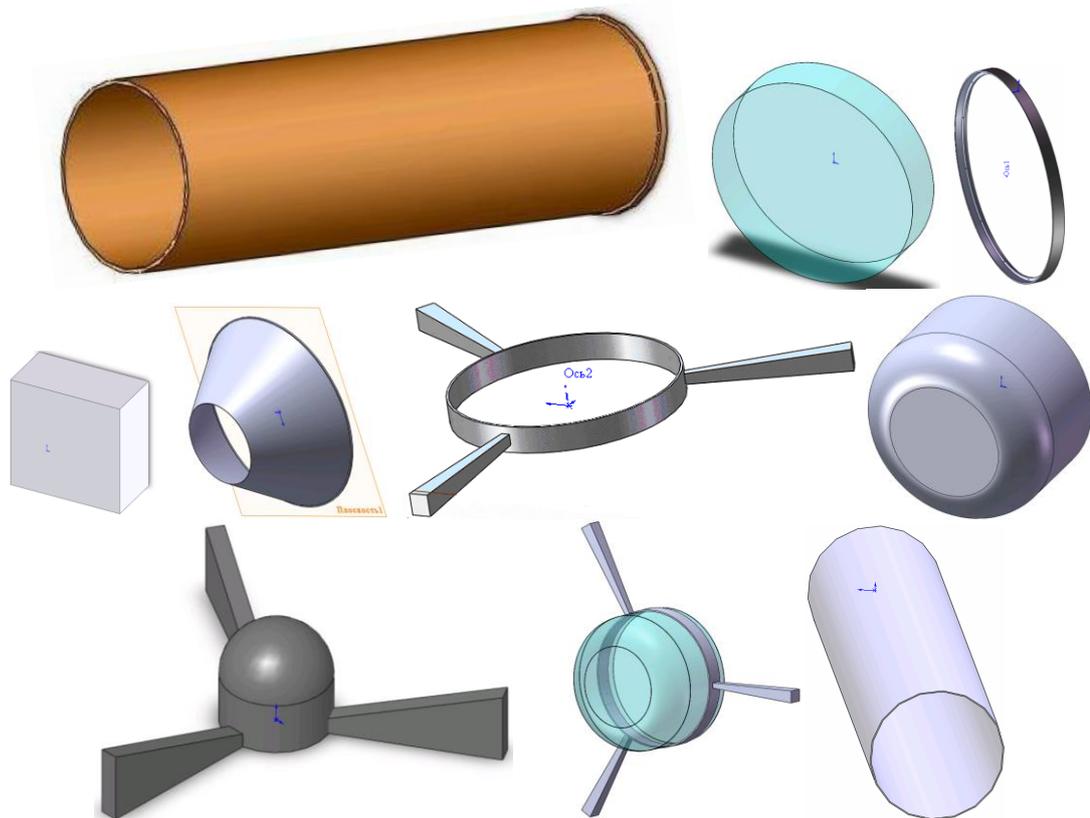


Рисунок 3.78 – Твёрдотельные модели составных частей ОЭТК

Существенным преимуществом построения сборок в системе твердотельного моделирования является то, что геометрические и массоинерционные характеристики подсчитываются в этой среде автоматически. Такие окна показаны на рисунке 3.79.

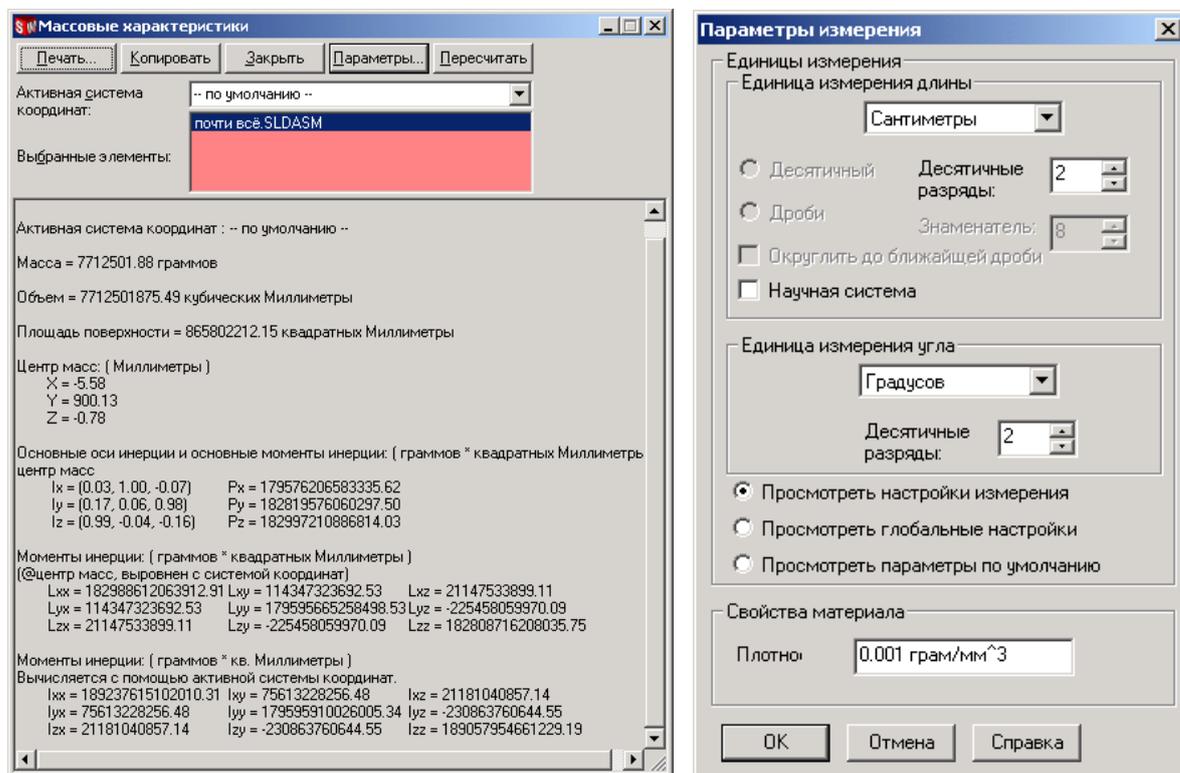


Рисунок 3.79 - Окна для определения массогабаритных и инерционных характеристик сборок

### Антенные устройства высокоскоростной радиолинии

Антенные устройства ВРЛ, устанавливаемые на спутниках, передают информацию в движении. Наибольшее распространение получили антенные устройства, имеющие подвижный отражатель в форме части параболоида вращения (тарелки). На рисунке 3.80 показано поворотное антенное устройство высокоскоростной радиолинии (ВРЛ), которое установлено непосредственно на высокочастотном электронном блоке. На рисунке 3.81 показаны различные проекции этого устройства.

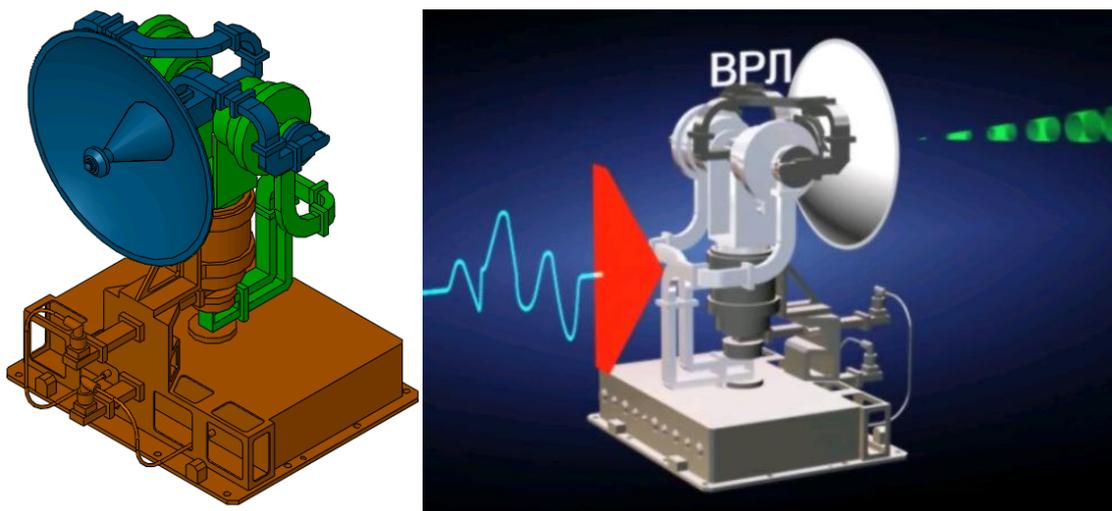


Рисунок 3.80 - Поворотное антенное устройство ВРЛ с высокочастотным электронным блоком

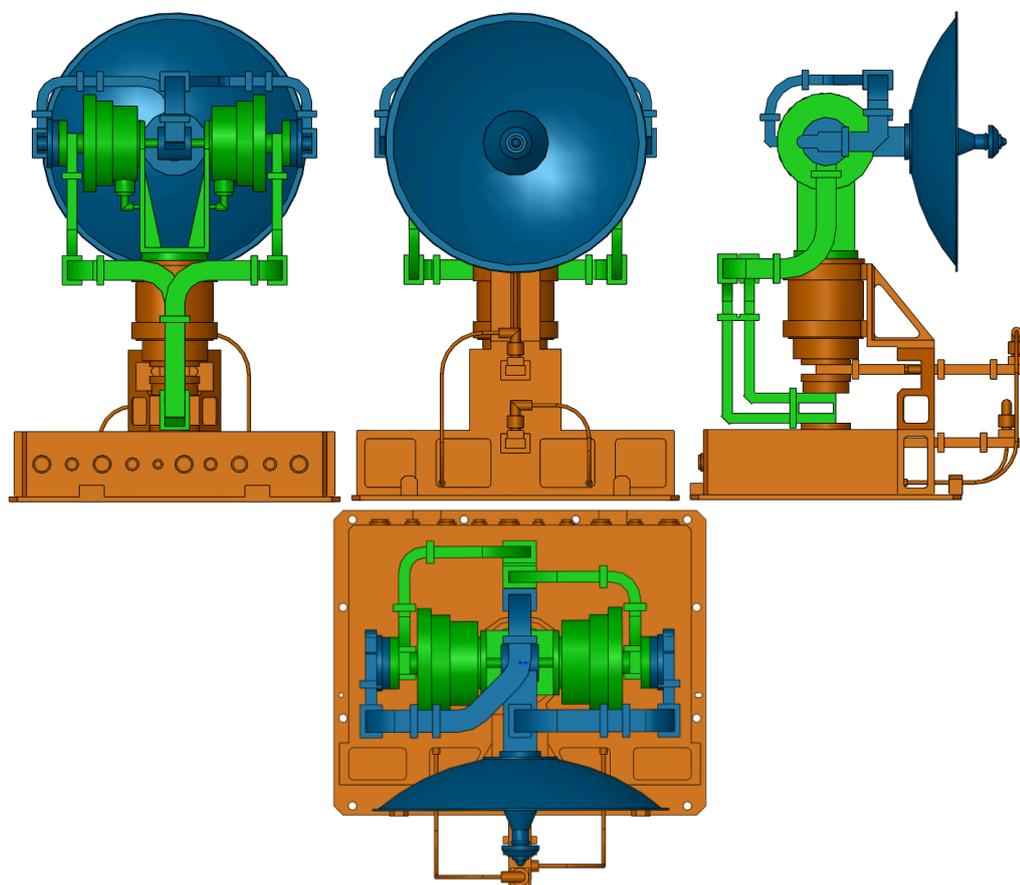


Рисунок 3.81 - Проекция устройства ВРЛ

На рисунке 3.82 представлены схема установки антенн ВРЛ на КА «WorldView-1» и «WorldView-2». На КА «WorldView-1» антенны ВРЛ установлены на специальных фермах, а на КА «WorldView-2» - на специальных штангах. На рисунке 3.83 представлена схема установки антенн ВРЛ КА «Ресурс П».

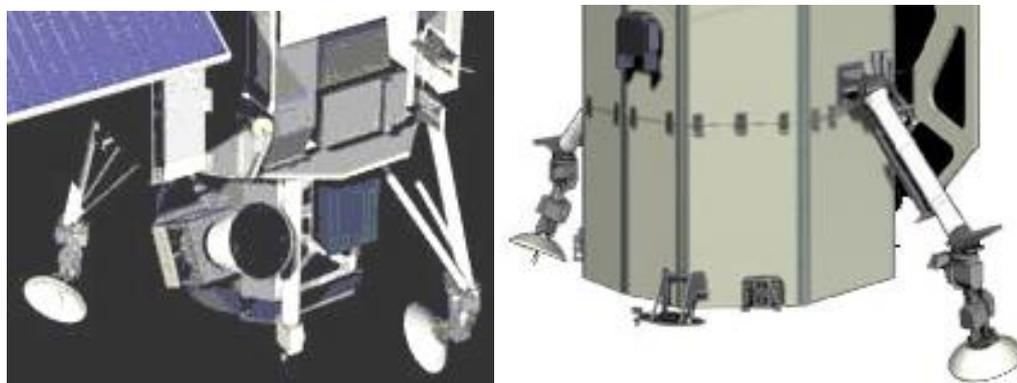


Рисунок 3.82 – Схемы установки антенн ВРЛ на КА

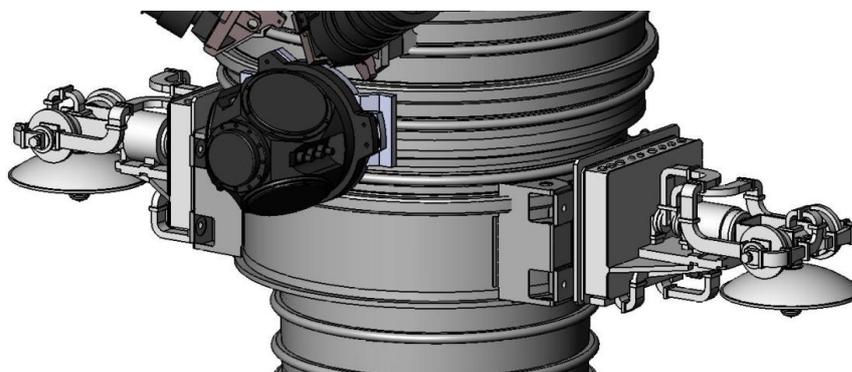


Рисунок 3.83– Схемы установки устройств ВРЛ на КА Ресурс П

### ***Устройства межспутниковой лазерной системы передачи информации (МЛСПИ)***

Возможности межспутниковых лазерных систем передачи информации (МЛСПИ) по увеличению скорости передачи информации практически неограниченны. На рисунке 3.84 показан бортовой терминал лазерной связи (БТЛС). На левом рисунке показана схема размещения БТЛС-Н на борту служебного модуля МКС, а на правом рисунке - оптико-механический блок этой системы без кожуха. На рисунке 3.85 слева показано фото зачехлённого терминала для проведения космических экспериментов по лазерной связи на трассе Борт-Земля для МКС. Справа показано фото бортовой двухосной платформы наведения. Масса платформы 47 кг, масса устанавливаемой полезной нагрузки до 65 кг, угол поворота  $\pm 175^\circ$  и скорость поворота 1 -3' в секунду.

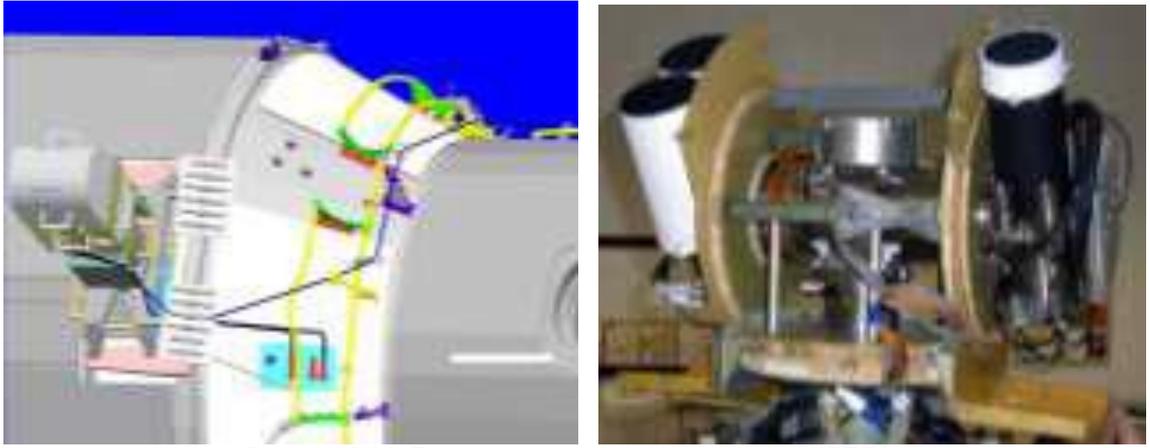


Рисунок 3.84- Бортовой терминал лазерной связи (БТЛС)

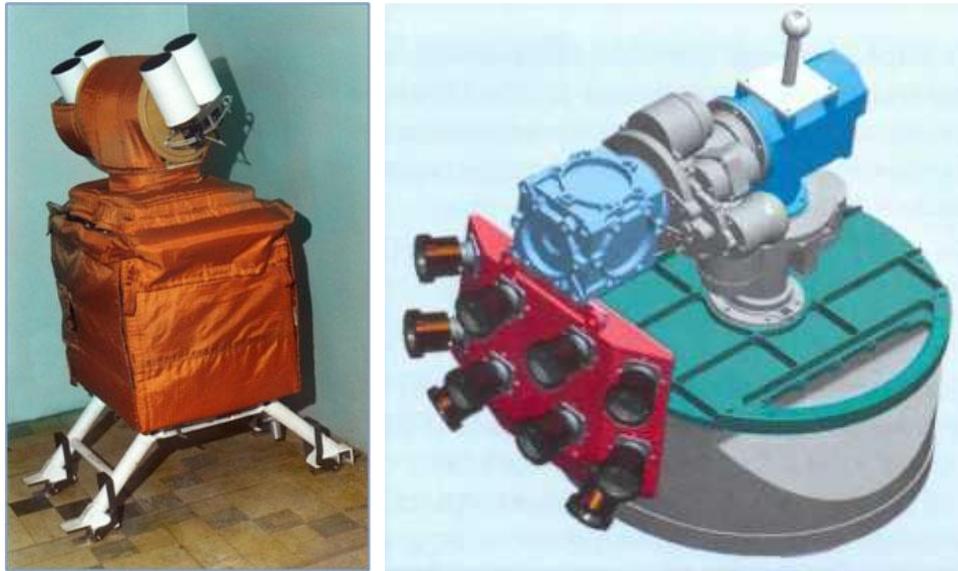


Рисунок 3.85- Терминал для проведения экспериментов и бортовая платформа по лазерной связи

### ***Твердотельные модели устройств ВРЛ и МЛСПИ***

На рисунке 3.86 представлены твердотельные модели устройств высокоскоростной радиолинии и межспутниковой лазерной системы передачи информации. На рисунке 3.87 представлены упрощенные твёрдотельные модели элементов и сборка ВРЛ.

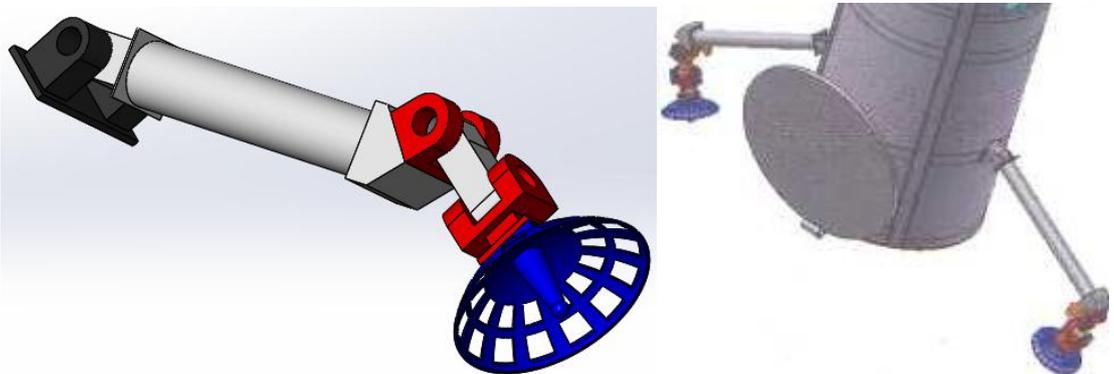


Рисунок 3.86 - Модель устройства высокоскоростной радиолинии

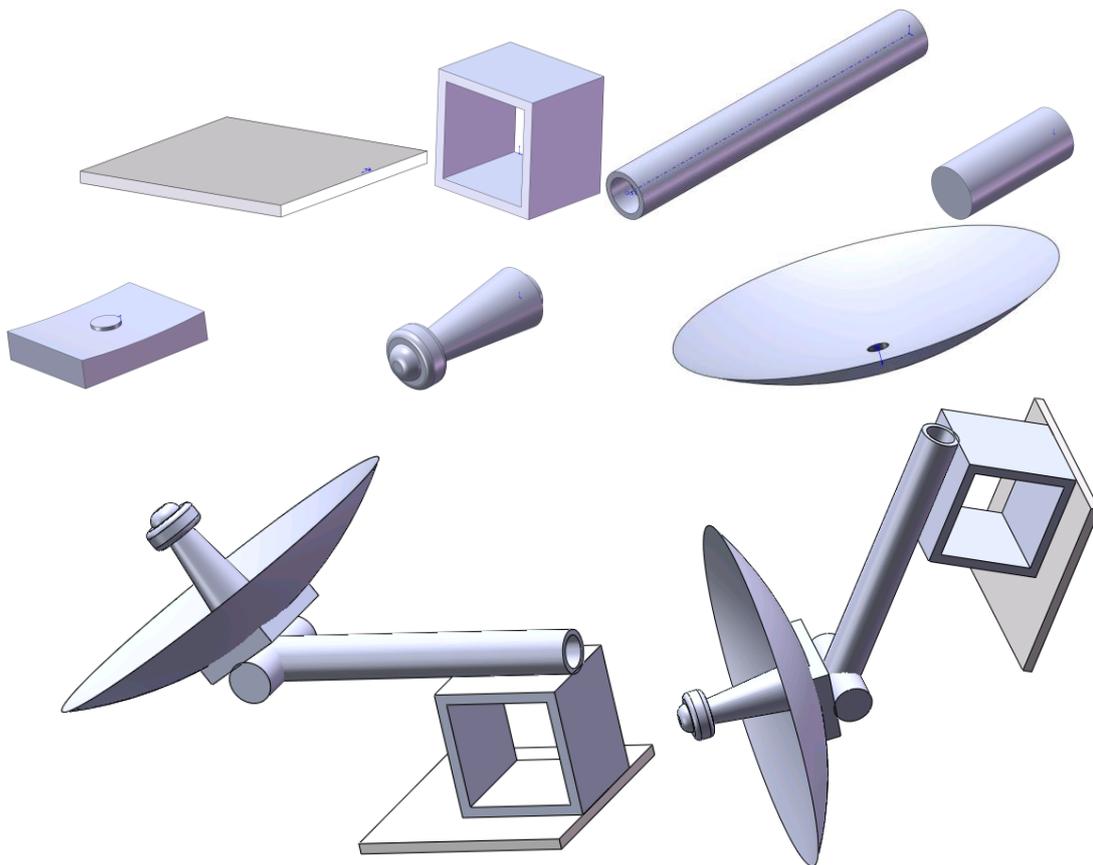


Рисунок 3.87 Твёрдотельные модели элементов и сборки ВРЛ

### ***Разработка других элементов целевой аппаратуры***

Иногда к целевой аппаратуре относят устройства системы управления движением КА, так как для КА ДЗЗ высокодетальные снимки могут быть получены в движении при определённых прецизионных пространственных разворотах КА. К таким устройствам относят звёздные координаторы и силовой гироскопический комплекс.

На рисунке 3.88 показана фотография звёздного координатора (телескоп и блок приборов - слева) и твердотельная модель (справа) установки (сборки) ЗК, состоящей из пары звёздных координаторов (другой конструкции). На рисунке 3.89 показана твердотельная модель сборки звёздных координаторов, установленных на корпусе КА.

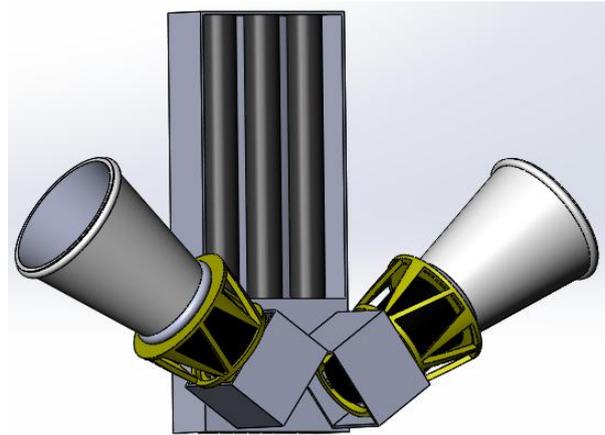
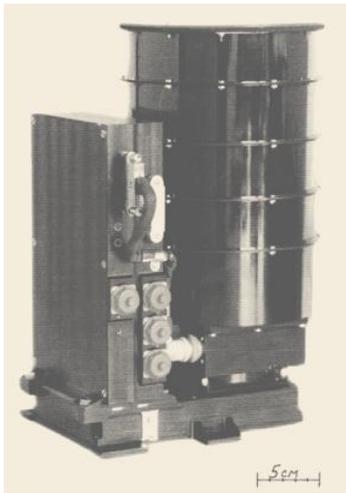


Рисунок 3.88 - Звёздный координатор и модель сборки ЗК на корпусе КА

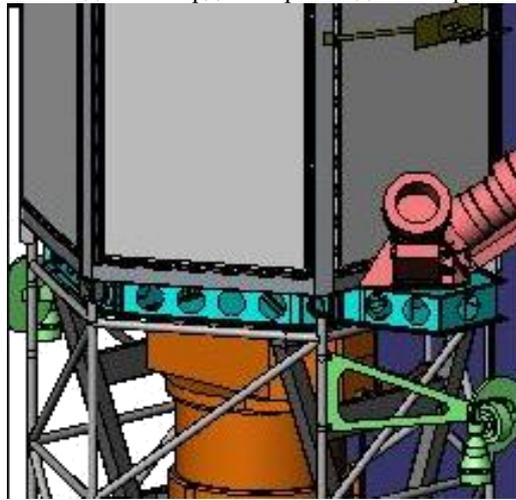
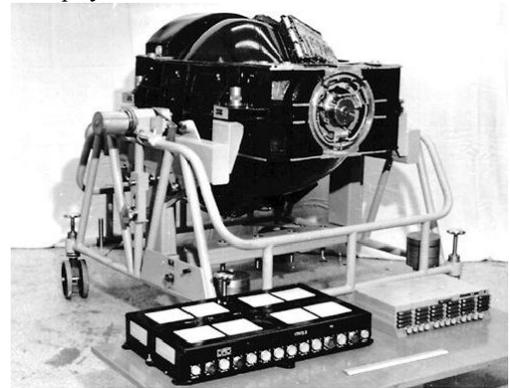


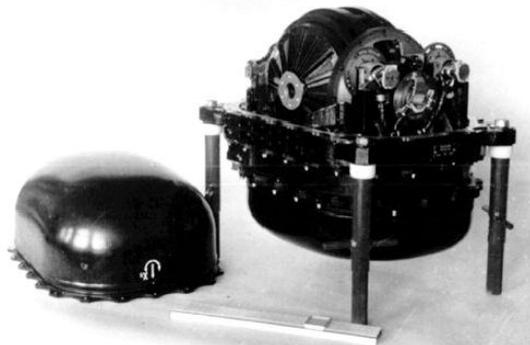
Рисунок 3.89 – Сборка ЗК на корпусе КА



Гиродин НИИ командных приборов



Гиродин для МКС «Альфа»



Двухстепенный управляющий силовой гироскоп



Гиродины для астрофизических КА типа «Спектр»

Рисунок 3.90 - Силовые гироприборы различных типов

На рисунке 3.90 показаны фотографии некоторых типов силовых гиросприборов с элементами внутренних составных частей. На рисунке 3.91 показаны твердотельные модели некоторых типов силовых гиросприборов. В нижней правой части рисунка гиросприбор изображён в одном корпусе с приборами управления и элементами крепления.

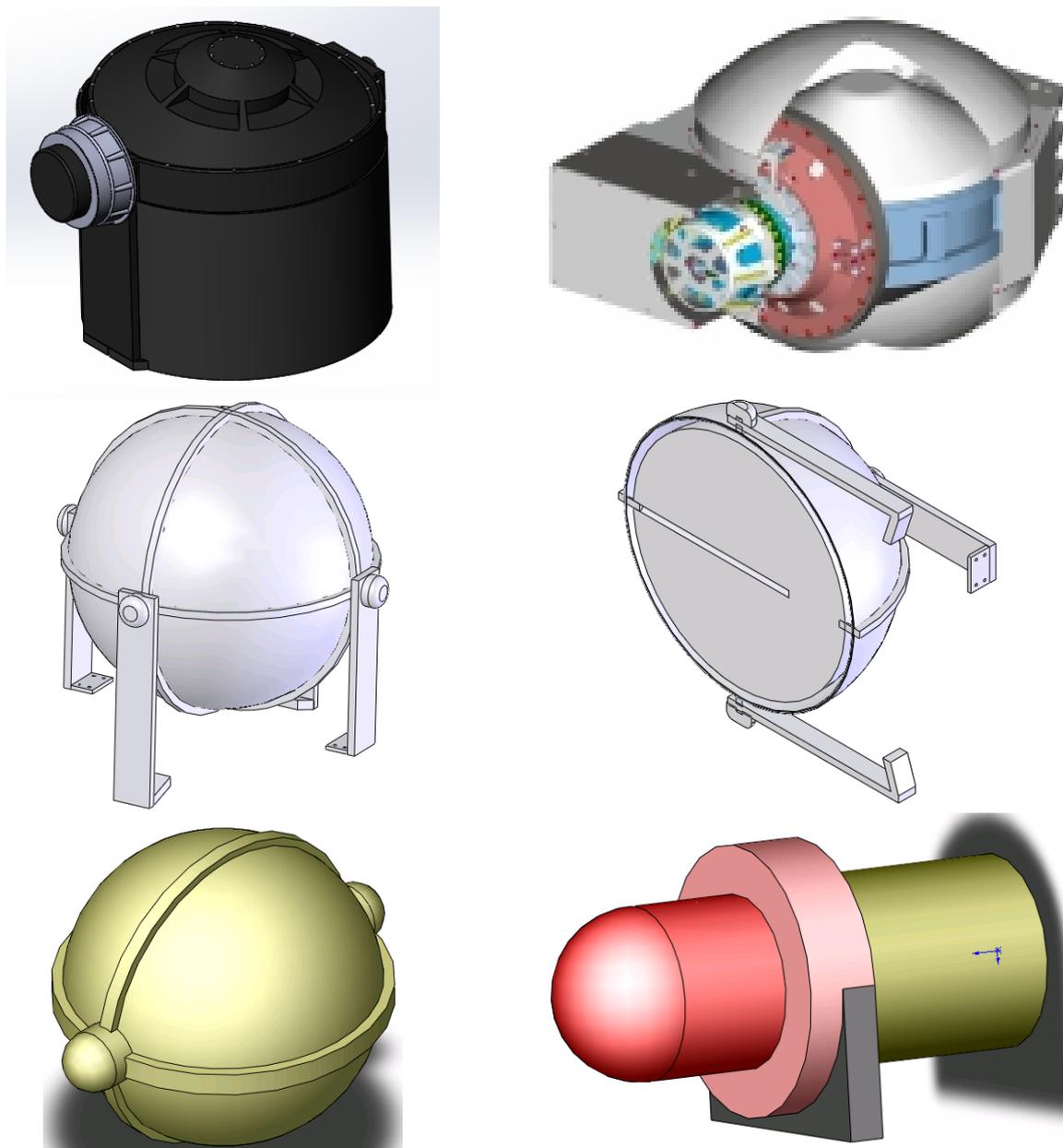


Рисунок 3.91 - Твердотельные модели некоторых типов СГ

### 3.3.5 Заполнение таблиц базы данных типовых элементов целевой аппаратуры КА ДЗЗ в системе твердотельного моделирования

Зная тактико-технические требования к космическому аппарату наблюдения, и выбрав состав целевой аппаратуры и бортовых систем можно в первом приближении рассчитать массогабаритные и энергетические характеристики КАН. Расчет таких

характеристик проводится с помощью программного обеспечения «Sintez 2», который использует статистические данные по характеристикам типовых элементов КА ДЗЗ.

В таблице 3.3 приведен состав библиотеки типовых составных частей космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. В правом столбце приведены имена файлов, хранящих типовые характеристики данных элементов.

Таблица 3.3 – Статистические таблицы типовых элементов КА ДЗЗ

№ п/п	Описание элемента	Имя файла элемента
1	2	3
1	Сборка антенны ВРЛ	antenna
2	антенна командно-изменрительной системы	antenna_prostaya
3	бак окислителя	bak_fuel
4	бак горючего	bak_oxygen
5	одна из внутренних компонент ОЭТК	blenda_konicheskaya
6	одна из внутренних компонент ОЭТК	blenda_tzilindricheskaya
7	труба из сотопанелей	bolshoi_kusok_trub
8	элемент крепления гироскопа к стойкам	bolt
9	основная составляющая звездного датчика	cilindr_star_sensor
10	верхнее основания корпуса	dno
11	двигатель ориентации	dvig_orient
12	фотоэлементы солнечных панелей	fotoelem
13	основание боковых солнечных панелей	fotoelem_mal
14	основание солнечных панелей	fotofon_mal
15	элемент ОЭТК	fotopriemnoe_ustroistvo
16	гироскоп в сборе	giro
17	инфракрасный датчик в сборе	infradatchik
18	КА в сборе	ka
19	КДУ в сборе	kdu_v_sbore
20	конический элемент из состава КДУ	konus
21	антенна бортового синхронизирующего координатно-временного устройства	konus_antenna
22	корпусная часть КА	korpus
23	корпусная часть ОЭТК	korpus_oetk
24	корпус датчика Солнца	korpus_solnca
25	крепежный узел для солнечных панелей	krepeg_uzel
26	крепление между боковой и центральной СБ	krepl
27	корпус КДУ	krishka_kdu
28	заслонка объектива ОЭТК	krishka_oetk

Продолжение таблицы 3.3.

1	2	3
29	листовая часть боковых элементов корпуса КА	list_
30	внутренняя часть инфракрасного датчика	nachinka_infradatchika
31	внутренняя часть солнечного датчика	nachinka_soln_datchika
32	ОЭТК в сборе	oetk
33	переходный шпангоут	perehodnoi_shpangout
34	внутренний элемент ОЭТК	photokonus
35	основание крепежа звездных датчиков	prizma
36	боковой элемент корпуса в сборе	rama
37	донный элемент корпуса	rama_2
38	ребро корпуса	rib
39	основание антенны ВРЛ	shtat
40	панель с фотоэлементами (сборка)	sillovaya_panel
41	солнечная панель (сборка)	sillovaya_panel_sborka
42	скелетон КА	skeleton_main
43	солнечный датчик	solnca_datchik
44	сопло КДУ	soplo
45	элемент сотапанели	sota
46	сотопанель	sotopanel
47	"стакан" для сопла КДУ	stakan
48	зеркало антенны ВРЛ	tarelka
49	вторичное зеркало ОЭТК	vtorichnoe_zerkalo
50	звездный датчик в сборе	zv_datchik

При создании библиотеки был учтен состав бортовых систем и их элементов с наибольшими массами и габаритами. Каждая из созданных моделей модель параметризована – её размеры зависят от результатов расчета проблемно-ориентированной системы. Предусмотрено несколько вариантов конструкций некоторых из элементов. Рассмотрим несколько основных элементов подробнее.

#### ***Оптико-электронный телескопический комплекс***

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

На рисунке 3.92 представлено изображение 3D модели ОЭТК. Модель параметризована таким образом, чтобы все размеры зависели от параметров RADIUS и LENGTH. Модель ОЭТК состоит из следующих конструктивных элементов: корпус телескопа, силового шпангоута, главного зеркала, фотоприемного устройства, вторичного зеркала, бленд и крышки телескопа.

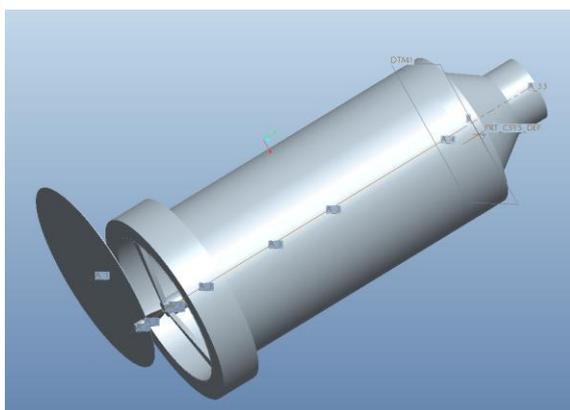
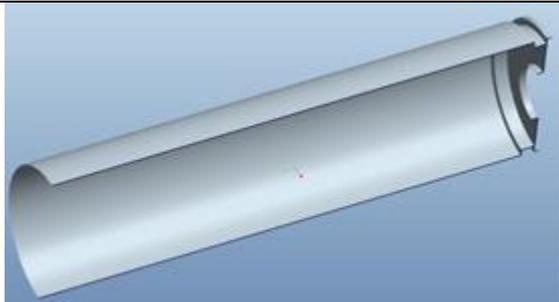
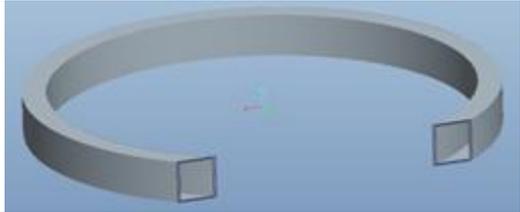
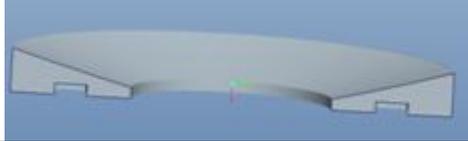
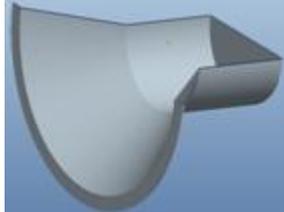
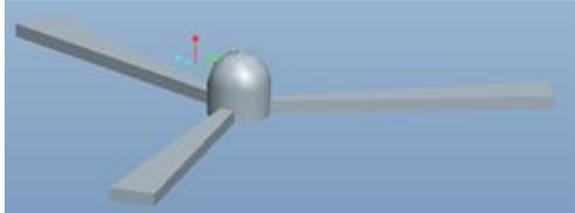


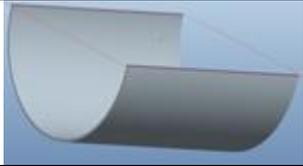
Рисунок 3.92 – 3D-модель ОЭТК в Pro/Engineer

В таблице 3.4 представлены изображения элементов ОЭТК и имена их используемых параметров.

Таблица 3.4 – Элементы ОЭТК

Имя элемента	3D модель	Используемые параметры
Корпус		RADIUS, INPUT_RADIUS, MIRROW_RADIUS
Силовой шпангоут		RADIUS, INPUT_RADIUS, MIRROW_RADIUS
Цилиндрическое зеркало		INPUT_RADIUS, MIRROW_RADIUS
Корпус фотоприемного устройства		RADIUS, INPUT_RADIUS, KDU_RADIUS
Вторичное зеркало		RADIUS

Продолжение таблицы 3.4

Имя элемента	3D модель	Используемые параметры
Бленда цилиндрическая		RADIUS
Бленда коническая		RADIUS
Шпангоут		RADIUS
Крышка		RADIUS

Выбор размещения комплексной двигательной установки на КА ДЗЗ ограничен в связи с тем, что сопловая часть двигателя должна располагаться на внешней поверхности КА или совпадать с ней. Кроме того, тяга двигателя должна проходить через центр масс КА.. В данной работе реализовано две конструктивные схемы КДУ: с передачей усилия на верхнюю часть приборно-агрегатного отсека и с передачей усилия на нижнюю часть приборно-агрегатного отсека.

На рисунке 3.93 представлен вид 3D модели одной из конструктивных схем исполнения КДУ.

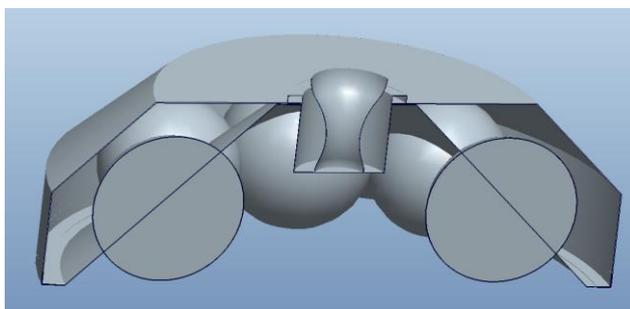
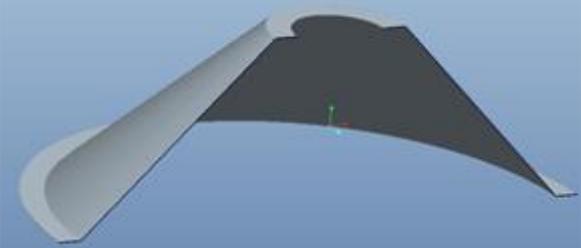
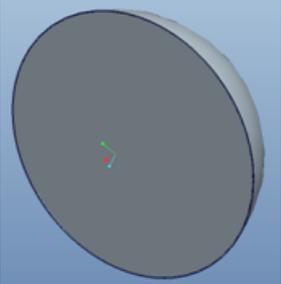
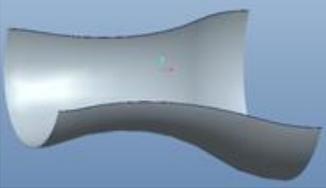
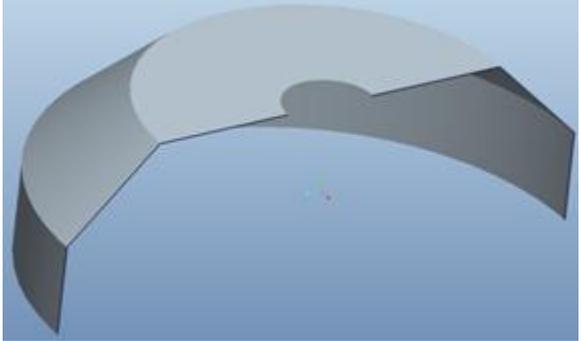


Рисунок 3.93 – 3D-модель КДУ в разрезе.

Сборка КДУ состоит из следующих конструктивных элементов: силового конуса, топливных баков КДУ, сопла, стакана, шпангоута для крышки, силового шпангоута для крепления КАН, обечайки, крышки.

В таблице 3.5 представлены изображения некоторых элементов КДУ и имена используемых ими параметров.

Таблица 3.5 – Элементы КДУ

Силовой конус		KDU_RADIUS
Топливо, Топливный бак (Окислитель, бак окислителя)		FUEL_RADIUS1, FUEL_RADIUS2
Стакан		KDU_RADIUS
Часть сопла ДУ		KDU_RADIUS
Шпангоут		KDU_RADIUS
Крышка		KDU_RADIUS

### ***Корпус космического аппарата***

Форма и геометрические размеры корпуса КА выбираются из условия возможности установки ОЭТК, размещения КДУ, приборов и других элементов. Корпус может иметь цилиндрическую форму, форму параллелепипеда, в основании которого может лежать квадрат, шестиугольник и др. Рассмотрим структуру шестигранного корпуса (рисунок 3.94). Сборка корпуса состоит из следующих конструктивных элементов: рамного корпуса, сотопанелей, трапециевидной панели и верхней пластины, разделяющей КДУ и ОЭТК.

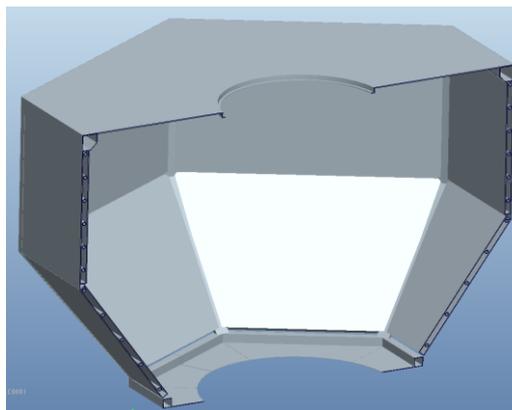
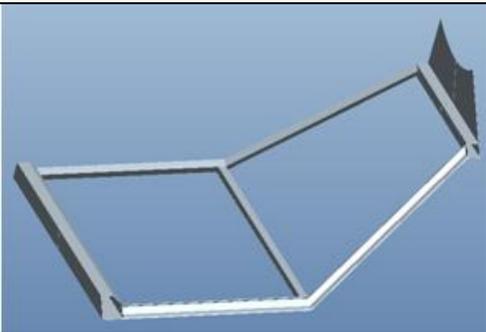
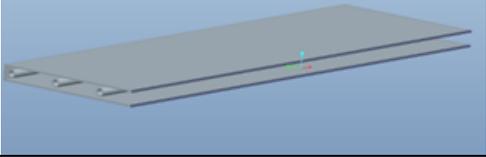
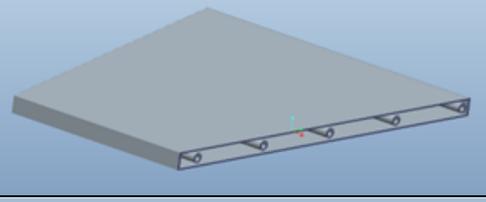
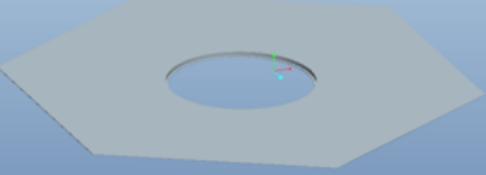


Рисунок 3.94 – Корпус КАН.

Сотопанели выполняют функций силовых элементов для установки приборов и других устройств. Кроме того, сотопанели выполняют роль радиаторов-охладителей системы обеспечения теплового режима КА. В таблице 3.6 приведены изображения конструктивных элементов корпуса и параметры, используемые для параметризации..

Таблица 3.6 – Элементы корпуса КА

Имя элемента	3D модель	Используемые параметры
Часть корпуса рамы		KDU_RADIUS, LENGTH, RADIUS
Прямоугольная сотопанель системы СОТР		KDU_RADIUS, RADIUS
Трапецевидная сотопанель системы СОТР		KDU_RADIUS, LENGTH
Верхняя плоская панель		KDU_RADIUS, RADIUS

**Топливные баки**

Элементы конструкции топливных баков – днища, шпангоуты и обечайки - выполнены для двух вариантов баков – цилиндрического (рисунок 3.95) и кольцевого (рисунок 3.96.)

Модель кольцевого бака строится из двух моделей цилиндрических оболочек (внешней и внутренней) и двух днищ, представляющих собой оболочки в виде половинок тора.

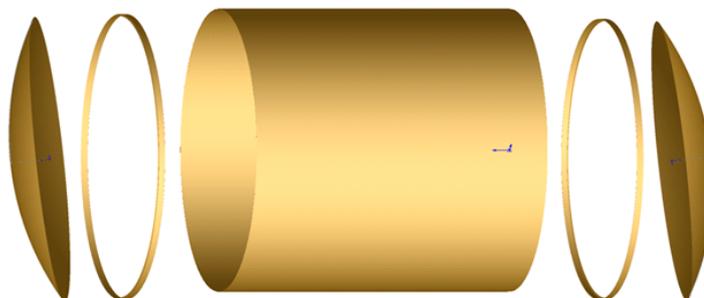


Рисунок 3.95 - Основные элементы цилиндрического бака

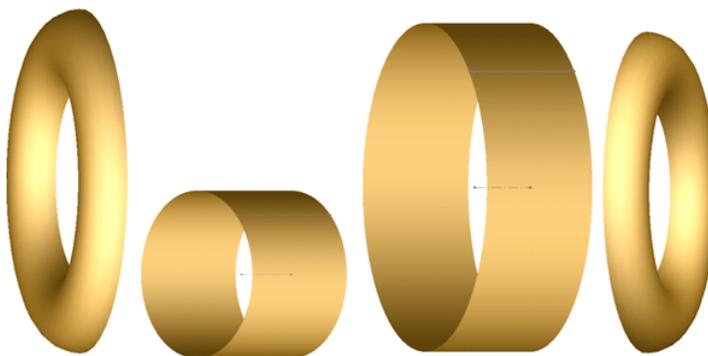


Рисунок 3.96 - Основные элементы кольцевого бака

### ***3.4 Разработка модуля для транспортного КА для программно-аппаратного комплекса***

#### **3.4.1 Программное обеспечение для проектно-баллистической оптимизации транспортных КА с ЭРДУ**

Блок проектирования транспортных КА содержит четыре модуля.

**Модуль проектирования и моделирования функционирования ТКА с ЭРДУ** вызывается при нажатии на кнопку анализ и синтез околоземной транспортной системы с электроракетными двигателями и решает задачи:

- определения оптимальных проектных параметров по критериям качества «минимальная масса на опорной орбите» или «максимальная масса полезной нагрузки на целевой орбите»;
- расчета баллистических характеристик прямого и обратного перелетов;
- формирования и визуализации оптимального проектного облика ТКА.

В данном модуле в качестве взаимосвязанных проектных параметров выступают:

- тип используемой энергоустановки (солнечная или ядерная);
- мощность энергоустановки;
- тяга двигательной установки;
- масса полезной нагрузки;
- стартовая масса ТКА;
- масса рабочего тела;
- массы основных систем;
- площадь панелей солнечных батарей (для СЭУ);
- площадь холодильника излучателя (для ЯЭУ).

На рисунке 3.97 представлена укрупненная блок-схема работы алгоритма работы блока проектирования и моделирования функционирования околоземного ТКА.



Рисунок 3.97 – Укрупненная блок-схема алгоритма работы блока проектирования и моделирования функционирования ТКА

Модуль проектирования и моделирования функционирования околоземного ТКА условно можно разделить на следующие составные блоки:

- блок оптимизации проектно-баллистических параметров и законов управления;
- блок баллистического моделирования;

- блок расчета геометрических характеристик и формирования проектного облика ТКА с помощью системы твердотельного моделирования SolidWork.

На рисунке 3.98 показана основная форма блока проектирования и моделирования функционирования ТКА. Запуск программы осуществляется с основной формы виртуальной лаборатории или запуском файла «ТКА.exe» из рабочей директории.

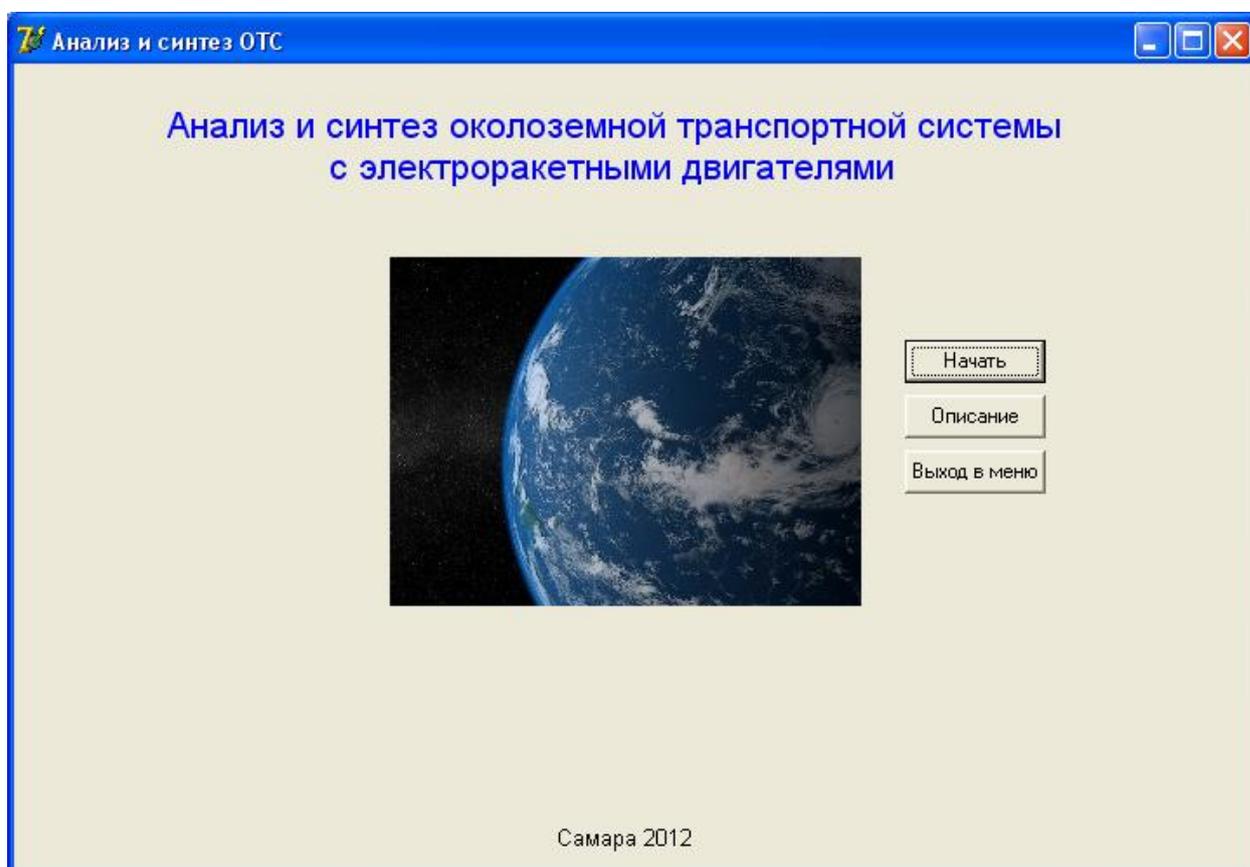


Рисунок 3.98 – Окно заставки блока проектирования и моделирования функционирования ТКА

При нажатии на кнопку «Начать», осуществляется переход в основную форму программы (рисунок 3.99), позволяющую управлять процессом оптимизации в диалоговом режиме. Здесь можно производить ввод исходных данных, выбор режима расчета, расчет проектных параметров ТКА, моделирование траектории движения и просмотр результатов расчета проектных и траекторных параметров.

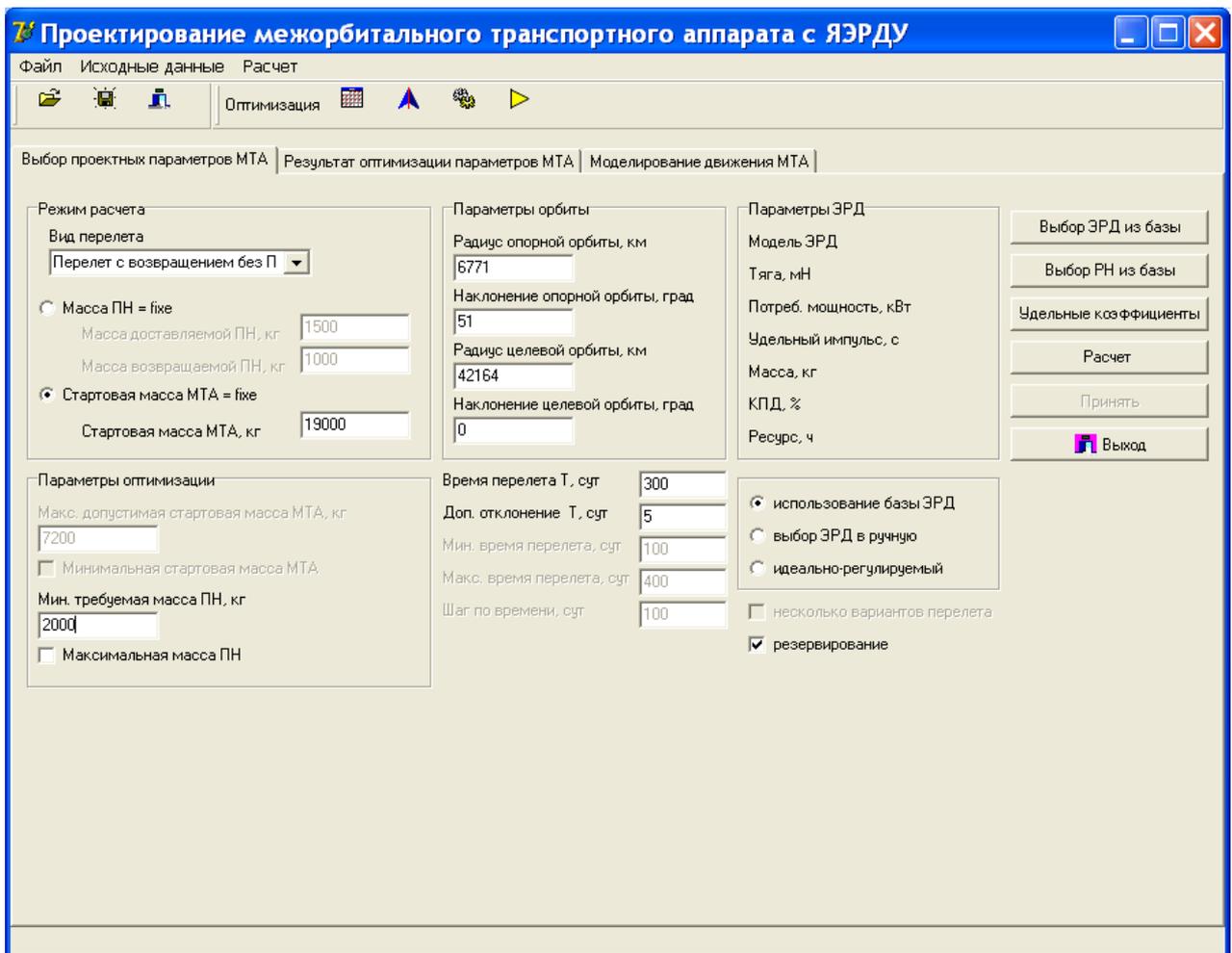


Рисунок 3.99 – Окно основной формы

В основной форме имеется три закладки: «Выбор проектных параметров ТКА», «Результат оптимизации параметров ТКА», «Моделирование движения ТКА». На вкладке «Выбор проектных параметров ТКА» осуществляется ввод исходных данных в соответствующие поля и расчет проектных параметров ТКА.

Каждая закладка позволяет осуществлять переход к одному из блоков программы. Рассмотрим назначение каждого блока более подробно.

Оптимизатор проектно-баллистических характеристик и законов управления реализует алгоритм оптимизации проектно-баллистических характеристик ТКА по заданным критериям качества и с учетом заданных ограничений.

Блок баллистического моделирования реализует моделирование процесса полета ТКА с учетом возмущающих сил действующих на ТКА. Этот блок позволяет рассчитать траекторию перелетов на целевую орбиту и возвращения на орбиту ожидания для заданной модели движения, а также оценить точность решения на этапе проектно-баллистической оптимизации. В этом же блоке реализовано отображение траектории и трассы ТКА для всех этапов движения.

Блок расчета геометрических характеристик представляет собой алгоритмическую реализацию математических моделей связи проектных параметров систем ТКА с их геометрическими параметрами. В этом блоке также осуществляется общая компоновка систем ТКА.

**Блок оптимизации проектно-баллистических параметров и законов управления**

В данном блоке программы реализован алгоритм оптимизации проектно-баллистических параметров ТКА с ЭРДУ.

В состав исходных данных входят:

- время перелета, допустимое отклонение времени перелета  $\Delta T$ ;
- удельные коэффициенты массовые характеристики энергодвигательной установки;
- масса полезной нагрузки или стартовая масса ТКА;
- параметры орбит - здесь указывается высота и наклонение для опорной и целевой орбит (рассматриваются только круговые орбиты) (рисунок 3.100);
- характеристики электроракетных двигателей - тяга двигателя, потребная мощность электрическая мощность, масса, КПД и удельный импульс.

Удельные коэффициенты задаются в окне задания удельных коэффициентов (рисунок 3.100), которое открывается при нажатии кнопки «удельные коэффициенты».

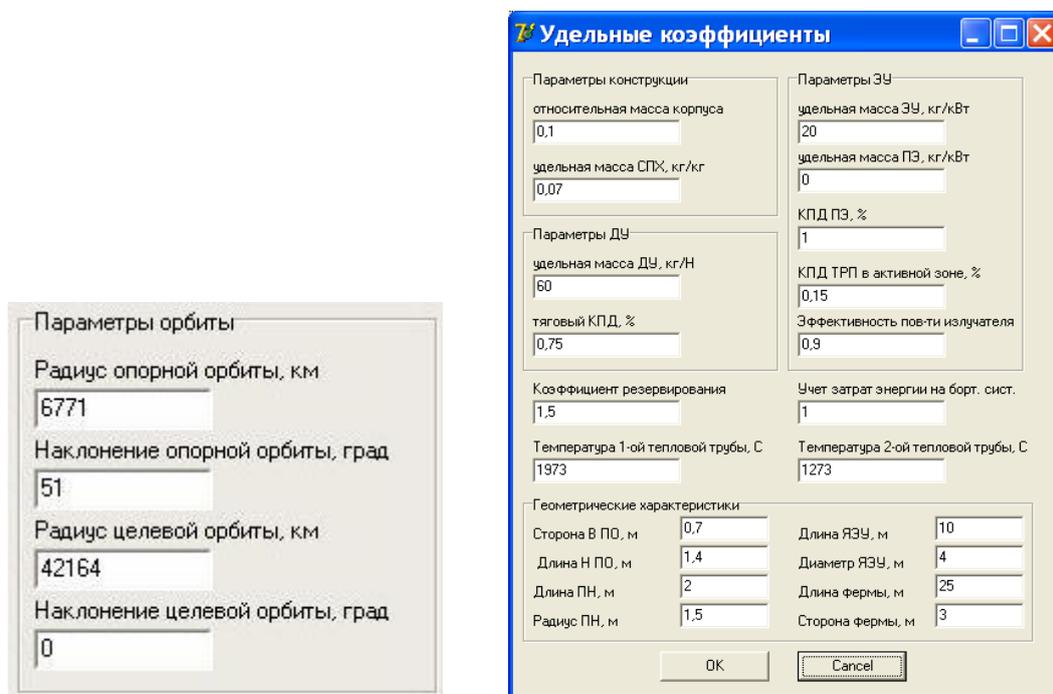


Рисунок 3.100 – Поля задания параметров орбиты и окно задания удельных массовых коэффициентов

При нажатии кнопки «Расчет» производится расчет проектных параметров ТКА. При оптимизации используется модель массы КА (раздел 2.16). Оптимизируется скорость

истечения рабочего тела. Расчет проектных параметров ТКА ведется по формулам (2.17). После вычисления оптимальной скорости истечения рабочего тела из базы данных выбирается двигатель с ближайшей фактической скоростью истечения. После чего проектные параметры пересчитываются.

Данный блок программного комплекса может производить расчет проектных параметров в нескольких режимах в зависимости от выбора типа перелета и критерия оптимизации. Блок схема алгоритма оптимизации проектно-баллистических параметров и законов управления показан на рисунке 3.101.

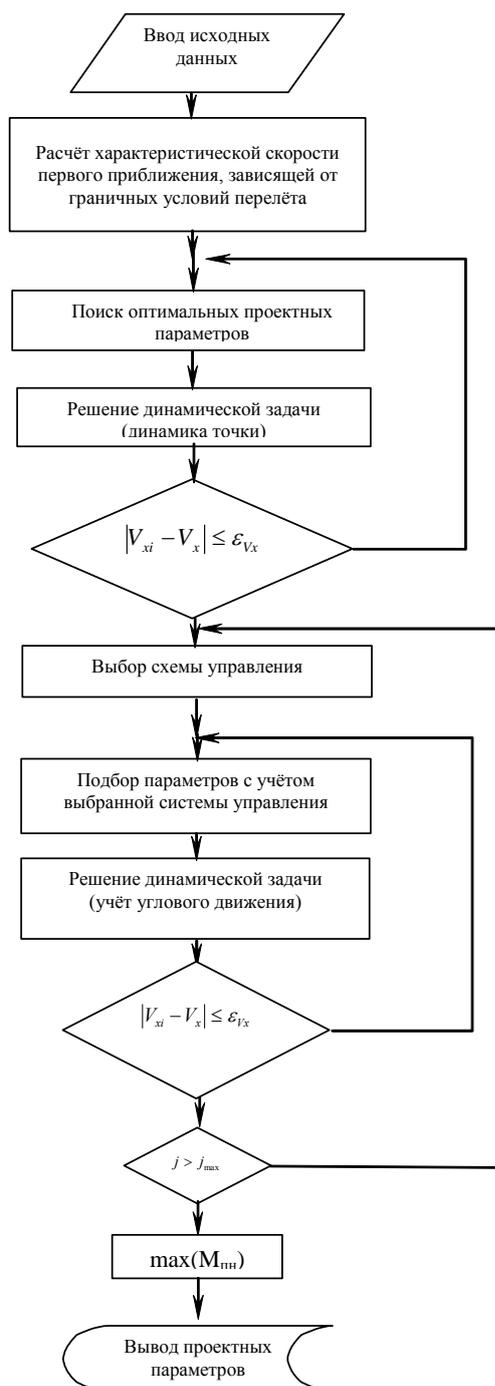


Рисунок 3.101 - Блок схема алгоритма оптимизации проектно-баллистических параметров и законов управления ТКА

Предусматривается проектно-баллистическая оптимизация для перелетов двух типов:

- без возвращения полезной нагрузки - доставка полезного груза  $M_{ПГ}$  на целевого орбиту и возвращение ТКА на базовую орбиту;
- доставка полезного груза  $M_{ПГ1}$  на целевую орбиту и возвращение некоторой полезной нагрузки  $M_{ПГ2}$  и ТКА на базовую орбиту.

На панели «Режим расчета» (рисунок 3.102) выбирается тип перелета (с возвращением некоторой полезной нагрузки на опорную орбиту или без возвращения), и собственно режим расчета, в зависимости от которого мы задаемся либо массой полезной нагрузки, либо стартовой массой.

Режим расчета  
Вид перелета  
Перелет с возвращением без П  
 Масса ПН = фикс  
Масса доставляемой ПН, кг 1500  
Масса возвращаемой ПН, кг 1000  
 Стартовая масса МТА = фикс  
Стартовая масса МТА, кг 19000

Рисунок 3.102 – Панель переключения «режим расчета»

Для обоих типов перелетов могут использоваться следующие критерии оптимальности:

- максимальная полезная нагрузка при фиксированной стартовой массе;
- минимальная стартовая масса при фиксированной полезной нагрузке.

При выборе возможности максимизации полезной нагрузки по стартовой массе КА может подбираться один из существующих ракетносителей. В окне выбора ракетносителя (РН) (рисунок 3.103) можно просмотреть характеристики современных РН, а также установить РН с помощью которой ТКА планируется выводить на промежуточную орбиту. При выборе РН программа отслеживает, чтобы стартовая масса ТКА не превышала максимальную массу ПН для выбранной РН. При установке флага «Считать орбиту стартовой» поля стартовая орбита в главной форме игнорируются и используются параметры орбиты выведения, установленные для данного РН.

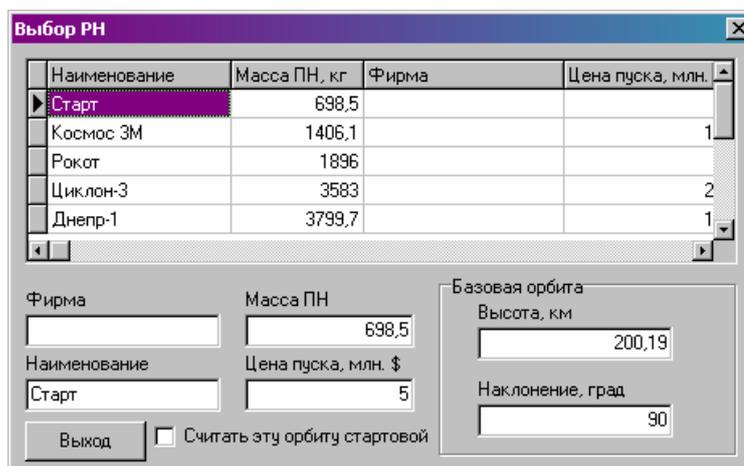


Рисунок 3.103 - Окно выбора РН

На панели «параметры оптимизации» (рисунок 3.104) выбираются параметры оптимизации. Здесь можно задать максимальную допустимую стартовую массу, либо минимально требуемую полезную нагрузку, тем самым сузить или расширить область выбора вариантов проектных параметров. Если включить флажки «максимальная масса полезной нагрузки» или «минимальная стартовая масса» в зависимости от выбранного режима расчета, то программа рассчитывает оптимальные проектные параметры ТКА для заданных исходных данных.

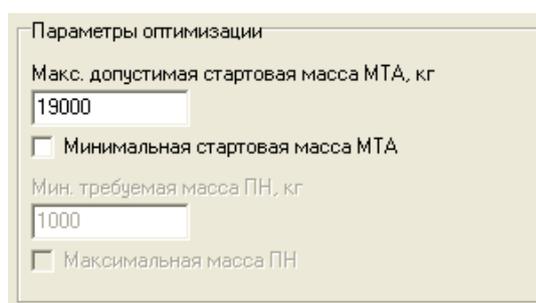


Рисунок 3.104 – Панель выбора «параметры оптимизации»

Блок оптимизации проектно-баллистических параметров может производить расчет проектных параметров ТКА как для идеально регулируемых, так и для реально существующих современных ЭРД. При этом используются характеристики российских и зарубежных электрореактивных двигателей, разработанных в ОКБ «Факел», Исследовательском Центре имени Келдыша, ЦНИИМАШ, «Snecma Moteurs», Boeing Electron Dynamic Devices [61, 141, 143]. Эти характеристики внесены в таблицу «Характеристики ЭРД» разработанной базы данных (см. рисунок 3.105).

При расчете параметров ТКА с учетом характеристик существующих двигателей реализуется алгоритм подбора необходимого количества двигателей в ДУ. При этом учитываются ограничения на ресурс двигателей. Если двигатель не удовлетворяет

требованиям по ресурсу, то расчет количества двигателей и проектных параметров ТКА не осуществляется.

Блок проектно-баллистической оптимизации может работать и в режиме проектного моделирования, т.е. расчет проектных и баллистических параметров не для оптимального, а для заданного двигателя (двигатель выбирается из базы вручную).

Блок переключателей (рисунок 3.106) задает алгоритм расчета: с использованием базы ЭРД, где осуществляется перебор всех имеющихся двигателей; расчет только для одного выбранного двигателя; расчет для «идеально регулируемого двигателя».

Код	Название	Тяга, мН	Удельный импульс, с	Потребляемая мощность, кВт	КПД, %	Ресурс, ч	Масса, кг	Тип дв
5	СПД-70	40	1450	0,65	48	3100	1,5	СПД
6	СПД-100	83	2500	1,221	83	7500	3,5	СПД
7	СПД-140	280	2500	4,5	60	10000	7,5	СПД
8	СПД-160	320	2600	6	50	14000	9	СПД
9	СПД180	550	2600	10	50	15000	10	СПД
10	СПД-200	500	2500	13	55	18000	15	СПД
11	СПД-290	1300	3300	25	60	27000	23	СПД
12	СПД-2300	98	3000	2,3	65	7000	3,5	СПД
13	КМ-5	140	1850	2,5	70	6000	3,4	ДАС
14	КМ-7	450	2500	7	75	8000	10	ДАС
15	КМ-32	15	1500	0,25	40	3000	1	ДАС
16	КМ-45	25	1700	0,42	40	3000	0	ДАС
17	КМ-60	50	1400	0,9	60	3000	2	ДАС
18	КМ-100	90	1500	2,3	69	6000	3,4	ДАС
19	Х-85М	85	3100	1,93	64	9000	3	СПД
20	T-100	83	1630	1,35	49	9000	3	СПД
21	T-160	288	1817	4,67	55	10000	8	СПД

Рисунок 3.105 – Окно выбора характеристик реальных ЭРД

Характеристики двигателя можно выбрать из базы данных. Для загрузки характеристик двигателя из базы данных необходимо перейти в режим выбора, нажав кнопку «Задать ЭРД из базы», после чего появляется окно выбора двигателя (рисунок 3.105), установить курсор в окне выбора двигателя на нужную модель двигателя и нажать на кнопку «ОК».

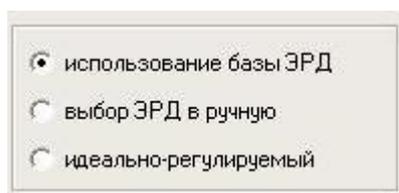


Рисунок 3.106 – Блок переключателей

При расчете параметров ТКА с учетом характеристик существующих двигателей время перелета, получившееся в процессе расчета, может несколько отличаться от требуемого. Поэтому необходимо задать допустимое отклонение времени перелета  $\Delta T$ .

Если время перелета не удовлетворяет условию  $T < T_3 + \Delta T$ , то такой вариант ТКА отбрасывается.

После выбора варианта проектных параметров, кликнув в таблице по соответствующей строке параметров, необходимо нажать на кнопку «Принять», после чего осуществляется переход на вкладку «Результаты оптимизации параметров ТКА», где выводятся все массовые характеристики основных систем ТКА, площадь холодильника излучателя, тип и количество двигателей с учетом резерва.

При нажатии кнопки «Выход» осуществляется выход из программы.

Результаты проектно-баллистической оптимизации или расчета выводятся на вкладке «Результат оптимизации параметров ТКА» (рисунок 3.107):

- масса полезной нагрузки;
- стартовая масса ТКА;
- тип двигателя;
- характеристики двигателя (удельный импульс, тяга двигателя);
- количество двигателей с учетом резерва;
- тяга электрореактивной двигательной установки;
- мощность энергоустановки;
- масса рабочего тела (на прямой и обратный перелет);
- длительность прямого и обратного перелета;
- масса энергоустановки;
- масса системы подачи и хранения рабочего тела;
- масса преобразователя энергии;
- масса двигательной установки;
- масса конструкции;
- площадь холодильника излучателя.

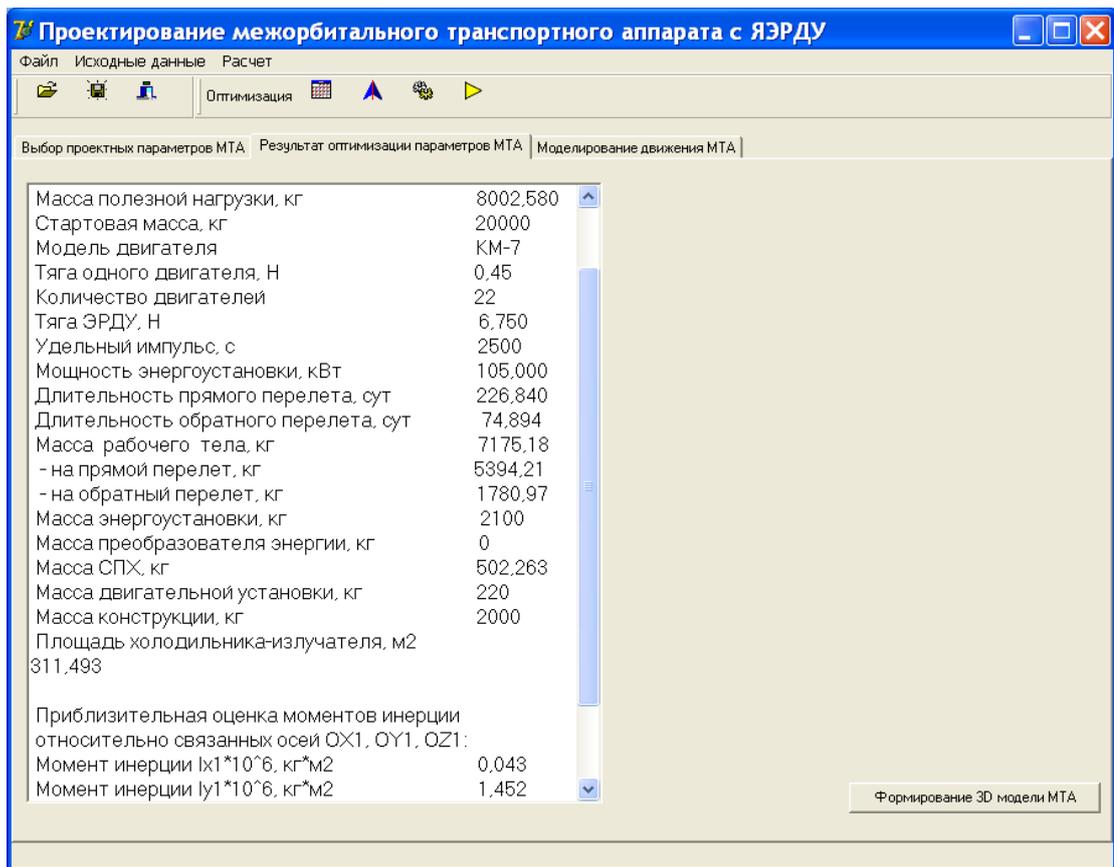


Рисунок 3.107 – Окно вывода результатов проектно-баллистической оптимизации ТКА

Найденные оптимальные проектно-баллистические параметры ТКА передаются в блок баллистического моделирования.

Моделирование функционирования околоземного ТКА осуществляется с учетом возмущений от нецентральности и несферичности гравитационного поля Земли и атмосферы Земли. В качестве уравнений движения используются уравнения возмущенного движения КА в оскулирующих элементах. Для моделирования движения используется процедура численного решения задачи Коши для системы обыкновенных дифференциальных уравнений методом Рунге-Кутты 4-го порядка с фиксированным шагом. В качестве исходных данных в блок моделирования передается требующаяся функция правых частей, а также интервал времени, на котором производится моделирование.

Кроме подпрограммы интегрирования в состав блока входит программа для визуализации траектории движения ТКА и построения трассы полета космического аппарата. Трассу можно построить полностью либо полностью - в режиме реального времени, либо на заданных витках движения. Номер витка, с которого начинается построение и которым заканчивается построение трассы, выбирается пользователем.

Моделирование траектории движения ТКА можно произвести на вкладке «Моделирование движения ТКА». При нажатии кнопки «Вычисление» производится

численное интегрирование уравнений возмущенного движения ТКА в оскулирующих элементах. Все траекторные параметры запоминаются в массиве данных.

Панель со вкладками «Графики» и «Трасса» предназначена для отображения результатов моделирования. На вкладке «Графики» можно построить зависимости траекторных параметров (радиус и наклонение орбиты) от времени перелета или от текущей характеристической скорости (рисунки 3.108 – 3.109). На вкладке «Трасса» можно построить трассу перелета ТКА полностью или по виткам (рисунок 3.110 – 3.111).

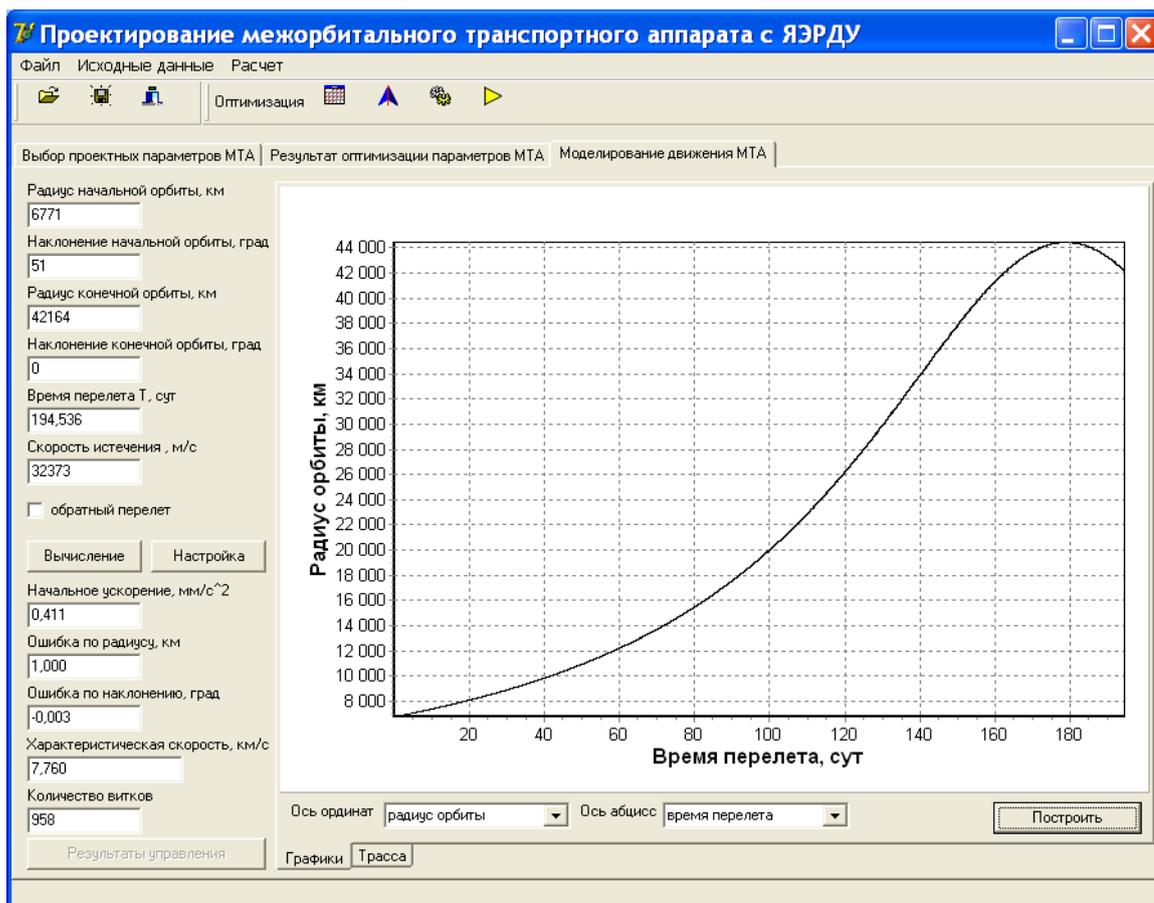


Рисунок 3.108 – Зависимость радиуса орбиты от времени перелета

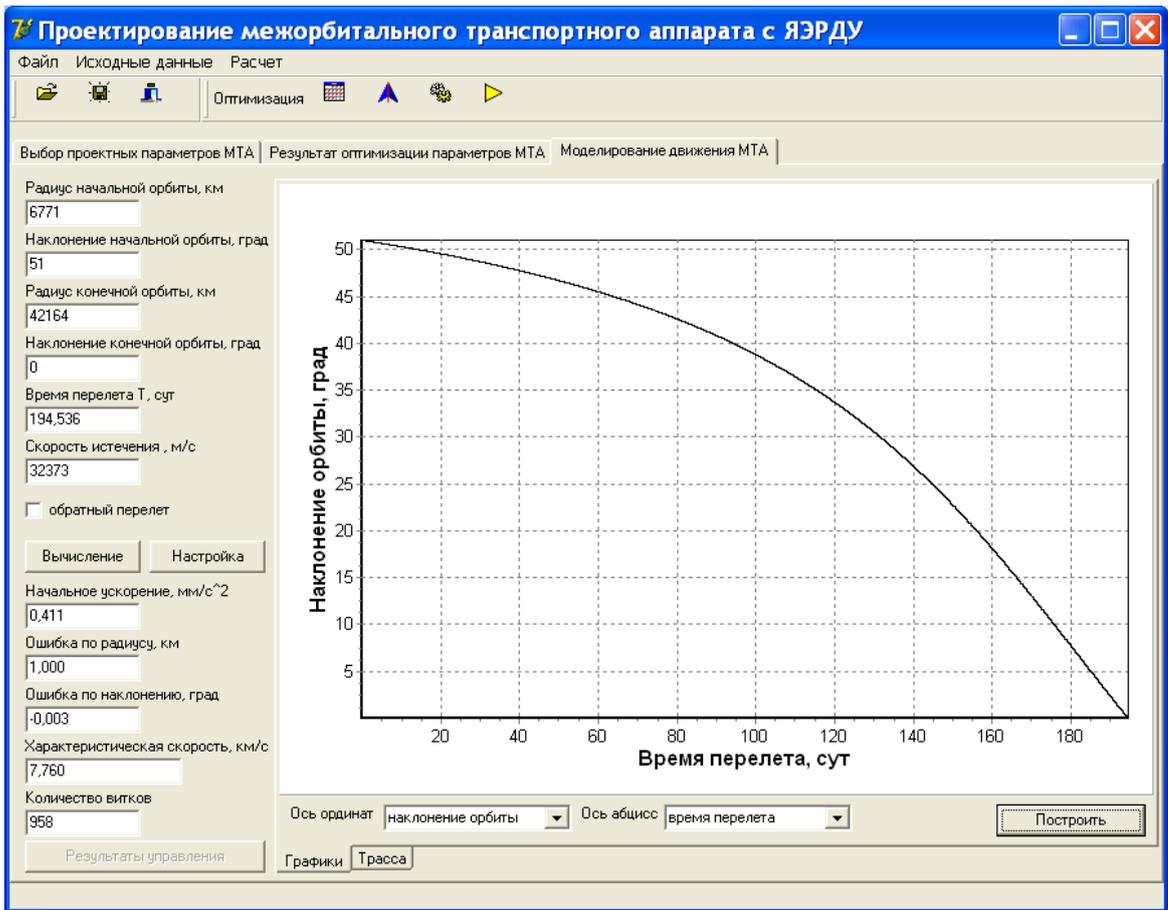


Рисунок 3.109 – Зависимость наклонения орбиты от времени перелета

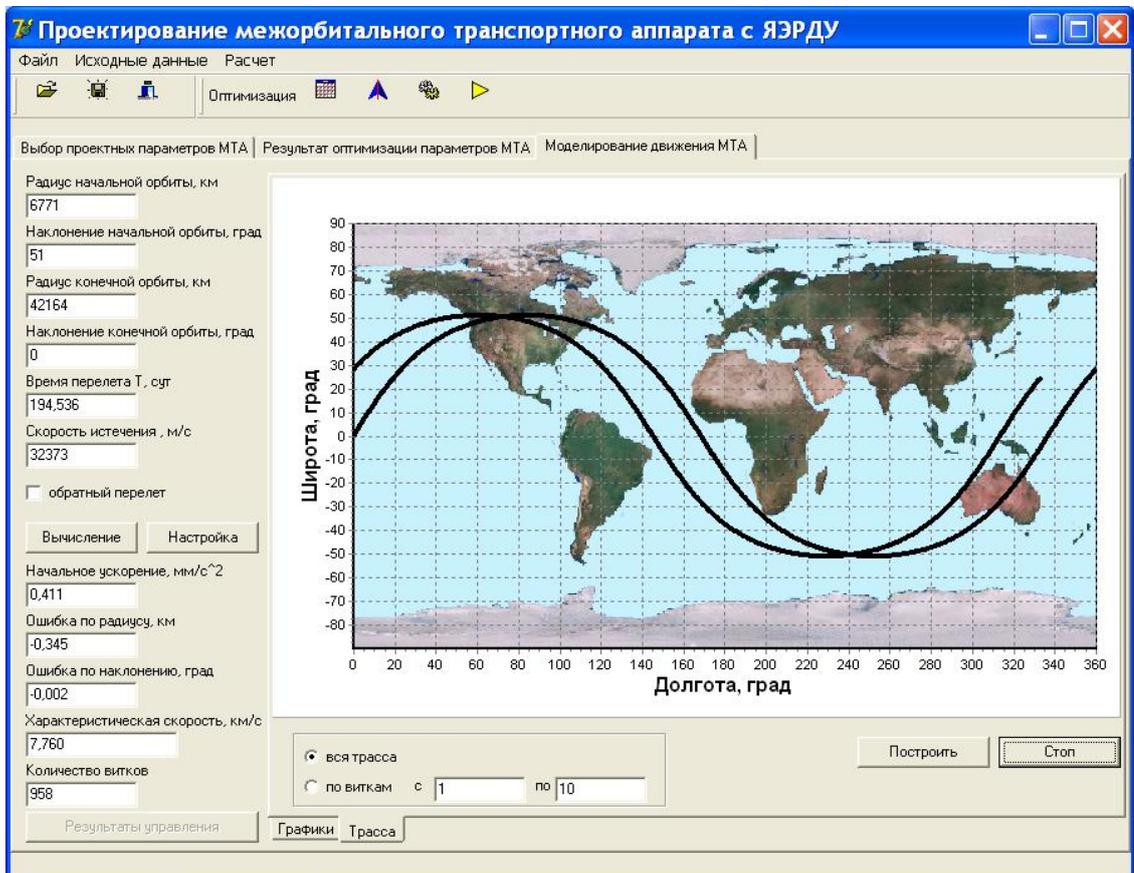


Рисунок 3.110 – Окно построения трассы (первых витков перелета)

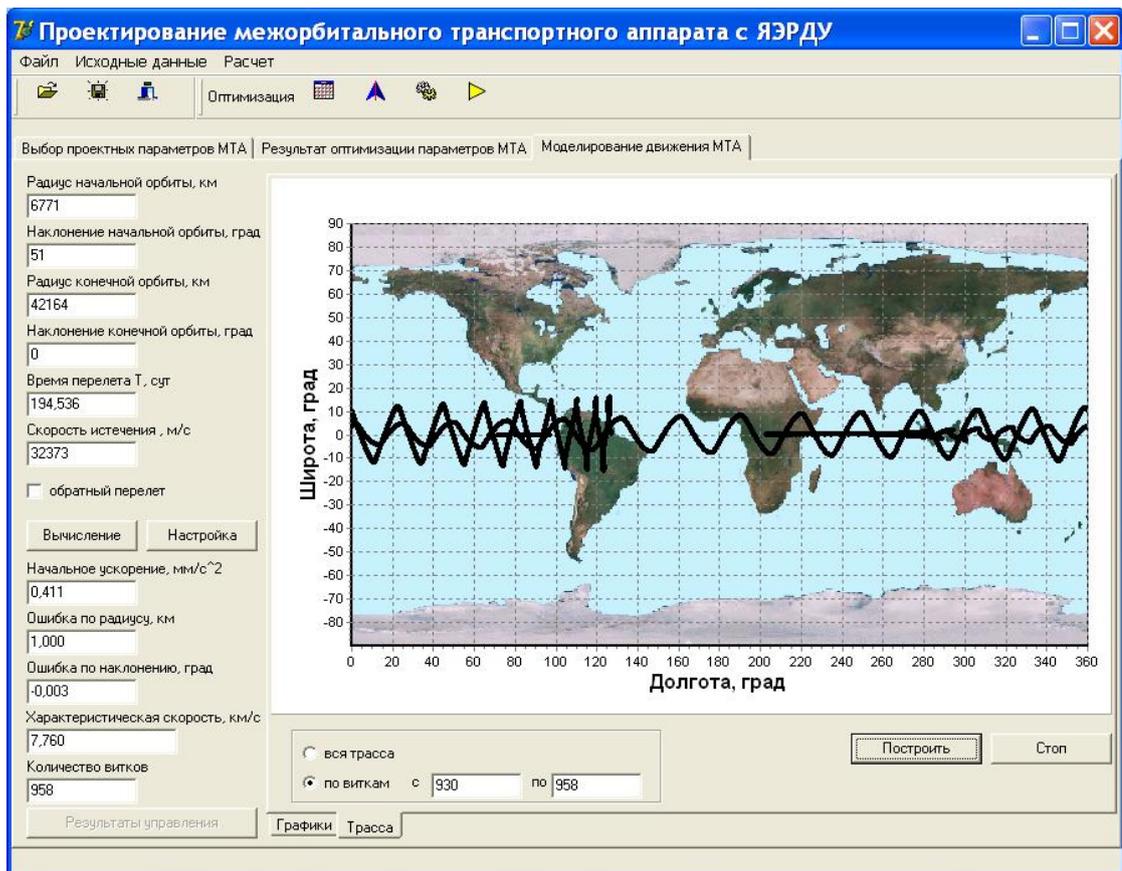


Рисунок 3.111 – Окно построения трассы (последних витков перелета)

Как видно из рисунка 3.111 на последних витках межорбитального перелета ТКА построение трассы замедляется, а потом как будто останавливается и начинает двигаться в обратную сторону. Это происходит вследствие того, что ТКА, достигнув максимального радиуса орбиты, разворачивается и начинает торможение, при этом радиус орбиты уменьшается до радиуса ГСО. В зависимости от выбора шага интегрирования и требуемой визуализации баллистическое моделирование может занимать от нескольких секунд до нескольких минут.

Моделирование движения позволяет оценить точность решения задачи на этапе оптимизации. Если полученные проектно-баллистические параметры и результаты баллистического моделирования устраивают пользователя (по точности выведения и выполнению ограничений), то проектные параметры передаются в блок расчета геометрических характеристик.

В блоке расчета геометрических характеристик производится вычисление геометрических характеристик для каждой из систем космического аппарата. В качестве исходных данных выступают ранее рассчитанные основные проектные параметры. С помощью математических моделей связывающих проектные параметры систем ТКА с их геометрическими параметрами получаем длину и ширину солнечных батарей, размеры охладителей ядерного реактора, число двигателей и габаритные размеры двигательной

установки, размеры и количество баков для рабочего тела маршевой ДУ и двигателей системы управления и т.п.

По этим геометрическим параметрам с использованием параметризованной геометрической модели ТКА и базы графических примитивов строится твердотельная модель в системе SolidWorks. Автоматизация передачи данных между блоком расчета геометрических характеристик и пакетом SolidWorks производится с помощью COM API SolidWorks. На основе полученной твердотельной модели ТКА можно оценивать инерционно массовых характеристик, а построить более подробную конечно-элементную модель ТКА.

Алгоритм построения проектного облика КА по заданным геометрическим параметрам в системе параметрического твердотельного моделирования SolidWorks заключается в следующем. Предварительно подготавливаются параметризованные модели для каждой из систем КА, а также параметризованная сборка для моделирования всего КА в целом. Основные геометрические параметры систем КА заносятся в таблицы параметров моделей. Доступ к таблицам параметров осуществляется посредством COM API SolidWorks что позволяет в интерактивном режиме формировать проектный облик КА.

Для формирования твердотельной модели ТКА в SolidWorks необходимо нажать кнопку «Формирование 3D модели ТКА», после чего запускается Solid Works и строится модель ТКА. На рисунке 3.112 показана твердотельная модель ТКА с ЯЭУ, основные системы которого представляются в виде выбранных простейших фигур с равномерно распределенной плотностью. На рисунке 3.113 показаны результаты построения твердотельных проектных моделей для ТКА с СЭУ.

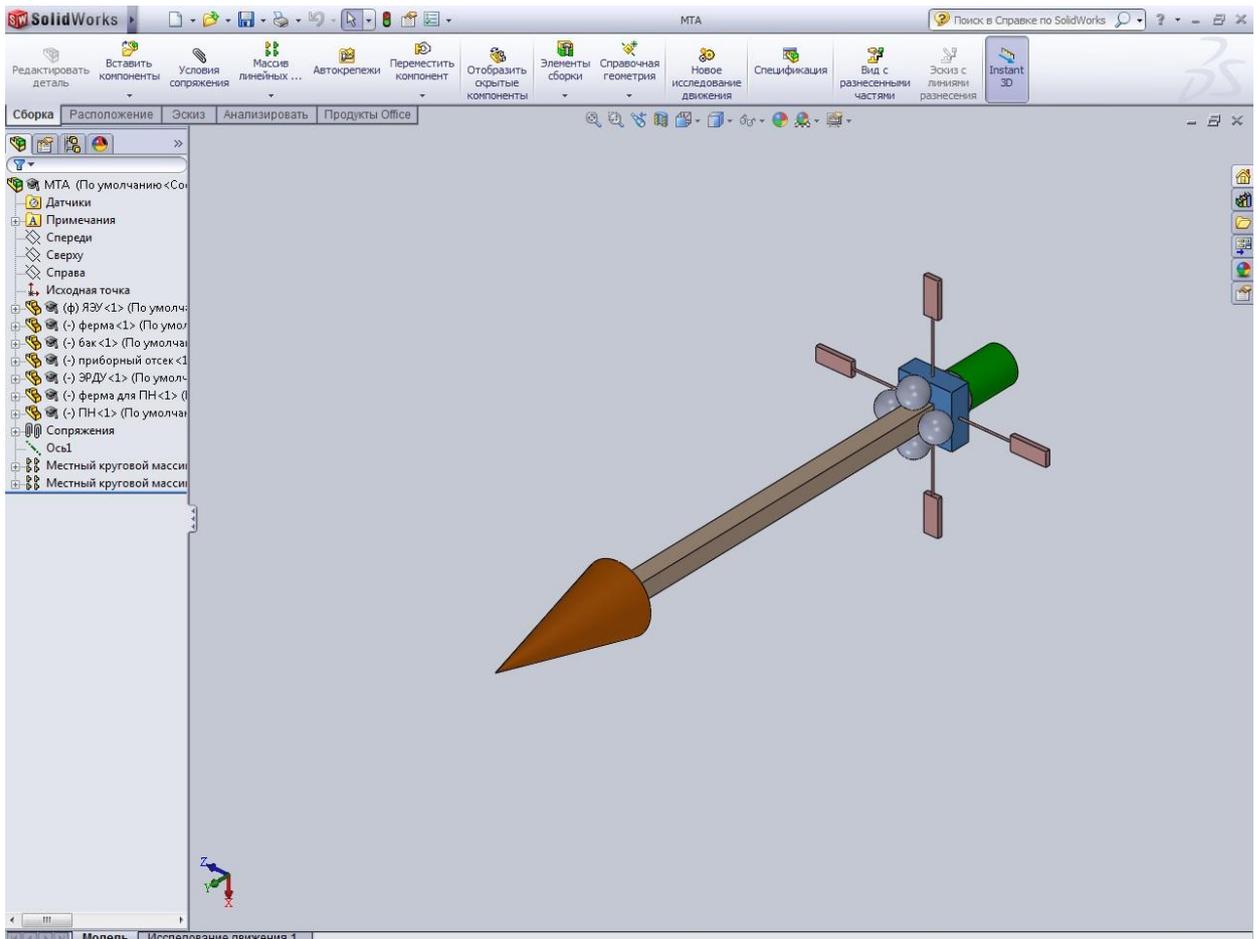


Рисунок 3.112 – Проектный облик ТКА с ЯЭУ, построенный в системе SolidWorks

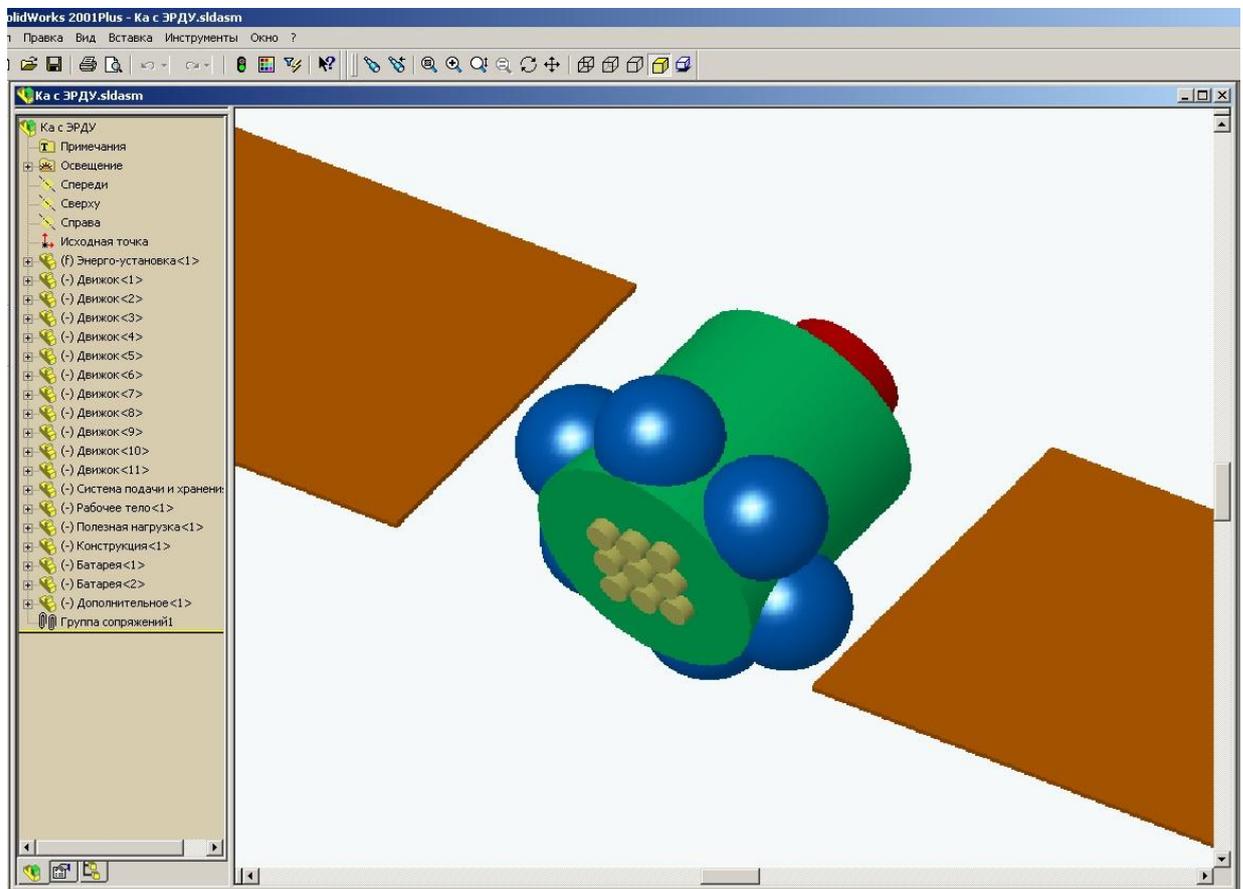


Рисунок 3.113 - Проектный облик ТКА с СЭУ для одного из вариантов проектных параметров

### **3.4.2 Программное обеспечение для проектно-баллистической оптимизации транспортных КА с использованием химического разгонного блока и ЭРДУ**

Для автоматизации расчётов проектно-баллистических параметров космического аппарата и трехмерного моделирования межорбитального перехода разработан специализированный программный комплекс. Укрупненная структура программного комплекса представлена на рисунке 3.114.

Структурно программный комплекс состоит из шести частей:

- модуль расчёта движения КА с ХРБ;
- модуль расчёта движения КА с ЭРДУ;
- модуль расчёта продолжительности пребывания КА с ЭРДУ в радиационных поясах Земли;
- модуль расчёта продолжительности пребывания КА с ЭРДУ в тени Земли и построения областей равной продолжительности теневых участков;
- модуль формирования проектного облика КА;
- модуль трехмерного моделирования межорбитального перехода.

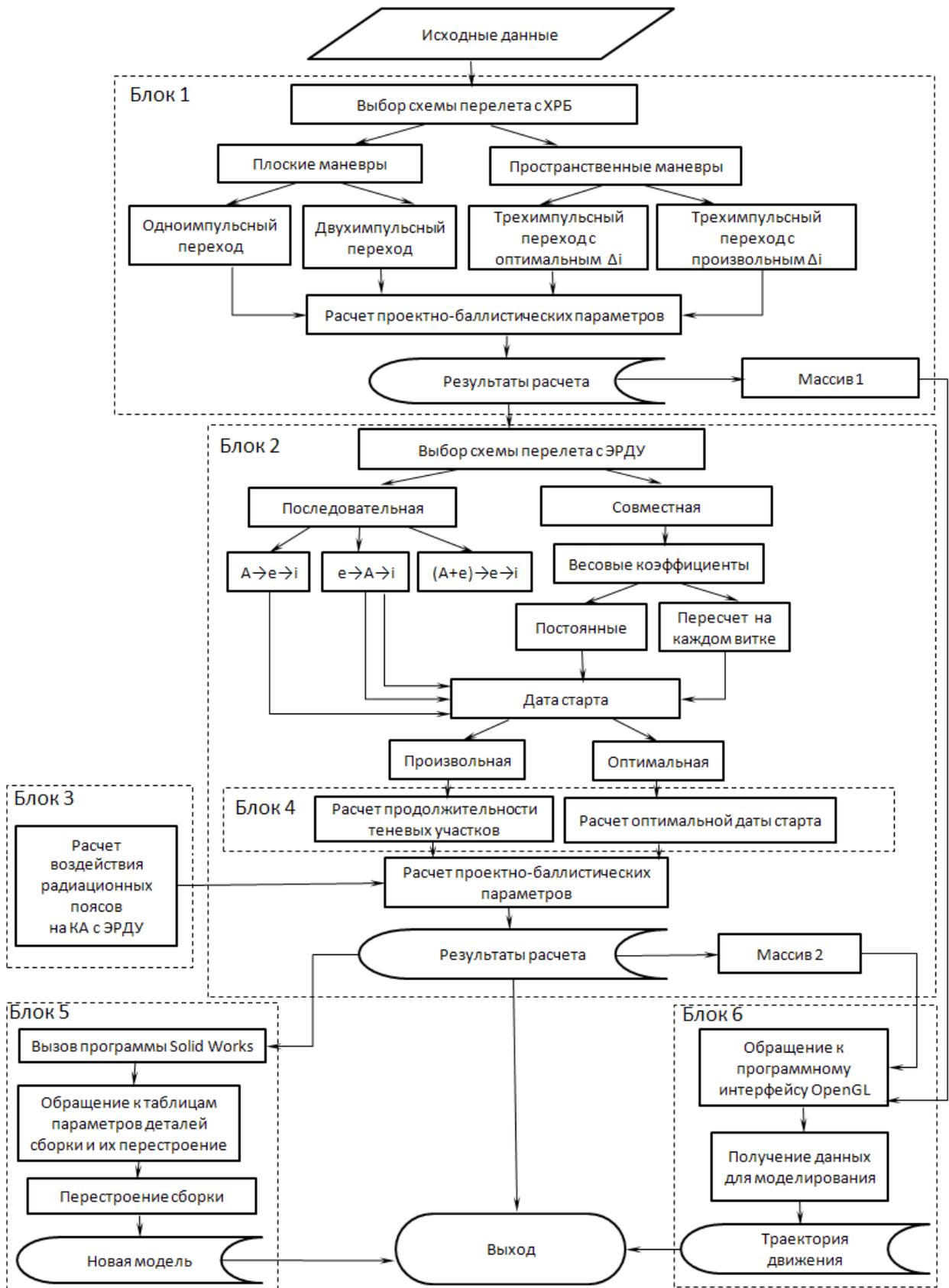


Рисунок 3.114 – Структура программного комплекса

Программа написана на языке Object Pascal в среде программирования Delphi 7 с использованием программного интерфейса (API) для разработки графических приложений OpenGL и системы твердотельного моделирования Solid Works 2004.

Разработанный программный комплекс предназначен для расчёта проектно-баллистических параметров комбинированных схем выведения на ГСО с последующим моделированием проектного облика КА и траектории межорбитального перехода.

Главное окно программы и окно ввода исходных данных показаны на рисунках 3.115, 3.116.

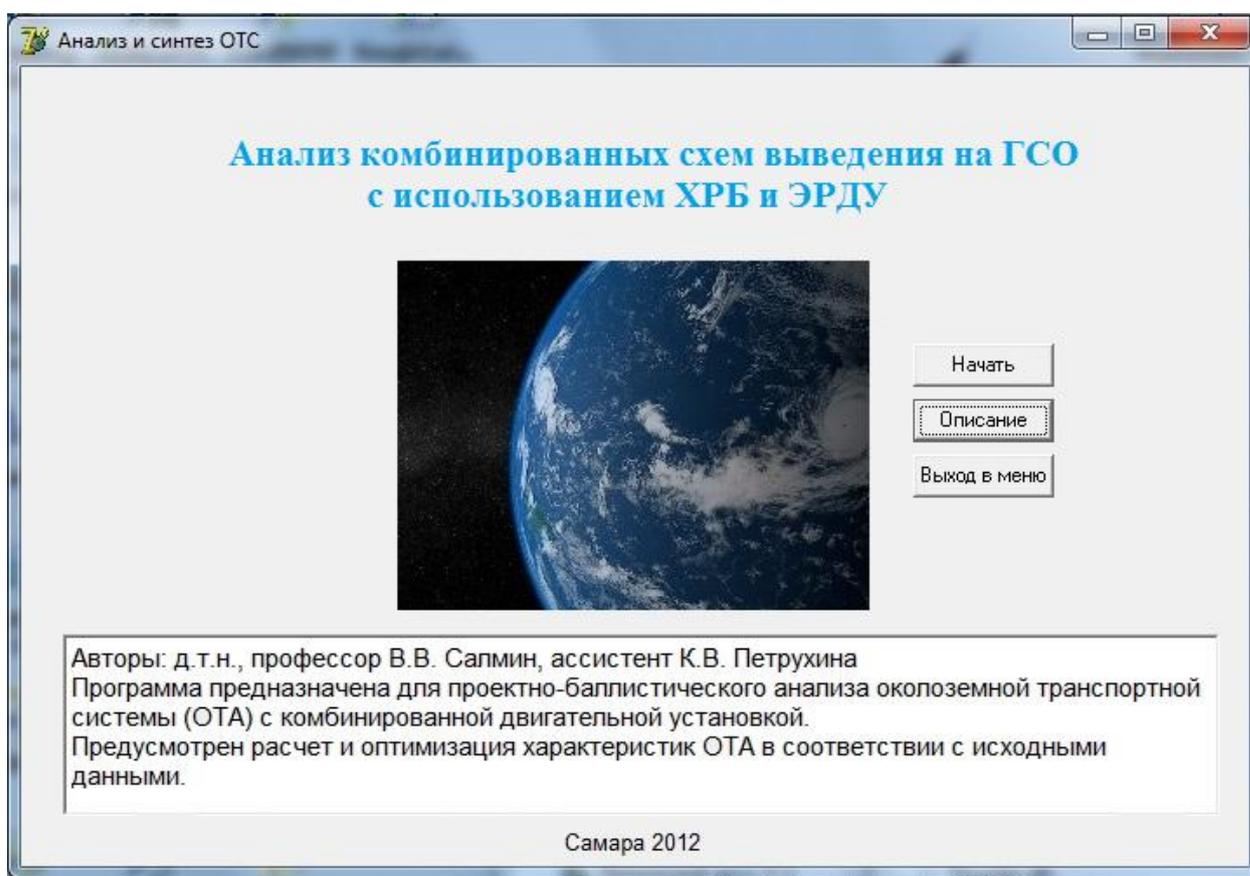


Рисунок 3.115 - Главное окно программы

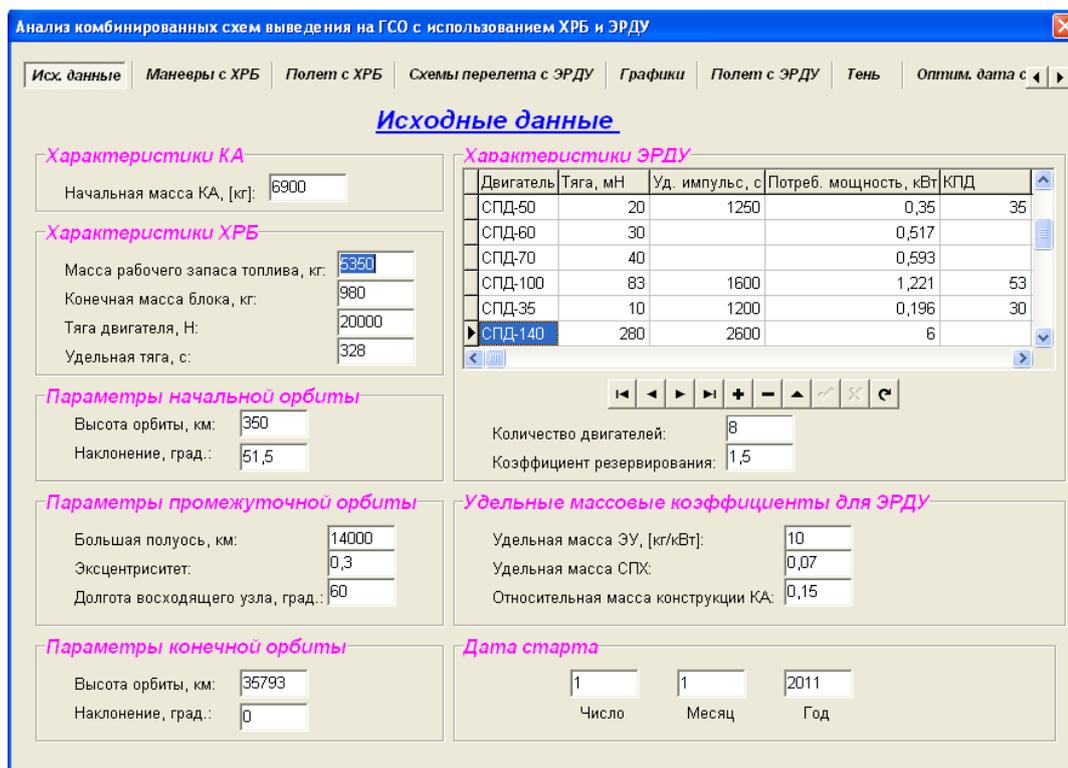


Рисунок 3.116 – Главное окно программы

Здесь производится выбор параметров начальной, промежуточной и целевой орбит, модели ЭРД и их количества, устанавливаются массовые параметры КА, дата старта.

Далее необходимо выбрать маневр перехода КА с ХРБ на промежуточную орбиту. Предложены компланарные (одноимпульсный и двухимпульсный) и некомпланарные (трехимпульсные) манёвры. Причем одноимпульсный манёвр оказывается возможным в случае равенства радиуса перигея промежуточной орбиты радиусу начальной орбиты.

Среди некомпланарных манёвров предложены два варианта:

- 1 – изменение наклона на достаточно малую величину вторым импульсом;
- 2 – изменение наклона на малую величину в два этапа – на первом и втором импульсах с оптимизацией разделения наклона между импульсами.

Производится расчёт проектно-баллистических параметров импульсного перехода. Возвращаемыми параметрами являются значения характеристической скорости, массы рабочего тела, времени работы двигателя и времени перелёта по переходным эллипсам, параметры полученной промежуточной орбиты. Значения указанных параметров рассчитываются по импульсам.

Далее производится выбор схемы перелёта КА с ЭРДУ после отделения ХРБ. Эти схемы отличаются последовательностью и характером изменения элементов орбиты. Для расчёта проектно-баллистических параметров реализуется процедура интегрирования системы дифференциальных уравнений в оскулирующих элементах методом Рунге-Кутты четвертого порядка с постоянным шагом. Возвращаемыми параметрами являются

величины большой полуоси, эксцентриситета, наклона, периода обращения, полного и моторного времени перелёта, числа витков и характеристической скорости на каждом этапе. Кроме того, осуществляется расчёт массовых параметров КА с ЭРДУ. Предусмотрена возможность графического отображения результатов моделирования.

Полученные значения проектных параметров служат основой для построения проектного облика КА с ЭРДУ в системе Solid Works 2004. В этом случае данные передаются в таблицу параметров Solid Works и производится перестроение облика межорбитального транспортного аппарата.

На основании результатов баллистических расчётов, организованных в массив, осуществляется трехмерное моделирование перелёта КА на ГСО.

### Модуль расчёта движения КА с ХРБ

Для расчёта проектно-баллистических параметров в главное окно осуществляется ввод исходных данных.

На следующей вкладке (рисунок 3.117) необходимо выбрать манёвр импульсного перехода.

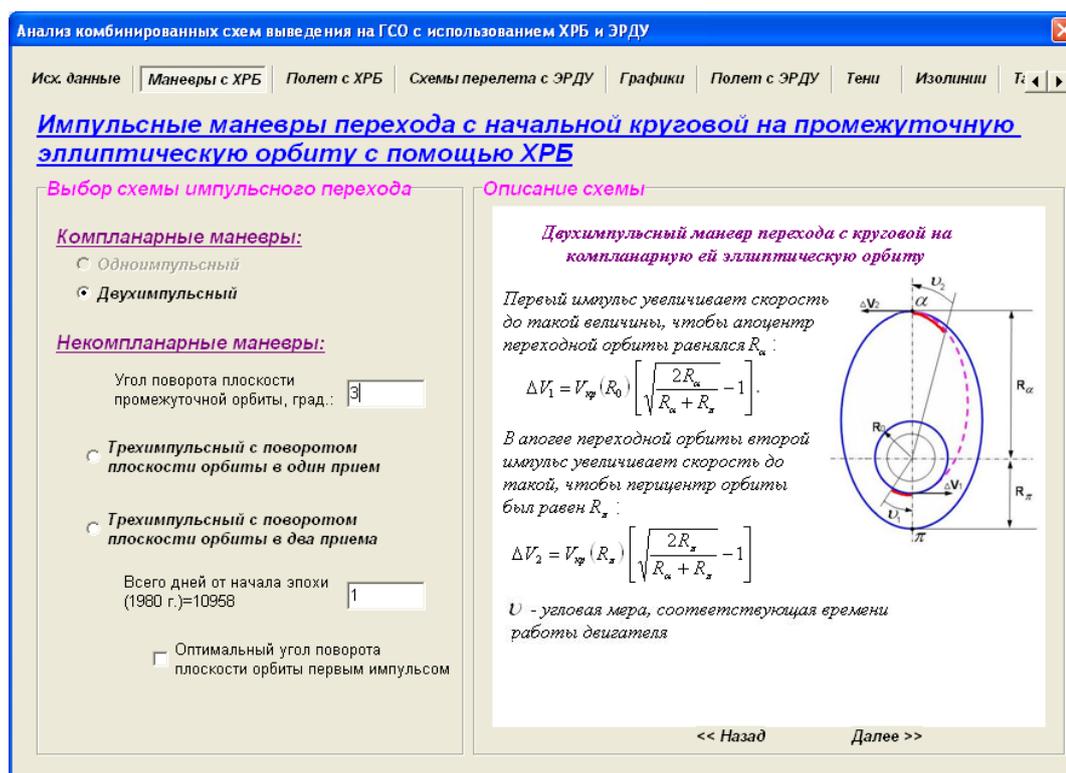


Рисунок 3.117 – Вкладка «Манёвры с ХРБ»

При нажатии на кнопку для перехода к следующей вкладке осуществляется расчёт проектно-баллистических параметров перелёта КА с ХРБ (рисунок 3.118).

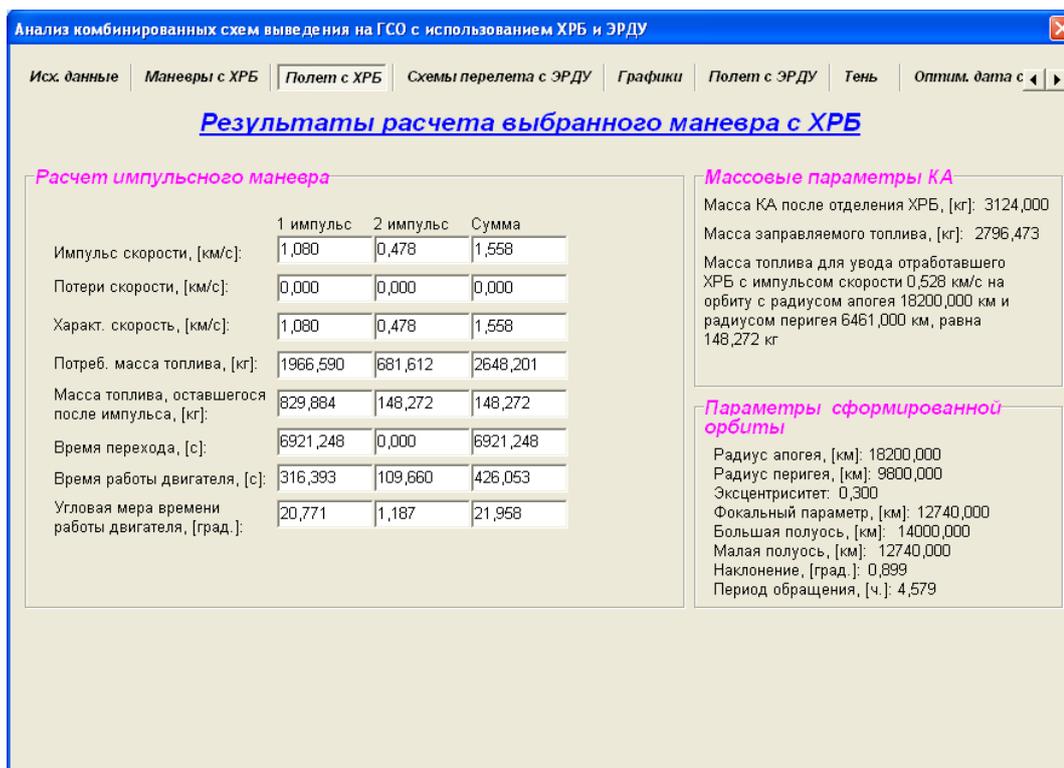


Рисунок 3.118 – Вкладка «Результаты расчета выбранного манёвра с ХРБ»

### Модуль расчёта движения КА с ЭРДУ

На вкладке «Схемы перелёта КА с ЭРДУ» (рисунок 3.119) можно выбрать закон управления элементами орбит. Справа дано подробное описание каждой из представленных схем.

Кроме того, здесь устанавливается режим работы ЭРДУ в тени Земли.

В случае выбора совместной схемы изменения элементов орбиты (схема «5») появляется возможность выбора значений весовых коэффициентов.

Анализ комбинированных схем выведения на ГСО с использованием ХРБ и ЭРДУ

Исх. данные | Маневры с ХРБ | Полет с ХРБ | Схемы перелета с ЭРДУ | Графики | Полет с ЭРДУ | Тень | Оптим. дата с

### Расчет перелета с промежуточной орбиты на ГСО с использованием ЭРДУ

**Порядок изменения элементов орбиты**

1. Большая полуось - эксцентриситет - наклонение
  - Схема №1.1
  - Схема №1.2
2. Эксцентриситет - большая полуось - наклонение
  - Схема №2.1
  - Схема №2.2
3. Большая полуось и эксцентриситет (трансверсальной тягой) - наклонение
  - Схема №3.1
  - Схема №3.2
4. Локально-оптимальная схема совместного управления большой полуосью, эксцентриситетом и наклоном орбиты
  - Схема №4.1**

ЭРДУ в тени Земли

Работает

Выключается

Весовые коэффициенты

пересчет на каждом витке

постоянные значения

**Начальные значения весовых коэффициентов**

по большой полуоси	0,333
по эксцентриситету	0,333
наклонение	0,333

**Описание схемы**

**Схема № 4.1**

При реализации этой схемы предполагается использование следующих законов управления элементами орбиты:

$$\begin{cases} \sin \lambda = \frac{A_r^*}{\sqrt{(A_r^*)^2 + (A_s^*)^2}}, & \sin \psi = \frac{A_r^*}{\sqrt{(A_r^*)^2 + (A_s^*)^2 + (A_w^*)^2}}, \\ \cos \psi = \frac{A_r^*}{\sqrt{(A_r^*)^2 + (A_s^*)^2}}. & \cos \psi = \frac{\sqrt{(A_r^*)^2 + (A_s^*)^2}}{\sqrt{(A_r^*)^2 + (A_s^*)^2 + (A_w^*)^2}}. \end{cases}$$

$$A_s^* = \alpha_1 \left( \frac{A}{A_0} - \frac{A_x}{A_0} \right) \cdot \frac{2A(1+e)}{A_0(1-e)} \cdot e \sin \vartheta + \alpha_2 e \cdot \sin \vartheta;$$

$$A_r^* = \alpha_1 \left( \frac{A}{A_0} - \frac{A_x}{A_0} \right) \cdot \frac{2A(1+e)}{A_0(1-e)} (1+e \cos \vartheta) + \alpha_2 e \cdot \frac{e \cos^2 \vartheta + 2 \cos \vartheta + e}{1+e \cos \vartheta};$$

$$A_w^* = \alpha_3 \cdot \frac{\cos u}{1+e \cos \vartheta}.$$

В этом случае происходит одновременное изменение большой полуоси, эксцентриситета и наклона орбиты.

Рисунок 3.119 – Вкладка «Расчёт перелёта с промежуточной орбиты на ГСО с использованием ЭРДУ»

Вкладка «Графики» (рисунок 3.120) предназначена для графического отображения результатов расчёта. Здесь задаются параметры интегрирования: шаг интегрирования по времени и точность выхода из цикла по элементам орбиты. При нажатии на кнопку «Построить» возможен просмотр графиков изменения элементов орбиты и углов ориентации вектора тяги в зависимости от времени перелёта или характеристической скорости.

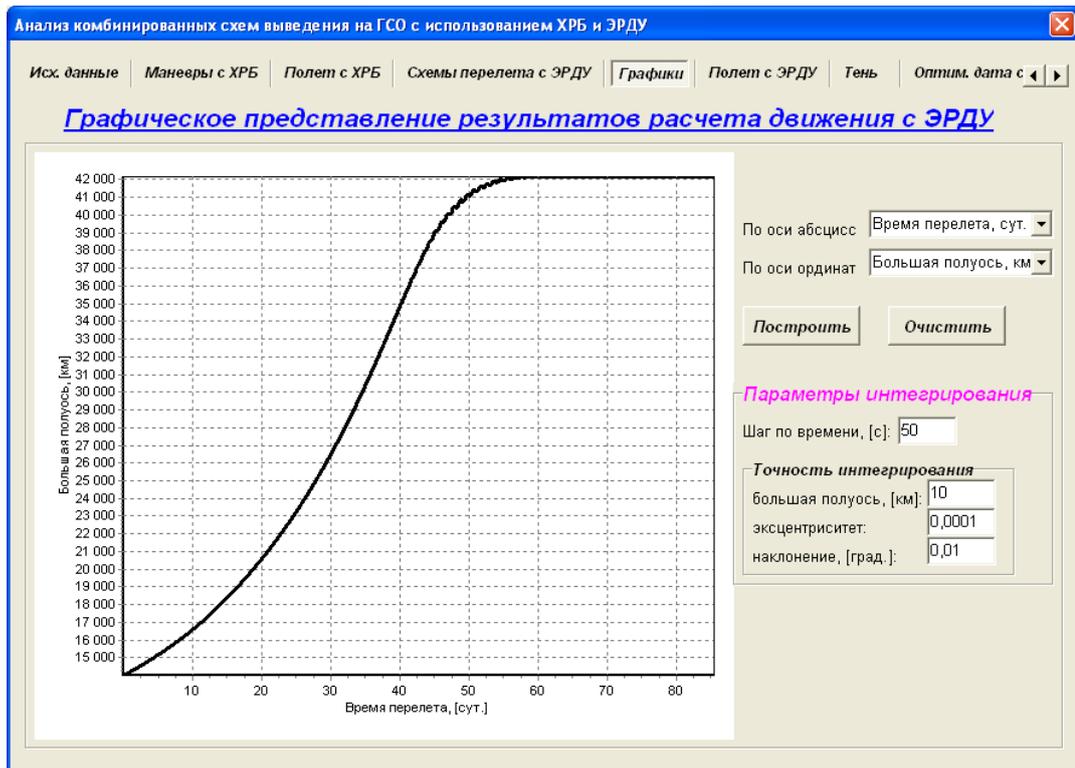


Рисунок 3.120 – Вкладка «Графическое представление результатов расчёта движения с ЭРДУ»

Результаты проектно-баллистического расчёта участка движения КА с ЭРДУ представлены на вкладке «Расчёт движения с ЭРДУ» (рисунок 3.121).

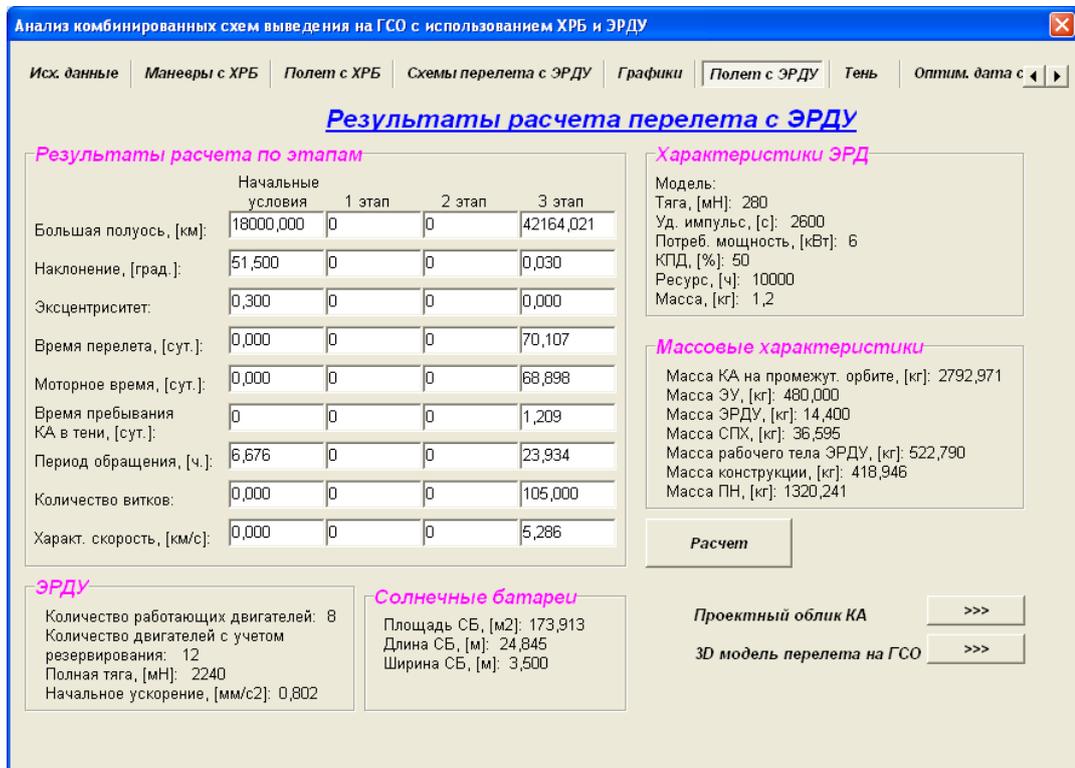


Рисунок 3.121 – Вкладка «Результаты расчёта перелета с ЭРДУ»

Модуль расчёта продолжительности пребывания КА с ЭРДУ в радиационных поясах Земли

На вкладке «Радиация» (рисунок 3.122) представлены зависимости интенсивности радиации и изменение энергосъёма солнечных батарей вследствие их деградации в зависимости от времени перелёта. Также производится расчёт времени пребывания КА с ЭРДУ в радиационных поясах Земли.

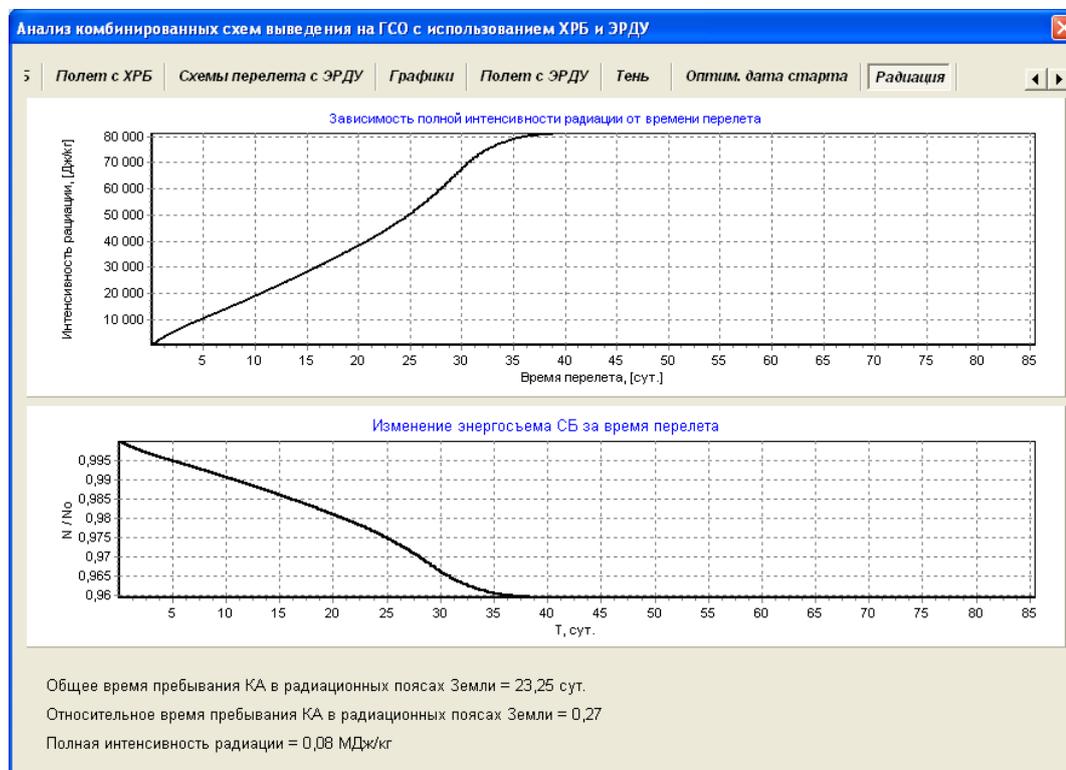


Рисунок 3.122 – Вкладка «Радиация»

Модуль расчёта продолжительности пребывания КА с ЭРДУ в тени Земли и построения областей равной продолжительности теневых участков

На вкладке «Тени» представлена зависимость времени пребывания КА с ЭРДУ в тени Земли, а также циклограмма работы ЭРДУ в случае, если предусматривается ее выключение на затенённых участках траектории.

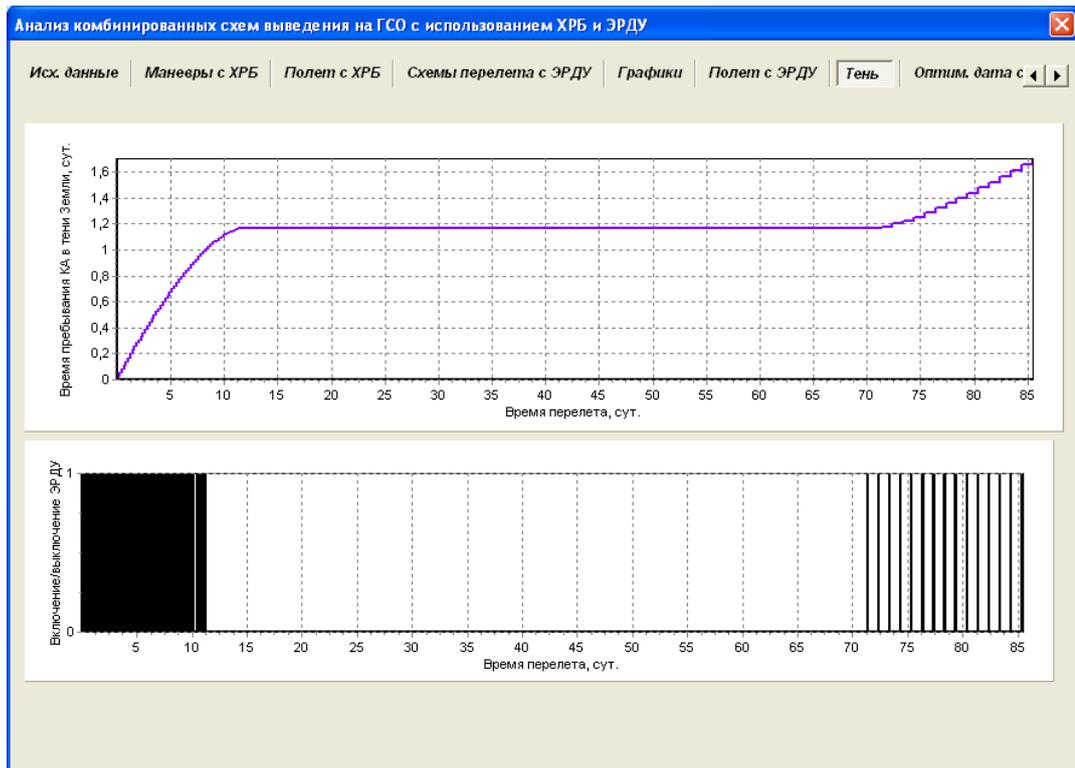


Рисунок 3.123 – Вкладка «Тень»

На вкладке «Тень» производится построение областей равной продолжительности теневых участков в зависимости от даты старта и долготы восходящего узла, значения которых варьируются во внутреннем цикле программы с шагами, задаваемыми пользователем (рисунок 3.124). Поскольку процесс расчёта является очень длительным, предусмотрена строка состояния, по которой можно оценить процент выполненных расчётов от их общего количества.

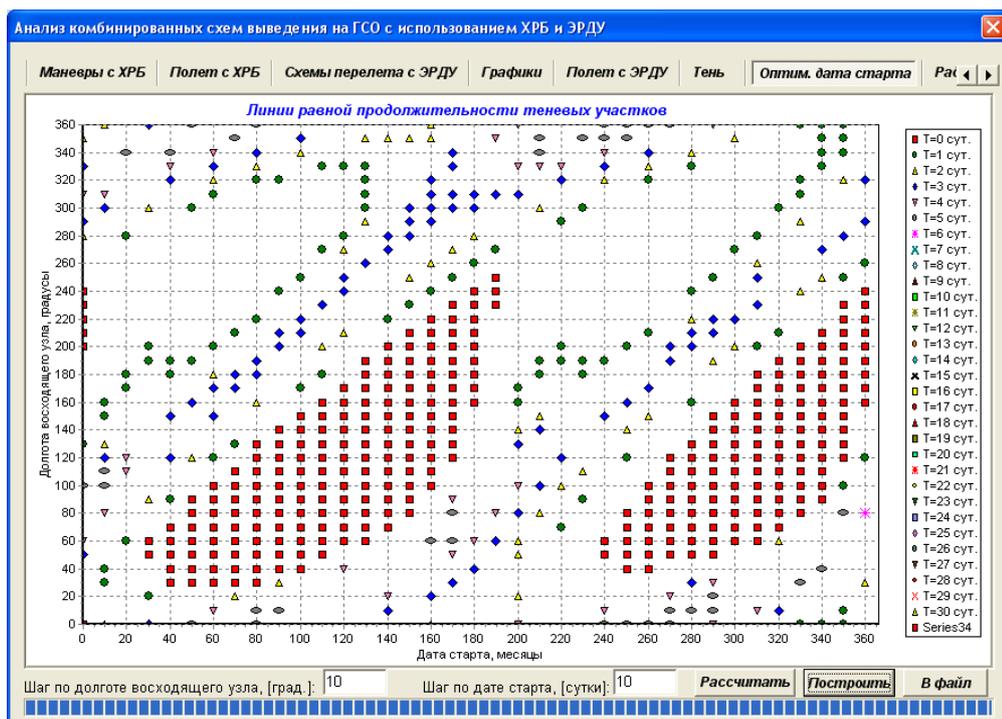


Рисунок 3.124 – Вкладка «Изолинии»

### Модуль формирования проектного облика КА

При нажатии на вкладку «Результаты» кнопки «Проектный облик» открывается окно системы Solid Works (рисунок 3.125) и расчётные значения проектных параметров передаются в таблицы параметров каждого из элементов сборки. После этого производится перестроение проектного облика космического аппарата, а именно: изменение размеров солнечных батарей и количества ЭРД в соответствии с выполненными расчётами.

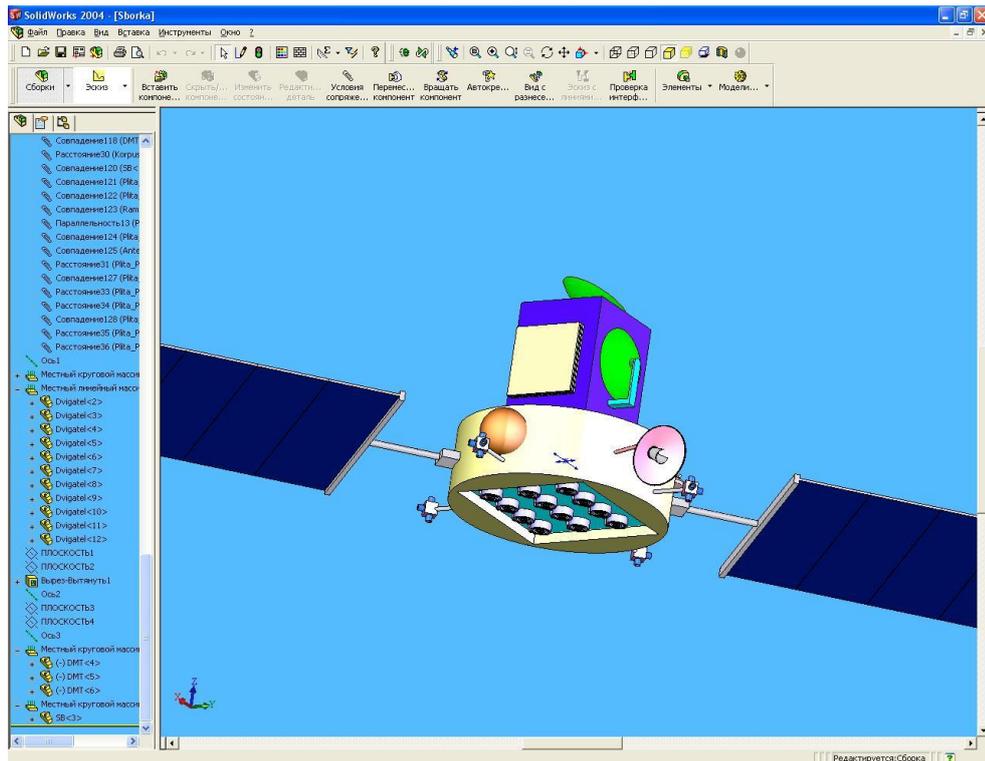


Рисунок 3.125 – Формирование проектного облика КА

### Модуль трехмерного моделирования межорбитального перелёта

При нажатии на кнопку «3D модель перелёта» открывается окно для просмотра графического отображения перелёта КА в пространстве с помощью программного интерфейса OpenGL (рисунок 3.126).

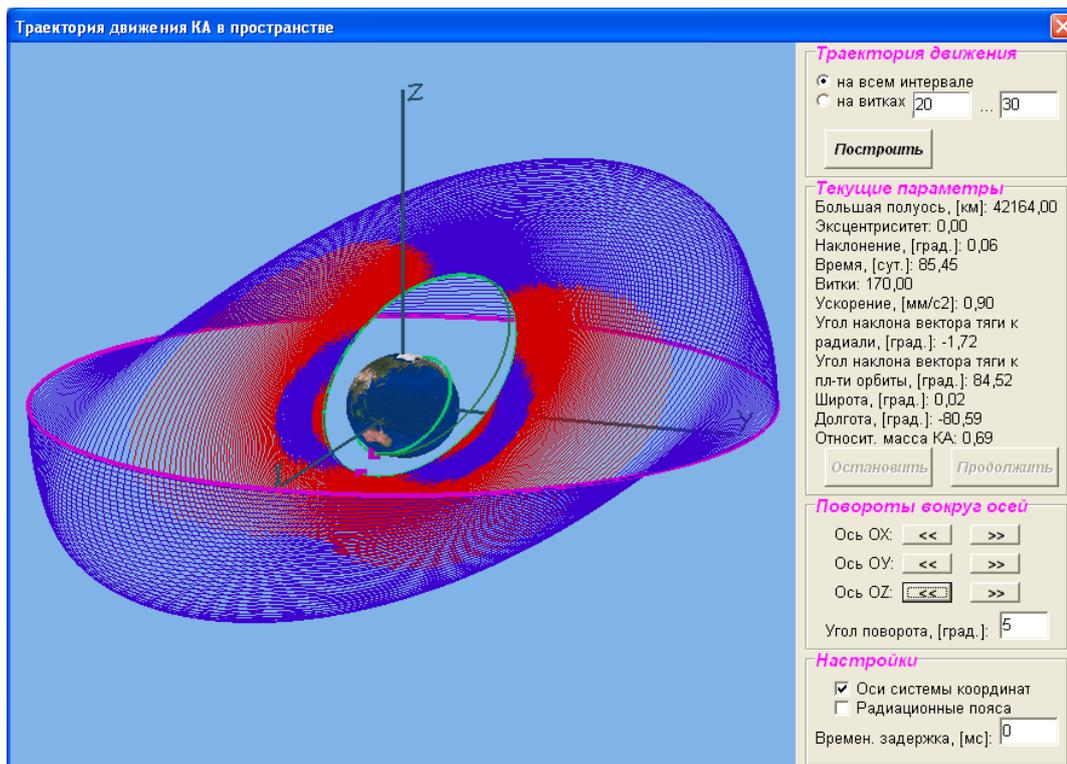


Рисунок 3.126 – Трехмерное моделирование межорбитального перелёта

На правой панели располагаются кнопки настройки просмотра межорбитального перехода на всем интервале времени или на указанных витках. При нажатии на кнопку «Построить» происходит динамическое построение траектории движения КА в геоцентрической неподвижной системе координат с параллельным отображением на правой панели параметров перелёта в каждый момент времени. При нажатии на кнопку «Остановить» происходит остановка КА и отображение параметров его полёта в этот момент времени. Для продолжения построения траектории нужно нажать на соответствующую кнопку. Для регулирования скорости построения траектории движения КА нужно в поле ввода «Временная задержка» указать величину задержки по времени в миллисекундах. Кроме того, предусмотрена возможность построения радиационных поясов Земли и поворот модели вокруг координатных осей.

### 3.4.3 Программное обеспечение для моделирования селеноцентрического движения транспортных КА с ЭРДУ

В состав программно-аппаратного комплекса входит модуль моделирующий *селеноцентрическое движение ТКА*. При моделировании используется алгоритм формирования программы управления ТКА на участке селеноцентрического движения с обратной связью. На рисунке 3.127 показана основная форма программного комплекса моделирующего селеноцентрическое движение.

При нажатии на кнопку «Начать», осуществляется переход в основную форму программы (рисунок 3.128), позволяющую производить ввод исходных данных, выбор режима расчета, расчет проектных параметров ТКА, моделирование траектории движения и просмотр результатов расчета проектных и траекторных параметров. Основная форма баллистического моделирования реализует моделирование процесса полета ТКА с учетом возмущающих сил действующих на ТКА, и позволяет рассчитать траекторию перелетов на целевую орбиту для заданной модели движения. В этом же окне реализовано отображение траектории ТКА (рисунок 3.129).



Рисунок 3.127 – Окно заставки программного комплекса моделирующего селеноцентрическое движение

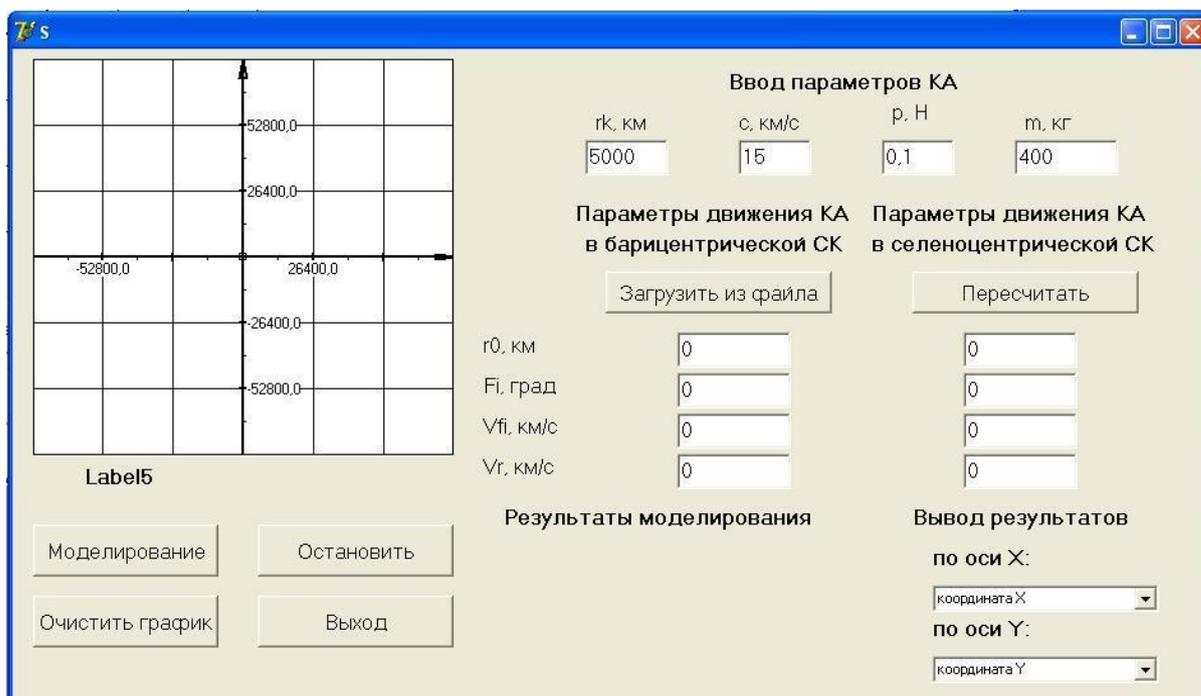


Рисунок 3.128 – Окно основной формы

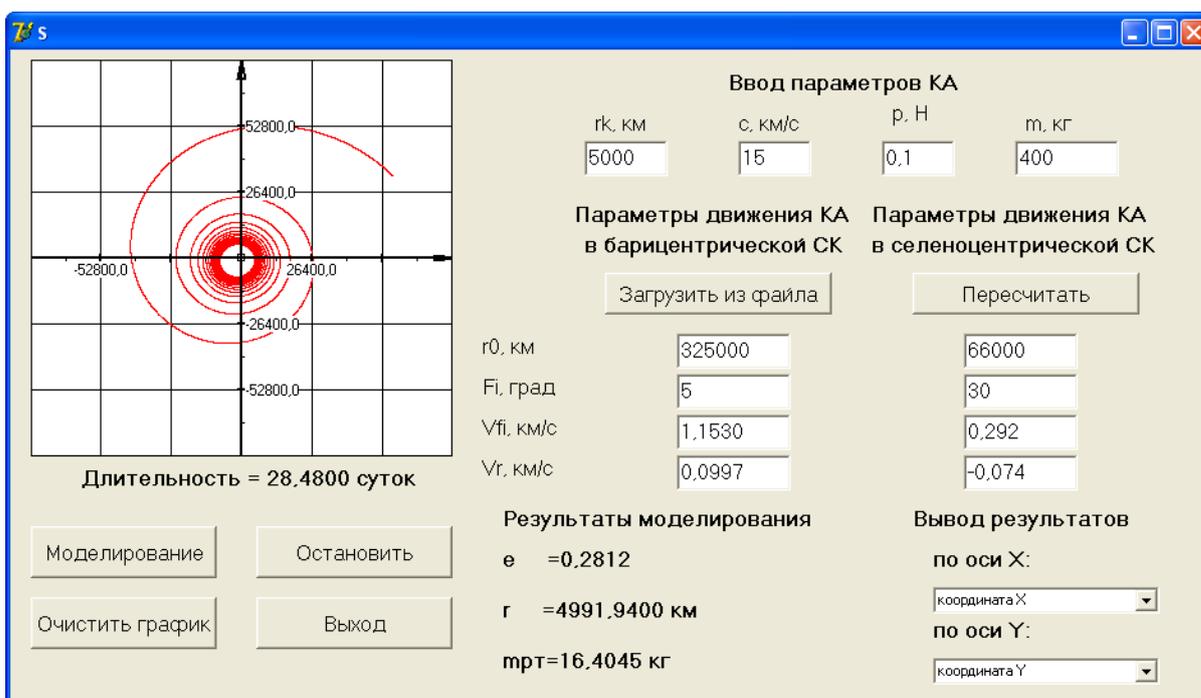


Рисунок 3.129 – Окно основной формы отображающее полученные результаты моделирования

### 3.4.4 Разработка электронной библиотеки моделей типовых элементов бортовых обеспечивающих систем транспортного КА

Важнейшими параметрами систем транспортных космических аппаратов (ТКА) являются масса, объем, энергопотребление, аппаратное решение, надежность, требуемое резервирование и стоимость. Основные критерии при выборе систем традиционные, включающие малую стоимость, гибкость в использовании, длительный срок эксплуатации, высокую надежность и возможно большую унификацию. При выборе

систем следует помнить о некоторых общих закономерностях проектирования космических объектов.

1. На выбор компонентов систем часто накладываются ограничения внешнего характера, например располагаемые обводы, наличие антенн, сопел реактивной системы ориентации и стабилизации, солнечных батарей, радиаторов и пр. Многие системы могут потребовать наличия устройств развертывания и приведения их в рабочее состояние.

2. Следует учитывать взаимовлияние отдельных подсистем и их характеристик, когда незначительные изменения параметров одной системы (массы, энергопотребления, объема, стоимости) приводят к изменению общей массы, энергопотребления и стоимости ТКА в целом.

3. Определение состава некоторых систем, таких как системы навигации, управления, связи, радиотелеметрическая, является критическим моментом для работоспособности всего ТКА.

4. При включении в состав ТКА перспективных систем необходимо учитывать их стоимость, а также время на разработку и поставку оборудования для их производства.

5. Для более точной оценки эффективности каждой системы необходимо рассматривать ее возможности при работе в составе пилотируемого и беспилотного ТКА, в многоразовых и одноразовых конструкциях, в вариантах наземного и космического базирования ТКА.

Предварительные оценки массы ТКА показывают, что увеличение массы любой системы ТКА на 1 кг эквивалентно увеличению стартовой массы ТКА для полета на геостационарную орбиту на 7 - 12 кг, а увеличение энергопотребления на 1 Вт в течение 7 сут. полета приводит к увеличению стартовой массы на 2,5 - 4,5 кг. Ниже приводятся сведения по основным системам ТКА [146], которые являются общими как для ТКА с химическими двигателями, так и для ТКА с ЭРДУ.

Структурный состав элементов КА, их функциональное назначение и взаимодействие между ними определяет общее описание класса КА, представленное в таблице 3.7.

Таблица 3.7 – Описание класса  $K_{1,1,i}$  - «Космический аппарат»

№	Наименование атрибута	Тип	Описание	Значение
1	2	3	4	5
1	Идентификатор класса	Строка	Имя	$K_{1,1,i}$ - космический аппарат
2	Перечень структурных компонентов объектов данного класса	Список	Имя класса	$K_{1,1,i,1}$ - ДУ, $K_{1,1,i,2}$ - ЭУ (СЭП), $K_{1,1,i,3}$ - СУД, $K_{1,1,i,4}$ - СОТР, $K_{1,1,i,5}$ - СОС, $K_{1,1,i,6}$ - ПН
3	Имя класса высшего уровня	Строка	Имя класса	$K_{1,1}$ - орбитальный комплекс
4	Параметр объектов данного класса	Строка	Наименование	$q_{1,1,i,1}$ - идентификатор КА
5	Параметр объектов данного класса	Строка	Назначение	$\theta_{1,1,i,2}$ - назначение КА
6	Параметр объектов данного класса	Число в формате даты	Начало функционирования	$\theta_{1,1,i,3}$ - дата начала функционирования
7	Параметр объектов данного класса	Число	Длительность эксплуатации	$\theta_{1,1,i,4}$ - длительность эксплуатации
8	Параметр объектов данного класса	Число	Сухая масса КА	$\theta_{1,1,i,5}$ - масса конструкции КА, включающая массу всех структурных элементов
9	Параметр объектов данного класса	Число	Масса полезной нагрузки КА	$\theta_{1,1,i,6}$ - масса ПН
10	Параметр объектов данного класса	Числовой вектор	Текущее положение КА	$\theta_{1,1,i,7}$ - (фазовая координата 1, ..., фазовая координата n, текущее время)
11	Отношение между другими классами объектов	Выражение	$R_{1,1,i}(K_{1,1,i}, K_{1,1})$	Содержит описание взаимодействия КА и ОК, запросы на изменение и поддержание орбиты, выполнение навигационных маневров, маневров наведения, сопровождения, проверка работоспособности и др.
12	Метод, реализуемый объектами данного класса	Функция	$f_{1,1,i,1}(K_{1,1,i}, q_{1,1,i,7}, X)$	Содержит описание функционирования КА в зависимости от входных воздействий $X$ и фазовых координат КА $\theta_{1,1,i,7}$ .
13	Метод, реализуемый объектами данного класса	Функция	Выполнение программного закона управления КА $f_{1,1,i,2}(K_{1,1,i}, q_{1,1,i,7}, X)$	В зависимости от требований, фазовых координат и внешних воздействий $X$ формирует задания для управляющих органов ДУ

Продолжение таблицы 3.7

1	2	3	4	5
14	Метод, реализуемый объектами данного класса	Функция	Выполнение программного закона управления КА $f_{1,1,i,3}(K_{1,1,i}, \theta_{1,1,i,7}, X)$	Выполнение программ изменения и поддержания ориентации КА в зависимости от требований, фазовых координат и внешних воздействий $X$ формирует задания для управляющих органов ДУ
15	Метод, реализуемый объектами данного класса	Функция	Обеспечение условий функционирования ПН $f_{1,1,i,4}(K_{1,1,i}, \theta_{1,1,i,7}, X)$	Рассчитываются программы управления КА для обеспечения функционирования ПН в зависимости от требований, фазовых координат и внешних воздействий $X$

Описание КА как класса включает атрибуты и методы, наполнение которых существенно зависит от типа используемой энергодвигательной установки (см. таблицу 3,8). Для КА включающих в свой состав электроракетные или комбинированные двигательные установки классы «двигательная установка» и «система электропитания» тесно связаны. Дело в том, что для функционирования электроракетных двигателей требуется значительная энерговооруженность КА. Потребная для работы ЭРДУ мощность энергоустановки, например, может быть вычислена по формуле:

$$N = \frac{Pc}{2} \frac{1 + \chi}{\eta_T \eta_{ПЭ}}, \quad (3.1)$$

где  $\chi = \frac{P_V}{P}$  - отношение тяги управляющих двигателей к тяге маршевых двигателей;

$c$  - скорость истечения рабочего тела;

$\eta_T$  - тяговый коэффициент полезного действия;

$\eta_{ПЭ}$  - коэффициент полезного действия (КПД) преобразователя энергии.

Естественно, для вычисления потребной мощности энергоустановки к мощности, рассчитанной по (3.1) должна быть добавлена мощность потребная на функционирование полезной нагрузки.

Наиболее общим типом двигательной установки является комбинированная ДУ включающая традиционные химические и электроракетные двигатели. Описание класса «двигательная установка» представлено в таблице 3.8.

Таблица 3.8 - Описание класса  $K_{1,1,i,1}$  - «двигательная установка»

№	Наименование атрибута	Тип	Описание	Значение
1	2	3	4	5
1	Идентификатор класса	Строка	Имя	$K_{1,1,i,1}$ - двигательная установка
2	Перечень структурных компонентов объектов данного класса	Список	Имя класса	$K_{1,1,i,1,1}$ - ЭРД, $K_{1,1,i,1,2}$ - СПУ, $K_{1,1,i,1,3}$ - СПХ рабочего тела для ЭРД, $K_{1,1,i,1,4}$ - ХД, $K_{1,1,i,1,5}$ - СПХ топлива для ХР, $K_{1,1,i,1,6}$ - конструкция ДУ
3	Имя класса высшего уровня	Строка	Имя класса	$K_{1,1,i}$ - космический аппарат
4	Параметр объектов данного класса	Строка	Наименование	$\theta_{1,1,i,1,1}$ - идентификатор ДУ
5	Параметр объектов данного класса	Строка	Назначение	$\theta_{1,1,i,1,2}$ - назначение ДУ
6	Параметр объектов данного класса	Число в формате даты	Начало функционирования	$\theta_{1,1,i,1,3}$ - дата начала функционирования
7	Параметр объектов данного класса	Число	Длительность эксплуатации	$\theta_{1,1,i,1,4}$ - длительность эксплуатации
8	Параметр объектов данного класса	Число	Сухая масса ДУ	$\theta_{1,1,i,1,5}$ - масса всех составных частей ДУ исключая массу топлива и рабочего тела
9	Параметр объектов данного класса	Вектор = (число, число, число)	Габариты ДУ	$\theta_{1,1,i,1,6}$ - наибольшие габаритные размеры ДУ по трем осям
10	Параметр объектов данного класса	Числовая матрица = $matr(3 \times 3)$	Инерционные характеристики ДУ	$\theta_{1,1,i,1,7}$ - тензор инерции ДУ
11	Параметр объектов данного класса	Число	Масса рабочего тела	$\theta_{1,1,i,1,8}$ - максимальная масса рабочего тела для ЭРД
12	Параметр объектов данного класса	Число	Масса топлива	$\theta_{1,1,i,1,9}$ - максимальная масса топлива для ХД
13	Параметр объектов данного класса	Вектор = (имя класса, число)	Количество ЭРД данного класса	$\theta_{1,1,i,1,10}$ = (класс ЭРД, количество ЭРД данного класса)
14	Параметр объектов данного класса	Вектор = (имя класса, число)	Количество ХД данного класса	$\theta_{1,1,i,1,11}$ = (класс ХД, количество ХД данного класса)
15	Параметр объектов данного класса	Строка	Режим работы ДУ	$\theta_{1,1,i,1,12}$ = {"штатный режим", "специальный режим", "диагностика", "ожидание", и т.д. }

Продолжение таблицы 3.8

16	Параметр объектов данного класса	Вектор = (имя класса, число)	Количество ЭРД, работающих в штатном режиме	$\theta_{1,1,i,1,13}$ = (класс ЭРД, количество ЭРД, работающих в штатном режиме с учетом резервирования)
17	Параметр объектов данного класса	Вектор = (имя класса, число)	Количество ХД, работающих в штатном режиме	$\theta_{1,1,i,1,14}$ = (класс ХД, количество ХД, работающих в штатном режиме с учетом резервирования)
18	Параметр объектов данного класса	Список	Нештатные ситуации	$\theta_{1,1,i,1,15}$ -перечень нештатных ситуаций, возникновение которых при функционировании КА, приводит к переходу на резервные элементы
19	Отношение между другими классами объектов	Отношение	Интерфейс взаимодействия ДУ-ЭУ $R_{1,1,i,1}(K_{1,1,i,1}, K_{1,1,i,2})$	Содержит описание взаимодействия ДУ и ЭУ (запросы на включение и выключение энергопитания, проверка работоспособности и др.)
20	Отношение между другими классами объектов	Отношение	Интерфейс взаимодействия ДУ-КА $R_{1,1,i,1}(K_{1,1,i,1}, K_{1,1,i})$	Содержит описание взаимодействия ДУ и КА (запросы на включение и выключение ДУ, проверка работоспособности и др.)
21	Метод, реализуемый объектами данного класса	Функция	$f_{1,1,i,1,1}(K_{1,1,i,1}, t, X)$	Содержит описание функционирования ДУ в зависимости от входных воздействий $X$ и текущего времени (включение-выключение).
22	Метод, реализуемый объектами данного класса	Функция	Выполнение программного закона управления ДУ $f_{1,1,i,1,2}(K_{1,1,i}, t, X)$	Содержит описание заданий для функционирования управляющих органов ДУ
23	Метод, реализуемый объектами данного класса	Функция	$f_{1,1,i,1,3}(K_{1,1,i}, t, X)$	Содержит описание взаимодействия «БКУ – СЭП – система телеметрической информации (СТИ)»

Суммарная тяга ДУ может быть вычислена по атрибутам «максимальная тяга» для входящих в нее классов двигателей, одновременно работающих двигателей данного класса. Отношение  $R_{1,1,i,1}(K_{1,1,i,1}, K_{1,1,i,2})$  служит для определения необходимой для ДУ энерговооруженности и проверке возможности предоставления ее ЭУ.

Твёрдотельная модель двигательной установки ТКА формируется на основе выбранной компоновочной схемы. На рисунках 3.130 и 3.131 приведены два варианта возможных компоновочных схем комплексной двигательной установки [1].

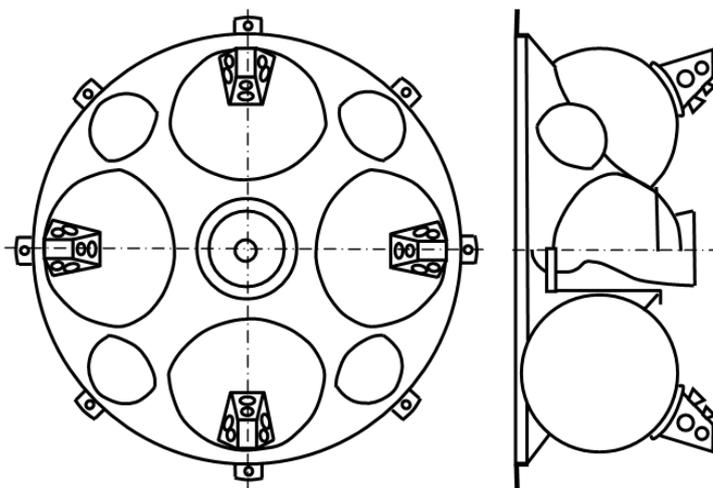


Рисунок 3.130 - Компоновочная схема комплексной двигательной установки с передачей усилия на верхнюю часть приборно-агрегатного отсека

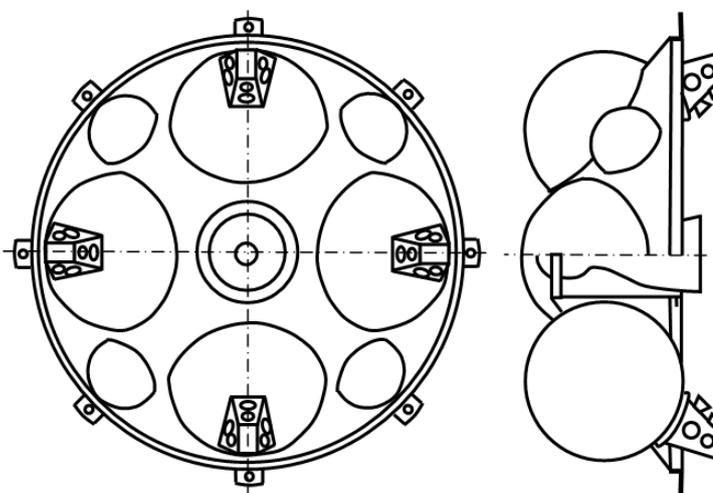


Рисунок 3.131 - Компоновочная схема комплексной двигательной установки с передачей усилия на нижнюю часть приборно-агрегатного отсека

Для построения твердотельной модели двигательной установки КА необходимо выполнить следующую последовательность действий:

1. Построить сборку КДУ, содержащую:

- четыре тонкостенных топливных бака сферической формы;
- силовой конус для размещения топливных баков и передачи усилия на корпус отсека КА, сопрягаемого с КДУ;
- восемь шар-баллонов, предназначенных для наддува баков и работы автоматики;
- корпус в виде пустотелого цилиндра для размещения двигателя и экранирования тепловых потоков;
- твердотельную модель двигателя с элементами крепления к корпусу цилиндра;
- четыре узла для размещения рулевых двигателей малой тяги.

Предусмотреть возможность сопряжения с отсеками КА, сопрягаемыми с ДУ и другими элементами КА путем введения в детали или в сборку сопрягающих

поверхностей или шпангоутов. Предусмотреть возможность пропорционального изменения размеров ДУ.

2. Задать плотность конструкционных материалов бака и плотность компонента топлива. Для сложных элементов, которые подробно не прорабатываются (узлы для размещения рулевых двигателей, арматура и автоматики двигателя), задавать среднюю плотность компоновки.

Для расчета геометрии бака необходимо сначала определиться с его конструктивно компоновочной схемой. Форма баков выбирается из базы геометрических примитивов, например цилиндра, шара (рисунок 3.132), тора, и т. д. Далее рассчитываются размеры бака из условия заданного объема топлива  $V_T$ , а также толщину стенок бака из условий прочности. После расчета проверяют ограничение на габаритные размеры баков, если они больше заданных, то увеличиваем количество баков, объем бака и толщина стенки пересчитывается по.

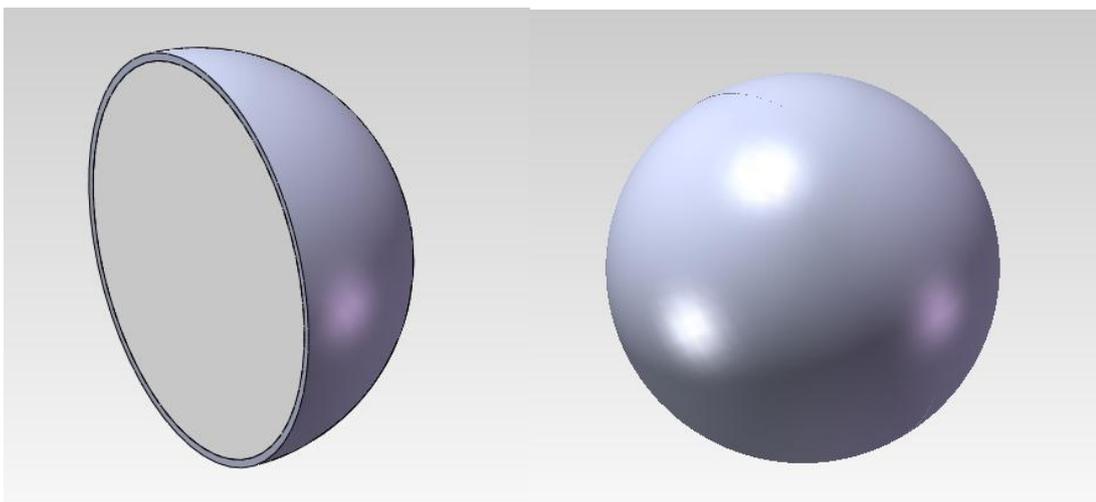


Рисунок 3.132 – Твёрдотельная модель бака с рабочим телом

3. Найти массу, координаты центра масс и моментов инерции сборки с помощью возможностей системы SolidWorks.

Твёрдотельная модель двигательной установки КА представлена на рисунке 3.133.

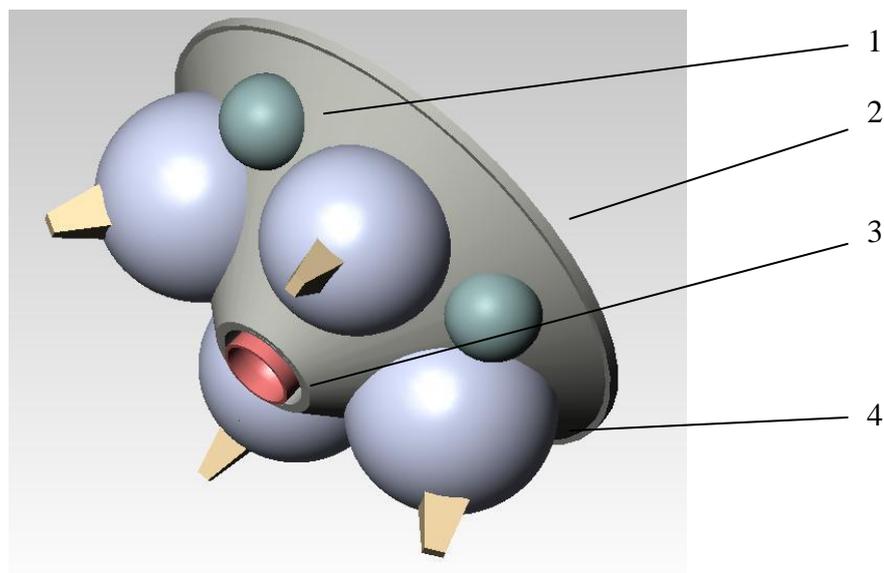


Рисунок 3.133 – Твёрдотельная модель двигательной установки КА:  
 1 – шар-баллон; 2 – силовой конус; 3 – двигатель; 4 – топливный бак

Если в составе ТКА планируется использовать ЭРДУ, то блок ЭРДУ представляется в виде параллелепипеда, причем торцевая его поверхность имеет форму прямоугольника. Для обеспечения необходимых степеней свободы для управления ДУ ТКА эти прямоугольники могут выноситься на удлиняющие штанги (рисунок 3.134). В соответствии с выбранным количеством двигателей с учетом их резервирования, рассчитывается общая торцевая площадь ДУ путем сложения характерных площадей каждого двигателя. Затем вычисляем размер сторон прямоугольника с учетом коэффициента заполнения блоков двигательной установки.

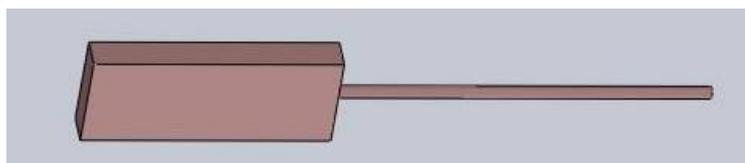


Рисунок 3.134 – Твёрдотельная модель панели ЭРДУ на выдвигной штанге

В зависимости от способа получения электроэнергии на борту КА ЭУ разделяются на энергоустановки на основе солнечных преобразователей энергии и ядерных реакторов. Описание класса ЭУ представлено в таблице 3.9.

Таблица 3.9 - Описание класса  $K_{1,1,i,2}$  - «энергетическая установка»

№	Наименование атрибута	Тип	Описание	Значение
1	2	3	4	5
1	Идентификатор класса	Строка	Имя	$K_{1,1,i,2}$ - энергетическая установка
2	Тип энергоустановки	Строка	Имя	$K_{1,1,i,2,1} = \{ \text{“солнечная”, “ядерная”} \}$
3	Перечень структурных компонентов объектов данного класса	Список	Имя класса	Зависит от $K_{1,1,i,2,1}$ . $K_{1,1,i,2,1} = \text{“солнечная”}$ : $K_{1,1,i,2,2}$ - панели СБ, $K_{1,1,i,2,3}$ - система ориентации СБ, $K_{1,1,i,2,4}$ - конструкция ЭУ. $K_{1,1,i,2,1} = \text{“ядерная”}$ : $K_{1,1,i,2,2}$ - реактор, $K_{1,1,i,2,3}$ - система охлаждения, $K_{1,1,i,2,4}$ - конструкция ЭУ.
4	Имя класса высшего уровня	Строка	Имя класса	$K_{1,1,i}$ - космический аппарат
5	Параметр объектов данного класса	Строка	Наименование	$\theta_{1,1,i,2,1}$ - идентификатор ЭУ
6	Параметр объектов данного класса	Строка	Назначение	$\theta_{1,1,i,2,2}$ - назначение ЭУ
7	Параметр объектов данного класса	Число в формате даты	Начало функционирования	$\theta_{1,1,i,2,3}$ - дата начала функционирования
8	Параметр объектов данного класса	Число	Длительность эксплуатации	$\theta_{1,1,i,2,4}$ - длительность эксплуатации
9	Параметр объектов данного класса	Число	Масса ЭУ	$\theta_{1,1,i,2,5}$ - масса всех составных частей ЭУ
10	Параметр объектов данного класса	Число	Максимальное значение энергии	$\theta_{1,1,i,2,6}$ - максимальная произведенная энергия
11	Параметр объектов данного класса	Число	Площадь панелей СБ	$\theta_{1,1,i,2,7}$ - суммарная площадь панелей СБ (для ядерной ЭУ равна нулю)
12	Параметр объектов данного класса	Число	Количество ячеек панелей СБ работающих в штатном режиме	$\theta_{1,1,i,2,8}$ - количество ячеек панелей СБ работающих в штатном режиме
13	Параметр объектов данного класса	Строка	Режим работы ЭУ	$\theta_{1,1,i,2,9}$ - {“штатный режим”, “специальный режим”, “диагностика”, “ожидание”, и т.д.}

Продолжение таблицы 3.9

14	Параметр объектов данного класса	Строка	Один из штатных режимов работы ЭУ	$\theta_{1,1,i,1,10} = \{\text{“ЭУ в тени не функционирует”}, \text{“не зависит от светотеневой обстановки”}\}$
15	Параметр объектов данного класса	Список	Нештатные ситуации	Перечень нештатных ситуаций, возникновение которых при функционировании КА, приводит к переходу на резервные элементы
16	Отношение между другими классами объектов	Отношение	Интерфейс взаимодействия ДУ-ЭУ $R_{1,1,i,1}(K_{1,1,i,1}, K_{1,1,i,2})$	Содержит описание взаимодействия ДУ и ЭУ (запросы на включение и выключение энергопитания, проверка работоспособности и др.)
17	Отношение между другими классами объектов	Отношение	Интерфейс взаимодействия ЭУ-КА $R_{1,1,i,2}(K_{1,1,i,2}, K_{1,1,i})$	Содержит описание взаимодействия ЭУ и КА (запросы на включение и выключение ЭУ, проверка работоспособности и др.)
18	Метод, реализуемый объектами данного класса	Функция	$f_{1,1,i,2,1}(K_{1,1,i,1}, t, X)$	Содержит описание функционирования ЭУ в зависимости от входных воздействий $X$ и текущего времени
19	Метод, реализуемый объектами данного класса	Функция	Выполнение программ ориентации ЭУ $f_{1,1,i,2,2}(K_{1,1,i}, t, X)$	Содержит описание заданий для функционирования управляющих органов ЭУ (если используется)
20	Метод, реализуемый объектами данного класса	Функция	$f_{1,1,i,1,3}(K_{1,1,i}, t, X)$	Содержит описание взаимодействия «бортовой комплекс управления (БКУ) – энергоустановка (ЭУ) – система телеметрической информации (СТИ)»;

Как уже упоминалось, выбор ЭУ и ДУ является ключевым моментом при синтезе КА. Этот выбор влияет на процессы функционирования и показатели эффективности космической системы в целом, проектный облик входящих в нее КА и выбор математических моделей описывающих ее поведение.

В задачи данной НИР не входит проектирование двигательных и энергетических установок. Предусматривается выбор энергодвигательных установок из числа существующих. Они описаны в таблицах базы данных, примеры заполнения которых, показаны на рисунках 3.135, 3.136.

Код	Название	Тяга, мН	Удельный импульс	Потребляемая мощность, к	КПД, %	Ресурс, ч	Масса, кг	Тип двигателя
1	СПД-35	10	1200	0,196	30	2500	0,4	Стационарные плазменные
2	СПД-50	20	1250	0,35	35	2250	0,8	Стационарные плазменные
3	СПД-60	30	0	0,517	0	2500	1,2	Стационарные плазменные
4	СПД-70	40	0	0,593	0	3100	1,5	Стационарные плазменные
5	СПД-100	83	2500	1,221	83	7500	3,5	Стационарные плазменные
6	СПД-140	250	2500	5	0	10000	7	Стационарные плазменные
7	СПД-160	320	2600	6	0	0	0	Стационарные плазменные
8	СПД-180	550	2600	10	0	0	0	Стационарные плазменные
9	СПД-200	500	0	13	0	18000	15	Стационарные плазменные
10	СПД-290	1300	0	25	0	27000	23	Стационарные плазменные
11	X-85M	85	3100	1,93	64	0	0	Стационарные плазменные
12	T-100	83	1630	1,35	49	0	0	Стационарные плазменные
13	T-160	288	1817	4,67	55	0	0	Стационарные плазменные
14	Д-100-1	320	2600	6,5	0	0	0	ЭРД с анодным слоем
15	Д-100-2	550	4100	13	0	0	0	ЭРД с анодным слоем
16	КМ-32	15	1500	0,25	40	0	0	ЭРД с анодным слоем
17	КМ-45	25	1700	0,42	40	0	0	ЭРД с анодным слоем

Рисунок 3.135 - Пример заполнения таблицы характеристик двигательных установок на основе электроракетных двигателей

Название РН	Масса ПН, к	Высота орбиты, м	Наклонение орбиты, г	Стоимость пуска, млдо	Удельная стоимость пуска, тысдолл/кг
VLS-1	124,7	200	25	9	72,2
Shavit	159,7	185,36	143	25	156,5
Vega K Zero	317,5	926,8	90	13	40,9
Minotaur	635	200,19	28	12,5	19,7
Старт	698,5	200,19	90	7	10
Athena-1	818,7	185,36	28	16	19,5
Vega K	997,9	926,8	90	20	20
J-1	1152,1	185,36	30	30	26
Космос 3М	1406,1	400,38		10	7,1
Taurus	1496,9	398,52	28	20	13,4
M-5	1814,4	185,36	31	55	30,3
Рокот	1896	400,38		10	5,3
Titan 2	1905,1	185,36	90	50	26,2
Athena 2	2050,2	185,36	28,5	25	12,2
Pegasus XL	3538	556,08	28	15	4,2
Циклон-3	3583,4	200,19	73,5	23	6,4
К-1	4535,9	185,4	28,5	17	3,7
Зенит 2	13598,7	200,2	51,4	45	3,3
Протон К	20000	200	51,6	60	3
Titan 4	21318,8	200	0	400	18,8
Titan 4	17690,1	200	90	400	22,6

Рисунок 3.137 - Пример заполнения таблицы характеристик ракет-носителей

Если в ТКА планируется использовать СЭУ на основе солнечных батарей, то производится расчет геометрических характеристик солнечных батарей. Пользователь может задать количество и форму панелей солнечных батарей (обычно 2 панели и форма прямоугольника).

На основе потребной мощности энергоустановки рассчитывается общая площадь солнечных батарей по формуле

$$S_{CB} = N_0 \lambda_{CB} \beta_{\cos} k \alpha. \quad (3.2)$$

Здесь  $\lambda_{CB}$  – электрическая мощность, снимаемая с единицы площади солнечной батареи в начале полета при перпендикулярном падении светового потока;

$\beta_{\cos}$  – средне интегральное значение косинуса угла между направлением на солнце и перпендикуляром к плоскости СБ;

$\alpha$  – коэффициент деградации солнечной батареи (является функцией времени);

$k$  - коэффициент заполнения фотоэлементами панели солнечных батарей.

После расчета общей площади солнечной батареи рассчитывают площадь одной панели по формуле

$$S_{СБ}^{ПАН} = S_{СБ} / n_{ПАН} . \quad (3.3)$$

При выборе соотношения ширины и длины панели следует руководствоваться ограничениями по габаритам для панелей СБ (ограничения РН), а также ограничением на момент инерции.

Для создания твердотельных моделей элементов системы электропитания КА необходимо выполнить следующие операции:

1. Построить сборку плоской панели солнечной батареи (СБ), состоящей из каркаса прямоугольной формы (рамы), сетки с прикрепленными фотопреобразователями, узла крепления и поворота панели СБ и кронштейна крепления этого узла к корпусу КА.
2. Построить модель аккумуляторной батареи в форме прямоугольной призмы.
3. Построить блок аппаратуры комплекса автоматики и стабилизации также в форме прямоугольной призмы.

Предусмотреть возможность сопряжения узла подвески панели СБ с элементами конструкции корпуса КА.

Размеры выбирать в соответствии со статистикой прототипов разрабатываемого КА.

2. Задать плотность конструкционных материалов или среднюю плотность: приборов 300 кг/м<sup>3</sup>, аккумуляторной батареи – 1300 кг/м<sup>3</sup>.

3. Найти массу, координаты центра масс и моментов инерции сборки панели СБ с помощью возможностей системы SolidWorks.

Модели других элементов системы электропитания КА представлены на рисунке 3.137.

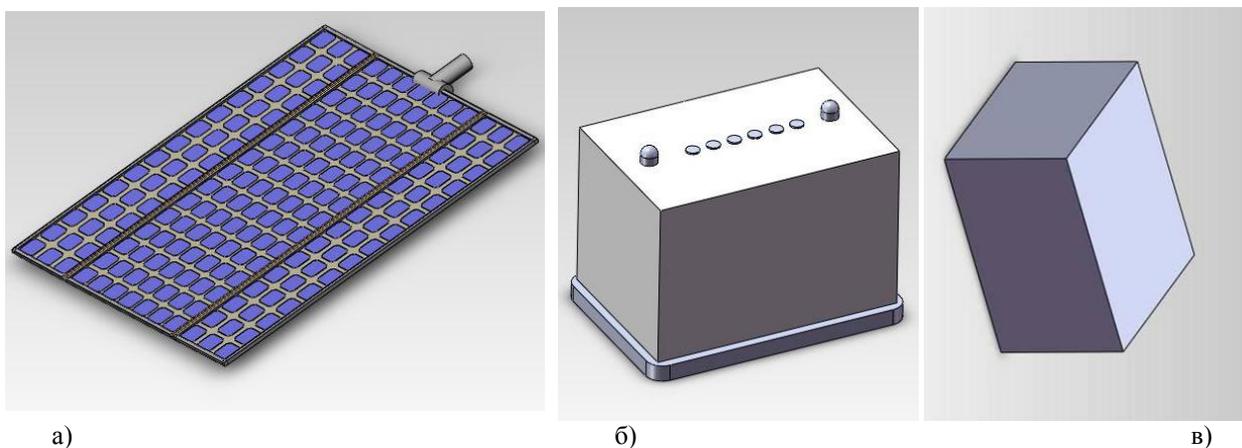


Рисунок 3.137 – Твердотельные модели элементов СЭП КА: а – панель солнечной батареи; б – аккумуляторная батарея; в – блок аппаратуры комплекса автоматики и стабилизации

Если в составе ТКА планируется использовать ЯЭУ на основе ядерного реактора, то производится расчет геометрических характеристик реактора и его системы охлаждения. Пользователь может задать количество и форму излучателей системы охлаждения (обычно 12 панелей в форме треугольника). На основе потребной мощности энергоустановки рассчитывается общая тепловая мощность в реакторе  $Q_{PE}$  сбрасываемая излучателем:

$$Q_{PE} = \frac{N_0 \cdot (1,032 - \eta)}{\eta}, \quad (3.4)$$

где  $N_0$  - потребная мощность ЯЭУ;

$\eta$  - КПД термоэмиссионного преобразования в сборке.

Требуемая площадь поверхности холодильника-излучателя вычисляется по формуле:

$$F_{PE} = \frac{Q_{PE}}{\eta_l \varepsilon \sigma T_{1,0}^4} \cdot \frac{1 + \beta + \beta^2}{3\beta^3}, \quad (3.5)$$

где  $\eta_l$  - эффективность поверхности излучателя;

$\varepsilon$  - коэффициент черноты поверхности излучателя;

$\sigma$  - постоянная Стефана-Больцмана;

$T_{1,0}$  - температура первой по ходу теплоносителя тепловой трубы излучателя.

$$\beta = \frac{T_{1,0} - \Delta T}{T_{1,0}}, \quad (3.6)$$

где  $\Delta T$  - разность температур между первой и последней по ходу теплоносителя тепловыми трубами излучателя.

В твердотельной модели ядерная энергоустановка с холодильником-излучателем отображается в виде конуса (рисунок 3.138)

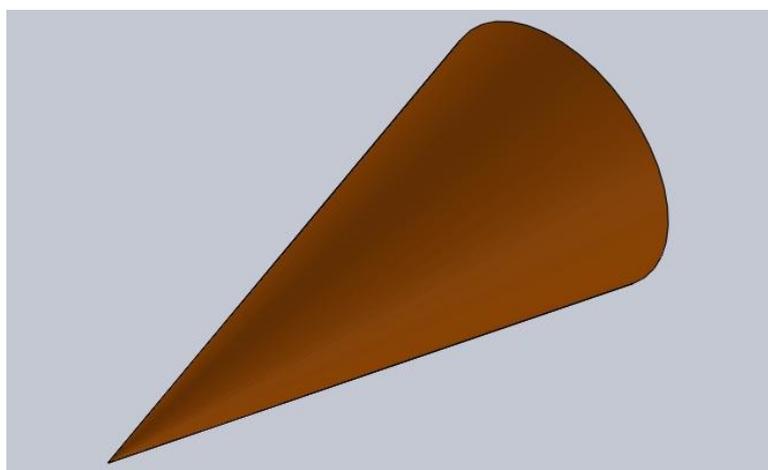


Рисунок 3.138 – Твердотельная модель ЯЭУ с ХИ

Разработанная база данных твердотельных моделей используется при функционировании программного комплекса проектирования ТКА.

### **3.5 Разработка модуля программно-аппаратного комплекса для проектирования малого КА научного назначения**

#### **3.5.1 Программное обеспечение для формирования проектного облика и моделирования функционирования малого КА научного назначения**

С целью выбора проектных параметров универсальных малогабаритных платформ разработан программный комплекс «SSD» (Small Spacecraft Designing) автоматизированного выбора проектных параметров УП МКА, адаптации ЦА к УП и подтверждения принятой проектной схемы. Комплекс «SSD» создан на основе существующего программного обеспечения (ПО), решающего частные задачи проектирования, и разработанного головного ПО «Project». ПО «Project» осуществляет моделирование орбитального движения, энергобаланса на борту МКА, выбор оптимальных массовых, геометрических и других проектных параметров УП. Согласованная работа комплекса обеспечена входящими в ПО «Project» алгоритмами передачи промежуточных массивов информации между приложениями. Программное обеспечение имеет взаимосвязь друг с другом и образует замкнутый контур проектирования МКА. Данный программный комплекс может быть расширен и дополнен модулями более точного расчёта других бортовых систем.

Отдельно решается задача выбора проектных параметров МКА в рамках этапа адаптации УП под конкретную ЦА.

Программный комплекс «SSD» состоит из следующего программного обеспечения:

- синтез массогабаритных характеристик малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли («Sintez»);
- моделирование орбитального движения, светотеневой обстановки МКА, энергобаланса на борту МКА и выбор оптимальных проектных параметров («Project»);
- моделирование системы обеспечения теплового режима (на базе вычислительных средств пакета «Term», разработанного ЦНИИМаш);
- твёрдотельное моделирование МКА («Pro/ENGINEER» или другое).

Моделирование работы целевой аппаратуры в составе УП проводится с целью выбора оптимальной проектно-конструкторской схемы МКА, соответствующей оптимальному значению назначенного критерия эффективности.

С учётом результатов проведённых исследований предлагается следующий алгоритм по выбору проектных параметров БС УП на основе использования представленного выше ПО:

1. задаётся зона и масса ДПН под размещение МКА на базе УП; задаются параметры орбиты;
2. в ПО «Project» выбирается форма корпуса и вектор геометрических параметров БС УП;
3. в ПО «Project» проводится расчёт срока существования БС с учётом его заданной массы;
4. в ПО «Pro/ENGINEER» проводится проверка размещения рассматриваемого варианта БС в зоне ДПН;
5. в ПО «Project» формируется массив альтернативных вариантов БС;
6. в ПО «Project» проводится выбор оптимального БС по заданному критерию.

Алгоритм по выбору проектных параметров УП МКА на основе использования представленного выше ПО выглядит следующих образом:

1. задаётся зона и масса ДПН под размещение МКА на базе УП; задаются параметры БС УП; задаются параметры ряда ЦА;
2. в ПО «Sintez» проводится расчёт массовых, геометрических и энергетических параметров бортовых систем УП с учётом требований «приведённой» ЦА;
3. в ПО «Project» и «Term» проводится моделирование и осуществляется уточнение массовых, геометрических и энергетических параметров бортовых систем УП;
4. Возврат в п.2 до тех пор, пока параметры, полученные на текущей итерации, будут отличаться не более чем на 5 % от параметров, полученных на предыдущей итерации;
5. в ПО «Pro/ENGINEER» проводится проверка компоновки БА с учётом «приведённой» БКС;
6. в ПО «Project» проводится оптимизация основных проектных параметров УП из массива полученных решений;
7. если решения нет, то в ПО «Project» проводится оптимизация проектных параметров модулей бортовых систем (СЭП, СОТР, БКУ), а также конструкции;
8. в ПО «Term», «Sintez» и «Pro/ENGINEER» проводится моделирование и подтверждение выбранных новых параметров;
9. после рассмотрения (в случае необходимости) всех возможных вариантов ориентации и схем СБ, в ПО «Project» проводится выбор проектных параметров УП МКА

по критерию эффективности и получение оптимальных основных проектных параметров УП.

На рисунке 3.139 представлена блок-схема алгоритма выбора проектных параметров БС УП, а на рисунке 3.140 - блок-схема алгоритма выбора проектных параметров УП МКА.



Рисунок 3.139 – Блок-схема алгоритма выбора проектных параметров БС УП



Рисунок 3.140 – Блок-схема алгоритма выбора проектных параметров УП МКА

Ниже приведено описание пользовательского интерфейса программного обеспечения «Project» по моделированию орбитального движения, энергобаланса на борту МКА, выбору оптимальных массовых, геометрических и других проектных параметров УП.

Разработанное программное обеспечение позволяет существенно сократить время оценки векторов проектных параметров малых космических аппаратов, увеличить количество рассматриваемых вариантов и тем самым повысить качество проектов.

В программе задаются исходные данные, необходимые для расчёта массогабаритных, инерционных и энергетических характеристик составных частей проектируемого малого космического аппарата на основе универсальной платформы.

Необходимые расчёты производятся в соответствии с методикой, представленной в подразделе 2.7 настоящей диссертации.

Программное обеспечение содержит следующие модули:

1. модуль главного окна программы;

2. модуль ввода исходных данных и диапазона изменения вектора проектных параметров УП;
3. модуль синтеза структуры УП;
4. модуль ввода характеристик целевой аппаратуры;
5. модуль ввода внешних ограничений (параметров атмосферы, параметров орбиты, дат старта, ограничений СЭП и дополнительных ограничений);
6. модуль синтеза проектных характеристик малого космического аппарата;
7. модуль связи со смежным ПО («Sintez», «Term», «Pro/ENGINEER»);
8. модуль вывода полученных результатов.

При входе в программу появляется основное окно (рисунок 3.141).



Рисунок 3.141 – Основное окно программы

Для ввода проектных ограничений необходимо нажать кнопку «Ограничения». Появится соответствующее окно (рисунок 3.140), которое содержит три основных блока:

- **блок 1** – ограничения средства выведения;
- **блок 2** – параметры орбиты выведения;
- **блок 3** – габариты зоны ДПН.

Габариты зоны ДПН вводятся исходя из решения отдельной задачи компоновки под обтекателем РН.

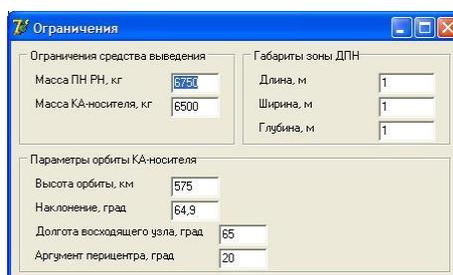


Рисунок 3.142 – Окно ввода проектных ограничений на МКА

Для ввода ИД необходимо нажать кнопку «Ввод ИД». Имеется три основных блока (рисунок 3.143):

- **блок 1** – схема построения корпуса;
- **блок 2** – схема построения солнечной батареи;
- **блок 3** – статистические коэффициенты для первой итерации.

Параметры целевой аппаратуры вводятся в специальном окне (рисунок 3.144)

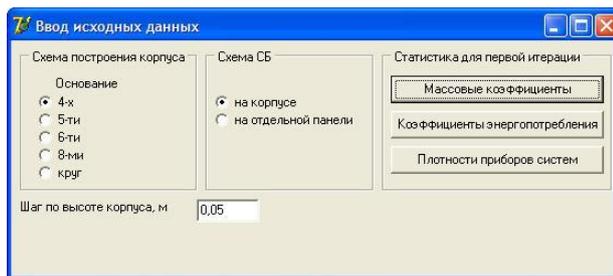


Рисунок 3.143 – Окно ввод исходных данных



Рисунок 3.144 – Окно ввода параметров целевой аппаратуры

После введения всех необходимых исходных характеристик и ограничений следует нажать кнопку «Расчёт» на вкладке «Результаты».

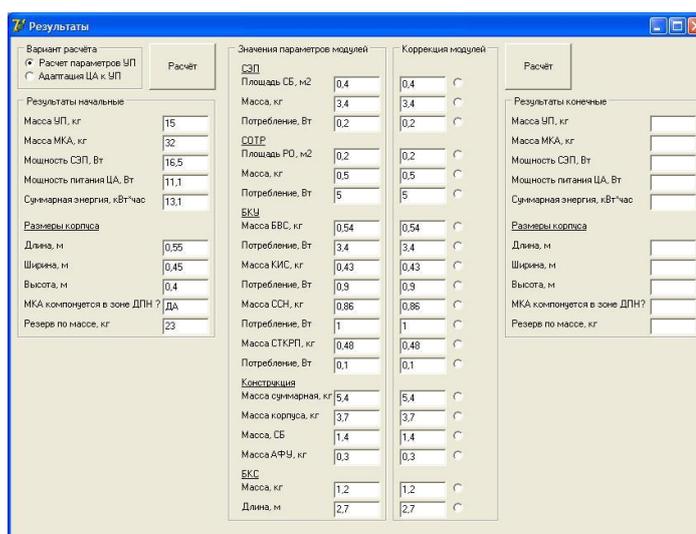


Рисунок 3.145 – Окно результатов и коррекции параметров модулей

В качестве результата программное обеспечение выводит на экран следующие характеристики (рисунок 3.145):

- массу бортовых систем и МКА;
- объём бортовых систем и МКА;
- срок существования МКА;
- время работы целевой аппаратуры.

Для выхода из программы следует нажать кнопку . При желании можно сохранить в отдельный файл последние исходные данные для синтеза, которые потом

можно загрузить для последующих расчётов, нажав последовательно на кнопки «Файл», «Загрузить».

Целью моделирования является анализ энергетических характеристик с различными проектными характеристиками (конструктивно-компоновочная схема МКА, форма и габариты корпуса, ориентация в пространстве, внешние ограничения) и вычисление соответствующей мощности СЭП, срока активного существования и массы МКА. В качестве исходных данных закладываются:

1) проектные параметры внутреннего проектирования:

– параметры, описывающие МКА (форма и габариты корпуса  $a \in [a_{min}, \dots, a_{max}]$ ;  $b \in [b_{min}, \dots, b_{max}]$ ;  $h \in [h_{min}, \dots, h_{max}]$ , масса);

– параметры рабочей орбиты КА;

– параметры верхней атмосферы Земли, интервал моделирования и др.;

2) проектные параметры внешнего проектирования:

– параметры, описывающие МКА (форма и габариты корпуса  $a \in [a_{min}, \dots, a_{max}]$ ;  $b \in [b_{min}, \dots, b_{max}]$ ;  $h \in [h_{min}, \dots, h_{max}]$ , масса);

– параметры полезной нагрузки ракеты-носителя: масса ПН, параметры орбиты, формируемой РН, геометрические характеристики зоны полезного груза;

– параметры КА-носителя: масса, параметры рабочей орбиты, геометрические характеристики;

– параметры устройства отделения МКА: масса, скорость отделения МКА, геометрические характеристики;

3) характеристики целевой аппаратуры:

– масса;

– характеристики, описывающие форму и габариты ЦА;

– мощность потребления;

– минимальная суммарная длительность работы;

– требования по ориентации и стабилизации в орбитальном полёте.

Результатами вычислений на ЭВМ являются построение диаграмм мощности СЭП в зависимости от исполнения корпуса МКА с заданными проектными параметрами и рассчитанные величины массы, срока активного существования, мощности питания ЦА и суммарной энергии за весь срок существования.

Выбор целевой аппаратуры осуществляется исходя из тактико-технических характеристик МКА и его целевых задач. Перечень возможных задач для МКА:

- проведение научных экспериментов;

- дистанционное зондирование Земли с заданной периодичностью в течение заданного срока активного существования;

- инспектирование космических объектов на «близких» орбитах и др.;

Выбор оптико-электронной аппаратуры для малого КА дистанционного зондирования Земли осуществляется на вкладке «Целевая аппаратура» программы (рисунках 3.146 – 3.148). Высокоскоростная радиолиния (ВРЛ) предназначена для временного хранения и передачи на земные приемные станции данных от системы оптико-электронных преобразователей на борту КА.

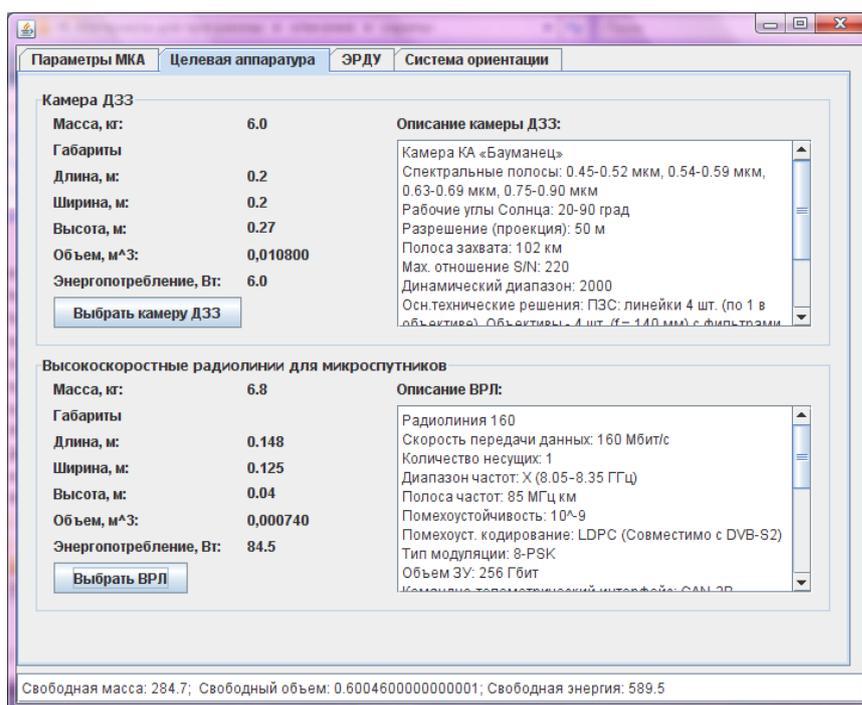


Рисунок 3.146 – Вкладка «Целевая аппаратура» программы

Название	Спектр полосы	Рабоч. углы	Разреш.	Полоса захв.	Max S/N	Дин. д.	Техн. реше.	Информ. п.	Масса, кг	х, м	у, м	z, м	Энерго.	Сост.-в. разраб.	Комплект пос.
Камера КА «Бауманец»	0.45-0.52 мкм, 0.54-0.59 мкм, 0.63-0.69 мкм, 0.75-0.90 мкм	20-90	50	102	240	2000	ПЭС: линей...	26 Мбит/с (...)	6	0.2	0.2	0.27	6	ЛОИ	1 образца + КПА
Мульти-спектральная камера «Пеллосат-901»	0.45-0.52 мкм, 0.54-0.59 мкм, 0.63-0.69 мкм, 0.75-0.90 мкм	5-90	50	102	240	2000	ПЭС: матри...	26 Мбит/с (...)	2	0.12	0.12	0.15	8	ЛОИ	2 образца + КПА
Мульти-спектральная камера «Пеллосат-901»	0.45-0.52 мкм, 0.54-0.59 мкм, 0.63-0.69 мкм, 0.75-0.90 мкм	5-90	10	20.4	240	2000	ПЭС: матри...	80 Мбит/с (...)	5	0.15	0.15	0.25	12	Изготовление т...	2 образца + КПА
Мульти-спектральная камера «Пеллосат-807»	0.45-0.52 мкм, 0.54-0.59 мкм, 0.63-0.69 мкм, 0.75-0.90 мкм	5-90	2.5	20	240	2000	ПЭС: матри...	1300 Мбит/с (...)	32	0.25	0.25	1	50	ЛОИ	2 образца + КПА
Гипер-спектральная камера ГСК-5П	в полосе 0.4-1.0 мкм 70 каналов: ...	20-90	100	50	260	1000	ПЭС: матри...	260 Мбит/с (...)	20	0.2	0.2	0.7	30	ЛОИ	2 образца + КПА
Гипер-спектральная камера ГСК-4П	в полосе 0.4-1.0 мкм 70 каналов: ...	20-90	30	30	300	2000	ПЭС: матри...	260 Мбит/с (...)	30	0.2	0.2	1	30	Макетирование	2 образца + КПА

Рисунок 3.147 – Справочник камер ДЗЗ

Название	Ск-ть пер.	Диапазон ча.	Полоса ч.	Помехоуст.	Помехоуст. коди.	Тип м.	Объем э.	Интерфейс	Мощьт.	Потребл.	Потреб.	Потр.	Масса.	х, м	у, м	z, м	Сост.-в. разраб.	Комплект пос.
Радиолиния 64	16-64 Мбит/с	X (8.05-8.35 ГГц)	16-64 МГц	10 <sup>-9</sup>	Сверточное + Рид...	QPSK	256	CAN-2B	4	50	22	2.5	9.4	0.3	0.262	0.04	ЛОИ	2 образца + КПА
Радиолиния 160	160 Мбит/с	X (8.05-8.35 ГГц)	85 МГц	10 <sup>-9</sup>	LDPC (Совместимо ...	8-PSK	256	CAN-2B	6	60	22	2.5	6.8	0.148	0.125	0.04	Макетирование	2 образца + КПА
Радиолиния 320	320 Мбит/с	X (8.05-8.35 ГГц)	170 МГц	10 <sup>-9</sup>	LDPC (Совместимо ...	8-PSK	256	CAN-2B	12	120	22	2.5	7.9	0.148	0.125	0.04	Макетирование	2 образца + КПА

Рисунок 3.148 – Справочник ВРЛ

Построение системы управления ориентации МКА возможно только с использованием современных технических решений. К таким решениям в первую очередь следует отнести:

- высокоточные и высокоскоростные звездные датчики, обеспечивающие знание ориентации КА;
- высокопроизводительные маховики с системой измерений угловой скорости вращения маховика, обеспечивающие как быстрый разворот, так и высокий уровень стабилизации.

Внешний вид вкладки «Система ориентации», реализованной в программном обеспечении оптимизации бортового состава УП МКА, показан на рисунках 3.149 – 3.151.

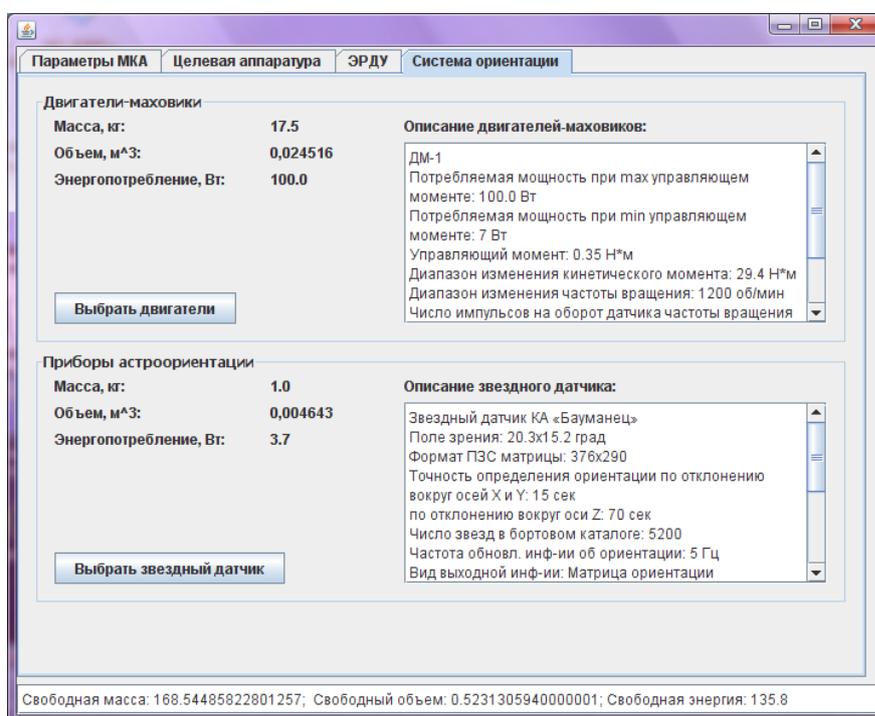


Рисунок 3.149 – Вкладка «Системы ориентации» программы

Название	Поле зрени...	Формат ПЗ...	Точность(о...	Точность(о...	N звезд в к...	Частота об...	Вид выход...	Интерфейс	Угол отстро...	Масса,кг	Габариты б...	Габариты с...	Энергопот...	Сост-в раз...	Комплект п...
Звездный да...	20.3x15.2	376x290	15	70	5200	5	Матрица ори...	RS-232	60	1.0	0.13x0.35	0.09x0.15	3.7	ЛОИ	1 образец + ...
Прибор астр...	10x7.5	376x290	10	60	15000	10	Матрица ори...	CAN-2B или ...	30	1.5	0.13x0.3	0.13x0.1	7.0	ЛОИ	2 образца + ...
Прибор астр...	8x8	1024x1024	3	18	15000	20	Матрица ори...	CAN-2B или ...	30	3.0	0.15x0.45	0.15x0.15	15.0	Масетирован...	2 образца + ...

Рисунок 3.150 – Справочник приборов астроориентации

Название	Потребление (max)	Потребление (min)	Упр. момент, Н*м	Диапазон кинетич...	Частота вращения...	Число импульсов н.	Масса	Габариты DxL,м	Габариты AxBxС, м
ДМ	70.0	6	0.26	19.6	1100	960	13.2	0.39x0.16	0.267x0.168x0.084
ДМ-1	100.0	7	0.35	29.4	1200	960	17.5	0.39x0.17	0.271x0.181x0.086
ДМ-2	75.0	7	0.1	14	3500	36	7.0	0.26x0.15	0.267x0.168x0.084
ДМ-3	7.0	1	0.007	0.3	6000	36	0.8	0.13x0.07	0x0x0
ДМ-4	29.0	5	0.02	8	6000	36	4.0	0.19x0.09	0.2x0.12x0.07
ДМ-5	27.0	3	0.02	1	6000	36	1.5	0.15x0.1	0x0x0
ДМ-6	30.0	4	0.05	5	2500	36	3.8	0.225x0.1	0x0x0
ДМ-7	14.0	3	0.02	0.1	3000	36	1.5	0.14x0.11	0x0x0
ДМ-8	14.0	3	0.02	0.3	3000	36	1.7	0.17x0.1	0x0x0
ДМ-9	18.0	3	0.012	4	6000	36	2.6	0.2x0.1	0x0x0

Рисунок 3.151 – Справочник двигателей-маховиков

Следует отметить, что гибкая система разработанного программного обеспечения позволяет пользователю:

- пополнять банк данных по каждому типу бортовой аппаратуры;
- расширять номенклатуру типов бортовых систем МКА научного назначения;
- добавлять различные методики расчет массогабаритных и энергетических характеристик бортовых систем в математическое обеспечение программы.

Указанные особенности можно рассматривать как преимущества разработанных программных средств оптимизации бортового состава малого КА, обеспечивающие широкое использование подобных информационных технологий в проектной практике современных научно-производственных предприятий космической отрасли.

В качестве языка программирования при разработке приложения был использован язык Java, так как это современный, развивающийся, объектно-ориентированный, кросс-платформенный язык программирования. Инструментальным средством разработки была выбрана среда программирования NetBeans 6.5. В качестве СУБД был выбран MySQL 5.0. Программное обеспечение MySQL представляет собой очень быстрый многопоточный, многопользовательский надежный SQL-сервер баз данных. Сервер MySQL предназначен как для критических по задачам производственных систем с большой нагрузкой, так и для встраивания в программное обеспечение массового распространения.

ПО MySQL является системой клиент-сервер, которая содержит многопоточный SQL-сервер, обеспечивающий поддержку различных вычислительных машин баз данных, а также несколько различных клиентских программ и библиотек, средства администрирования и широкий спектр программных интерфейсов (API).

Минимальные требования к техническому и программному обеспечению для работы приложения:

- IBM PC – совместимый ПК с тактовой частотой процессора не ниже 500 МГц;
- объем оперативной памяти не менее 512 Мб;
- объем свободного дискового пространства не менее 250 Мб;
- монитор с разрешением 1280×1024;
- манипулятор типа «мышь»;
- тип операционной системы – Windows XP;
- сервер СУБД MySQL 5.0;
- JDK 6 (Java Development Kit).

В настоящее время выбор основных проектных характеристик системы электропитания космического аппарата, как правило, производится в ручном итерационном режиме пересмотра проекта, что требует больших затрат труда и времени.

Информационные технологии позволяют существенно сократить время выбора оптимальных основных проектных характеристик системы энергопитания малого космического аппарата, увеличить количество рассматриваемых вариантов и тем самым повысить качество проектов.

С этой целью разработано специализированное программное обеспечения для выбора основных проектных характеристик системы электропитания малого космического аппарата научного назначения.

Программное обеспечение написано на алгоритмическом языке *Object Pascal* в программной среде *Delphi 7* и может быть использовано только в операционной среде *Windows*.

Рекомендуемые системные требования: операционная система Windows 2000XP/2000, процессор Pentium IV 1500 MHz, 256 MB RAM. 15 MB HDD.

ПО состоит из нескольких модулей. Названия основных модулей программы приведены в [таблице 3.10](#).

**Таблица 3.10** – Описание модулей программы

Наименование модуля	Описание
<i>VID.pas</i>	Модуль главного окна программы, ввода уравнений, описывающих системы космического аппарата и переменных, участвующих в них
<i>VVV.pas</i>	Модуль ввода входных переменных
<i>VVihodV.pas</i>	Модуль ввода выходных переменных
<i>VivodPoslResh.pas</i>	Модуль вывода последовательности решения уравнений (включает в себя модуль, предназначенный для решения алгебраических уравнений и линейных систем алгебраических уравнений)
<i>Vivod.pas</i>	Модуль вывода графов
<i>nazyprim.pas</i>	Модуль ввода названия новой системы
<i>ChislResh.pas</i>	Модуль вывода результатов работы
<i>Menu.pas</i>	Модуль главного меню программы
<i>Help.pas</i>	Модуль окна справочной информации
<i>About_program</i>	Модуль окна с информацией о программе
<i>About_creators</i>	Модуль окна с информацией о разработчиках программы
<i>Fon</i>	Модуль, реализующий полноэкранный режим

В качестве исходных данных для расчета в специальные окна вводится следующая информация: максимальное значение угловой скорости вращения КА в неориентированном полете; количество статистических испытаний (рисунок 3.152).

Результаты расчета представляются как в виде отдельных показателей, так и виде графиков функции распределения и плотности распределения среднего косинуса угла

между направлением на Солнце и нормалью к поверхности панели батареи солнечной. На рисунке 3.153 представлена форма для ввода исходных данных и вывода отдельных результатов расчета характеристик энергобаланса на борту МКА.

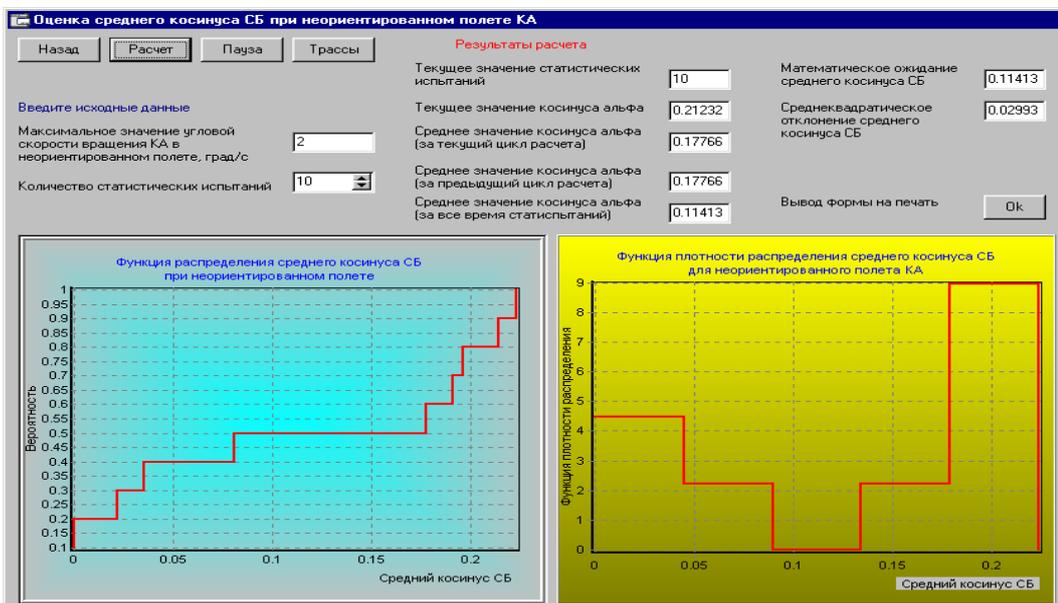


Рисунок 3.152 – Окно для оценки среднего косинуса угла между направлением на Солнце и нормалью к поверхности панели солнечной батареи КА в неориентированном полете

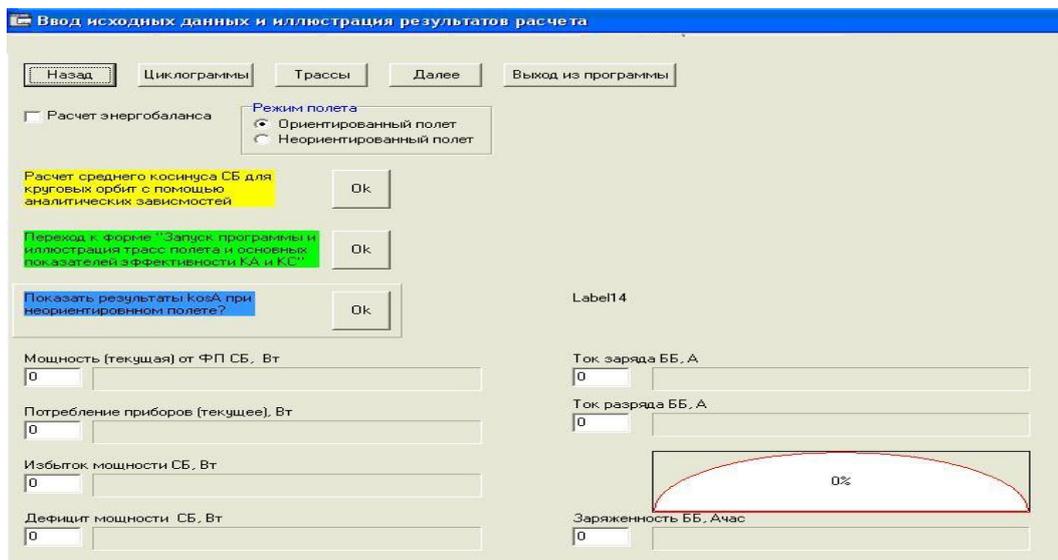


Рисунок 3.153 – Форма «Ввод исходных данных и иллюстрация результатов расчета»

Если щелкнуть «мышкой» на кнопке «Циклограммы» этого окна, то появляется новое окно: «Исходные данные по циклограммам работы аппаратуры» КА на отдельных участках полета (рисунок 3.154).

**Исходные данные по циклограммам работы аппаратуры**

Назад **Загрузите данные из файла или введите новые и сохраните их** В рабочих ячейках таблиц цифры соответствуют мощности прибора, Вт Показать графики циклограмм? Да

Режим АО | Подгот. к съемке | **Маршрут** | Заклоч. участок | Передача СПИ | Работа в тени | Неориент. полет | Ожидание | За виток

Загрузка ИД из файла | Ручной ввод ИД | Сохранить изменения в файле? Да Нет | Корректировать названия приборов? Да

Названия приборов	Время,с	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24
Циклограмма		725	725	725	875	882	1082	1082	1082	1082	1082	1082	1082	1082	1082	1075	1075	1075	1075	1075	1075	1075	1075	1075	1075
Коммутато		30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30
Бл Управл		25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25
Бл РасПиг		70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70
СПК		390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390
ИП ОЗП		180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180
ОЗП		30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30
Бл Сжат						7	7	7	7	7	7	7	7	7	7	7									
КодирПр					150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150
ЗУ							200	200	200	200	200	200	200	200	200	200	200	200	200	200	200	200	200	200	200

Рисунок 3.154 – Форма «Исходные данные по циклограммам работы аппаратуры»

Исходные данные по циклограммам можно вводить для различных режимов работы космического аппарата, если щелкнуть «мышкой» на одну из следующих закладок этой формы: астроориентации; подготовки к работе; заключительного участка; работы в тени и т.п.

В строки таблиц циклограмм можно вручную вводить необходимые дополнения и изменения по мощности приборов и времени их работы, а также изменять названия приборов.

Для облегчения ввода исходных данных с одинаковыми значениями предусмотрена специальная форма ввода. Она появится (рисунок 3.155), если щелкнуть «мышкой» на кнопке «Ручной ввод ИД».

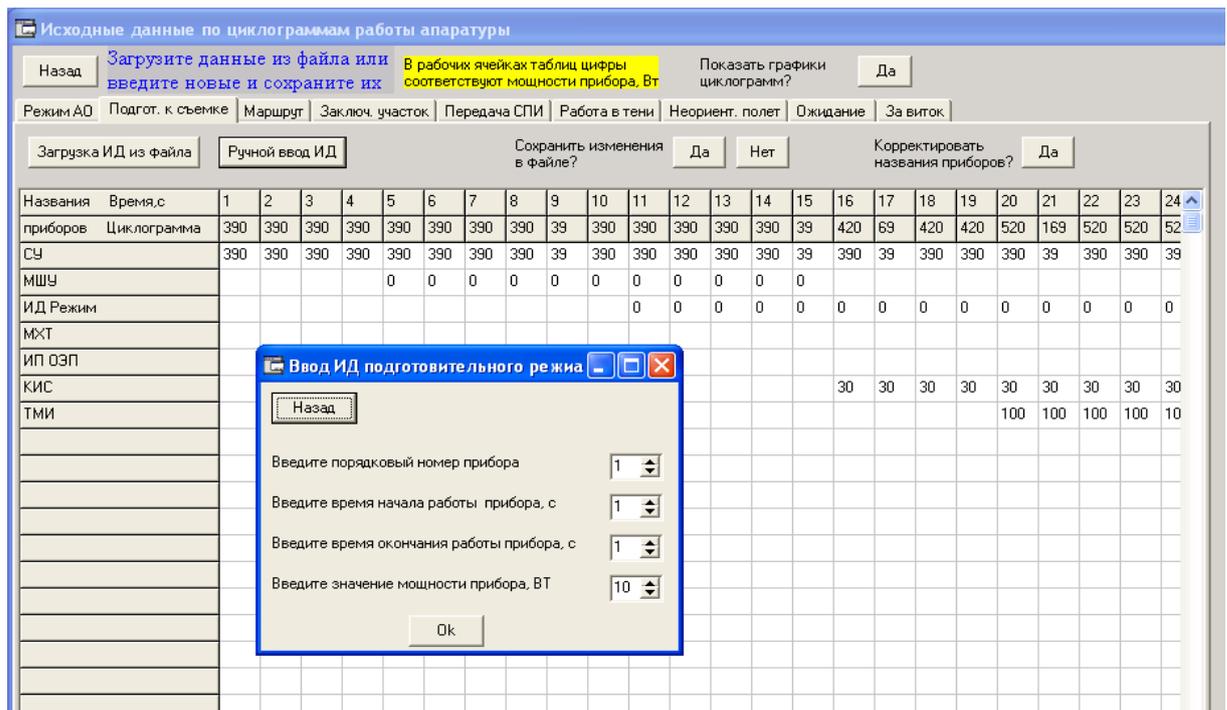


Рисунок 3.155 – Форма «Исходные данные по циклограммам работы аппаратуры» с дополнительной формой для ввода исходных данных по строкам и столбцам таблицы

Результаты ввода значений мощности отдельных приборов автоматически суммируются в одинаковые моменты времени и приводятся во второй строчке каждой таблицы.

В окне «Исходные данные по циклограммам работы аппаратуры» (рисунок 3.155) имеется закладка «За виток» открыв которую появляется окно с таблицей результирующей циклограммы работы аппаратуры МКА за виток. Причем, значения потребляемой мощности приборов МКА автоматически суммируется по циклограммам работы МКА в отдельных режимах с учетом меток включения тех или иных режимов функционирования МКА.

Для работы программы в режиме расчета энергобаланса МКА необходимо включить флажок «Расчет энергобаланса», который расположен на форме «Ввод исходных данных и иллюстрация результатов расчета». После включения этого флажка открывается форма «Параметры СЭП», которая служит для ввода исходных данных по характеристикам СЭП, а также для представления результатов расчета.

После ввода необходимых данных необходимо щелкнуть «мышкой» на кнопке «Ввод ИД» и далее на кнопке «Расчет». В результате начинается процесс расчета и на форме «Параметры СЭП» отображаются результаты этого расчета в динамике (рисунок 3.156). Текущая емкость (степень «заряженности») аккумуляторных батарей отображается также в процентах на специальной диаграмме.

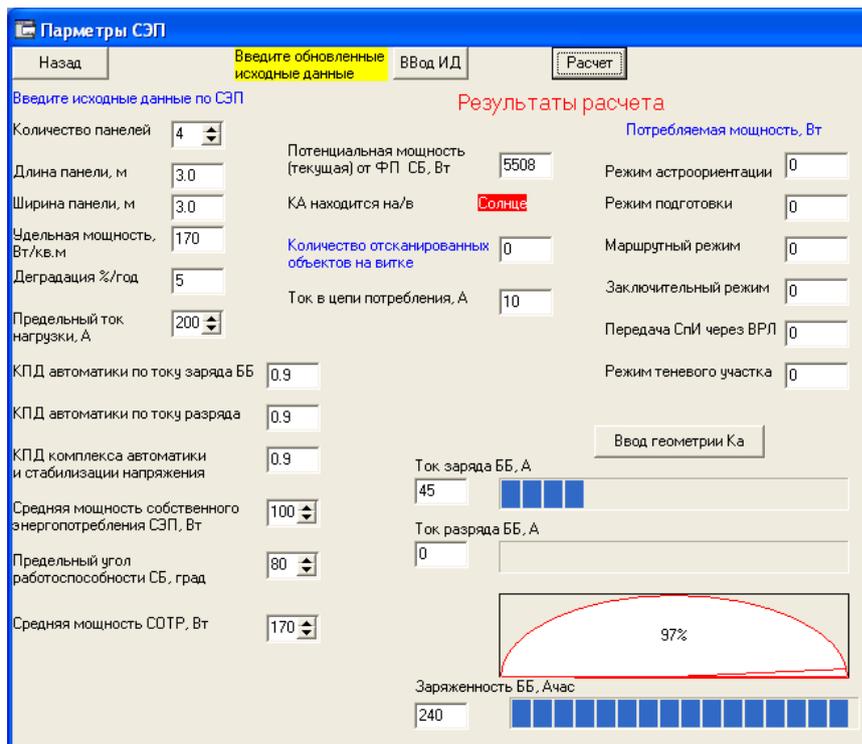


Рисунок 3.156 – Окно «Параметры СЭП» с результатами расчета в динамике

С помощью данной части программы можно задавать исходные данные по циклограммам работы отдельных приборов на основных режимах функционирования КА и анализировать влияние параметров СЭП на показатели производительности КА.

Массив исходных данных для моделирования процессов коррекции орбиты МКА научного назначения имеет вид:

$$\text{Масса КА} - M_{КА} = 400 \text{ кг};$$

$$\text{Баллистический коэффициент} - \sigma_{КА} = 0,004 \text{ м}^2 / \text{кг};$$

$$\text{Среднесуточная мощность энергоустановки} - N_{\text{ср.сут}} = 200 \text{ Вт};$$

Марка ЭРД – ВТН-200-ХЗ, количество ЭРД в ЭРДУ – 1 штука;

$$\text{Сила тяги} - F_T = 0,017 \text{ Н}, \text{ удельный импульс} - I = 16000 \text{ м/с};$$

$$\text{Мощность ЭРД} - N_{\text{ЭРД}} = 300 \text{ Вт};$$

$$\text{Параметры орбиты} - i = 40.01^\circ, H_\alpha = 424.5 \text{ км}, H_\pi = 410 \text{ км};$$

ЭРДУ создает тягу в трансверсальном направлении.

С помощью программного обеспечения для выбора основных проектных характеристик системы электропитания космического аппарата получена следующая информация. Минимальная емкость аккумуляторных батарей для соблюдения энергобаланса составляет 20 А\*ч, в то время как минимальная площадь солнечных батарей равна 10 м<sup>2</sup>. Максимальная емкость аккумуляторных батарей была ограничена 40 А\*ч, а максимальная площадь солнечных батарей составила 30 м<sup>2</sup>.

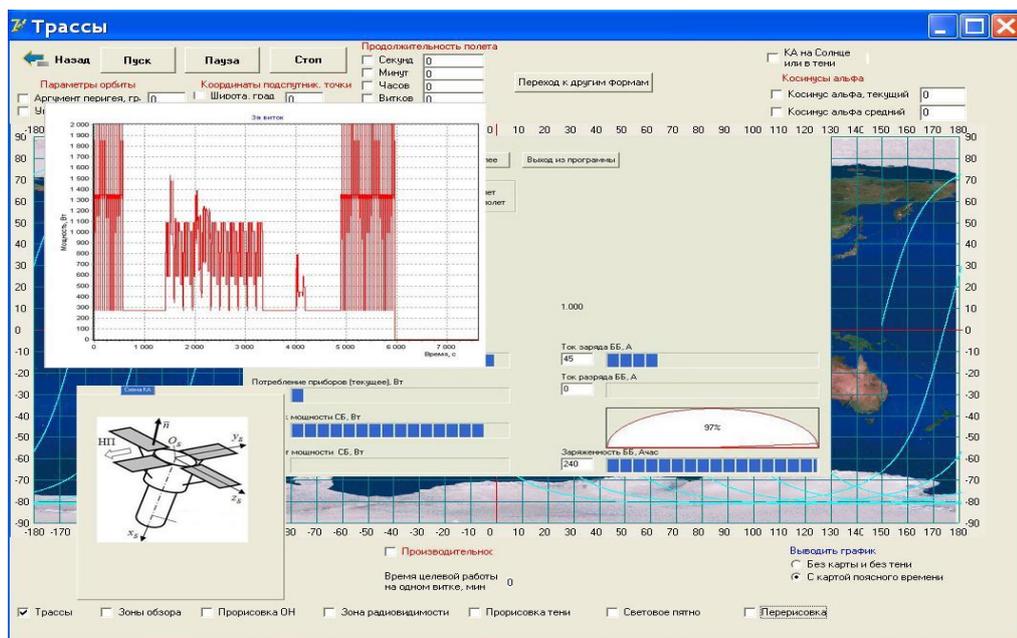


Рисунок 3.157 – Моделирование процесса энергопотребления бортовой аппаратуры малого космического аппарата

Современные информационные технологии позволяют не только осуществлять выбор основных проектных параметров проектируемого объекта (в данном случае МКА научного назначения) (рисунок 3.157), но и осуществлять имитационное моделирование различных процессов его функционирования: моделирование функционирования целевой аппаратуры МКА, моделирование управляемого движения, моделирование работы систем терморегулирования и др.

Для моделирования управляемого движения малого космического аппарата научного назначения разработана специализированное программное обеспечение. ПО написано на алгоритмическом языке *Object Pascal* в программной среде *Delphi 7* и может быть использовано только в операционной среде *Windows*.

Рекомендуемые системные требования: операционная система *Windows 2000XP/2000*, процессор *Pentium IV 1500 MHz*, *256 MB RAM*. *15 MB HDD*.

Программное обеспечение состоит из нескольких модулей, названия которых приведены в таблице 3.11.

Таблица 3.11 – Описание модулей программы

Наименование модуля	Описание
main.pas	Модуль главного окна программы
vvod.pas	Модуль ввода входных переменных
vivod.pas	Модуль вывода выходных переменных
Dinamic.pas	Модуль вывода последовательности решения уравнений (включает в себя модуль, предназначенный для решения алгебраических уравнений и линейных систем алгебраических уравнений)
VivodGraf.pas	Модуль вывода графов
Result.pas	Модуль вывода результатов работы
Menu.pas	Модуль главного меню программы
Help.pas	Модуль окна справочной информации

На рисунке 3.158 приведена блок-схема программы. При запуске приложения на экране появляется главное окно (рисунок 3.159).

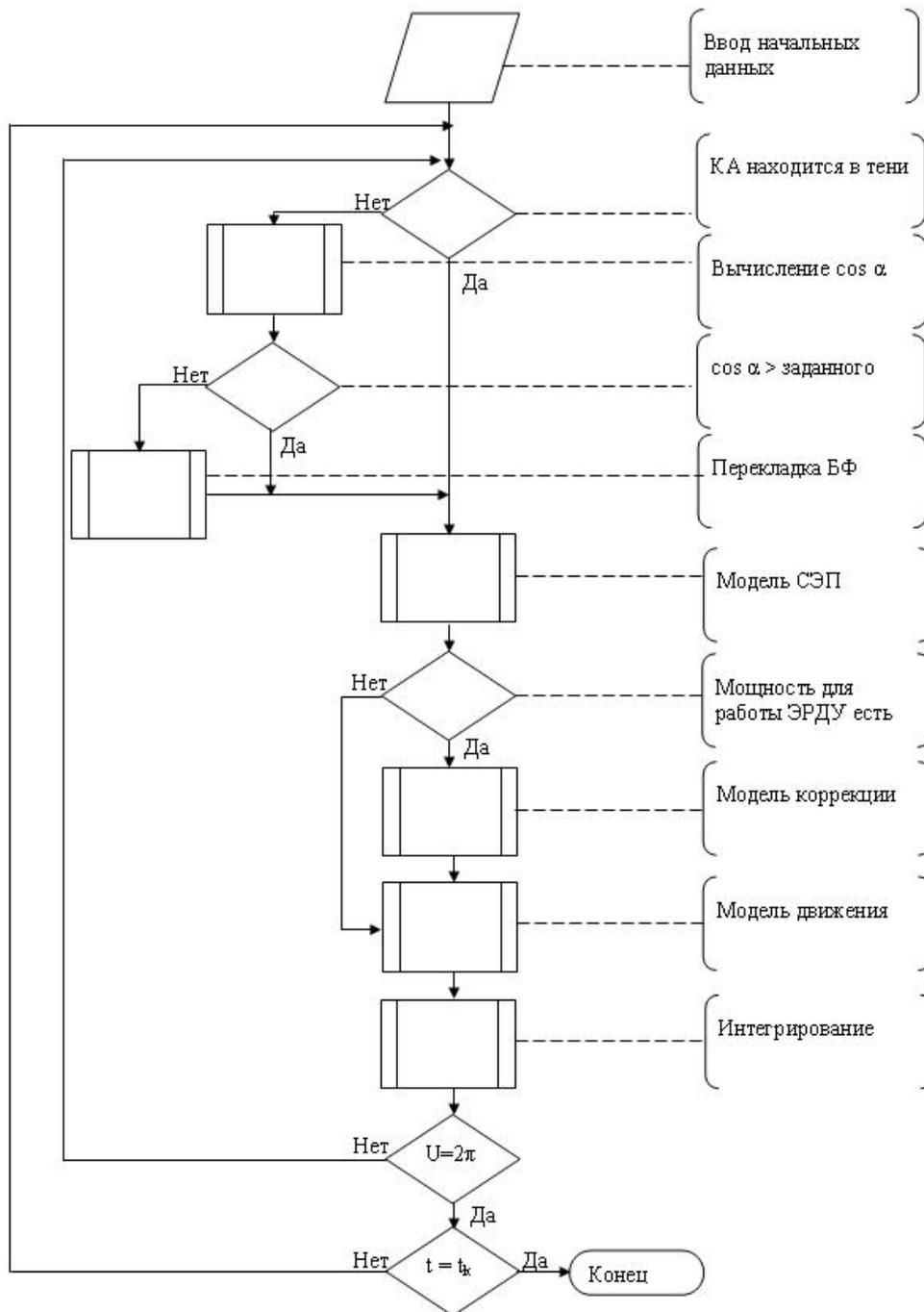


Рисунок 3.158 – Блок схема программного обеспечения имитационного моделирования управляемого движения МКА научного назначения



Рисунок 3.159 – Главная форма

При нажатии на кнопку «Параметры» на экран выводится окно ввода исходных параметров (рисунок 3.160). Для просмотра на экран можно вывести окна (рисунки 3.159 – 3.163).

Исходные данные
[X]

<p><u>Параметры орбиты</u></p> <p>Высота перигея <input type="text" value="300"/> .(км)</p> <p>Эксцентриситет <input type="text" value="0,1"/> ± <input type="text" value="0,01"/></p> <p>Наклонение <input type="text" value="78"/> ± <input type="text" value="0,1"/> .(градусов)</p> <p>Аргумент перигея <input type="text" value="10"/> ± <input type="text" value="0,1"/> .(градусов)</p> <p>Долгота восходящего узла <input type="text" value="1"/> ± <input type="text" value="1"/> .(градусов)</p> <p>Большая полуось орбиты ± <input type="text" value="0,3"/> .км</p>	<p><u>Параметры космического аппарата</u></p> <p>Масса КА <input type="text" value="6,7"/> .(т)</p> <p>Площадь миделя КА <input type="text" value="10"/> .(м<sup>2</sup>)</p> <p>Площадь панели БФ <input type="text" value="18"/> .(м<sup>2</sup>)</p> <p>Кол - во панелей БФ <input type="text" value="2"/></p> <p>Sx = <input type="text" value="2,5"/></p> <p>Максимальный ток батарей фотоэлектрических <input type="text" value="150"/> .А</p>
Шаг интегрирования <input type="text" value="60"/> .с	
<p><u>Контролируемые параметры</u></p> <p><input type="checkbox"/> Коррекция одноимпульсная</p> <p><input checked="" type="checkbox"/> Большая полуось орбиты</p> <p><input checked="" type="checkbox"/> Эксцентриситет</p> <p><input type="checkbox"/> Наклонение</p> <p><input type="checkbox"/> Аргумент перигея</p> <p><input type="checkbox"/> Долгота восходящего узла</p> <p><input checked="" type="checkbox"/> <b>Оптимальные участки</b></p>	<p><u>Параметры двигателей</u></p> <p style="text-align: center;">Трансверсаль    Бинормаль</p> <p style="text-align: center;">[Найти]    <input type="text" value="СПД-70"/>    <input type="text" value="СПД-100"/></p> <p>Потребляемая мощность <input type="text" value="0,593"/> .(кВт)    <input type="text" value="1,221"/> .(кВт)</p> <p>Тяга <input type="text" value="0,04"/> .(Н)    <input type="text" value="0,083"/> .(Н)</p> <p>Расход рабочего тела <input type="text" value="1,6e-6"/> .(кг/с)    <input type="text" value="3,3e-6"/> .(кг/с)</p> <p>Удельный импульс <input type="text" value="2500"/> .(с)    <input type="text" value="2500"/> .(с)</p> <p>Количество двигателей <input type="text" value="2"/>    <input type="text" value="1"/></p>
<p><u>Солнечная активность</u></p> <p><input checked="" type="checkbox"/> Максимальная</p>	<p><u>СЭП</u></p> <p>Вкл. <input checked="" type="checkbox"/> СПА</p> <p>Падение cos α <input type="text" value="0"/></p> <p>Кол-во вкл. СПА <input type="text" value="6"/></p> <p>Мощность СЭП <input type="text" value="4,725"/> .кВт</p> <p>Ёмкость АБ <input type="text" value="120"/> .А/ч</p>
<p><input checked="" type="checkbox"/> Учёт гравитационных возмущений    <input checked="" type="checkbox"/> Учёт ограничений СЭП    <input type="checkbox"/></p>	
<p><u>Время моделирования</u></p> <p>Лет <input type="text" value="0"/></p> <p>Суток <input type="text" value="1"/></p> <p>Минут <input type="text" value="0"/></p>	

Рисунок 3.160 – Окно ввода данных

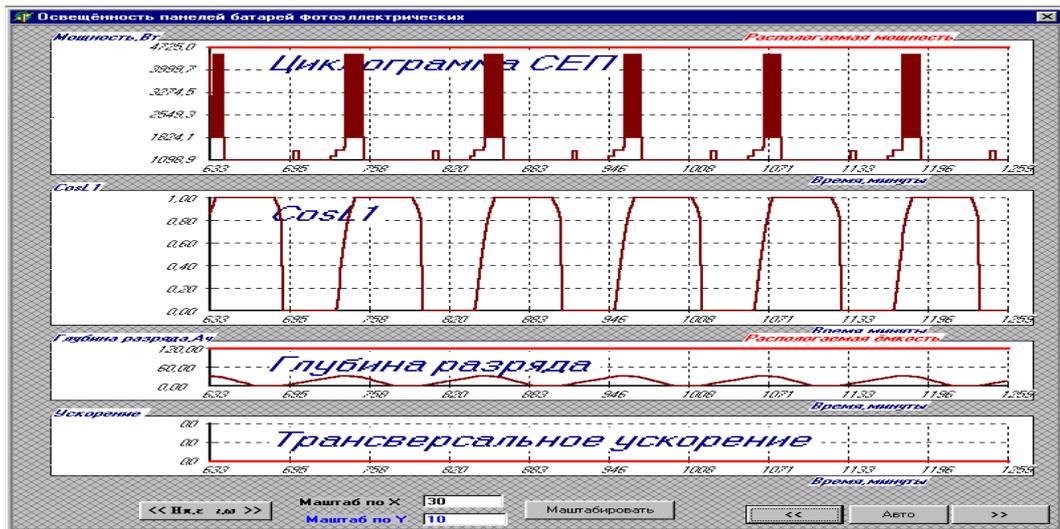


Рисунок 3.161 – Графическое отображение результатов моделирования (СЭП)

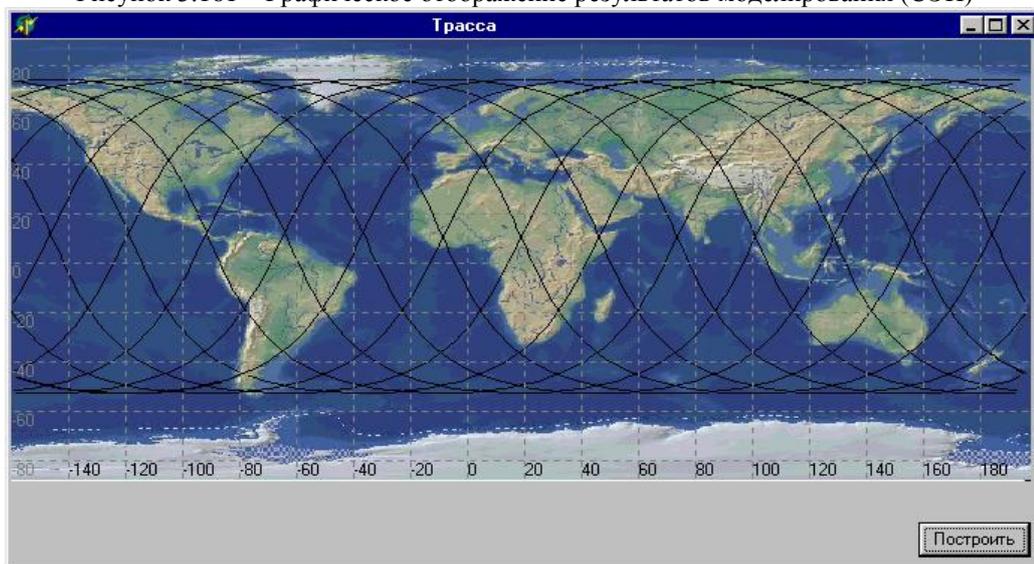


Рисунок 3.162 – Трасса



Рисунок 3.163 – Циклограммы управления параметрами движения спутника

При увеличении среднесуточного резерва мощности относительное время работы ЭРДУ возрастает, что позволяет полностью компенсировать воздействия атмосферы

Земли на активных участках коррекции. При дальнейшем увеличении резерва мощности время активного участка сокращается и МКА быстрее восстанавливает высоту орбиты.

Резерв мощности для ЭРДУ также может изменяться во времени. Это возможно при переменном объеме потребления располагаемой мощности бортовыми системами МКА. В данном случае относительное время активных витков за цикл также будет изменяться. Зависимость высоты орбиты от времени, циклограммы резерва мощности и включения ЭРДУ приведены на рисунках 3.164 – 3.165.

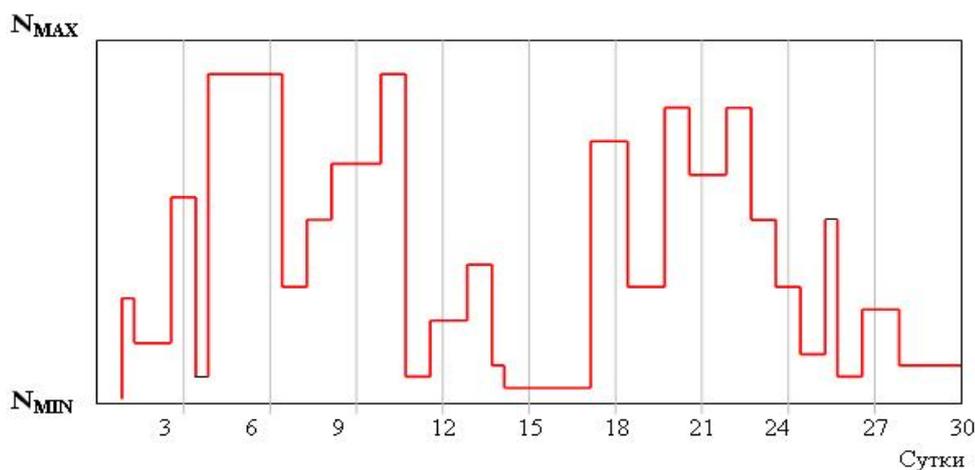


Рисунок 3.164 – Изменение величины резерва мощности во времени

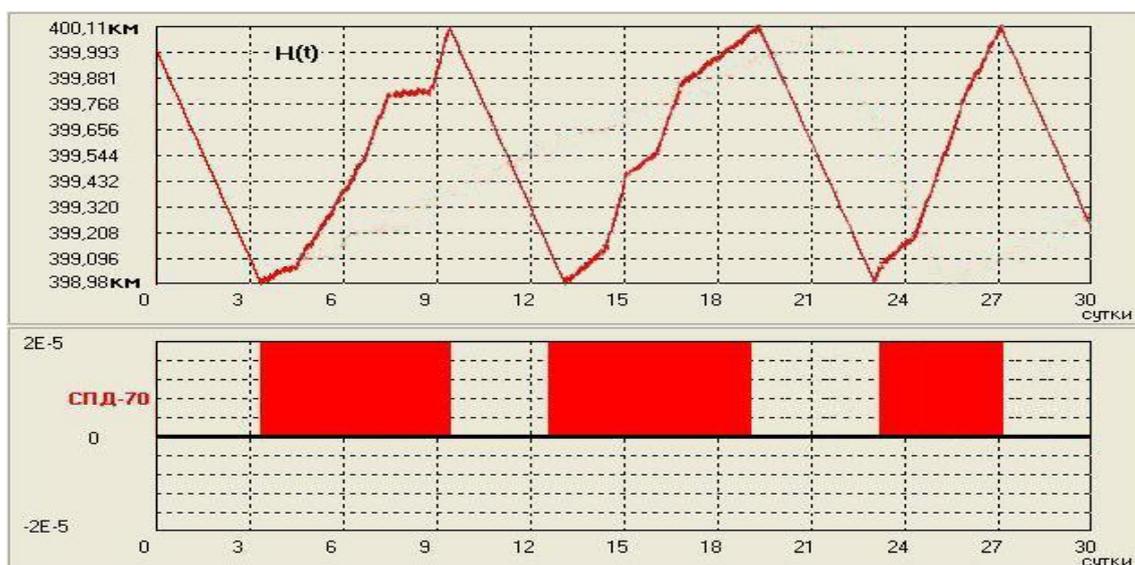


Рисунок 3.165 – Циклограмма коррекции высоты орбиты КА с учетом ограничения по энергетике

Система обеспечения теплового режима (СОТР) предназначена для обеспечения теплового режима малого космического аппарата научного назначения на участке перевода на рабочую орбиту и в процессе орбитального полета.

Основным источником внешнего теплового воздействия на космический аппарат является излучение Солнца. Если КА совершает полет вблизи планеты, то кроме солнечного излучения на него воздействует собственное излучение планеты и в случае

достаточно низких орбит тепловые потоки (молекулярные и рекомбинационные), связанные с воздействием верхней атмосферы.

Для расчета внешних лучистых и атмосферных тепловых потоков, падающих на рассматриваемый объект, разрабатывается его геометрическая модель. Поверхность реальной конструкции аппроксимируется набором плоских выпуклых многоугольников, предполагается, что каждый многоугольник имеет только одну диффузно поглощающую и диффузно отражающую поверхность, участвующую в лучистом теплообмене. Направление нормали к поверхности определяется следующим образом: при обходе вершин многоугольника против часовой стрелки, нормаль к поверхности остается слева.

Кроме геометрической модели необходимо также задать параметры планеты, орбиту КА и его ориентацию относительно планеты и Солнца.

При расчете лучистых тепловых потоков принимаются следующие допущения:

- прямой солнечный поток является плоскопараллельным;
- планета является диффузно поглощающим и диффузно отражающим сферическим телом эффективного радиуса  $R$ ;
- альbedo планеты является постоянным по ее поверхности и равным среднему значению;
- при отражении солнечного потока от планеты, его спектр не меняется;
- интенсивность излучения планет и Солнца определяется как интенсивность излучения абсолютно черного тела при соответствующей радиационной температуре.

С точки зрения теплового режима необходимым является знание времени пребывания МКА в тени планеты, а главное моментов его входа в тень и выхода из нее. Это важно, потому что при численном расчете падающие тепловые потоки всегда определяются в относительно небольшом числе точек по траектории, а в промежуточных точках находятся путем интерполяции. Вблизи терминатора происходит резкое изменение падающих на МКА солнечных потоков, поэтому для правильной их интерполяции необходимо рассчитывать потоки в следующих четырех точках непосредственно перед входом и после входа в тень и перед выходом и после выхода из тени. Кроме этого обычно бывает достаточно еще 10-12 точек на освещенной части орбиты.

Для тепловых расчетов солнечную тень от Земли можно считать цилиндрической.

Геометрическая модель КА представляет собой набор плоских многоугольных площадок, угловые коэффициенты между которыми вычисляются методом Монте-Карло с учетом или без учета их взаимного экранирования.

Перенос тепла излучением представляет собой сложный физический процесс. Собственное и падающее излучение может иметь разный спектральный состав,

отражательные характеристики поверхностей изменяются не только по спектру, но и по направлению, кроме того свойства поверхностей изменяются с течением времени под воздействием факторов космического пространства. В тепловых расчетах КА обычно принимаются те или иные допущения о характере собственного, падающего и отраженного излучения. Обычно собственное и отраженное излучение считается диффузным, а падающее излучение рассматривается в виде двух потоков - солнечного и инфракрасного.

При передаче тепла излучением в системе тел происходят многократные переотражения как собственных, так и падающих внешних лучистых потоков. Переотражения учитываются путем использования приведенной степени черноты. Другой метод состоит в использовании эффективных падающих лучистых потоков, которые можно ввести, если использовать допущение о диффузном характере излучения и отражения.

Для расчета полей температур используется метод тепловых балансов (называемый также методом сосредоточенных параметров, методом изотермических узлов или зон), который является универсальным методом расчета теплового режима сложных конструкций.

При использовании этого метода конструкция разбивается на  $m$  изотермических узлов, для которых задаются их массы, теплоемкости и внутренние тепловыделения. Между узлами задаются тепловые связи. Каждому из узлов могут быть поставлены в соответствие одна или несколько поверхностей, на которых происходит лучистый теплообмен.

Разработанное программно-математическое обеспечение для расчета теплового режима малого космического аппарата на этапах наземной подготовки и орбитального полета позволяет автоматизировать подготовку расчетных моделей и вариантов расчетов для создания тепловых математических моделей. Разработаны средства визуализации расчетных моделей, анализа результатов расчетов (получение средних, максимальных и минимальных значений, различных выборок и др.) и сервисные услуги, предоставляемые пользователю (представление результатов расчетов в формате Excel, визуализация расчетных моделей и др.).

В расчетах учитываются: кондуктивный, конвективный и лучистый теплообмен между элементами рассматриваемой конструкции. Пакет позволяет решать задачи расчета внешних тепловых потоков, угловых коэффициентов, температур элементов конструкции и теплоносителей гидравлических и газовых контуров СТР. Набор моделей агрегатов СТР, таких как: радиатор, теплообменник, конденсационный теплообменник, трубопровод,

термоплата, тепловая труба, тепловой аккумулятор, регулятор расхода позволяет моделировать функционирование СТР произвольной структуры. Графические средства пакета позволяют выполнять визуальный контроль геометрической модели конструкции и представлять результаты расчетов в графическом виде.

Расчеты можно производить для условий орбитального полета вокруг Земли или других планет (Меркурия, Венеры, Марса и Луны) и полета по межпланетной траектории. Расчет температур конструкции КА и его элементов проводится методом тепловых балансов, для чего аппарат разбивается на отдельные изотермические узлы, или методом конечных элементов (МКЭ).

Возможен расчет как пассивных МКА, так и аппаратов, имеющих газожидкостную или газовую системы терморегулирования. В результате расчета вычисляются угловые коэффициенты, падающие на КА лучистые тепловые потоки от Солнца и планеты и температуры расчетных узлов КА. ПО работает под управлением операционной системы Windows, имеет развитый пользовательский интерфейс, аналогичный таким стандартным приложениям Windows, как Office и др. Требования к вычислительной системе - наличие процессора типа Pentium и выше, объем занимаемой дисковой памяти около 10 Мбайт.

Пользователь имеет возможность работать в рамках интегрированной вычислительной среды, в которой можно достаточно просто создавать расчетные модели объекта, задавать условия его эксплуатации (параметры орбиты, планеты, циклограммы тепловой нагрузки и др.), проводить параметрические расчеты, анализировать полученные результаты и представлять их в виде документов. Разработаны новые информационно-вычислительные технологии, основанные на использовании концепций модельного файла и проекта задачи.

Рабочее окно программы показано на рисунке 3.166. Геометрическая модель конструкции МКА приведена на рисунке 3.167. Она включает в себя 7 геометрических фрагментов (в качестве примера рассматривается МКА научного назначения «АИСТ»):

фрагмент 1 - панель (+X) с 4 датчиками «Метеор» и панелью БС;

фрагмент 2 - панель (-X) с 2 датчиками «Метеор»;

фрагмент 3 - панель (+Z) конструкции;

фрагмент 4 - панель (-Z) конструкции;

фрагмент 5 - панель (-Y) конструкции;

фрагмент 6 - панель (+Y) конструкции;

фрагмент 7 - приборная масса бортовой и научной аппаратуры (КУНС, МАГКОМ, МЕТЕОР и т. п.) внутри конструкции МКА.

Расчетные температуры этих фрагментов соответственно имеют следующую нумерацию:

- фрагмент 1 - элемент 1;
- фрагмент 2 - элемент 7;
- фрагмент 3 - элемент 10;
- фрагмент 4 - элемент 11;
- фрагмент 5 - элемент 12;
- фрагмент 6 - элемент 13;
- фрагмент 7 - элемент 14.

Расчетные элементы 2, 3, 4, 5, 6, 8, 9 описывают соответственно температуры датчиков 1-3 аппаратуры МЕТЕОР, температуру секционированной батареи фотоэлектрической (БФ), температуру датчика 4 аппаратуры МЕТЕОР, температуры датчиков 5 и 6 аппаратуры МЕТЕОР. На рисунке 3.168 представлена ориентация МКА в различных режимах.

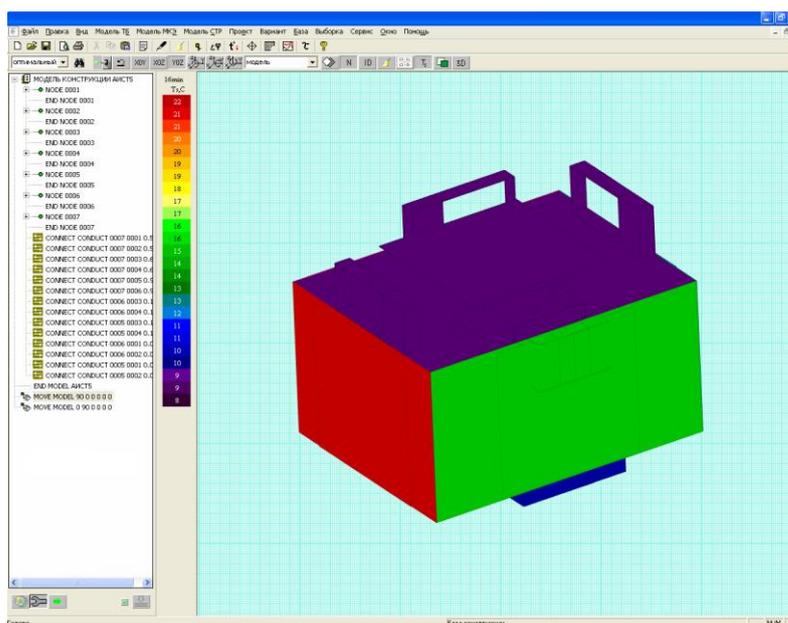


Рисунок 3.166 – Рабочее окно программы

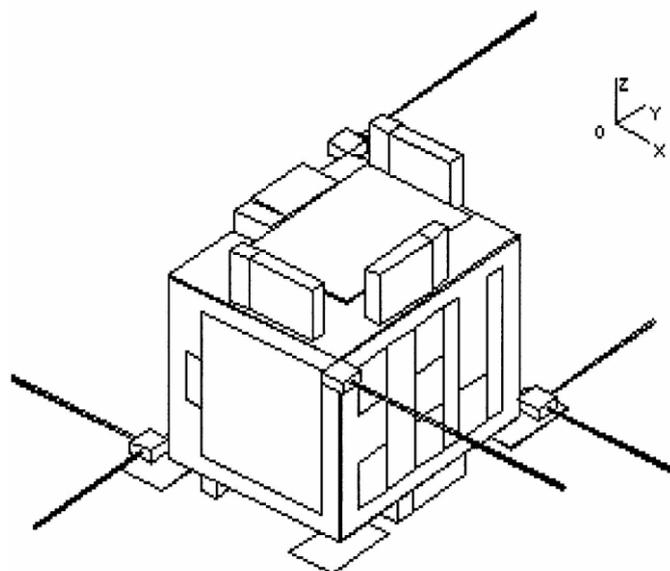


Рисунок 3.167 – Геометрическая модель МКА

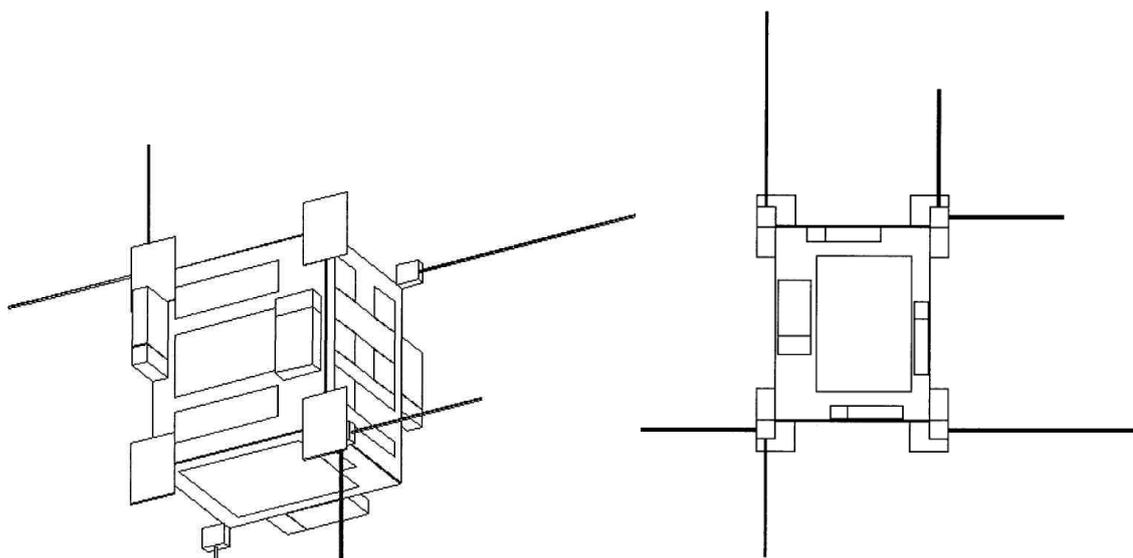


Рисунок 3.168 – Ориентация МКА в режимах «Перегрев» и «Переохлаждение»

Программный комплекс при своей работе располагается в области виртуальной памяти, выделенной и записанной на жесткий диск компьютера, именуемой системой компьютерного моделирования «SKM\_MKA» и структурно состоит из следующих разделов:

PAS - содержит тексты исходных программ, модули библиотек процедур и описания массивов, результаты компиляции и основная рабочая программа (файлы с расширением «.exe», «.tru»);

REZULT - содержит рабочие файлы и результаты расчета (файлы с расширением «.dat»);

SETUP – содержит файлы исходных данных (файлы с расширением «.dat»);

3DsMax – графический интерпретатор данных содержит тексты исходных программ, данные для работы программы и результаты компиляции.

Основная расчетная программа (исполнительный файл с расширением «.exe») в соответствии с составом исходных данных раздела Setup, рассчитывает и формирует результаты в рабочие и структурные файлы раздела Result.

Для работы программных средств требуется компьютер с характеристиками не хуже следующих:

- операционная система Windows XP;
- процессор Pentium-IV с тактовой частотой от 1.8 GHz;
- оперативная память - 256 MB RAM;
- объем дисковой памяти для записи программы и организации вычислительного процесса ~10,0 Gb HDD.

### **3.4.2 Графическое отображение результатов моделирования целевого функционирования малого КА научного назначения**

Программа трехмерного моделирования и графической интерпретации данных синтезирует внешний облик малого КА с привязкой к системам координат, фигуре Земли и условиям освещенности солнечным светом, который записывает в файл сцены с расширением «.max», а также формирует графическое изображение на экране монитора динамики орбитального движения и движения вокруг центра масс в процессе функционирования. Для малого КА разработана в среде 3DsMax трехмерная модель (файл с расширением «.max» ), которая записана в рабочий каталог.

Для визуализации динамического процесса функционирования малого КА средствами графического интерпретатора используются:

- численные данные имитационного эксперимента из раздела Result;
- программа работы с трехмерными объектами комплекса 3DsMax, написанного на языке MaxScript. На рисунке 3.169 представлено окно моделирования в программе. На рисунке 3.170 представлены результаты моделирования затухания колебаний угловой скорости вращения при отделении МКА.

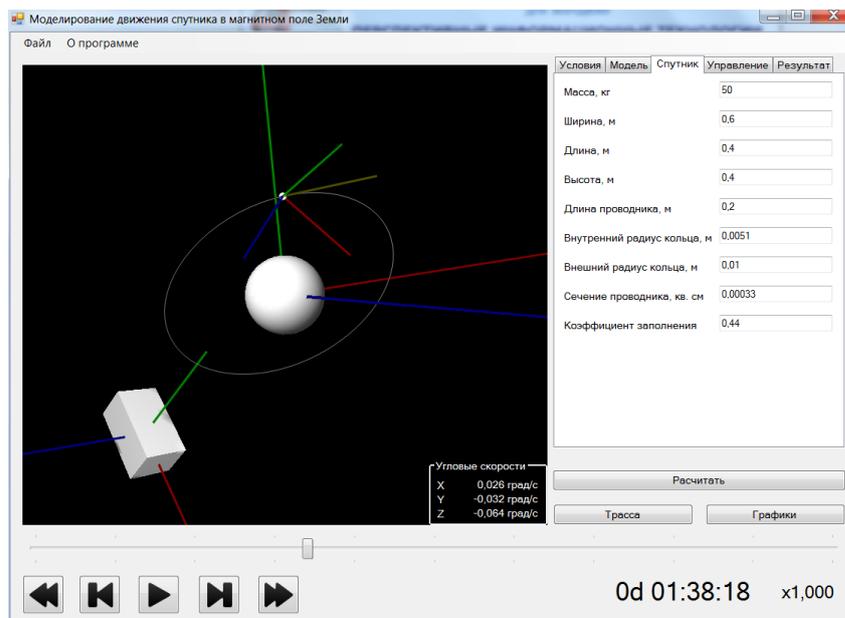


Рисунок 3.169 – Окно программы моделирования движения МКА в магнитном поле Земли

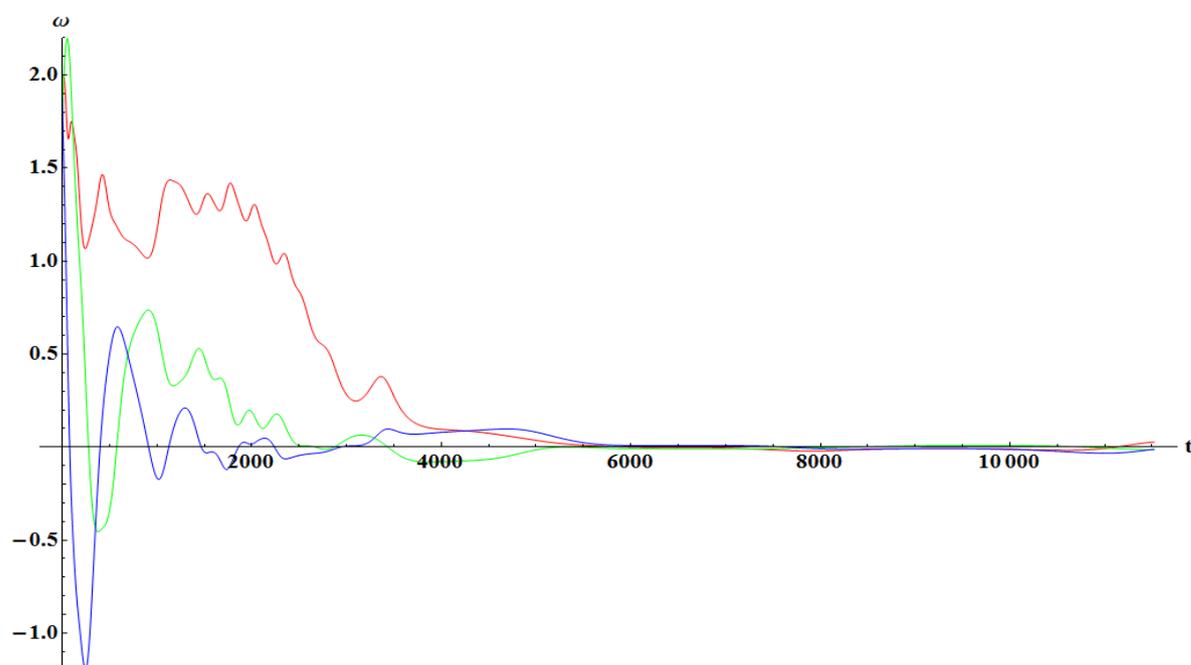


Рисунок 3.170 – Моделирование колебаний МКА

Результаты расчета исполнительная программа записывает в протокол результатов имитационного эксперимента и в файлы данных для работы программы среды 3DsMax.

Программа твердотельного моделирования среды 3DsMax формирует последовательность графических изображений движения КА в трехмерном пространстве на экране монитора и в специальный файл компьютерной анимации (с расширением «.avi») в соответствии с входными числовыми данными, формируемыми по результатам имитационного эксперимента.

На рисунке 3.171 показана зависимость скорости вращения МКА "АИСТ" от времени, а на рисунке 3.172 - температура магнитометров в режиме неуправляемого

полета. На рисунке 3.173 - зависимость угловой скорости МКА "АИСТ" от времени в режиме компенсации микроускорений.

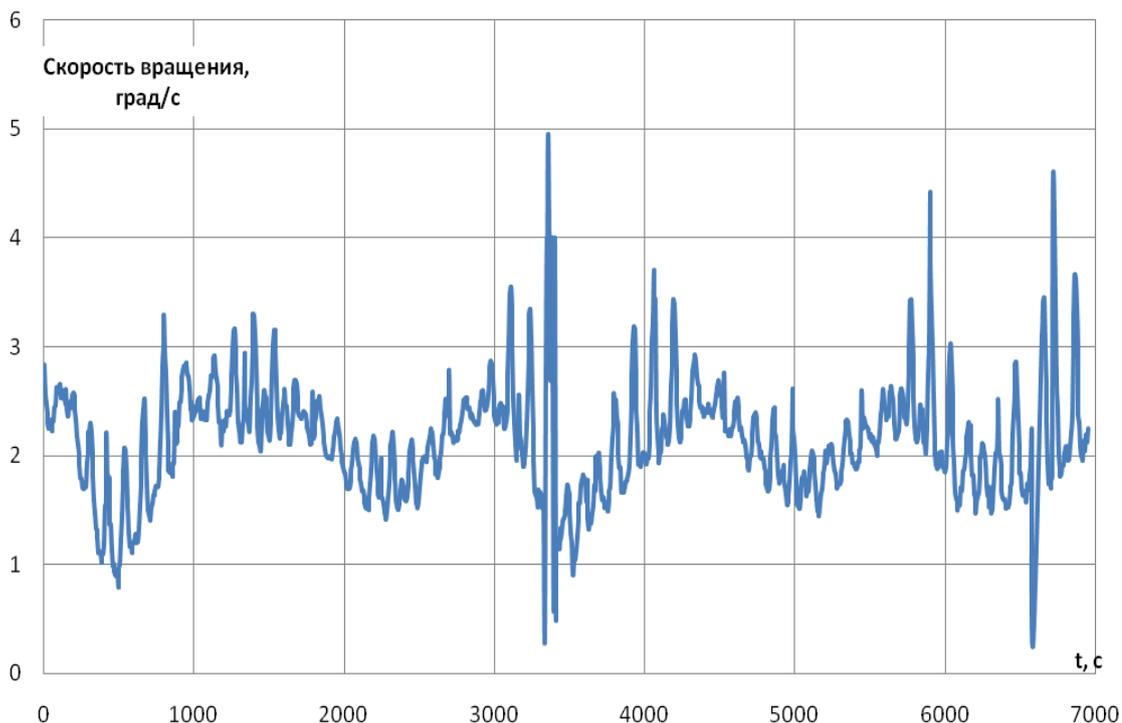


Рисунок 3.171 - Зависимость скорости вращения МКА "АИСТ" от времени в режиме неуправляемого полета

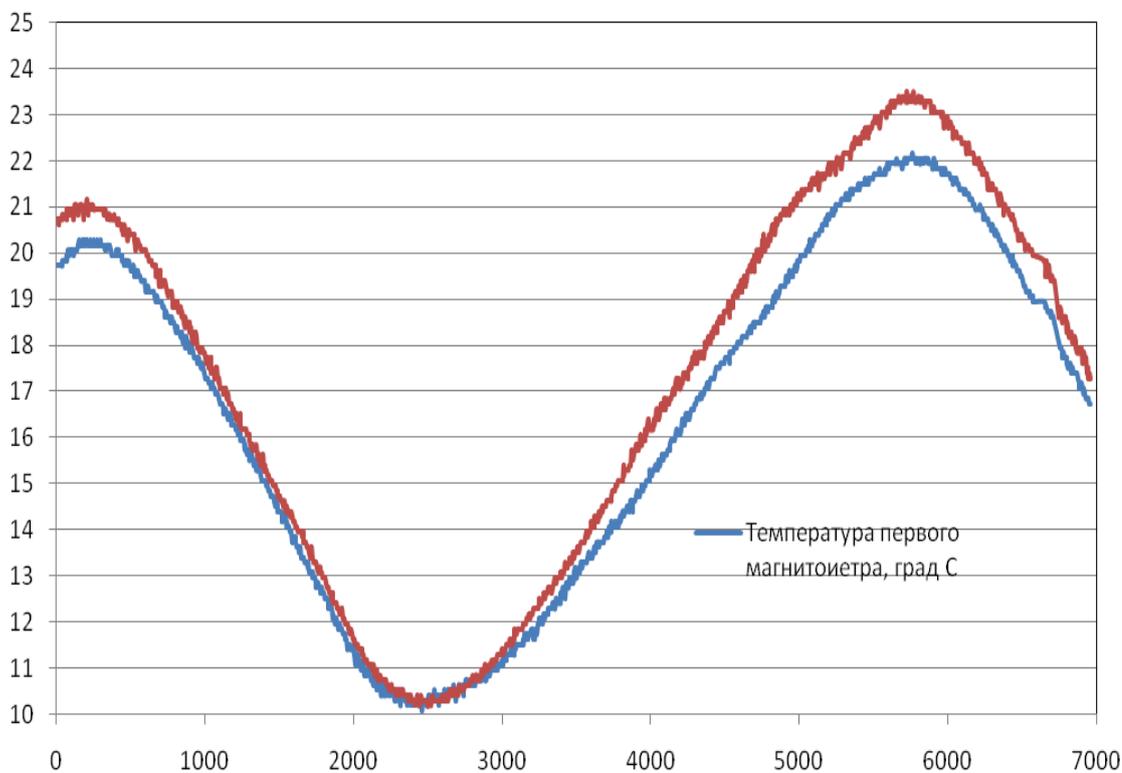


Рисунок 3.172 – Температура магнитометров. Измерения производились 27.04.2013 с 00:50:08 до 02:46:05 (всего 6957 секунд – 1150 измерений)

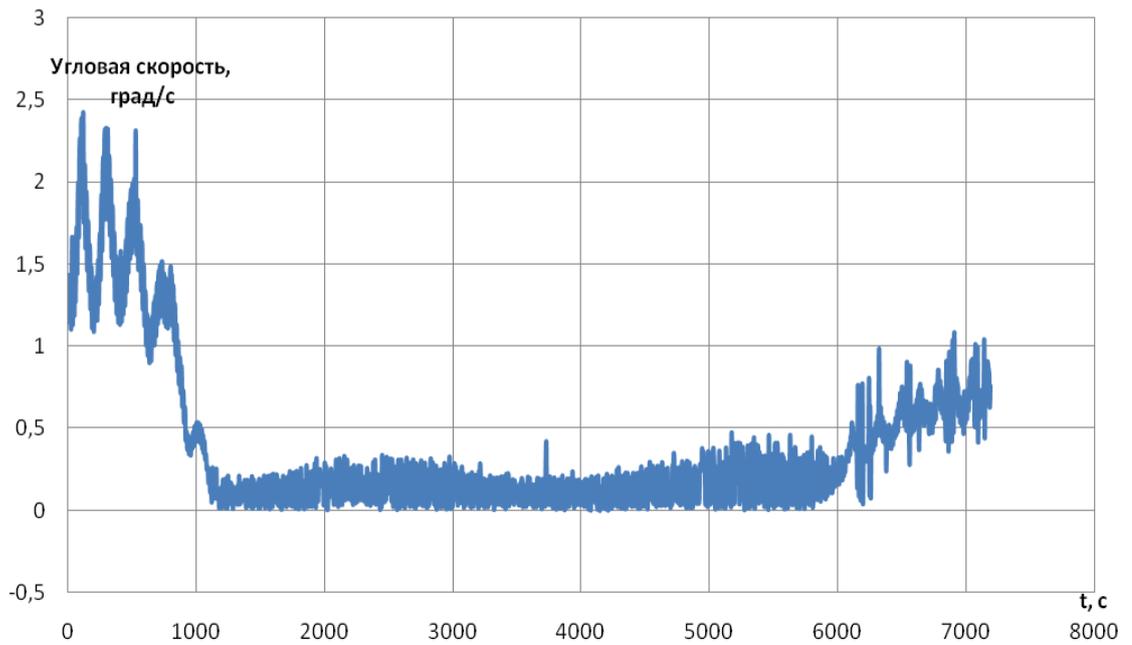


Рисунок 3.173 - Зависимость угловой скорости МКА "АИСТ" от времени в режиме компенсации микроускорений.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработано методическое обеспечение и программные комплексы, ориентированные на создание новых производственных и информационных технологий нисходящего проектирования с возможностью дистанционного доступа к ресурсам центра коллективного пользования, для формирования проектного облика и синтеза виртуальных изделий ракетно-космической техники (КА ДЗЗ, ракета-носитель, блок выведения, транспортный КА, малый КА научного назначения).

По результатам выполнения работы можно сделать следующие выводы.

1 Разработаны теоретические основы, моделей и методик нисходящего проектирования для формирования проектного облика, оптимизации характеристик и синтеза виртуальных изделий ракетно-космической техники.

В частности, получены следующие результаты.

Сформированы требования к новым информационным технологиям проектирования изделий РКТ, разработана технология нисходящего проектирования. В качестве базовой выбрана система автоматизированного проектирования Pro/ENGINEER. Отмечено, что следует учесть опыт работы кафедры летательных аппаратов в системе SolidWorks и научные наработки, произведённые с помощью данной системы.

Разработаны теоретические основы и алгоритмы функционирования проблемно-ориентированных автоматизированных систем выбора основных проектных характеристик изделий РКТ. Подробно рассмотрен метод синтеза изделий РКТ на основе создания проблемно-ориентированных автоматизированных систем проектирования. Показаны преимущества и недостатки данного метода.

Разработаны теоретические основы и математические модели для формирования проектного облика ракет-носителей и блоков выведения. Полученные результаты могут быть использованы на начальных этапах проектирования РН для выбора основных проектных характеристик и формирования конструктивного облика.

Разработаны теоретические основы для формирования проектного облика и имитационного моделирования движения изделий РКТ. Представлена приближенно-оптимальная программа изменения угла наклона траектории ракеты и уравнения движения РН на активном участке траектории. С помощью интегрирования приведённых уравнений проверяется возможность реализации тактико-технических характеристик ракеты-носителя (высоты полёта, вектора скорости в конце активного участка траектории и т.п.) при принятых проектных характеристиках ракеты (стартовой массе ракеты,

количестве ступеней, компонентов топлива и их масс, масс составных частей ракетных блоков и т.д.).

Разработаны теоретические основы для моделирования функционирования и формирования проектного облика космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. Рассмотрены современные методы автоматизированного выбора проектных характеристик и построения конструктивных схем КА ДЗЗ.

Представлены модели для орбитального движения КА ДЗЗ, модели для оценки целевых показателей эффективности КА ДЗЗ и модели для оценки условий съёмки (угла Солнца над местным горизонтом).

Разработаны теоретические основы синтеза проектного облика транспортных КА в том числе параметрические модели энергодвигательной установки транспортного КА и математические модели для расчета законов управления транспортного КА.

Разработаны теоретические основы для формирования проектного облика и моделирования функционирования малых КА научного назначения.

Разработаны теоретические основы включающие модели и методы формирования законов управления ориентацией транспортного КА и малого КА научного назначения.

2. Разработаны новые производственные и информационные технологии проектирования изделий ракетно-космической техники с возможностью дистанционного доступа к ресурсам центра коллективного пользования.

В частности, разработаны информационные технологии проектирования ракет-носителей и блоков выведения включающие базы данных по конструкции отсеков РКТ.

Проведено графическое отображение результатов моделирования поведения РН в процессе выведения. Для этого разработано программное обеспечение для поверочных расчетов характеристик движения РН и автоматизированного построения графиков, характеризующих движение РН.

Разработаны методики конечно-элементного моделирования и оптимизации силовой конструкции изделий РКТ. Приведены примеры конечно-элементного моделирования ракет-носителей и космических аппаратов ДЗЗ.

Разработаны информационные технологии проектирования космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. Разработанные технологии используются на различных этапах проектирования.

Составлены статистические таблицы характеристик типовых элементов КА ДЗЗ и в частности масштабируемые элементы в системе твердотельного моделирования. Данные представлены в виде файлов, данная база может быть использована для ускорения проектирования.

Разработаны параметрические модели бортовых обеспечивающих систем в системе твердотельного моделирования и разработан пользовательский интерфейс программно-аппаратного комплекса, сопряженного с грид-системой. Рассмотрены особенности создания параметризированной библиотеки 3D моделей в системе Pro/Engineer.

Разработаны информационные технологии проектирования транспортных космических аппаратов. Разработан модуль программно-аппаратного комплекса для транспортного КА. Разработана электронная библиотека моделей типовых элементов бортовых обеспечивающих систем транспортного КА.

Разработаны информационные технологии для проектирования и моделирования целевого функционирования малых КА научного назначения. Проведено графическое отображение результатов моделирования целевого функционирования КА научного назначения.

3 Разработка программно-аппаратного комплекса «научно-образовательная виртуальная лаборатория «проектирование мониторинговых и транспортных космических систем» для включения в грид систему. Рассмотрены требования, предъявляемые к распределенным вычислительным системам, проведён выбор платформы для распределенных вычислений и централизованного хранения данных программно-аппаратного комплекса. Сделан вывод, что облачная платформа идеально подходит для реализации виртуальной лаборатории. В зависимости от возникающих задач можно задействовать необходимое количество ресурсов – от небольшого виртуального сервера до нескольких тысяч виртуальных машин на время выполнения ресурсоемкой задачи.

Разработана структура и информационные связи научно-образовательной виртуальной лаборатории «Проектирование мониторинговых и транспортных космических систем». Приведено содержание научно-образовательной виртуальной лаборатории «Проектирование мониторинговых и транспортных космических систем».

Разработаны модули для формирования проектного облика РН, КА ДЗЗ, транспортных КА, и малых КА научного назначения для программно-аппаратного комплекса с использованием технологий нисходящего проектирования.

Проведён анализ обеспечения совместной работы в пространстве распределенного программно-аппаратного комплекса. Разработано описание и руководство пользователя программно-аппаратного комплекса.

Данные результаты могут быть внедрены в Государственном научно-производственном ракетно-космическом центре (ГНПРКЦ) «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара, в РКК «Энергия», г. Королёв Московской обл.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

- 1 Куренков, В. И. Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения [Текст]: учеб. пособие / В. И. Куренков, В. В. Салмин, Б. А. Абрамов. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. – 296 с.
- 2 Космические аппараты систем зондирования поверхности Земли [Текст]: Математические модели повышения эффективности КА / А. В. Соллогуб, Г. П. Аншаков, В. В. Данилов; под ред. Д. И. Козлова. – М.: Машиностроение, 1993. – 368 с.
- 3 Остославский, И. В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов [Текст] / И. В. Остославский, И. В. Стражева. - М.: Машиностроение, 1969. - 500 с.
- 4 Феодосьев, В. В. Основы техники ракетного полета [Текст] / В. В. Феодосьев. - М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1979. – 496 с.
- 5 Козлов, Д.И. Конструирование автоматических космических аппаратов [Текст] / Д. И. Козлов, Г. П. Аншаков, В. Ф. Агарков и др.; под ред. Д. И. Козлова. – М.: Машиностроение, 1996. – 448 с.
- 6 Сферическая тригонометрия[Текст]: Малая Советская Энциклопедия. 3-е изд. / гл. ред. Б.А. Введенский. - М.: Государственное научное изд-во «Большая Советская Энциклопедия», 1960. Т8. - 1270 с.
- 7 Инженерный справочник по космической технике [Текст] / ред. коллегия: И. И. Караваев, А. А. Кудряшов, А. П. Лимаренко и др.; под общ. ред. А. В. Солодова. - М.: Министерство обороны, 1969. – 693 с.
- 8 Рвачев, В. Л. Геометрические приложения алгебры логики [Текст] / В. Л. Рвачев. - Киев: Техника, 1967. -212 с.
- 9 Гаврилов, В. Н. Автоматизированная компоновка приборных отсеков летательных аппаратов [Текст] / В. Н. Гаврилов. - М.: Машиностроение, 1988. - 137 с.
- 10 Лебедев, А.А. Основы синтеза систем летательных аппаратов [Текст]. 2-е изд., доп. и перераб. / А. А. Лебедев, Г. Г. Аджимамудов, В. Н. Баранов и др.; под ред. А. А. Лебедева. – М.: Изд-во МАИ, 1996. – 444 с.
- 11 Ильичев, А. В. Эффективность проектируемых элементов сложных систем [Текст]: учеб. пособие / А. В Ильичев, В. Д. Волков, В. А. Грущанский. – М.: Высш. шк., 1982. – 280 с.

12 Лебедев, А.А. Основы синтеза систем летательных аппаратов: учеб. пособие для студентов втузов [Текст] / А. А. Лебедев, В. Н. Баранов, В. Т. Бобронников и др.; под ред. А. А. Лебедева. – М.: Машиностроение, 1987. – 224 с.

13 Надежность и эффективность в технике [Текст]: справочник. В 10 т. / ред. совет: В. С. Авдуевский (предс.) и др. – М.: Машиностроение, 1988. Т. 3. Эффективность технических систем / под общ. ред. В. Ф. Уткина, Ю. В. Крючкова. – 328 с.

14 Ханцеверов, Ф. Р. Моделирование космических систем изучения природных ресурсов Земли [Текст] / Ф. Р. Ханцеверов, В. В. Остроухов. – М.: Машиностроение, 1989. – 264 с.

15 Авдуевский, В.С. Космическая индустрия [Текст]. Изд. 2-е, доп. И перераб. / В.С. Авдуевский, Г.Р. Успенский. - М.: Машиностроение, 1989. – 568 с.

16 Гонин, Г. Б. Космические съемки Земли [Текст] / Г. Б. Гонин – Л.: Недра, 1989. – 252 с.

17 Лебедев, А. А. Космические системы наблюдения [Текст] / А. А. Лебедев, О. П. Нестеренко. – М.: Машиностроение, 1991. – 224 с.

18 Методические и организационно-технические вопросы надежности космических аппаратов: конспект лекций / Сост.: В. И. Куренков, В. И. Кузнецов, В. А. Капитонов др. - Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 1997. - 42 с.

19 Козлов Д.И. Управление космическими аппаратами зондирования Земли: Компьютерные технологии [Текст] / Д. И. Козлов, Г. П. Аншаков, Я. А. Мостовой и др. – М.: Машиностроение, 1998. – 368 с.

20. Малышев, В. В. Спутниковые системы мониторинга. Анализ, синтез и управление. [Текст] / В. В. Малышев, М. Н. Красильщиков, В. Т. Бобронников и др.; под ред. В. В. Малышева. – М.: Из-во МАИ, 2000, -568 с.

21 Мишин, В.П. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы) [Текст]: учебник для технических вузов / В. П. Мишин, В. К. Безвербый, Б. М. Панкратов и др.; под ред. В. П. Мишина. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.

22 Куренков, В. И. Методы расчета надежности космических аппаратов [Текст]: конспект лекций / В. И. Куренков. - Самара: СГАУ, 1998. – 80 с.

23 Зубов, В. С. Справочник программиста. Базовые методы решения графовых задач и сортировки [Текст] / В. С. Зубов. - М.: Информационно-издательский дом «Филинь», 1999. – 256 с.

24 Матиясевич, Л. М. Введение в космическую фотографию [Текст] / Л. М. Матиясевич. – М.: Недра, 1989. – 149 с.

- 25 Эльясберг, П. Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли [Текст] / П. Е. Эльясберг. - М.: Наука, 1965. – 540 с.
- 26 Бронштейн, И. Н. Справочник по математике [Текст] / И. Н. Бронштейн, К. А. Семендяев. - М.: Государственное изд-во физ.-мат. литературы, 1959. - 610 с.
- 27 Захаров, Ю. А. Проектирование межорбитальных космических аппаратов [Текст] / Ю. А. Захаров. - М.: Машиностроение, 1984. –432 с.
- 28 Гуцин, В. Н. Основы устройства космических аппаратов [Текст]: учебник для вузов / В. Н. Гуцин. - М.: Машиностроение, 2003. – 272 с.
- 29 Друшляков, Ю. И. Теоретические основы программирования [Текст]: учеб. пособие / Ю. И. Друшляков, И. В. Ежкова. – М.: МАИ, 1986. - 61 с.
- 30 Путилов, К.А. Курс физики [Текст] / К.А. Путилов. - М.: Государственное изд-во физ.-мат. литературы, 1963. Т. I. - 560 с.
- 31 Толяренко, Н. В. Основы проектирования орбитальных станций [Текст]: учеб. пособие / Н. В. Толяренко. – М.: Изд-во МАИ, 1994. – 64 с.
- 32 Абрамов, Б. А. Модели и алгоритмы для проектного анализа показателей эффективности космической системы детального и оперативного наблюдения [Текст]: сб. науч. тр. ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» / Б. А. Абрамов, В. И. Куренков, В. В. Салмин. - Самара: ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», 2004. Вып. 3. - С. 39-45.
- 33 Маламед, Е. Р. Конструирование оптических приборов космического базирования [Текст]: учеб. пособие / Е. Р. Маламед. - СПб.: СПбГИТМО (ТУ), 2002. - 291 с.
- 34 The Pleiades System High Resolution optical satellite and its performances / L. Perret, E. Boussarie, I. M. Lachiver (CNESS), P. Damilano (ASTRIUM). 53rd International Astronautical Congress (13-19 Oktober, 2002, Houston). - Houston: 2002.
- 35 Бороздин, В. Н. Гироскопические приборы и устройства систем управления [Текст]: учеб. пособие для вузов / В. Н. Бороздин. - М.: Машиностроение, 1990. - 272 с.
- 36 Абрамов, Б. А. Имитационное моделирование энергобаланса космических аппаратов высокодетального и оперативного наблюдения [Текст]: сб. тезисов, докладов 8-й междунар. конф. «Системный анализ и управление» (Евпатория, 29.06 – 0.6.07.2003 г.) / Б. А. Абрамов, В. В Салмин, В. И. Куренков. - М.: МАИ, 2003. - С. 95-96.
- 37 Космическая оптоэлектронная съемка поверхности Земли с высоким разрешением [Текст]: Справочно-аналитическое издание / под ред. Ю. А. Подъездкова. - М.: Радиотехника, 2004. - 76 с.
- 38 Космическая съемка Земли [Текст]: Справочно-аналитическое издание / под ред. Ю. А. Подъездкова. - М.: Радиотехника, 2006. - 357 с.

39 Белоконов, В. М. Основы теории полета космических аппаратов [Текст]: конспект лекций / В. М. Белоконов. - Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. - 77 с.

40 Полищук, Г.М. Перспективы использования космических средств дистанционного зондирования Земли на период до 2010 года в интересах социально-экономического развития субъектов РФ [Текст] / Г. М. Полищук, Н. Н. Дубовец, А. Ф. Дудкин и др. //IV Междунар. конф.-выставка. Малые спутники. Новые технологии. Миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке. (Май 31- июнь 4 2004 г.). Кн. 1, г. Королев Московской обл. - С. 256-263.

41 Куренков, В. И. Выбор основных проектных характеристик и конструктивного облика ракет-носителей [Текст]: учеб. пособие / В. И. Куренков, Л. П. Юмашев. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. – 239 с.

42 Астахов, М.Ф. Справочник по расчету самолета на прочность [Текст] / М. Ф. Астахов, А. В. Караваев, С. Я. Макаров [и др.]. - М.: Оборонгиз, 1954. - 708 с.

43 Байхельт, Ф. Надежность и техническое обслуживание. Математический подход [Текст]: пер. с нем. М. Г. Коновалова под ред. И. А. Ушакова / Ф. Байхельт, П. Франкен; - М.: Радио и связь, 1988. - 392 с.

44 Фрэнк, Г. Сети, связи, потоки [Текст]: пер. с англ. под ред. Д. А. Поспелова / Г. Фрэнк, И. Фриш; - М.: Связь, 1978. - 448 с.

45 Оре, О. Теория графов [Текст] / О. Оре. - М.: Наука, 1980. - 336 с.

46 Грабин, Б. В. Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов [Текст] / Б. В. Грабин, О. И. Давыдов, В. И. Жихарев [и др.]; под ред. В. П. Мишина, В. К. Карраска. – М.: Машиностроение, 1991. – 416 с.

47 Белов, Ю.В. Системы управления космическими аппаратами [Текст]: учеб. пособие/ Ю. В. Белов, Б. А. Титов. - Самара: Самар. авиац. ин-т, 1992. - 115 с.

48 Петрищев, В.Ф. Элементы теории гироскопа и его применение для управления космическими аппаратами [Текст]: учеб. пособие / В.Ф.Петрищев. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2004. - 68 с.

49 Грилихес, В.А. Солнечная энергия и космические полеты [Текст] / В.А.Грилихес, П.П.Орлов, Л.Б.Попов. - М.: Наука, 1984, 215с.

50 Салмин, В.В. Приближенные методы расчета оптимальных перелетов космических аппаратов с двигателями малой тяги [Текст]: обзорная статья / В.В. Салмин, В.В. Васильев, С.А. Ишков и др. //Космические исследования. - 2005. С. 26 - 52.

51 Гродзовский, Г.Л. Механика космического полета (проблемы оптимизации) [Текст] / Г.Л.Гродзовский, Ю.Н.Иванов, В.В.Токарев. - М.: Наука, 1975. – 704с.

- 52 Лебедев, В.Н. Расчет движения космического аппарата с малой тягой [Текст] / В.Н.Лебедев. – М.: ВЦ АН СССР, 1968. – 108 с.
- 53 Белецкий, В.В. Очерки о движении космических тел [Текст] / В.В.Белецкий. - М.: Наука, 1977. - 430 с.
- 54 Белецкий, В.В. Межпланетные полеты с двигателями постоянной мощности [Текст] / Белецкий В.В., Егоров В.А. // Космические исследования. 1964. Т. II, вып. 3. С. 360-392.
- 55 Кауфман Г. Физико-технические основы ионных двигателей с замкнутым дрейфом электронов [Текст] / Г.Кауфман // Аэрокосмическая техника/ 1985. №5. С. 163-177.
- 56 Кауфман, Г.Ф. Электростатические двигатели [Текст] / Г.Ф.Кауфман // ВРТ. 1973. №8. С.37-52.
- 57 Дубошин, Г.Н. Небесная механика: основные задачи и методы [Текст] / Г.Н.Дубошин. - М.: Наука, 1975.- 800с.
58. Ефимов, Г.Б. Об оптимальном разгоне космического аппарата в центральном поле [Текст] / Г.Б.Ефимов, Д.Е.Охоцимский // Космические исследования. 1965. Т. III, вып. 6. С. 811-825.
- 59 Иванов, Ю.Н. Оптимальные траектории и оптимальные параметры космических аппаратов с двигателями ограниченной мощности [Текст] / Ю.Н.Иванов, В.В.Токарев, Ю.В.Шалаев // Космические исследования. 1964. Т. II, вып.3. С.3-14.
- 60 Ивашкин, В.В. Оптимизация космических маневров [Текст] / В.В.Ивашкин. - М.: Машинстроение, 1975. - 392с.
- 61 Гришин, С.Д. Электрические ракетные двигатели [Текст] / С.Д.Гришин, Л.В.Лесков, Н.П.Козлов. - М.: Машиностроение, 1975. – 272 с.
- 62 Морозов, А.И. Физические основы космических электрореактивных двигателей [Текст] / А.И.Морозов. - М.: Атомиздат, 1978. – 328 с.
- 63 Ирвинг, Д. Полеты с малой тягой в гравитационных полях при переменной скорости истечения [Текст] / Д.Ирвинг // Космическая техника - М.: Наука, 1964. С. 286-324.
- 64 Фаворский, О.Н. Основы теории космических электрореактивных двигательных установок [Текст] / О.Н.Фаворский, В.В.Фишгойт, Е.Н.Янтовский. - М.: Высшая школа, 1978. -384 с.
- 65 Керслейк, В.Р. Испытания установки SERT-II в 1979-1981гг. [Текст] / В.Р.Керслейк, Л.Р.Игначек // Аэрокосмическая техника. 1983. №7. С. 144-149.

66 Космические аппараты с солнечными электроракетными двигательными установками: особенности проектирования траекторий полета, конструкции, систем [Текст]: обзор // Астронавтика и ракетодинамика. 1979. - №1. С. 14-42.

67 Сердюк, В.К. Межорбитальные транспортные космические аппараты [Текст] / В.К.Сердюк, Н.В.Толяренко. - М.: ВИНТИ, 1985. -285 с.

68 Универсальная космическая ступень SEPS с солнечной электроракетной двигательной установкой [Текст]: обзор // Астронавтика и ракетодинамика. – 1974. - №10/11. Реф. С. 184-190.

69 Куренков, В. И. Моделирование целевого функционирования космических аппаратов наблюдения с учетом энергобаланса [Текст]: учеб. пособие / В. И. Куренков, В. В. Салмин, Б. А. Абрамов. - Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 160 с.

70 Лебедев А.А. Основы синтеза систем летательных аппаратов: Учеб. пособие для студентов вузов [Текст] / А.А. Лебедев, В.Н. Баранов, В.Т. Бобронников и др.; Под ред. А.А. Лебедева. – М.: Машиностроение, 1987. – 224 с.

71 Васильев, В.В. Выбор универсальных параметров двигателя малой тяги, предназначенного для поддержания орбиты спутника Земли [Текст] / В.В.Васильев, В.В.Салмин // Космические исследования. – 1984. - Т. 22, № 6. – С. 858 – 866.

72 Васильев, В.В. Многошаговые алгоритмы коррекции орбиты спутника Земли двигателями малой тяги [Текст] / В.В.Васильев, В.В.Салмин // Космические исследования/ - 1984. - Т22, №4. С. 507-519.

73 Проблемы разработки солнечной электроракетной двигательной установки универсальной космической ступени [Текст]: обзор // Астронавтика и ракетодинамика. - 1974, - №20. С. 1-46.

74 Федотов, Г.Г. Некоторые приемы решения краевых задач оптимального межорбитального перелета. Математические методы оптимального управления и их приложения [Текст] / Г.Г.Федотов // Тезисы докладов / АН БССР, Ин-т математики. – Минск, 1989. С. 238-239.

75 Охоцимский, Д.Е. Основы механики космического полета [Текст] / Д.Е.Охоцимский, Ю.Г.Сихарулидзе. – М.: Наука. 1990.

76 Кучейко, А. Разведспутник для комбата [Текст] / А.Кучейко // НК. - № 7. 2009. С. 42-44.

77 <http://proatom.ru/modules.php?name=News&file=article&sid=3299> [Эл. ресурс].

78 <http://rocketpolk44.narod.ru/kosm-v/razvedka.htm> [Эл. ресурс].

79 <http://www.novosti-kosmonavtiki.ru/content/numbers/236/12.shtml> [Эл. ресурс].

80 Шилов Л. Б., Куренков В.И. Оценка оперативности космических аппаратов наблюдения с использованием спутника–ретранслятора. В сб. Наука и технология. Том. 2. - Краткие сообщения XXX Российской школы, посвященной 65-летию Победы (15-17 июня, г. Миасс). Екатеринбург: УрО РАН, 2010, с. 11-13.

81 <http://www.novosti-kosmonavtiki.ru/content/numbers/196/36.shtml> [Эл. ресурс].

82 Лисов, И. США. В полете “Lacrosse 3” – Новости космонавтики, №22/163, 1997.

83 Пашков, Д.П. Аналитический обзор радиолокационных станций дистанционного зондирования земли космического базирования / Д.П. Пашков, С.В. Домнин/ - Системи управління, навігації та зв'язку, 2010, випуск 2(14), с. 37-43.

84 [http://vinek.narod.ru/can\\_art1.html](http://vinek.narod.ru/can_art1.html) [Эл. ресурс].

85 <http://www.sovzond.ru/satellites/351/186734.html> [Эл. ресурс].

86 <http://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%9A%D0%B0%D0%BD%D0%BE%D0%BF%D1%83%D1%81-%D0%92> [Эл. ресурс].

87 <http://www.novosti-kosmonavtiki.ru/content/numbers/213/04.shtml>[Эл. ресурс].

88 Кучейко, А. Японский радарный разведчик нового поколения [Текст] / А.Кучейко // Новости космонавтики. 2012. - Том 22. № 2. С 27-28.

89 <http://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%AD%D0%BD%D0%B2%D0%B8%D1%81%D0%B0%D1%82> [Эл. ресурс].

90 [http://terraview.ru/articles/photo/view/article\\_id/9/photo\\_id/128](http://terraview.ru/articles/photo/view/article_id/9/photo_id/128) [Эл. ресурс].

91 <http://isp.sawfnews.com/space-applications/radar-imaging-satellite-risat-1> [Эл. ресурс].

92 <http://knts.tsniimash.ru/ru/src/Mat/%D0%9C%D0%9A%D0%A128.pdf> [Эл. ресурс].

93 Афанасьев, И. Потерян контакт со спутником Envisat [Текст] / И.Афанасьев // Новости космонавтики. 2012. - Том 22. № 06 (353). С. 38-39.

94 <http://www.npk-spp.ru/deyatelnost/lazernaya-svyaz.html> [Эл. ресурс].

95 <http://www.novosti-kosmonavtiki.ru/content/numbers/196/36.shtml> [Эл. ресурс].

96 <http://news.cosmoport.com/2006/03/23/1.htm> [Эл. ресурс].

97 <http://www.cosmic.ucar.edu/oct2009workshop/prespublic/cho-29.pdf> [Эл. ресурс].

98 <http://www.spaceops2012.org/proceedings/documents/id1259577-Paper-001.pdf> [Эл. ресурс].

99 [http://sar.kangwon.ac.kr/paper/ksrs\\_radarg.pdf](http://sar.kangwon.ac.kr/paper/ksrs_radarg.pdf) [Эл. ресурс].

100 [http://janss.kr/Upload/files/JASS/27\\_4\\_08\\_%EC%B5%9C%EB%A7%8C%E C%88%98.pdf](http://janss.kr/Upload/files/JASS/27_4_08_%EC%B5%9C%EB%A7%8C%E C%88%98.pdf) [Эл. ресурс].

101 [http://images.yandex.ru/#!/yandsearch?text=KOMPSAT-5&noreask=1&img\\_url=www.jaxa.jp%2Farticle%2Finterview%2F2012%2Fvol70%2Fimg%2Fimg04.jpg&pos=1&rpt=simage&lr=51](http://images.yandex.ru/#!/yandsearch?text=KOMPSAT-5&noreask=1&img_url=www.jaxa.jp%2Farticle%2Finterview%2F2012%2Fvol70%2Fimg%2Fimg04.jpg&pos=1&rpt=simage&lr=51) [Эл. ресурс].

102 Кучейко, А. Первый корейский спутник для съемки Земли с субметровым разрешением [Текст] / А.Кучейко // Новости космонавтики. 2012. - Том 22. № 7 (354). С.35-36.

103 [http://www.vesti.ru/only\\_video.html?vid=435452](http://www.vesti.ru/only_video.html?vid=435452) [Эл. ресурс].

104 <http://www.axionet.ru/node/14> [Эл. ресурс].

105 [http://press.scanex.ru/images/stories/oldnews/n20176172IMG\\_1.jpg](http://press.scanex.ru/images/stories/oldnews/n20176172IMG_1.jpg) [Эл. ресурс].

106 <http://press.scanex.ru/index.php/news/item/1055-n20176172> [Эл. ресурс].

107 <http://jre.cplire.ru/mac/nov11/14/text.html> [Эл. ресурс].

108 Неронский, Л. Б. Перспективы развития методов и систем радиолокационного наблюдения космического базирования [Текст] / Л.Б.Неронский // Журнал радиоэлектроники. 2011. - № 11.

109 [.http://www.reutov.net/naukograd/news/printable.php?print=1&id\\_4=9666](http://www.reutov.net/naukograd/news/printable.php?print=1&id_4=9666) [Эл. ресурс].

110 Лаврова, О.М. Применение радиолокаторов RADARSAT-2 и TerraSAR-X для исследования гидродинамических процессов в океане [Текст] / О.Ю. Лаврова, М.И. Мишина, С.С. Каримова, Т.Ю. Бочарова // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2012. - Т9. № 2. С. 312 - 323.

111 [http://www.electronics.ru/files/article\\_pdf/1/article\\_1524\\_78.pdf](http://www.electronics.ru/files/article_pdf/1/article_1524_78.pdf) [Эл. ресурс].

112 Красильников, А. Полёт экипажа МКС-30/31. Апрель 2012 года [Текст] / А. Красильников, Ю. Экономова // Новости космонавтики. 2012. - № 6 (353). С. 3 -9.

113 Основные положения ОСНОВ государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу, утвержденные Президентом Российской Федерации от 19 апреля 2013 г. № Пр-906

114 Куренков, В. И. Основы проектирования ракет-носителей. Выбор основных проектных характеристик и формирование конструктивного облика / В. И. Куренков; под ред. д-ра техн. наук, проф. А. Н Кирилина – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2011. – 458 с.

115 Куренков, В.И. Методика выбора основных проектных характеристик и конструктивного облика КА наблюдения. Учебн. пособие. / В.И. Куренков В.В.Салмин, А.Г.Прохоров. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 160 с.

116 Куренков, В.И. Методика выбора основных проектных характеристик и конструктивного облика КА наблюдения. Учебн. пособие. / В.И. Куренков В.В.Салмин, А.Г.Прохоров. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 160 с.

117 Иванов, Н.М. Баллистика и навигация космических аппаратов: учебник для технических вузов [Текст]/ Н.М. Иванов, А.А. Дмитриевский, Л.Н. Лысенко и др. – М.: Машиностроение, 1986. – 296 с.

118 Сихарулидзе, Ю.Г. Баллистика летательных аппаратов[Текст]/Ю.Г. Сихарулидзе. - М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1982. – 352 с.

119 Аппазов, Р.Ф. Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли[Текст] / Р.Ф. Аппазов, О.Г. Сыгин. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1987. – 440 с.

120 Лебедев, В.Н. Расчет движения космического аппарата с малой тягой [Текст] / В.Н. Лебедев. – М.: ВЦ АН СССР, 1968. – 108 с.

121 Салмин, В.В. Оптимизация космических перелётов с малой тягой. Проблемы совместного управления траекторным и угловым движением [Текст] / В.В. Салмин. – М.: Машиностроение, 1987. – 208 с.

122 Салмин, В.В. Методы решения вариационных задач механики космического полета с малой тягой [Текст] / В.В. Салмин, С.А. Ишков, О.Л. Старинова. – Самара: Издательство Самарского научного центра РАН, 2006. – 164 с.

123 Салмин, В.В. Оптимизация межпланетных перелетов КА с двигателями малой тяги с учетом эллиптичности и некомпланарности орбит планет [Текст]/ В.В. Салмин, О.Л. Старинова // Космические исследования. – 2001. Т39, №1.- С.51-59.

124 Зенкевич, О.К. Метод конечных элементов в технике [Текст]/ О.К. Зенкевич - М.: МИР, 1975. – 542с

125 Бате, К. Численные методы анализа и метод конечных элементов [Текст]/ К. Бате, Е.Вилсон /Пер. с англ. - М.: Стройиздат, 1982 – 448 с.

126 Шимкович, Д.Г. Расчет конструкций в MSC.VisualNastran for Windows [текст]:описание алгоритмов и программ / Д.Г. Шимкович – изд.2-ое, перераб. И доп. - М.:ДМК пресс., 2004. – 700 с.+1 эл.опт.диск (1 экземпляр)

127 Сомов Е.И. Робастная стабилизация упругих космических аппаратов при неполном дискретном измерении и запаздывании в управлении // Известия РАН. Теория и системы управления. 2001. № 2. С. 124–143.

129 Салмин, В.В. Выбор основных проектных характеристик и конструктивного облика межорбитальных транспортных аппаратов с электрореактивными двигательными

установками с использованием системы SolidWorks: учеб.пособие [Текст] / В. В. Салмин, С. А. Ишков, О. Л. Старинова. - Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм, ун-та, 2006. - 82 с.

130 Аншаков Г.П., Сомов Е.И., Бутырин С.А. Оптимизация поворотных маневров и синтез законов гиросилового наведения космических аппаратов землеобзора // Вестник СГАУ им. С.П. Королева. Самара: СГАУ. 2010. №2. С. 39-49.

131 Somov Ye.I., Butyrin S.A., Somov S.Ye. Methods for stellar-inertial navigation and gyromoment guidance of the agile land-survey satellites In: Proceedings of 5th International Conference on Recent Advances in Space Technologies. Istanbul. 2011. P. 909-914. [http://ieeexplore.ieee.org/xpl/freeabs\\_all.jsp?arnumber=5966975](http://ieeexplore.ieee.org/xpl/freeabs_all.jsp?arnumber=5966975)

132 Somov Ye.I., Butyrin S.A. In-flight alignment of a space telescope and a star tracker cluster at a scanning observation of the Earth marked objects. In: Proceedings of 19th Saint Petersburg international conference on integrated navigational systems. 2012. P. 242-244.

133 Somov Ye.I., Butyrin S.A. Long-term target planning at a gyromoment guidance of the information satellites. In: Proceedings of 19th Saint Petersburg international conference on integrated navigational systems. 2012. P. 300-303.

134 Сомов Е.И., Бутырин С.А. Комплексирование наблюдательной и навигационной информации для верификации работы системы управления спутника и улучшения измерительных свойств космических снимков // Сб. трудов научно-технической конференции «Техническое зрение в системах управления 2011». М.: ИКИ РАН. 2012. С. 138-142.

135 Somov Ye., Butyrin S., Fedosov V. Calibration and alignment of strapped-down astroinertial system for attitude determination of information spacecraft // Proceedings of 9th International Conference on Mathematical Problems in Engineering, Aerospace and Sciences. AIP Conference Proceedings Ser., 2012. Vol. 1493. P. 949-956. <http://dx.doi.org/10.1063/1.4765601>

136 Сомов Е.И., Бутырин С.А. Алгоритмы наведения и гиросилового управления ориентацией спутников землеобзора при сканирующей оптико-электронной съемке // Сб. трудов научно-технической конференции «Техническое зрение в системах управления 2012». М.: ИКИ РАН. 2012. С. 61-69.

137 Сомов Е.И., Бутырин С.А. Полетная идентификация и силовая гироскопическая стабилизация слабо демпированной конструкции крупногабаритного спутника // Проблемы управления. 2013. № 2. С. 51-57.

138 Сомов Е.И. Анализ сингулярных состояний и синтез явных законов настройки гироскопических кратных схем // Гироскопия и навигация. 2013. № 1(80). С. 134-148.

139 Somov Ye., Butyrin S., Somov S. Economical attitude and orbit control of information satellites by electromechanical, magnetic and plasma drivers. In: Proceedings of 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies. Istanbul. 2013. P. 1009 - 1014. <http://ieeexplore.ieee.org/xpl/articleDetails.jsp?arnumber=6581169>

140 Гродзовский, Г.Л., Механика космического полета (проблемы оптимизации)[Текст]/ Г.Л. Гродзовский, Ю.Н. Иванов, В.В. Токарев. -М.: Наука, 1975. – 704 с.

141 Салмин, В. В. Оптимизация космических перелётов с малой тягой. Проблемы совместного управления траекторным и угловым движением[Текст] / В.В. Салмин. – М.: Машиностроение, 1987. – 208 с.

142 Морозов, А.И. Физические основы космических электрореактивных двигателей[Текст] / А.И. Морозов. - М.: Атомиздат, 1978. - 328 с.

143 Горшков, О.А. Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов [Текст] / О.А.Горшков, В.А.Муравлев, А.А.Шагайда Под ред. акад. РАН А.С.Коротеева.– М.: Машиностроение.– 2008.– 278 с.

144 Официальный сайт ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»  
<http://kerc.msk.ru/ipg/development/erd.shtml>

145 Официальный сайт ФГУП ЦНИИмаш <http://new.tsniimash.ru/main.php?id=63>

146 Попов, Г.А. Исследование проектных параметров и анализ эффективности применения энергодвигательных модулей с ЭРД для выполнения транспортных операций в космосе [Текст] / Г.А. Попов, В.А. Обухов, В.М. Кульков // 8-я международная конференция «Авиация и космонавтика 2009», Москва, Тезисы докладов. – МАИ, 2011. – С. 126-129