

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ  
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ  
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

На правах рукописи

Кургузов Алексей Вячеславович



**ФОРМИРОВАНИЕ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ  
ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ МЕЖОРБИТАЛЬНОГО  
ТРАНСПОРТНОГО АППАРАТА С ЖИДКОСТНЫМ И  
ЭЛЕКТРИЧЕСКИМ РАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ**

Специальность 05.07.02

«Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов»

Диссертация  
на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Научный руководитель:  
доктор технических наук, доцент  
Бирюков Василий Иванович

Москва – 2020

## ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение.....	4
Глава 1. Двигательные установки средств межорбитальной транспортировки .....	14
1.1. Типы двигательных установок средств межорбитальной транспортировки .....	14
1.2. Энергетика межорбитального перелета .....	16
1.3. Состояние дел в исследуемой области .....	19
1.4. Обоснование программы исследований .....	25
1.5. Выводы по главе .....	29
Глава 2. Методы исследования.....	30
2.1. Общие положения .....	30
2.2. Факторы эффективности, целевая функция.....	30
2.3. Параметрическая модель исследуемой системы .....	34
2.4. Входные параметры модели .....	49
2.5. Метод определения начальных масс рабочих тел.....	49
2.6. Метод определения тяги жидкостного двигателя .....	50
2.7. Метод определения удельного импульса и тяги электроракетного двигателя .....	52
2.8. Учет влияния остаточной атмосферы.....	56
2.9. Выводы по главе .....	58
Глава 3. Выбор транспортной операции .....	59
3.1. Общие положения .....	59
3.2. Случай высокоэллиптической суперсинхронной орбиты .....	59
3.3. Случай компланарного перелета между круговыми орбитами .....	64
3.4. Метод численного интегрирования траектории перелета .....	66
3.5. Метод определения радиационного воздействия .....	68
3.6. Метод оценки радиационного воздействия на эффективность солнечных батарей.....	73
3.7. Выводы по главе .....	77

Глава 4. Результаты вычислительного эксперимента.....	78
4.1. Общие положения.....	78
4.2. Определение тяги жидкостного двигателя.....	78
4.3. Задача перелета по высокоэллиптической суперсинхронной орбите.....	79
4.4. Задача компланарного перелета между круговыми орбитами .....	94
4.5. Выводы по главе .....	100
Глава 5. Обсуждение результатов.....	102
5.1. Сравнение результатов с данными прототипов.....	102
5.2. Рекомендации по формированию облика энергодвигательной системы межорбитального транспортного аппарата .....	104
5.3. Перспектива, которую открывают науке и практике итоги диссертационного исследования.....	105
5.4. Выводы по главе .....	110
Заключение .....	111
Список сокращений .....	112
Список литературы .....	114
Приложение А .....	134
Приложение Б.....	137
Приложение В.....	139

## ВВЕДЕНИЕ

### Актуальность темы исследования

Стремление разработчиков космической техники доставить максимум полезной нагрузки в нужную точку космического пространства требует развития перспективных средств межорбитальной транспортировки, "как ключевых элементов транспортно-технического обслуживания в космосе" [1]. Проектный облик и эффективность функционирования перспективного межорбитального транспортного аппарата (МТА) в первую очередь определяется его энергодвигательной системой (ЭДС).

В настоящее время маршевые двигательные установки разгонных блоков (РБ) состоят, как правило, из химических двигателей с компонентами топлива находящимися в жидкой фазе [2]. Жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) эволюционировали в течение длительного времени и достигли предела эффективности. Максимальная скорость истечения продуктов сгорания в ЖРД ограничена энергетическими возможностями используемых топлив. Возможные пути увеличения эффективности ЖРД лежат в области применения высокоэнергетических топлив, например пары  $H_2+O_2$  или  $H_2+F_2$  [3, 4]. Однако эти топлива являются химически агрессивными, ядовитыми или требуют криогенных температур, что ограничивает возможности их применения и снижает отдачу от их высокой энергетики.

Другим направлением повышения эффективности энергодвигательной системы является разделение рабочего тела и источника энергии (ИЭ). В этом случае устраняется ограничение на скорость истечения рабочего тела, но возникает потребность во внешнем ИЭ. На этом принципе построены электроракетные двигатели (ЭРД). Применяемые в настоящее время ЭРД имеют удельный импульс тяги 20000-35000 м/с, что на порядок выше, чем у ЖРД [5, 6, 7]. Поэтому масса рабочего тела используется на порядок эффективнее. Перспективные ЭРД (ИД-500, BL-500 NEXIS), разрабатываемые, в частности, для марсианской программы и исследования Юпитера, имеют удельный импульс тяги до 70000 м/с [8, 9]. Ограничения в доступной мощно-

сти ИЭ и большой удельный импульс тяги позволяют ЭРД обеспечивать лишь незначительную тягу, что ограничивает сферу его применения.

Особое место среди межорбитальных транспортных операций занимает перелет на геостационарную орбиту (ГСО). Высокая востребованность ГСО определяется тем, что спутник, находящийся на ГСО, сохраняет свое пространственное положение относительно земной поверхности. Поэтому связь со спутником может осуществляться с помощью простых неподвижных антенн без следящих систем. Из-за значительной высоты орбиты, вывод на ГСО требует высокой энергетики от средств космической транспортировки. Если космодром находится не на экваторе, необходимость изменения наклона орбиты дополнительно увеличивает требования к энергетике.

Базовая схема выведения КА на ГСО предполагает перелет по эллиптической орбите с высотой апогея, равной высоте ГСО. Эта промежуточная орбита получила название геопереходной (ГПО). В последнее время на участке довыведения с ГПО на ГСО все чаще применяется ЭРД [10, 11, 12]. Это стало возможным благодаря созданию ЭРД мощностью 3-5 кВт с высоким КПД преобразования электрической энергии в кинетическую энергию реактивной струи (СПД 140, XIPS 25) [5, 7], солнечных батарей на основе GaAs с КПД преобразования до 28% и высокой стойкостью к космической радиации [13]. Операция выведения, в этом случае, выполняется в два этапа: РБ с ЖРД обеспечивает переход на высокоэллиптическую орбиту (ВЭО) и смену наклона в апогее, а космическая платформа (КП) обеспечивает довыведение КА на целевую орбиту электроракетным двигателем.

Анализ подсистем РБ и КП выявил наличие схожих подсистем. При объединении РБ и КП в составе перспективного межорбитального транспортного аппарата (МТА), дублирующие системы могут быть устранены, обеспечивая улучшение массогабаритных характеристик. Возможно объединение таких подсистем, как: система управления (СУ), химические источники тока (ХИТ), система обеспечения теплового режима (СОТР), система ориентации и стабилизации (СОС), система навигации, телеметрическая систе-

ма. Предварительная оценка выигрыша массы от объединения подсистем МТА относительно тандема РБ «Бриз-М» + КП Boeing BSS-702HP составляет 250кг.

Энергодвигательная система перспективного МТА может состоять из 2-х ступеней с двигателями различных типов (ЖРД и ЭРД). Ступень с ЖРД переводит КА на опорную орбиту, сообщает перигейный импульс и меняет наклонение в апогее высокоэллиптической суперсинхронной орбиты. Выполнив задание, ступень с ЖРД отделяется. На ступени с ЭРД раскрываются панели СБ и с помощью ЭРД осуществляется скругление ГПО до ГСО. Ступень с ЭРД обладает мощным ИЭ, эффективной ДУ и необходимыми вспомогательными системами. Это позволяет использовать ее и как маршевую ДУ на этапе выведения и как КП, обеспечивающую целевой КА энергией, сохраняющую точку стояния и ориентацию, а так же выполняющую современные требования по переводу КА на орбиту захоронения после САС [14].

Применение двигателя малой тяги предполагает значительную длительность выведения. Поэтому традиционная оценка эффективности по массе доставляемой полезной нагрузки – недостаточна. Необходимо так же учитывать время выведения и факторы космического пространства, могущие при длительном воздействии оказать отрицательное влияние на элементы КА. Научно обоснованное формирование рациональных параметров ЭДС перспективного МТА требует разработки соответствующей методики. Такая методика должна содержать методы обоснованного выбора параметров отдельных элементов ЭДС, а так же дать возможность сравнения различных проектных вариантов на основе комплексного критерия эффективности с учетом: массы полезной нагрузки, времени транспортировки, воздействия факторов космического пространства. Поэтому тема диссертационной работы актуальна и востребована.

#### Степень разработанности проблемы

При формировании параметров двигательных установок может использоваться накопленный опыт по выведению КА на ГСО двигателями большой

и малой тяги. К настоящему времени разработаны теоретические аспекты выбора параметров маршевых ЖРД разгонных блоков, методы взаимной увязки параметров ЭРД и имеющихся в наличии источников энергии, методы проектно-баллистического анализа для выполнения заданной транспортной операции и их влияние на параметры ДУ. По результатам практической реализации систем, накоплены данные, достаточные для формирования параметрической модели исследуемого объекта. В целом, степень разработанности тематики исследования позволяет выполнить намеченную в диссертационной работе цель.

Целью работы является повышение эффективности применения перспективного межорбитального транспортного аппарата с жидкостным и электрическим ракетными двигателями за счет выбора параметров его энергодвигательной системы по разработанной методике.

Цель диссертационной работы достигается в результате решения следующих задач:

1. Обосновать возможность улучшения массогабаритных характеристик энергодвигательной системы перспективного межорбитального транспортного аппарата за счет объединения подсистем ступеней с жидкостным и электрическим ракетными двигателями;
2. Разработать параметрическую модель исследуемой системы и методы определения параметров энергодвигательной системы: тяги жидкостного ракетного двигателя, удельного импульса и тяги электроракетного двигателя, начальных масс рабочих тел;
3. Обосновать актуальную транспортную операцию и разработать зависящие от нее методы: проектно-баллистического анализа, численного формирования траектории, определения воздействия естественных радиационных поясов земли, оценки деградации солнечных батарей;
4. Реализовать разработанные методы в виде компьютерной программы. Выполнить вычислительный эксперимент для тестовой задачи. Сопоста-

вить результаты вычислительного эксперимента с аналитическими расчетами и данными других авторов.

Объектом исследования является энергодвигательная система перспективного межорбитального транспортного аппарата с жидкостным и электрическим ракетными двигателями.

Предметом исследования являются проектные параметры энергодвигательной системы межорбитального транспортного аппарата с жидкостным и электрическим ракетными двигателями.

Методологическую и теоретическую основу работы составили труды отечественных и зарубежных авторов в области технических наук. Фундаментом для проведения исследования явились труды по ракетным двигателям большой и малой тяг, космическим энергоустановкам, баллистике. Применялись результаты исследований радиационных поясов Земли, признанные методики оценки деградации солнечных батарей в результате радиационного воздействия. В диссертации использованы аналитические и численные математические методы, методы сравнений и аналогий, метод обобщений, методы компьютерного моделирования.

Гипотезой исследования является предположение, что массогабаритные характеристики энергодвигательной системы межорбитального транспортного аппарата могут быть улучшены за счет объединения подсистем ступеней с жидкостным и электрическим ракетными двигателями и обоснованного выбора параметров получившейся энергодвигательной системы.

Основные положения, выносимые на защиту:

- методика выбора параметров энергодвигательной системы перспективного межорбитального транспортного аппарата (МТА) с объединенными ЖРД и ЭРД ступенями на основе сочетания параметрической модели объекта исследования, баллистики перелета и имитационного численного моделирования;
- комплекс вычислительных алгоритмов для реализации предложенного подхода к выбору параметров энергодвигательной системы;



- комплекс программных модулей для описания параметрической модели объекта, параметрической модели баллистики перелета и имитационного моделирования.

Научная новизна работы состоит в том, что:

- математическая модель двигательной установки межорбитального транспортного аппарата разработана с учетом взаимного влияния жидкостного и электрического ракетного двигателей, а так же баллистики перелета;
- методика моделирования позволяет, на основе сочетания параметрической модели объекта исследования и баллистики перелета с последующим имитационным численным моделированием, исследовать, на этапе проектных работ, влияние параметров энергодвигательной системы нового типа аппаратов на эффективность применения.

Теоретическая значимость работы заключается в том, что разработанные методы и подходы к проектированию дают возможность проводить анализ влияния параметров энергодвигательной системы на эффективность транспортной операции, выполняемой межорбитальным транспортным аппаратом с объединенными ЖРД и ЭРД ступенями. Практическая значимость работы заключается в том, что разработанные методы позволяют, на этапе предварительного проектирования, обоснованно выбирать начальные параметры энергодвигательной системы перспективного межорбитального транспортного аппарата с улучшенными массогабаритными характеристиками и оценивать влияние этих параметров на общую эффективность транспортировки и на отдельные ее аспекты.

Достоверность результатов исследования обеспечена: применением известных научных положений; использованием современных методик сбора и обработки исходной информации; проверкой приближенных аналитических зависимостей численными методами. Обоснованность выводов подтверждается: корректностью применения апробированного в научной практике исследовательского аппарата; сопоставлением результатов исследования с данными зарубежного и отечественного опыта.

Соответствие диссертации паспорту научной специальности. В соответствии с формулой специальности 05.07.02 «Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов» охватывающей проблемы формирования теоретических и экспериментальных основ создания новых и совершенствования существующих летательных аппаратов (ЛА), в диссертационном исследовании разработана методика формирования параметров энергодвигательной системы перспективного межорбитального транспортного аппарата нового типа.

Информационную базу работы составили научные источники в виде данных и сведений из книг, журнальных статей, научных докладов и отчетов, материалов научных конференций, семинаров; данные открытых источников, таких как листы технических характеристик, технические отчеты, руководства пользователей; результаты собственных расчетов и проведенных вычислительных экспериментов.

#### Апробация работы

Основные положения и результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на Российских и международных конференциях: "Гагаринские чтения – 2017: XLIII Международная молодёжная научная конференция", Москва, 5 – 19 апреля 2017 г.; 16-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2017», Москва, 20 – 24 ноября 2017 г; II International Conference on Aerospace System Science and Engineering (ICASSE), Москва 31 июля – 2 августа 2018; 18-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2019», Москва, 18 – 22 ноября 2019.

Результаты работы были внедрены в учебном процессе кафедры 202 МАИ при чтении лекций и проведении семинаров по курсу " Перспективные направления развития ракетных двигателей" и при разработке отраслевой «Методики и программы для определения рациональных энергомассовых характеристик с целью эффективности достижения требуемой скорости летательного аппарата» ФКП «ГкНИПАС».

Все основные результаты работы получены, алгоритмы и компьютерные программы разработаны и отлажены соискателем лично, а работы выполнены при его непосредственном участии. Основные результаты по теме диссертации изложены в 8 научных работах [15 – 22], 3 из которых опубликованы в научных журналах, входящих в перечень рецензируемых научных изданий ВАК [15 – 17], 4 – в тезисах докладов на конференциях. Получено свидетельство о регистрации программы для ЭВМ [22].

#### Структура и объем диссертационной работы

Диссертация изложена на 145 страницах машинописного текста, включает в себя 56 рисунков, 25 таблиц, список литературы содержащий 183 наименования, а также приложения на 11 страницах. Работа состоит из введения, 5 разделов, заключения и трех приложений.

#### **Краткое содержание работы**

Во **введении** обоснована актуальность темы, сформулированы цель и задачи исследования, отражены научная новизна, практическая значимость, приведены научные положения, выносимые на защиту, отражена структура и объем работы.

В **первой главе** выполнен обзор исследуемой области и объекта исследования. Рассмотрены условия, определяющие требования к объекту исследования. Рассмотрены эволюция двигательных установок разгонных блоков, текущее состояние дел, пути повышения их эффективности. Отмечено расширяющееся применение электроракетных двигателей, их сильные и слабые стороны, особенности перелета с двигателями малой тяги. Отмечена необходимость исследования радиационного воздействия из-за длительного нахождения в радиационных поясах Земли. Рассмотрены пути улучшения характеристик межорбитальных транспортных аппаратов, в том числе за счет совместного использования жидкостных и электроракетных двигательных установок. Выполнен обзор литературных источников по проектированию средств межорбитальной транспортировки, двигательных установок ЖРДУ и ЭРДУ, комбинированных схем с двигателями большой и малой тяги. Рассмотрены

точки зрения авторов на особенности применения двигателей малой тяги для средств межорбитальной транспортировки. Сформулирована проблема выбора параметров энергодвигательной системы перспективного межорбитального транспортного аппарата с жидкостным и электрическим ракетными двигателями, обоснована программа предлагаемых исследований. Намечены пути решения поставленной проблемы.

Во **второй главе** проведена детальная проработка предложенной программы исследований, выделены основные подпроблемы. Сформирована массовая параметрическая модель, обоснованы параметрические зависимости. Определены входные параметры модели. Разработан метод определения начальных масс рабочих тел. Предложен метод определения оптимальной тяги ЖРД двигателя. Предложен метод определения удельного импульса и тяги ЭРД. Рассмотрены ограничения, накладываемые остаточной атмосферой. Обоснованы критерии эффективности, целевая функция и весовые коэффициенты. Сделаны выводы по главе.

В **третьей главе** обоснован выбор актуальной транспортной задачи. Рассмотрены случаи перелета с НОО на ГСО по высокоэллиптической суперсинхронной траектории и случай компланарного перелета между круговыми орбитами. Разработаны аналитические методы планирования циклограммы полета с учетом предлагаемой двигательной системы. Разработаны методы построения траектории полета по циклограмме, верификации метода аналитического планирования и получения оценки радиационного воздействия. Адаптирован метод оценки деградации СБ в результате радиационного воздействия. Сделаны выводы по главе.

В **четвертой главе** предложена тестовая задача и на ней проведено моделирование предложенной методики. Определена оптимальная тяга ЖРД. Рассчитаны зависимости между тягой и удельным импульсом ЭРД при фиксированной мощности источника энергии и при линейной зависимости его массы от мощности. Выполнено моделирование суперсинхронного высокоэллиптического перелета и компланарного перелета на ГСО. Построены тра-

ектории перелетов. Проверена правильность аналитических методов планирования. Выполнен расчет радиационного воздействия вдоль траектории перелета. Определено снижение мощности СБ от воздействия радиации в ЕРПЗ. Выполнена верификация программных модулей. Сформулированы основные результаты проведенного исследования.

В **пятой главе** рассмотрена возможность практического применения полученных результатов. Сформированы рекомендации по формированию энергодвигательной системы перспективного межорбитального транспортного аппарата. Рассмотрены перспективы развития двигательных установок средств межорбитальной транспортировки и возможности применения результатов исследований для будущих работ.

В **заключении** сформулированы основные научно-методические и практические результаты, полученные при выполнении исследований. Приведены данные о реализации проведенных исследований и сведения о возможном эффекте от использования результатов.

# ГЛАВА 1. ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ СРЕДСТВ МЕЖОРБИТАЛЬНОЙ ТРАНСПОРТИРОВКИ

## 1.1. Типы двигательных установок средств межорбитальной транспортировки

В основных положениях государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу [1] отмечается потребность развития перспективных средств межорбитальной транспортировки: "... как ключевых элементов транспортно-технического обслуживания в космосе". Проектный облик и эффективность функционирования перспективного межорбитального транспортного аппарата (МТА) в первую очередь определяется его энергодвигательной системой (ЭДС), как совокупностью взаимосвязанных подсистем, осуществляющих целенаправленное получение, преобразование и распределение энергомассовых потоков на борту КА [23].

Принцип реактивного движения предполагает, что ускорение объекта сопровождается увеличением кинетической энергии системы. Эта энергия должна быть запасена в самой системе или подводиться извне. Признак источника энергии (ИЭ) является определяющим при выборе типа двигательной установки (ДУ) для выполнения конкретной задачи [24, 25]. В ДУ с внутренним ИЭ, рабочее тело (РТ) и ИЭ объединены. При определенных условиях внутренняя энергия высвобождается и, переходя в кинетическую энергию, ускоряет РТ, создавая тягу. В ДУ с внешним ИЭ ускорение РТ осуществляется за счет поступления энергии извне, например от солнечных батарей (СБ) или ядерной энергетической установки (ЯЭУ)[26]. Само РТ, в этом случае, представляет собой вещество в форме, наиболее подходящей для превращения подводимой извне энергии в кинетическую энергию реактивной струи. Энергия, подводимая от внешнего ИЭ, может быть в различных формах, например тепловая или электрическая. В отличие от ДУ с внутренним ИЭ, такое разделение ИЭ и РТ, позволяет придавать рабочему телу

большие скорости. Влияние скорости истечения рабочего тела на приращение скорости КА описывается уравнением Циолковского:

$$\Delta V = I \ln \left( \frac{M_H}{M_K} \right), \quad (1.1)$$

где  $\Delta V$  – приращение скорости КА;  $I$  – удельный импульс тяги двигателя (в вакууме равен скорости истечения рабочего тела);  $M_H$  – начальная масса КА;  $M_K$  – конечная масса КА. Из формулы (1.1) видно, что приращение скорости пропорционально удельному импульсу. Это позволяет двигателю с внешним ИЭ эффективнее использовать массу вещества. Ограничения в доступной мощности ИЭ и большой удельный импульс тяги позволяют электроракетному двигателю обеспечивать лишь незначительную тягу, что ограничивает сферу его применения. Именно поэтому ведутся интенсивные исследования в области применения ЯЭУ в качестве ИЭ для питания таких двигателей [9].

За рубежом сложилась практика использования последней ступени ракеты-носителя (РН) для придания выводимому КА начальной скорости, а доведение КА на конечную орбиту производится его бортовой «апогейной» ДУ. В отечественной практике, при выводе с высокоширотных космодромов, таких как Байконур и «Восточный», экономически обоснованным было создание специального разгонного блока (РБ), который обеспечивает доставку КА на целевую орбиту [27, 28].

В настоящее время в маршевых двигательных установках РБ используются два основных вида двигателей [2]: химические, в основном жидкостные (ЖРД), и электроракетные (ЭРД). В ЖРД, энергия, обеспечивающая тягу, запасена в химических связях веществ и высвобождается в ходе химической реакции. Высвобожденная химическая энергия превращается в кинетическую энергию продуктов сгорания в сопле. В ходе своей эволюции ЖРД достигли предела эффективности, определяемого энергетическими возможностями используемых топлив [36, 4]. Так, применяемая в РБ Фрегат топливная пара НДМГ+АТ позволяет получить удельный импульс тяги 3300 м/с., а

масса двигателя с тягой 20кН составляет всего 75кг [37]. Для ЖРД предельная теоретическая скорость истечения рабочего тела ограничена величиной порядка 5320 м/с [29, 4], однако на практике максимальная скорость истечения составляет порядка 4500 м/с у криогенной топливной пары  $H_2+O_2$ .

ЭРД относится к двигателям с внешним источником энергии [30]. Применяемые в настоящее время ЭРД имеют удельный импульс тяги 20000-35000 м/с, что на порядок выше, чем у ЖРД [31, 5, 6]. Это означает, что масса рабочего тела используется на порядок эффективнее. Перспективные ЭРД (ИД-500, ВЛ-500, NEXIS), разрабатываемые для марсианской программы и далекого космоса, имеют удельный импульс тяги до 70000 м/с [8, 9]. ЭРД обладают большой относительной массой и широкими возможностями регулирования параметров (скорости истечения, тяга) [32, 33].

## **1.2. Энергетика межорбитального перелета**

Существует множество околоземных орбит размещения КА, отличающихся своими свойствами. Особое место занимает геостационарная орбита (ГСО). ГСО имеет уникальное свойство, заключающееся в том, что находящийся на ней спутник сохраняет свое положение относительно земной поверхности. Из-за значительной высоты орбиты, ГСО требует высокой энергетики от средств космической транспортировки. Если космодром находится не на экваторе, необходимость изменения наклона орбиты дополнительно увеличивает требования к энергетике. Базовая схема выведения КА на ГСО предполагает сначала вывод на эллиптическую орбиту с высотой апогея, равной высоте ГСО. Эта промежуточная орбита получила название геопереходной (ГПО). Затем выполняется подъем перигея ГПО до высоты ГСО с одновременным уменьшением наклона до  $0^\circ$ .

В последнее время на участке довыведения с ГПО на ГСО все чаще применяется ЭРД [10, 11, 12]. Это стало возможным благодаря созданию мощных ЭРД с высоким КПД преобразования электрической энергии в кинетическую энергию реактивной струи (СПД 140, XIPS 25), солнечных батарей



на основе GaAs с КПД преобразования до 28% и высокой устойчивостью к космической радиации [13]. Операция выведения выполняется в два этапа: РБ с ЖРД обеспечивает переход на высокоэллиптическую орбиту и смену наклона в апогее, а КП с ИЭ в виде солнечных батарей обеспечивает до-выведение КА на целевую орбиту электроракетным двигателем.

На сегодняшний момент наработан значительный опыт по применению составных энергодвигательных систем на основе жидкостных и электроракетных двигателей для доставки КА на ГСО. Начиная с 2012 года с космодрома Байконур периодически запускаются КА «Экспресс АМ5/6» и семейства КА Inmarsat-5 на ГСО [11] (таблица 1.1).

Таблица 1.1 – КА, выводимые на ГСО по объединенной схеме

КА	Дата запуска	Долг. ст. град.	РН/РБ	Мка/ Мпн	Космо-дром
Интелсат-22	2012-03	N/A	N/A	N/A	Байконур
SES-6	2013-06	N/A	N/A	N/A	Байконур
ИнмарСат-5Ф1/ BSS -702НР	2013-12-08	63в.д.	Бриз-М(15.5)	6.1т	Байконур
Экспресс-АМ5/ Экспресс-2000	2013-12-26	140в.д.	Протон-М/ Бриз-М(9.5)	3.4т./ 1.03т	Байконур
Экспресс-АМ6/ Экспресс-2000	2014-10-21	53в.д.	Протон-М/ Бриз-М	3.4т	Байконур
МехSat-1/ BSS-702НР	2015-05-16	113з.д.	Протон-М/ Бриз-М	5.4т	Байконур авария
Инмарсат-5Ф2/ BSS -702НР	2015-02-01	55з.д.	Бриз-М(15.5)	6.1т/ 3.7т	Байконур
Инмарсат-5Ф3/ BSS -702НР	2015-08-28	N/A	Протон-М/ Бриз-М	6т	Байконур

На рисунке 1.1 представлена использовавшаяся схема выведения КА Inmarsat-5.

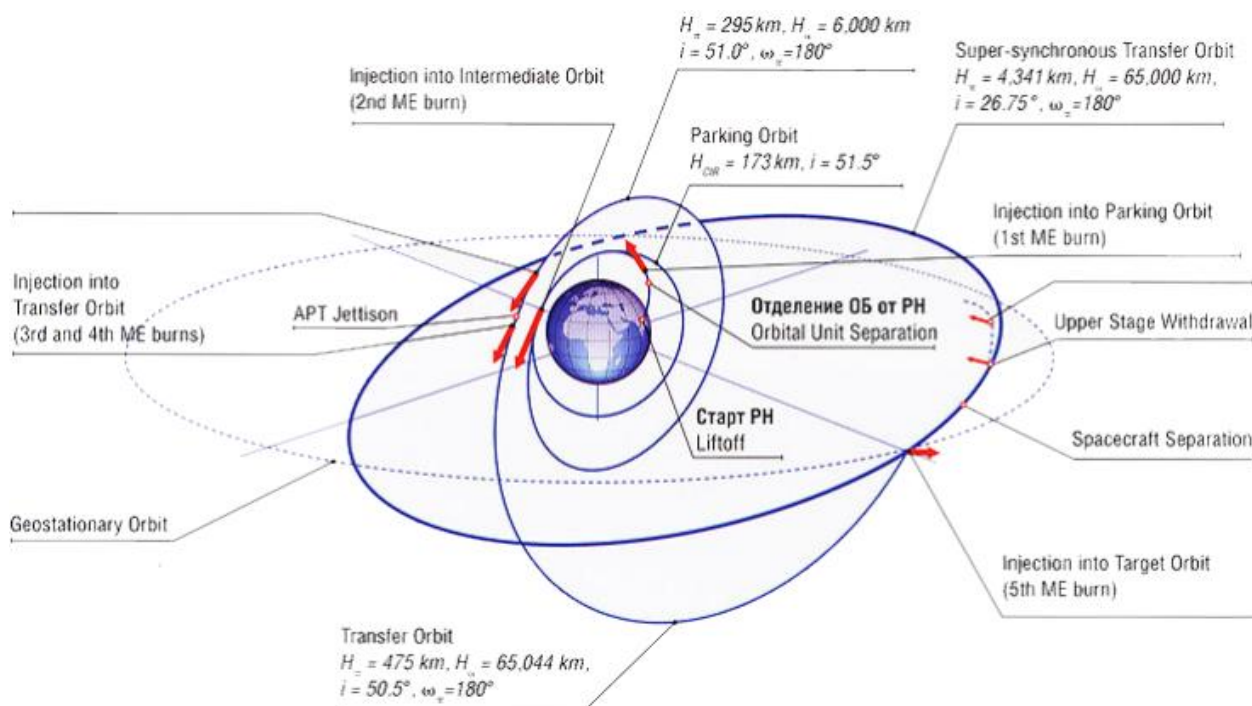


Рисунок 1.1 – Схема выведения КА Inmarsat-5  
(ист.: ГКНПЦ имени М.В.Хруничева)

Из схемы выведения видно, что применялась суперсинхронная высокоэллиптическая орбита. Импульс для перехода с ГПО на ГСО выдавался апогейным двигателем КП BSS-702HP. BSS-702HP оборудована гибридной двигательной установкой с химическим двигателем тягой 445Н и 4мя двигателями XIPS-25 суммарной тягой 0.66Н (таблица 1.2).

Таблица 1.2 – Параметры ЭРД XIPS-25 КП BSS-702HP

Параметр	Режим мощности	
	малая	высокая
Система электропитания		
Мощность, Вт	2200	4500
Напряжение шины, В	100	100
Эффективность, %	92	94
Ионный двигатель		
Мощность, Вт	2067	4215
Тяга, мН	79	165
Удельный импульс тяги, м/с	34000	35000

Выведение тандемом РБ + КП стало часто применимой практикой. Широта космодрома им. Д.Ф. Кеннеди, расположенного на мысе Канаверал обеспечивает ГПО с наклоном 28.5°, при котором величина импульса со-

вмещенного маневра подъема перигея и обнуления наклона равна 1800 м/с. Это определило первую стандартную ГПО-1800 185x35786 км и наклоном 27° с импульсом перехода 1800 м/с. Стандарт ГПО-1500 появился в 1979 году с запуском европейской РН Ариан-1 с космодрома Куру во Французской Гвиане и соответствует импульсу перехода 1500 м/с. ГПО-1500 имеет орбиту 200x35786 км и наклонение 7°. При старте с космодрома Байконур ГПО 200x35786 км с наклонением 51,6 градуса требует для перехода на ГСО 2430 м/с. Энергетические характеристики перехода с ГПО на ГСО при запуске с различных космодромов приведены в таблице 1.3.

Таблица 1.3 – Энергетические характеристики операции перехода с ГПО на ГСО при запуске с различных космодромов

Космодром	Широта, град	$V_{хар}$ , м/с
Плесецк	62.8	2740
Восточный	51.8	2430
Байконур	51.6	2430
Танегасима	30.4	1880
Д.Ф. Кеннеди	28.5	1837
Сичан	28.5	1837
Шрихарикота	19.2	1652
Куру	7	1502
Морской Старт	0	1477

Для перехода с низкой околоземной орбиты (НОО) на ГСО при старте с космодрома Байконур или Восточный требуется импульс скорости примерно на 600 м/с больше, чем при старте с космодрома Д.Ф. Кеннеди [34, 35]. Российской Федерации необходимо иметь возможность эффективной доставки КА на ГСО с высокоширотных космодромов, поэтому задача создания эффективных средств межорбитальной транспортировки особенно актуальна.

### 1.3. Состояние дел в исследуемой области

Вопросам проектирования ЖРД посвящены теоретические работы Алемасова В.Е. [38], Гахуна Г.Г. [39], Добровольского М.В. [40], и других авторов [41, 42]. Проектирование разгонных блоков и выбор параметров их

ЖРД рассмотрены в работе Сердюка В.К. [43, 44], Хохулина В.С. [45]. Дальнейшие пути увеличения эффективности ЖРД лежат в области применения высокоэнергетических топлив, например пары  $H_2+O_2$ ,  $H_2+F_2$ . Разработанный конструкторским бюро химавтоматики (КБХА) кислородно-водородный двигатель РД-0146 позволяет достичь импульса тяги 4500 м/с при тяге 100кН и собственной массе 250кг [46]. Широко известный двигатель RL-10А, применявшийся в разгонных блоках Центавр имеет удельный импульс тяги 4300 м/с, при тяге 110кН и весе 277кг [47]. Длительность хранения криогенных компонентов ограничена несколькими сутками. В то время как КА с ДУ на основе АТ+НДМГ могут находиться в режиме ожидания до 6 месяцев [48]. Другие высокоэнергетические топлива являются химически агрессивными или ядовитыми, что так же ограничивает возможности их применения и снижает отдачу от их высокой энергетики.

Маршевые ЖРД обладают высокой тягой, что позволяет в большинстве случаев решать баллистическую задачу определения требуемых приращений скорости и времени перелета в импульсной постановке, когда время выдачи импульса считается бесконечно малым. Необходимые затраты топлива могут быть найдены исходя из заданной последовательности импульсов тяги. Баллистическая задача оптимизации траектории перелета для двигателя большой тяги может быть сведена к отысканию минимальной характеристической скорости в соответствии с формулой Циолковского, для чего достаточно определить оптимальные траектории с указанием на них значений и направления приложения импульсов тяги. Проектно-баллистического анализ транспортных операций с применением двигателей большой тяги изучен в работах Сихарулидзе Ю.Г. [49], Константинова М.С. [50].

Перспективным направлением увеличения эффективности транспортных операций является применение ЭРД. К настоящему времени ЭРД множества типов хорошо отработаны и либо практически готовы, либо уже используются в составе энергодвигательных установок КА. В первую очередь, это стационарные плазменные двигатели (СПД), плазменно-ионные двигате-

ли классической схемы типа УК и радиочастотные плазменно-ионные двигатели (RIT). ЭРД типа СПД в течение уже нескольких десятков лет успешно используются в составе штатных ЭСУ ряда геостационарных КА ("Космос", "Луч", "Экспресс", "Галс"). Применяемые в настоящее время ЭРД обеспечивают удельный импульс тяги 20000-35000 м/с [51, 10, 52]. Перспективные ЭРД, разрабатываемые для марсианской программы и исследования Юпитера, имеют удельный импульс тяги до 70000 м/с [8, 9].

Растущая потребность в применении ЭРД в качестве маршевых подтверждается практикой. Например, масса спутника «Экспресс-АМ6» (3358кг) превышала энергетические возможности ракеты-носителя «Протон-М» с разгонным блоком «Бриз-М». Поэтому для довыведения спутника, была применена бортовая ЭРДУ. С её помощью КА удалось вывести на целевую орбиту, что было энергетически невозможно сделать с использованием ЖРД [12].

Проектирование траекторий перелета на малой тяге разрабатывалось в работах Гродзовского Г.Л. [53], J. Herdrich [54], Петухова В.Г. [55]. Методы оптимизации траекторий перелета на ГСО с комбинацией двигателей большой и малой тяг рассмотрены в работах отечественных и зарубежных авторов, среди которых можно отметить Салмина В.В. [56, 57, 58], Herdrich [54], Константинова М.С. [59, 60, 61, 52], Фадеенкова П.В. [62, 63, 64] и других [65, 66].

Оптимизация подсистем средств межорбитальной транспортировки на проектном этапе, в том числе ЖРДУ и ЭРДУ, рассмотрены в работах Сердюка В.К. [43, 44], Гришина С. Д. [67], Stesina F. [68], Туманова А.В. [69]. Некоторые проектные вопросы, связанные с выбором двигателями КП могут быть найдены в работе Белебанова В. [70]. Информация о технических характеристиках наиболее используемых КП может быть найдена в технических материалах фирмы Boeing [51, 71]. В работе J. J. Wijker [72] приведены данные по массам подсистем элементов КА. Различные концепции применения ЭРД для решения различных задач космической транспортировки рассматривались Малышевым В.Г. [73], Мартыновым М.Б. [74].

В качестве источников энергии (ИЭ) для питания ЭРД рассматриваются ядерные и солнечные. Ядерные ИЭ обеспечивают высокую мощность и являются перспективными для больших проектов. ИЭ мегаваттного класса с соответствующим ЭРД разрабатывается Российским ФГУП "Центр Келдыша" [9]. Наиболее распространены в качестве ИЭ солнечные батареи (СБ). Используемые на КП фирмы Boeing арсенид-галлиевые СБ с тройным слоем [13] имеют мощность СБ до 18кВт [51]. СБ используются в процессе транспортировки, как источник энергии для маршевых ЭРД, а на целевой орбите обеспечивают энергией целевой космический аппарат [75, 76]. Построение бортовых энергосистем на основе солнечных батарей описаны в работе Белана Н.В. [77]. Структуры радиационных поясов Земли описаны в работах Ван Аллена [78], Garrett Н. В. [79]. Результаты многолетнего воздействия радиации на солнечные батареи работавшие в составе станции МИР описаны в работе J. Visentine [80]. Различные механизмы влияния воздействия радиации на структуру солнечной батареи приведены в работе Таперо К.И. [81]. Для оценки воздействия радиации на степень деградации СБ общепризнана методика JPL [82], в России и за рубежом были созданы расчетные программы BUKSIR [83], SPENVIS [84].

Активно развивается концепция спутниковой КП. Концепция предполагает создание служебного модуля с ЭРД, СБ, системами ориентации, управления и т.д., который обеспечивает целевой КА необходимыми сервисными функциями, а по окончании САС обеспечивает перевод на орбиту захоронения. В НПО им. С.А. Лавочкина с 2003 разрабатывался базовый модуль служебных систем (БМСС) «Навигатор» предназначенный для создания на его основе КА для астрофизических и метеорологических исследований. На основе данной КП были успешно запущены КА «Спектр-Р», «Электро-Л», «Спектр-РГ». КП Boeing BSS-702HP и Экспресс-2000 в ряде миссий использовались для довыведения КА на целевую орбиту [11, 12, 51]. Спутники "Ямал-100" и "Ямал-200" создавались на базе универсальной КП разработки

РКК "Энергия". Выбор между ЖРД и ЭРД на проектном этапе планирования миссии "Интергелио-Зонд" рассмотрен в работе Платова И. В. [85].

Таблица 1.4 – Мировые производители КП

Компания	Название КП	Семейства
Space Systems /Loral		LS -1300
Thales Alenia Space	Spacebus	2000, 3000, 4000
EADS Astrium	Eurostar	2000, 3000
Boeing	BSS	376, 601, 702
Orbital Sciences Corporation	STAR	1, 2
Lockheed		A2100
НПО им. С.А. Лавочкина	Навигатор	
РКК "Энергия"	Ямал	100
ИСС "Решетнева"	Экспресс	1000, 2000, 4000

В РФ ИСС "Решетнева" были разработаны КП серии "Экспресс" (1000, 2000, 4000). КП "Экспресс-1000" оптимизировалась под запуски с космодрома «Плесецк» используя РН «Союз-2», в то время как «Экспресс-2000» под пуски с Байконура используя РН "Прогресс". В таблице 1.5 приведены основные параметры КП серии "Экспресс".

Таблица 1.5 – Параметры КП серии "Экспресс"

КП	Мка, т.	Рсб, кВт	Космодром
Экспресс-1000	1.9	6.5	Плесецк, Байконур
Экспресс-2000	3.25	13	Байконур

Анализ текущих миссий показывает, что на этапе довыведения на целевую орбиту большая часть мощности, генерируемой СБ используются для питания ЭРД. После выведения СБ питают КА, КП, а также ЭРД при решении следующих задач:

- поддержание точки стояния;
- поддержание ориентации;
- захоронение после истечения САС.

ЭРД размещены на стороне КП, противоположной направлению на Землю на наклоняемых основаниях. Они смонтированы так, чтобы в нейтральной позиции их оси проходили через центр тяжести системы [86] (Рисунок 1.2).

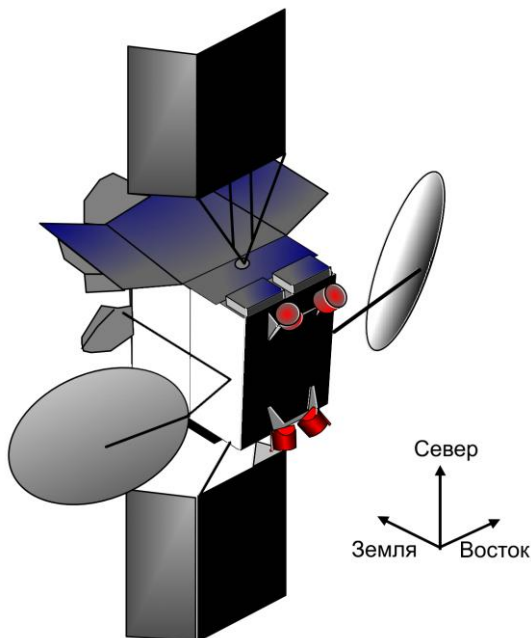


Рисунок 1.2 – Размещение ЭРД на КП

Стратегии поддержания точки стояния с помощью ЭРД и ЖРД различаются [87, 88, 89, 90]. Конкретные реализации запатентованы [91, 92]. Маневры выполняются ЭРД в режиме малой тяги 4 раза в сутки. Согласно [86] отклонение наклона и долготы стояния при выполнении маневров с применением ЭРД соответствуют предъявляемым требованиям (Рисунок 1.3).

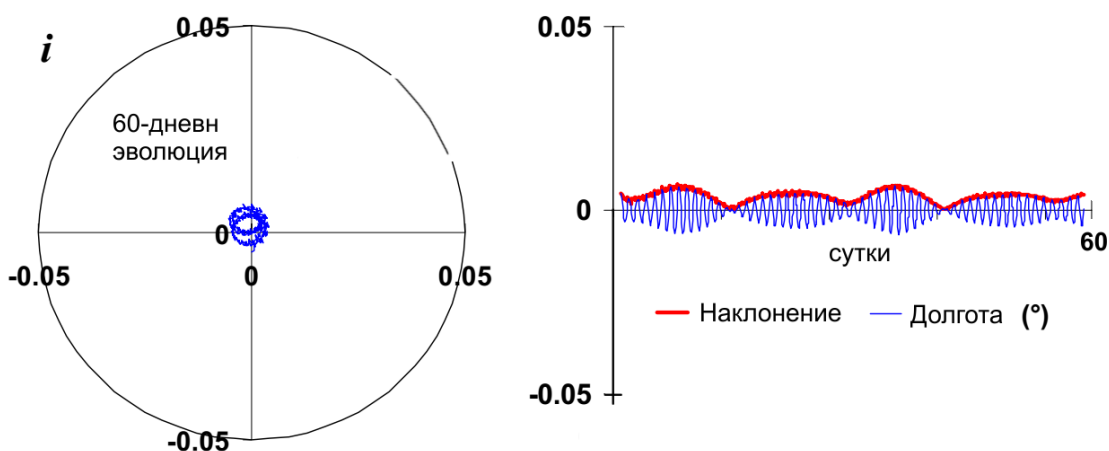


Рисунок 1.3 – Отклонения наклона и долготы стояния в течение 60 суток при выполнении их с помощью ЭРД



Несмотря на сложность планирования маневров, данный подход продемонстрировал свою эффективность.

#### 1.4. Обоснование программы исследований

Основными направлениями по повышению эффективности двигательных установок могут быть:

- создание двигателей с более высокими техническими характеристиками;
- оптимизация состава энергодвигательной системы.

В работе исследуется возможность повышения эффективности энергодвигательной системы двухступенчатого перспективного МТА с жидкостным и электрическим ракетными двигателями за счет оптимизации ее состава [18]. Анализ подсистем РБ и КП показал, что их элементы в значительной мере продублированы. РБ и КП могут быть объединены в рамках перспективного межорбитального транспортного аппарата (МТА). Возможно объединение таких систем, как: система управления (СУ), аккумуляторные батареи (АКБ), система обеспечения теплового режима (СОТР), система ориентации и стабилизации (СОС), система навигации, телеметрическая система. В таблице 1.6 приведен массовый состав средств межорбитальной транспортировки, используемых в настоящее время. Ожидаемый от объединения подсистем выигрыш массы МТА относительно тандема РБ «Бриз-М» + КП Boeing BSS-702HP более 200кг.

Таблица 1.6 – Массовый состав средств межорбитальной транспортировки\*

Подсистема	Аппарат	
	Бриз-М	BSS-702HP
ДУ коррекции, ориентации, стабилизации, запуска	50	50
система управления (СУ)	100	55
телеметрическая система (ТМ)	10	10
передающее устройство (РПТ)	20	10
антенно-фидерные системы (АФС)	20	10
аккумуляторные батареи (АКБ)	15	100
система обеспечения теплового режима (СОТР)	40	100

<i>Итого дублирующиеся системы</i>	<i>255</i>	<i>310</i>
маршевый ЖРД	95	
пневмогидросистема (ПГС)	200	
топливные баки (БГО)	1400	
система электроснабжения (СЭС)		60
солнечные батареи		720
электроракетный двигатель (ЭРД) ХIPS-25x4		150
рабочее тело ЭРД		260
баки РТ ЭРД		30
система питания ЭРД		20
конструкция	420	200
<b>Итого</b>	<b>2370</b>	<b>1750</b>

\* – Использовались данные из [10, 93, 94, 95, 34, 96, 97, 48, 98]

Энергодвигательная система перспективного МТА состоит из 2-х ступеней (Рисунок 1.4) с двигательными установками различных типов (ЖРДУ и ЭРДУ). Ступень с ЖРД переводит КА на опорную орбиту, сообщает перигейный импульс и меняет наклонение в апогее высокоэллиптической суперсинхронной орбиты. Выполнив задание, ступень с ЖРД отделяется. На электроракетной ступени открываются панели СБ, затем осуществляется скругление ГПО до ГСО с помощью ЭРД. Электроракетную ступень, обладающую мощным источником энергии, эффективными двигателями и необходимыми системами следует рассматривать, как агрегат двойного назначения: маршевая ДУ МТА на этапе выведения и как КП, обеспечивающая целевой КА энергией, сохраняющей орбиту стояния и ориентацию, а так же выполняющую современные требования по переводу КА на орбиту захоронения после САС [14].



Рисунок 1.4 – Внешний вид 2-х ступенчатого МТА

Для каждой из ступеней могут быть разработаны методы, позволяющие обоснованно выбрать проектные параметры ДУ. Аналогичный подход использовался другими авторами при исследовании проектных параметров многоразового межорбитального буксира [68]. Необходимость учета тесной взаимосвязи между двигателями большой и малой тяг совместно с проектно-баллистическим анализом обусловили необходимость в применении мультидисциплинарного подхода. В рамках технических наук подкласса «Авиационная и ракетно-космическая техника», согласно классификации ВАК, вопросы, имеющие непосредственное отношение к проводимому исследованию находятся в ведении таких специальностей, как:

- 05.07.02 Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов;
- 05.07.05 Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов;
- 05.07.09 Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов.

Для тестирования методов выбрана задача доставки КА с НОО на ГСО. Вывод на НОО осуществляется с Российского космодрома «Восточный» или Байконур (широта  $51.5^\circ$ ). Данная задача является актуальной и важной, поскольку от возможности эффективного вывода КА на ГСО с высокоширотных космодромов, находящихся на территории России, зависит сохранение приоритета страны в области космических запусков.

Методически целесообразно разделять задачи проектирования двигательных установок и проектно-баллистическим анализом транспортной операции (статическая и динамическая части). Такой подход соответствует традиционному разделению проектантов на специалистов по механике полета и на разработчиков аппарата, двигательной установки. Однако, по мере исчерпания возможностей улучшения в отдельной области, все острее ощущается потребность учитывать взаимное влияние этих смежных областей. Требуется применение системного подхода. Исследование производилось исходя из наличия взаимосвязи между энергодвигательными системами и баллистикой (Рисунок 1.5).

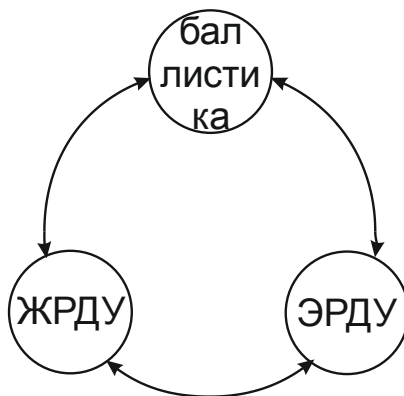


Рисунок 1.5 – Взаимосвязь исследуемых областей

Выбранная баллистика полета оказывает влияние на параметры двигательных установок, а параметры двигательных установок оказывают влияние на баллистику полета. С развитием вычислительной техники появились новые возможности связанного проектирования. Проектные зависимости и проектно-баллистический анализ могут быть описаны в виде алгоритмов, а затем эти алгоритмы могут использоваться в совместной оптимизации.

Для достижения цели диссертационного исследования были определены следующие задачи:

1. Обосновать возможность улучшения массогабаритных характеристик энергодвигательной системы перспективного межорбитального транспортного аппарата за счет объединения подсистем ступеней с жидкостным и электрическим ракетными двигателями;

2. Разработать параметрическую модель исследуемой системы и методы определения параметров энергодвигательной системы: тяги жидкостного ракетного двигателя, удельного импульса и тяги электроракетного двигателя, начальных масс рабочих тел;
3. Обосновать актуальную транспортную операцию и разработать зависящие от нее методы: проектно-баллистического анализа, численного формирования траектории, определения радиационного воздействия радиационных поясов земли, оценки деградации солнечных батарей;
4. Реализовать разработанные методы в виде компьютерной программы. Выполнить вычислительный эксперимент для тестовой задачи. Сопоставить результаты вычислительного эксперимента с аналитическими расчетами и данными других авторов.

Детальные отчеты о характеристиках транспортной операции, позволяют лицу принимающему решение принять обоснованное решение с учетом всего множества данных полученных в результате моделирования, что особенно важно на этапе начальных проектных решений, задающих основной облик проектируемой системы.

### **1.5. Выводы по главе**

В главе рассмотрены особенности энергодвигательных систем средств межорбитальной транспортировки. Рассмотрены существующие и перспективные типы двигательных установок и источников энергии. Описаны особенности транспортных операций, характерных для межорбитальных транспортных аппаратов. Проанализировано состояние дел в исследуемой области, дан литературный обзор. Описаны перспективные задачи. Рассмотрены пути повышения эффективности энергодвигательных систем. Для высокоширотных космодромов, имеющих в наличии у Российской Федерации, обоснована актуальность поиска новых высокоэффективных средств межорбитальной транспортировки. Предложена и обоснована программа проводимых исследований.

## ГЛАВА 2. МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

### 2.1. Общие положения

Для проведения исследования требуется разработать параметрическую модель системы, определить параметрические зависимости, входные параметры. Разработать методы определения тяги ЖРД, тяги и удельного импульса ЭРД, определения начальных масс рабочих тел. Обосновать комплексный критерий эффективности, включающий массу полезной нагрузки, время транспортировки и воздействие радиации на СБ. Обосновать целевую функцию и весовые коэффициенты критериев.

На рисунке 2.1 приведена структура модели.

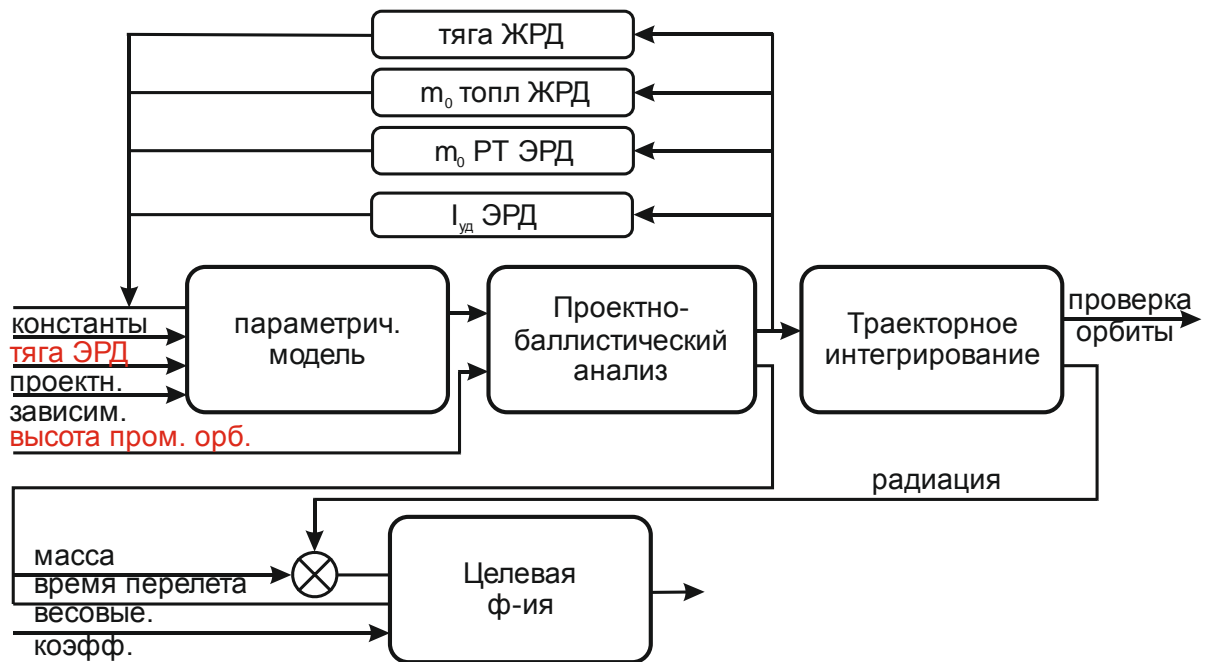


Рисунок 2.1 – Структура модели

### 2.2. Факторы эффективности, целевая функция

Анализ различных космических транспортных операций (ТО) с использованием двигателей малой тяги позволил выделить следующие критерии, являющиеся наиболее значимыми для оценки эффективности:

- масса полезной нагрузки (ПН);
- время выполнения ТО;

– радиационное воздействие.

Рассмотрим подробнее перечисленные факторы. Масса ПН традиционно является показателем эффективности ТО. Минимальная масса ПН может являться граничным условием. При выводе двигателем с высокой тягой длительность транспортной операции исчисляется часами или днями, что обычно не принимается в расчет на фоне общей длительности подготовки и вывода ПН на целевую орбиту. Однако, при применении двигателей малой тяги, когда достигается наибольшая эффективность использования рабочего тела, транспортная операция стянута на месяцы или даже годы. На это время ПН «замораживается», не выполняя своей целевой задачи. Потери, связанные с «заморозкой» ПН могут быть выражены в денежном эквиваленте. Анализ показывает, что стоимость времени вполне может конкурировать со стоимостью массы ПН. Поэтому критерий «время выполнения транспортной операции» является значимым при оценке эффективности ТО.

За время перелета КА может длительное время находиться в области ЕРПЗ, где на солнечные батареи и электронные компоненты подвергаются радиационному воздействию. Так, в течение 200 дневного компланарного перелета с НОО на ГСО с помощью ЭРДУ накопленная доза радиации сопоставима с годовым нахождением на ГСО [138]. Накопленная радиация вызывает деградацию солнечных фотоэлементов и снижает эффективность преобразования солнечной энергии. Деградацию СБ можно компенсировать изначально увеличив площадь СБ, что однако ведет к увеличению массы. Поэтому необходимо учитывать радиационное воздействие и оценивать деградацию СБ в результате этого воздействия.

В задачах оптимизации наиболее отработана оптимизация с использованием целевой функции, представляющей собой скалярную величину, позволяющую выполнить однозначное сравнение вариантов решений. Для таких целевых функций существует развитый математический аппарат [139], и задача поиска оптимума сводится к задаче линейного программирования,

дискретной оптимизации, комбинаторной оптимизации. Вектор критериев эффективности может быть представлен, как:

$$\bar{Q}(\bar{x}) = \{M, T, D\}, \quad (2.1)$$

где  $\bar{x}$  – независимые параметры системы;  $M$  – масса полезной нагрузки выводимой на целевую орбиту;  $T$  – время выполнения ТО;  $D$  – радиационное воздействие.

Скалярная целевая функция может быть образована линейной комбинацией критериев эффективности с их весовыми коэффициентами:

$$F(\bar{x}) = \sum_{i=1}^N \omega_i Q_i(\bar{x}), \quad (2.2)$$

где  $\bar{\omega} = \{\omega_1, \dots, \omega_N\}$  весовые коэффициенты важности критериев. Схема формирования целевой функции представлена на рисунке 2.2.

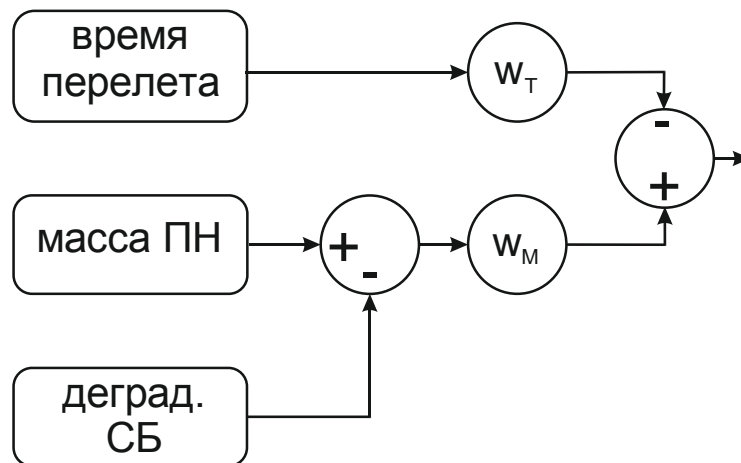


Рисунок 2.2 – Схема формирования целевой функции

Задача оптимизации сводится к поиску такого вектора независимых параметров  $\bar{x}^*$  в области варьирования  $A$ , для которого целевая функция стремится к минимальному значению:

$$\bar{x}^* = \arg \left[ \min_{\bar{x} \in A} F(\bar{x}) \right] \quad (2.3)$$

Часть характеристик транспортной операции может быть непосредственно описана в эквиваленте «стоимость», другие имеют какие-либо основания, позволяющие выразить их через выбранную характеристику. Традиционно, в качестве критерия эффективности применяется либо масса, либо



стоимость. Проведя анализ разнообразия параметров, влияющих на определение эффективности, таких как: стоимость единицы массы полезной нагрузки на целевой орбите, время перехода и, как следствие, упущенная прибыль, доза радиации и т.д., основной мерой была выбрана «стоимость».

### **Весовой коэффициент критерия «масса»**

Весовой коэффициент критерия «масса» [ $\text{кг}^{-1}$ ] зависит от необходимых энергетических затрат на выполнение транспортной операции. В таблице 2.1 приведены энергетические возможности РН «Протон-М».

Таблица 2.1 – Энергетические возможности РН "Протон-М"

Орбита	Масса, т.	Примечание
НОО	23	–
ГПО-1800	7.1	с РБ «Бриз-М»
ГПО-1500	6.35	с РБ «Бриз-М»
ГСО	3.5	с РБ «Бриз-М»

По состоянию на 2013 год стоимость структура запуска с космодрома Байконур с помощью РН «Протон-М» формировалась согласно таблице 2.2.

Таблица 2.2 – Структура расходов на запуск ПН на ГСО с космодрома Байконур

Статья расходов	Стоимость, млн.руб.
РН «Протон-М»	1521
РБ «Бриз-М»	447
Услуги по запуску	690
Головной обтекатель	170
Транспортировка на космодром	20
Итого	2848

В 2017г. на коммерческом рынке ориентировочная стоимость пуска одной ракеты «Протон-М» составляла примерно 65млн.\$.. Для сравнения, стоимость пуска американской тяжелой ракеты Falcon 9 составляла 62млн.\$.. Следовательно, стоимость доставки на ГСО составляет около 30тыс.\$/кг. На ГСО доставляется в 7 раз меньшая масса, чем на НОО. Следовательно, стоимость доставки НОО-ГСО должна составлять 6/7 от общей стоимости дос-

тавки единицы массы на ГСО. В качестве начального приближения можно оценить стоимость доставки груза с НОО на ГСО в 25 тыс. \$/кг.

### **Весовой коэффициент критерия «время»**

Оценка стоимости работы КА за единицу времени принята на основе отчета Euroconsult [140], где утверждается «в среднем оператор спутниковой связи заработал в 2015 года \$276 млн., имея в распоряжении 221 транспондер и емкость геостационарной системы в 12 Gbps, доступные для аренды. В среднем каждый оператор имеет 6 спутников на орбите со сроком службы около 7 лет, 1 геостационарный спутник и 2 спутника на стадии строительства». Приняв длительность года равной  $3 \cdot 10^7$  с, можно определить стоимость работы КА

$$\frac{276 \cdot 10^6}{6 \cdot 3 \cdot 10^7} = 1.5 \$/с$$

Полученная оценка подтверждается оценками стоимости геостационарных ИСЗ фиксированной связи и вещания других авторов [141]. Другим косвенным признаком оценки стоимости времени может служить то, что для миссий "Инмарсат 5" использовалось довыведение с помощью ЭРД. Время довыведения 3 мес., экономия массы 600 кг. Соотношение времени к массе составило 13000 с/кг или 2 \$/с.

### **Весовой коэффициент критерия «радиация»**

Для учета критерия "радиация" проводился расчет остаточной мощности СБ. Для компенсации потерь мощности необходимо увеличивать площадь СБ и их массу. Увеличивающаяся масса СБ снижает массу выводимой ПН. Таким образом, этот критерий не входит в формулу целевой функции, а учитывается через критерий "масса ПН".

## **2.3. Параметрическая модель исследуемой системы**

На основе заданных параметров рассматриваемой системы, определяется ее масса. Для этого проведен анализ системы, выделены ее значимые элементы, по которым можно выявить проектные массовые зависимости.

Структура параметрической модели исследуемого объекта представлена на рисунке 2.3.

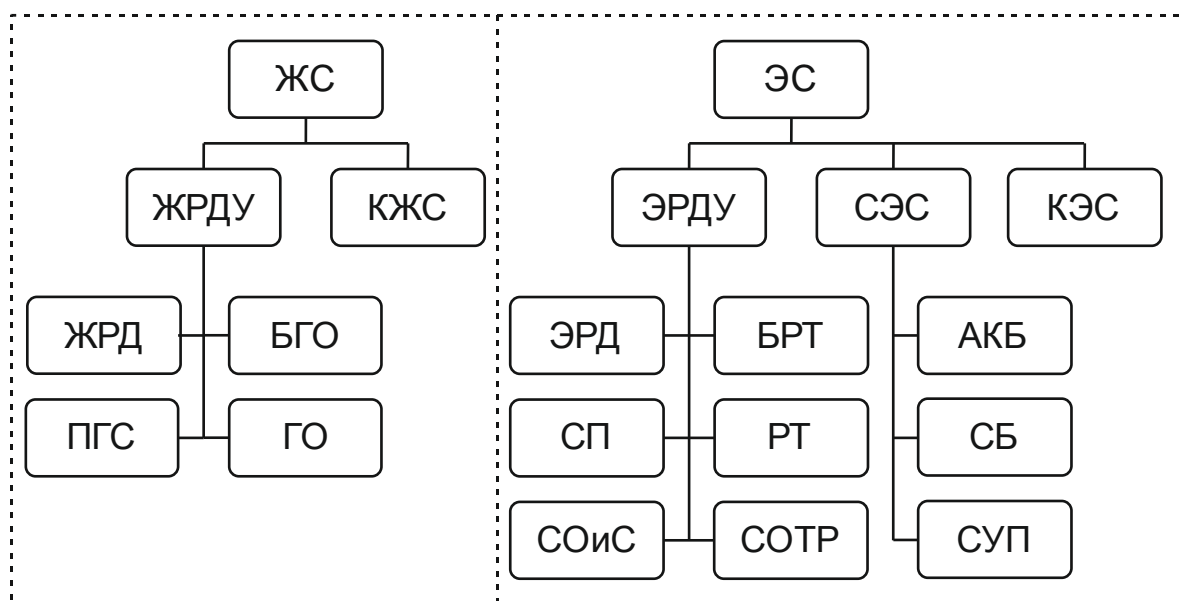


Рисунок 2.3 – Структура параметрической модели КДУ

### Ступень с ЖРД

Масса жидкостной ступени (ЖС) складывается из массы жидкостной ракетной двигательной установки (ЖРДУ) и массы конструкции жидкостной ступени (КЖС):

$$M_{ЖС} = M_{ЖРДУ} + M_{КЖС} \quad (2.4)$$

### Жидкостная ракетная двигательная установка

Масса жидкостной ракетной двигательной установки (ЖРДУ) складывается из массы жидкостного ракетного двигателя (ЖРД), массы пневмогидросистемы (ПГС), массы топлива (ГО) и массы баков для хранения топлива (БГО):

$$M_{ЖРДУ} = M_{ЖРД} + M_{ПГС} + M_{ГО} + M_{БГО} \quad (2.5)$$

Схожесть функционирования МТА и РБ позволяет использовать параметры ДУ, применяемых в качестве маршевых на РБ в настоящее время.. Вывод осуществляется РН «Протон-М». Выбранные компоненты топлива - НДМГ+АТ. Необходимость длительного хранения топлива на борту КА и тот факт, что ДУ РБ предпочтительно работать на тех же компонентах топлива,

что и РН ограничило круг рассматриваемых ДУ, ДУ на высококипящих компонентах топлива. При анализе состава и конструкции ДУ использовались данные из [39, 99, 100]. Из открытых источников были собраны данные по двигателям, применяемым в качестве маршевых для последних ступеней РН и разгонных блоков (таблица 2.3).

Таблица 2.3 – Массовые характеристики ЖРД существующих РБ

Разгонный блок	Уд. имп., м/с	Тяга, кН	Двигатель	Топливо	Масса двиг., кг	Масса, расч., кг
Фрегат	3300	19.6	C5.92	НДМГ+АТ	82	89
Бриз-М	3286	20	C5.98М	НДМГ+АТИН	95	89
Бриз	3286	20	14Д30	НДМГ+АТ	99	89
Ariane 5 *	3240	30	Aestus	НДМГ+АТ	111	102
Titan III *	3190	43.7	AJ10-118К	НДМГ+АТ	100	116
Ariane 5 *	3400	55.4	Aestus-II	НДМГ+АТ	138	125
Циклон-3**	2805	54	РД856	НДМГ+АТ	112	125
Аgena *	2930	71	XLR81	НДМГ+АТ	134	136

\* – upper stage; \*\* – двигатель управления тягой

Масса двигателя при прочих равных условиях пропорциональна кубическому корню из величины тяги [101]. Определена следующая зависимость массы двигателя от тяги (рисунке 2.4):

$$M_{ЖРД} = 5.77 \cdot P^{0.28}, \quad (2.6)$$

где  $M_{ЖРД}$  – масса ЖРД, кг;  $P$  – тяга ЖРД, Н.

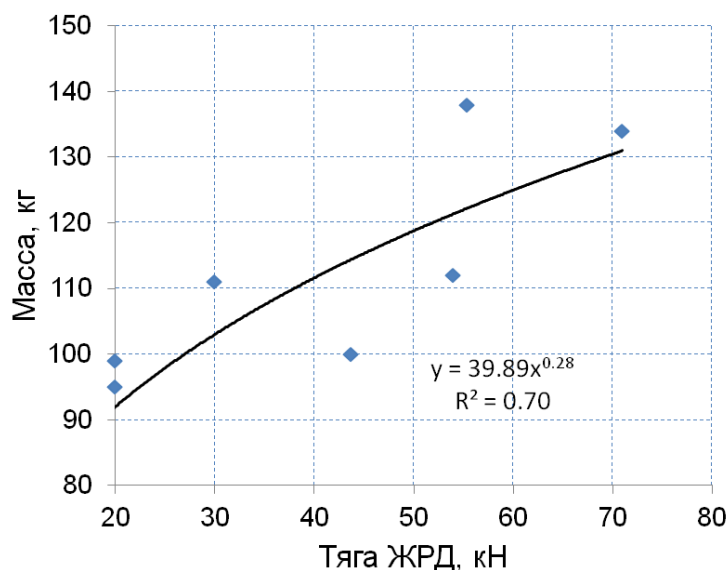


Рисунок 2.4 – Зависимость массы ЖРД от его тяги

Изменение конечной массы ДУ при изменении тяги МД будет происходить также за счёт изменения массы её топливной системы [102], оцениваемой по следующей зависимости:

$$M_{ПГС} = 0.5 \cdot \sqrt{P}, \quad (2.7)$$

где  $M_{ПГС}$  – масса ПГС, кг;  $P$  – тяга ЖРД, Н. При сохранении габаритов двигателя, определяемых общей компоновкой РБ, изменение его размерности позволяет изменить геометрическую степень расширения сопла, что оказывает небольшое влияние на величину удельного импульса тяги. Эта зависимость незначительна и удельный импульс тяги ЖРД принят не зависящим от величины тяги.

Масса топлива в исследовании рассматривается без разделения на компоненты. Запасы топлива должны быть достаточны для проведения необходимых маневров с использованием ЖРД. Количество топлива является подстраиваемой величиной, значение которой становится известной в ходе математического моделирования.

Условия работы ДУ разгонных блоков предполагают применение турбонасосной системы подачи топлива [103]. Поэтому давление внутри бака незначительно, а силовые нагрузки на топливные баки ограничены. В существующих разгонных блоках топливные баки имеют форму и расположение,

ориентированные на размещение полезной нагрузки под обтекателем РН, поэтому их параметры далеки от оптимальных. Это влияет на выбранные зависимости. Проектные зависимости для топливных баков взяты на основе [104, с. 341; 105; 69]:

$$M_{БГО} = 0.04 \cdot M_{ГО}^{0.66}, \quad (2.8)$$

где  $M_{БГО}$  – масса топливных баков, кг;  $M_{ГО}$  – масса топлива, кг.

Масса конструкции ступени с ЖРД может быть определена на основе прототипов (Таблица 1.6). Масса сухой конструкции РБ "Бриз-М" составляет 2370 кг [97]. Масса конструкции РБ "Бриз-КМ" (без дополнительных баков) составляет 1600 кг. Заправляемая масса топлива 4900 в основной бак и 15000 в дополнительный бак. С учетом дополнительных систем связанных с обслуживанием отделяемого бака, удельная масса бака для хранения единицы топлива составляет 0.04. Сухая масса РБ без массы бака составит 1400 кг. С учетом переноса части систем на электроракетную ступень оценка массы жидкостной ступени 1150 кг. Масса сухой конструкции РБ "Фрегат" составляет 970 кг при заправляемой массе топлива 5250 кг. При  $\gamma = 0.04$  масса баков составляет 200 кг. В РБ "Фрегат" топливные баки являются частью несущей конструкции, что затрудняет их отдельное рассмотрение. Можно принять массу конструкции жидкостной ступени (без двигателя, пневмогидросистемы и топливных баков) с учетом отказа от дублирующих систем равной 420 кг.

### **Ступень с ЭРД**

Масса электроракетной ступени (ЭС) складывается из масс: электроракетной двигательной установки (ЭРДУ), системы электроснабжения (СЭС) и конструкции электроракетной ступени (КЭС):

$$M_{ЭС} = M_{ЭРДУ} + M_{СЭС} + M_{КЭС} \quad (2.9)$$

Масса электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) складывается из масс: электроракетного двигателя (ЭРД), системы питания (СП), системы

ориентации и стабилизации (СОиС), системы обеспечения теплового режима (СОТР), рабочего тела (РТ), баков для хранения РТ:

$$M_{ЭРДУ} = M_{ЭРД} + M_{СП} + M_{СОиС} + M_{СОТР} + M_{РТ} + M_{БРТ} \quad (2.10)$$

Для выявления параметрической зависимости массы ЭРД от его электрической мощности была собрана информация по существующим ЭРД мощностью 1 – 5 кВт (таблица 2.4).

Таблица 2.4 – Параметры ЭРД мощностью 1 – 5 кВт

Произв.	Модель	Тяга, мН	Мощн., кВт	Уд. имп., с	Масса, кг
CAST	LIPS-200	40	1	3000	6.5
КБ "Факел"	СПД-100В	83	1.4	1600	3.5
Busek	ВНТ1500	101	1.5	1670	6.8
КБ "Факел"	СПД-100Д	80	2.1	2660	5.6
Ariane	RIT 2x	80	2.3	3800	10
КБ "Факел"	СПД-140_1	193	3	1680	8.4
Ariane	RIT 2x	160	4.3	3400	10
Ariane	RIT 2x	180	4.3	2700	10
КБ "Факел"	СПД-140Д1	290	4.5	1770	8.5
L3 Tech.	XIPS-25	165	4.5	3500	13.7
КБ "Факел"	СПД-140Д2	180	4.8	2750	8.5
Ariane	RIT 2x	205	5	2800	10

Проектная зависимость массы ЭРД от электрической мощности рассматривалась в виде:

$$M_{ЭРД} = \alpha \cdot N^{\beta}, \quad (2.11)$$

где  $N$  – электрическая мощность ЭРД, Вт. Анализ данных показал, что может быть принята зависимость от квадратного корня электрической мощности:

$$M_{ЭРД} = 0.21 \cdot N^{0.46}, \quad (2.12)$$

где  $N$  – электрическая мощность ЭРД, Вт. Данные таблицы 2.4 и предложенная зависимость представлены на рисунке 2.5

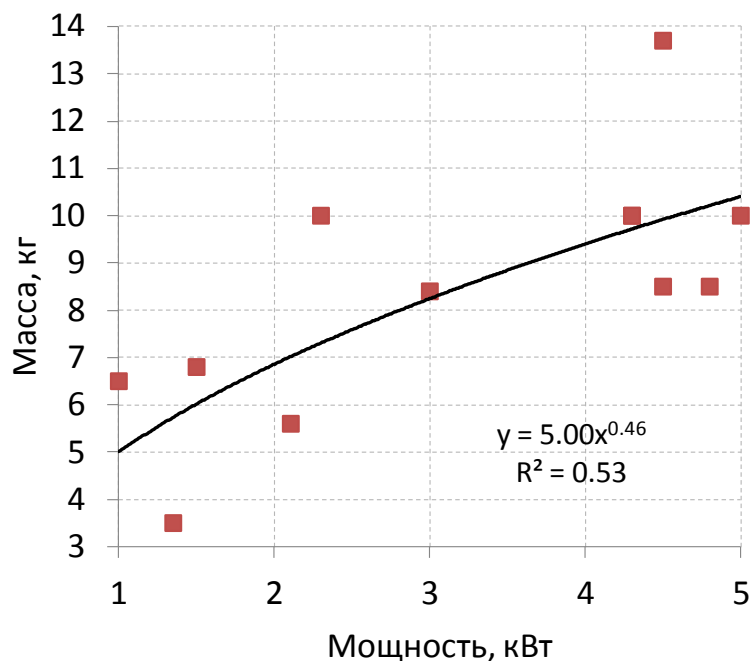


Рисунок 2.5 – Зависимость массы ЭРД от его мощности

Масса рабочего тела необходимого для работы ЭРД определяется по результатам моделирования. Традиционно в качестве рабочего тела для ЭРД используется ксенон. Технологически удобно хранить ксенон в закритическом состоянии, что определяет давление в баках ксенона и их массу. Для хранения ксенона изготавливаются композиционные баки с высокими удельными параметрами. Для КА типа «Экспресс» ФГУП «НИИМаш» совместно с ОАО «УНИИКМ» был разработан блок хранения ксенона [106] на базе композитного баллона. Конструкция баллона представляет собой цилиндр, ограниченный полусферами и состоит из тонкостенного титанового лайнера и силовой оболочки (рисунок 2.6). Рабочее давление такого баллона 13.2 МПа, давление разрушения 19.6 МПа.



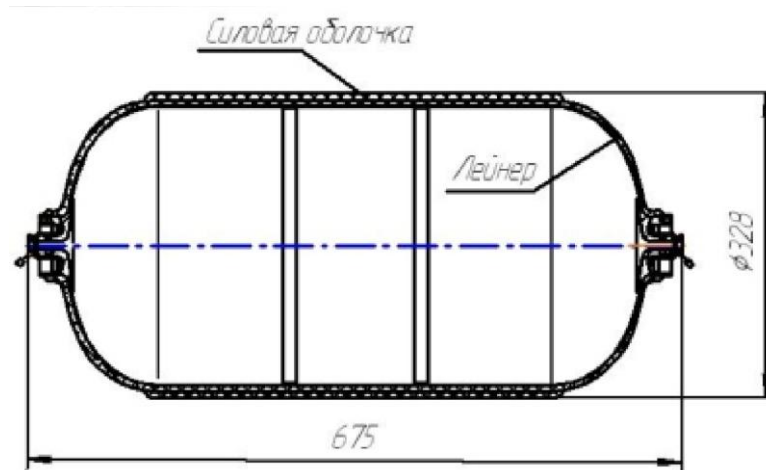


Рисунок 2.6 – Конструкция бака для хранения ксенона

Для баллона такой конструкции, на основе данных из [106] и [9, с. 161], применима линейная зависимость массы баллона с ксеноном от массы РТ:

$$M_{БРТ} = \gamma_{Б\_Xe} \cdot M_{РТ}, \quad (2.13)$$

где  $M_{БРТ}$  – масса баллона, кг;  $\gamma_{Б\_Xe} = 0.1$  удельная масса баллона, б/р;  $M_{РТ}$  – масса ксенона, кг.

Масса системы питания, на основе данных [107], принята постоянной:

$$M_{СП} = 6 \quad (2.14)$$

Для поддержания точки стояния и ориентации ЭРД устанавливаются на платформе наведения (Рисунок 1.2). Платформа наведения представляет из себя карданов подвес с двумя степенями свободы (Рисунок 2.7). Изменение направления тяги ЭРД осуществляется сервоприводами. На этапе запуска платформа находится в зафиксированном транспортном положении, обеспечивая снижение динамических нагрузок на размещенный на ней ЭРД. После вывода платформа освобождается, разрешая операции наведения. На основе [108] определено, что требуется две платформы, масса каждой составляет 21 кг.  $M_{СОиС} = 42 \text{ кг}$ .

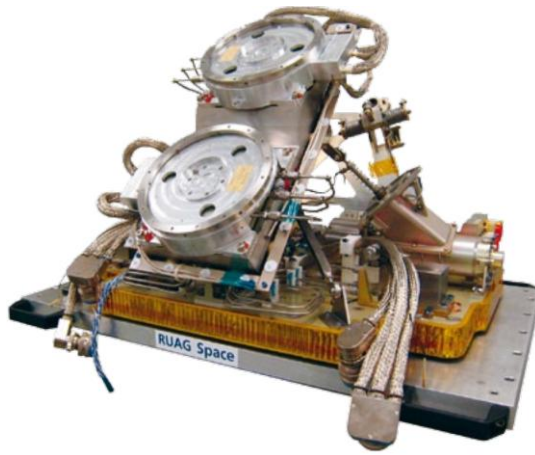


Рисунок 2.7 – Платформа наведения ЭРД ЕРРМ (RUAG Space)

Электрическая мощность не полностью превращается в полезную работу. Оставшаяся мощность выделяется в виде тепла и должна сбрасываться с КА в окружающее пространство в виде излучения, для чего требуется система обеспечения теплового режима (СОТР). СОТР должна обеспечить рассеивание мощности:

$$N_{СОТР} = (1 - \eta)N_{ЭЛ}, \quad (2.15)$$

где  $\eta$  - доля энергии, превращаемой в полезную или излучаемой ЭРД самостоятельно;  $N_{ЭЛ}$  - электрическая мощность, генерируемая системой СЭП. Масса СОТР может быть определена по формуле:

$$M_{СОТР} = \gamma_{СОТР}N_{СОТР} = \gamma_{СОТР}(1 - \eta)N_{ЭЛ}, \quad (2.16)$$

где  $\gamma_{СОТР}$  - удельная масса СОТР, кг/Вт;  $N_{ЭЛ}$  - электрическая мощность, Вт. Сегодня на большинстве КА в составе СОТР применяются контурные тепловые трубы (КТТ) [108]. Это связано с их способностью передавать большие тепловые потоки в произвольном направлении в поле массовых сил на большие расстояния, отсутствии движущихся частей, большой надежностью и сроком службы. По работе [109] известно, что для Boeing BSS-702 с СОТР на основе КТТ  $\gamma_{СОТР} = 0.004 \frac{кг}{Вт}$ , что оценивается как соответствующее современному технологическому уровню.

На основе данных [10] в таблице 2.5 приведены параметры ЭРДУ КП BSS-702HP, состоящей из 4-х двигателей XIPS-25 [110]. По этим данным проводилась верификация параметрической модели.

Таблица 2.5 – Параметры ЭРДУ КП BSS-702HP

Параметр	Тяга	
	малая	большая
Тяга, мН	316	660
Удельный импульс тяги, м/с	34000	35000
Мощность ЭРД, кВт	8	16.8
Мощность общ., кВт	8.8	18
Запас ксенона, кг	266	
Масса двиг. уст., кг	150	

Для поддержания точки стояния для КА на КП Boeing BSS-702HP требуется 5кг ксенона в год [71]. Для САС 15 лет требуется 75кг ксенона.

Для имеющихся регуляторов давления и электроклапанов может быть учтена утечка через закрытые клапаны. Согласно [107] при входном давлении 0.3-12 МПа, выходное давление регулятора составляет  $0.26 \pm 0.02$  МПа, внутренняя утечка по гелию ( $\dot{V}_i$ ) составляет менее  $2 \cdot 10^{-10} \text{ м}^3/\text{с}$ , внешняя ( $\dot{V}_e$ ) менее  $1 \cdot 10^{-12} \text{ м}^3/\text{с}$ . Общие потери массы ксенона можно определить, как:

$$\Delta m_{Xe} = \dot{V} \int \rho(p(t)) dt, \quad (2.17)$$

где  $\rho(p)$  – зависимость плотности ксенона от давления,  $\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$  (рисунок 2.8).

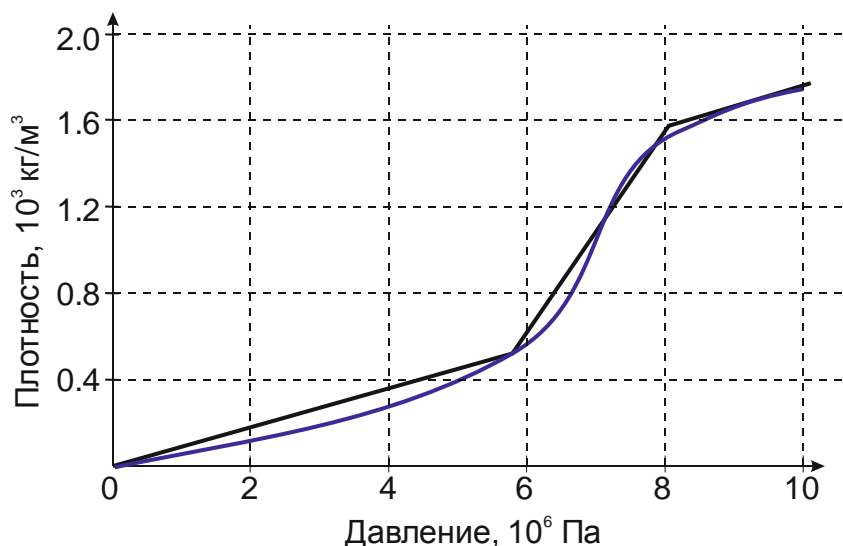


Рисунок 2.8 – Зависимость плотности ксенона от давления

Масса ксенона, хранящаяся в баке объемом  $V_B$  при давлении  $p$  :

$$m(t) = \rho(p(t)) \cdot V_B \quad (2.18)$$

Откуда текущее давление в баке может быть определено, как

$$p(t) = \rho^{-1} \left( \frac{m(t)}{V_B} \right) \quad (2.19)$$

Текущая масса ксенона может быть определена, как

$$m(t) = m_0 - \int_0^t \dot{m}(t) dt \quad (2.20)$$

Формула (2.17) приобретает вид:

$$\begin{aligned} \Delta m_{Xe} &= \dot{V} \int \rho(p(t)) dt = \\ &= \dot{V} \int \rho \left( \rho^{-1} \left( \frac{m(t)}{V_B} \right) \right) dt = \dot{V} \int \frac{m(t)}{V_B} dt = \frac{\dot{V}}{V_B} \int m(t) dt \end{aligned} \quad (2.21)$$

Можно выделить две области, в которых расход ксенона может быть принят постоянным: ЭРД в качестве маршевого двигателя и ЭРД в режиме поддержания точки стояния (рисунок 2.9).

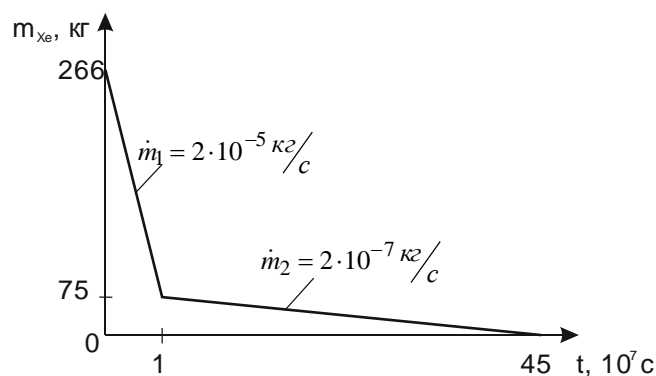


Рисунок 2.9 – Изменение массы ксенона во времени

В маршевом режиме клапан открыт постоянно, поэтому достаточно учитывать только внешнюю утечку. Ее величина на 2а порядка выше внутренней, поэтому утечкой через клапаны на этапе маршевого участка ЭРД можно пренебречь.

На участке поддержания точки стояния ЭРД работает эпизодически, поэтому необходимо учитывать внутреннюю утечку клапана. После подстановки значений ( $\dot{V}_i = 2 \cdot 10^{-10} \text{ м}^3/\text{с}$ ,  $V_B = 0.15 \text{ м}^3$ ) получаем  $\Delta m_{Xe} = 22 \text{ кг}$ . В открытой печати встречаются упоминания о достижении значений внутренней утечки на уровне не более  $1 \cdot 10^{-10} \text{ м}^3/\text{с}$ . Для рассчитываемых условий это составляет 11кг ксенона или 2года дополнительного САС, что говорит о важности уменьшения внутренней утечки клапанов до величин менее  $1 \cdot 10^{-10} \text{ м}^3/\text{с}$ .

Расчет показывают, что имеющийся на КП запас ксенона позволяет использовать 170кг для выполнения межорбитального перелета.

Для оценки достоверности масс систем ЭРДУ использовались данные из [111, с.127; 112; 113; 114; 115; 116].

### Система электроснабжения

Масса системы электроснабжения (СЭС) складывается из массы аккумуляторной батареи (АКБ), солнечной батареи (СБ) и системы управления питанием (СУП):

$$M_{СЭС} = M_{АКБ} + M_{СБ} + M_{СУП} \quad (2.22)$$

Масса АКБ зависит от запаасаемой энергии:

$$M_{АКБ} = \gamma_{АКБ} \cdot W, \quad (2.23)$$

где  $\gamma_{АКБ}$  – удельная масса АКБ,  $\frac{\text{кг}}{\text{Вт} \cdot \text{ч}}$ ;  $W$  – энергия, запаасаемая АКБ, Вт\*ч.

На КП "Экспресс-4000" применяются литиевые аккумуляторные батареи Saft VES 180 [117], на разгонных блоках "Фрегат" применяются современные литиевые аккумуляторные батареи 9ER14PS-20 [96]. На основе данной информации принято  $\gamma_{АКБ} = 0.005 \frac{\text{кг}}{\text{Вт} \cdot \text{ч}}$ . Анализ емкости аккумуляторов для системы BSS-702HP показывает, что емкость аккумуляторов выбирается из запаса на 72мин. Поэтому можно принять  $W = N_{ЭЛ} \cdot 1.2$ .

Масса СБ может быть представлена в виде:

$$M_{СБ} = \gamma_{СБ} \cdot N_{ЭЛ}, \quad (2.24)$$

где  $\gamma_{СБ}$  – масса СБ ,приходящаяся на единицу генерируемой мощности, кг/Вт;  $N_{ЭЛ}$  – требуемая электрическая мощность, Вт.

В настоящее время наибольшее применение нашли солнечные фотоэлементы на основе Si и GaAs. Параметры GaAs солнечных фотоэлементов превосходят параметры Si солнечных фотоэлементов, однако их применение ограничено из-за высокой стоимости. Исходя из этого, в рамках данного исследования были приняты СБ на основе монокристаллического кремния.

В работе [118, с.261] приведены следующие массы составных частей типичной кремниевой батареи (таблица 2.6):

Таблица 2.6 – Массы составных частей СБ на основе кремния

Составные части СБ	Масса, кг/м <sup>2</sup>
Солнечный фотоэлемент	1.35
Эпоксидное покрытие и диоды	0.84
Защитное покрытие толщиной 75мкм	0.34
Несущая конструкция	0.63
Полная масса	3.16

Исходя из солнечной инсоляции на орбите Земли 1400 Вт/м<sup>2</sup> и КПД 15% получаем 15 кг/кВт (1966 год). По данным [119, с.26], солнечная энергетическая установка обладает удельной массой 20-50 кг/кВт (1984 год). Удельные массы для современных СБ приведены в таблице 2.7.

Таблица 2.7 – Характеристики современных СБ

Параметр	Spectrolab	ФЭП AZUR		
		каркас РКК Энергия	каркас ОАО ИСС им. М.Ф. Решетнева	каркас НПО им. С.А. Лавочкина
КПД ФЭП, %	29	29	29	31
Уд. масса ФЭП кг/м <sup>2</sup>	0.732	0.732	0.732	0.732
Уд. мощн. нач. САС, Вт/м <sup>2</sup>	330	356	360	381
Уд. мощн. 15лет САС, Вт/м <sup>2</sup>	260	279	272	293
Уд. масса БФ кг/м <sup>2</sup>	1.75	1.6	1.5	1.4
Уд. масса каркаса кг/м <sup>2</sup>	0.6	1	0.7	0.5
Уд. масса СБ (БФ+каркас) кг/м <sup>2</sup>	2.35	2.6	2.3	1.9
Уд. масса СБ (БФ+каркас) кг/кВт	8.1	-	7.93	5.1

Прим.: характеристики без учета узлов раскрытия, зачеховки и кабелей

На основе опыта 10 летней эксплуатации СБ на станции «Мир» [9, с.163] в качестве целевого массового совершенства для ЭДК указывается удельная масса 5кг/кВт. Аналогичные целевые показатели приводятся в ра-

боте [120], причем эти показатели практически достигнуты (5.1кг/кВт, КПД 30%). В [121] указываются следующие параметры СБ МКС: удельная масса СБ составляет 34,3 кг/кВт (29 Вт/кг), удельная масса одного квадратного метра составляет 3,54 кг/м<sup>2</sup> (с учетом силовой конструкции и механизма раскрытия/закрытия), удельная мощность с одного метра 100 Вт/м<sup>2</sup>. КПД батарей 7,5%. В [122; 123, с. 226] приводится масса 420кг близкой по размеру СБ мощностью 25кВт (17 кг/кВт, 1977г.). В настоящее время ООО НПП ТАИС производит каркасы для СБ включая узлы раскрытия, зачекочки и телеметрическую сеть с удельными параметрами 0.5 кг/м<sup>2</sup>. GaAs батареи Azure TJ Solar Cell 3G30C имеют удельную массу 0.002 кг/кВт. На основе анализа указанных источников, принято  $\gamma_{СБ} = 0.008 \frac{\text{кг}}{\text{Вт}}$ .

Масса системы управления питанием (СУП) зависит от электрической мощности:

$$M_{СУП} = \gamma_{СУП} \cdot N_{ЭЛ} \quad (2.25)$$

В работе [124, с.77] была предложена зависимость удельной массы СУП от мощности:  $\gamma_{СУП} = 96 \cdot e^{-2.33 \cdot N_{ЭЛ}} + 6.8 \sin(0.748 \cdot N_{ЭЛ})$  (Рисунок 2.10)

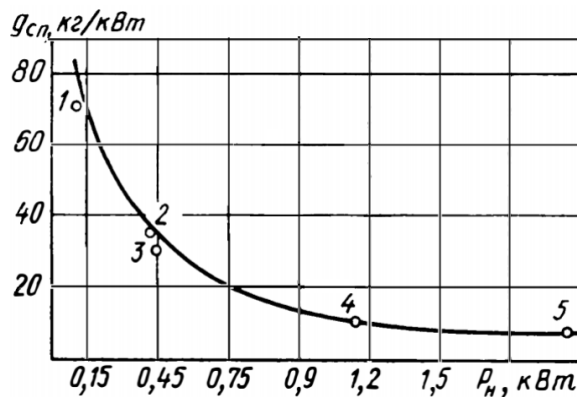


Рисунок 2.10 – Зависимость удельной массы системы питания ЭРДУ от мощности

Анализ показывает, что для мощностей  $> 2\text{кВт}$   $\gamma_{СУП}$  может быть принято постоянной. С учетом значительного улучшения элементной базы с момента издания [124], принято  $\gamma_{СУП} = 0.002 \frac{\text{кг}}{\text{Вт}}$ .



Масса конструкций электроракетной ступени на основе прототипа Boeing BSS-702HP (Таблица 1.6) может быть оценена как 450кг (в эту массу включена СУ и телеметрическая система с обвязкой, радиосистема).

## 2.4. Входные параметры модели

На основе проведенного анализа были выделены входные параметры, определяющие параметрическую модель исследуемого объекта (таблица 2.8).

Таблица 2.8 – Независимые параметры системы

№	Обозначение	Параметр	Ед. изм.
1	$R_{Ж}$	тяга ЖРД	Н
2	$M_{Ж}^0$	масса топлива для ЖРД	кг
3	$R_{Э}$	тяга ЭРД	Н
4	$I_{Э}$	удельный импульс тяги ЭРД	м/с
5	$M_{Э}^0$	масса РТ для ЭРД	кг

Вектор независимых параметров:

$$\bar{x} = \{R_{Ж}, M_{Ж}^0, R_{Э}, I_{Э}, M_{Э}^0\} \quad (2.26)$$

Тяга ЖРД может быть определена из критерия минимума массы системы "двигатель + топливо", с учетом затрат топлива на гравитационные потери при выдаче перигейного импульса. Удельный импульс и тяга ЭРД и мощность ИЭ находятся в однозначной зависимости. Начальные массы рабочих тел могут быть определены по результатам моделирования. Таким образом, для определения параметрической модели достаточно одного параметра (тяга или удельный импульс ЭРД).

## 2.5. Метод определения начальных масс рабочих тел

Масса баков зависит от массы топлива. Начальные массы топлив неизвестны. Наличие сбрасываемой ступени с ЖРД не позволяет определить требуемые начальные массы топлив аналитически. Поэтому был разработан алгоритм, позволяющий подстраивать начальные массы топлив в контуре обратной связи компьютерной модели. Коррекция начальных масс топлив и пе-

решет модели повторяются, пока остатки топлив в конце транспортной операции не станут меньше заданной величины. Схема алгоритма подстройки начальных масс РТ ЖРД и ЭРД приведена на рисунке 2.11, а программа в Приложении В.7.

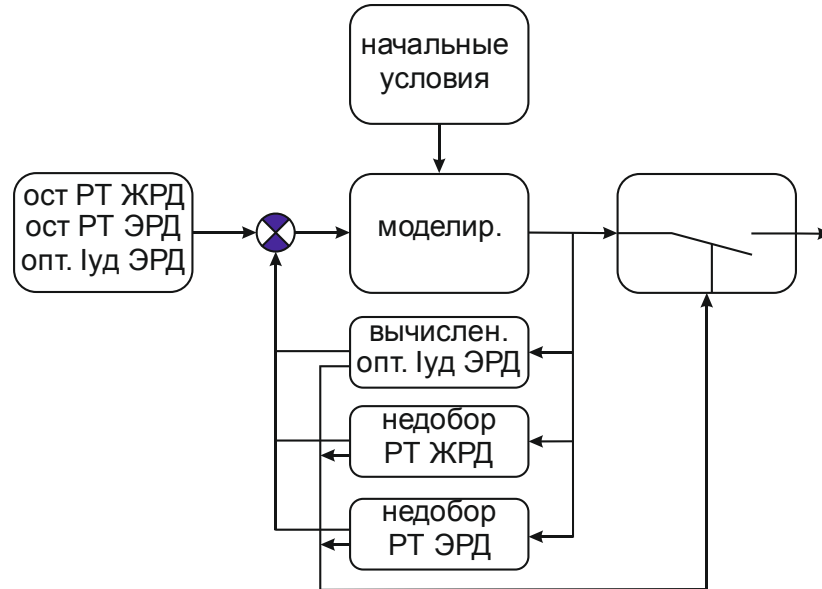


Рисунок 2.11 – Схема алгоритма подстройки начальных масс РТ

## 2.6. Метод определения тяги жидкостного двигателя

Длительность маневра выполняемого ЖРД ступенью значительно короче длительности маневра выполняемого ЭРД ступенью. Поэтому критерием оптимальности тяги ЖРД двигателя может служить минимум массы системы с учетом гравитационных потерь, связанных с конечным временем выдачи разгонного импульса в перигее переходной орбиты [125, 126, 127].

Для выхода на переходную эллиптическую орбиту в перигее необходимо выдать импульс, изменяющий скорость. В отличие от идеализированного расчета в импульсной постановке, конечная тяга двигателя приводит к гравитационным потерям (Рисунок 2.12). А гравитационные потери приводят к затратам топлива. При высокой тяге ЖРД длительность выдачи импульса в перигее сокращается и, как следствие, сокращаются гравитационные потери, но растет масса двигателя.

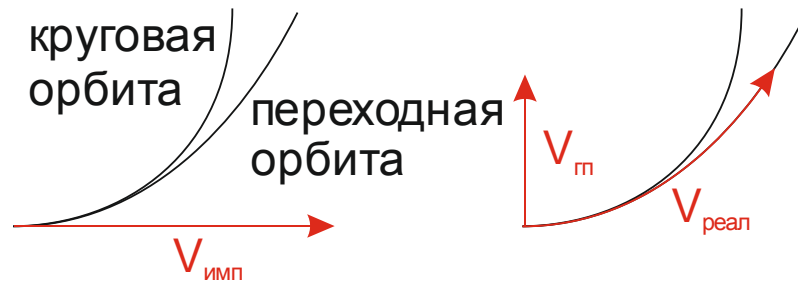


Рисунок 2.12 – Приращение скорости в перигее  
(слева - в импульсной постановке, справа - при конечной тяге)

Можно найти такую тягу ЖРД, при которой масса системы будет минимальной. Используемый сегодня разгонный блок «Бриз-М» имеет ЖРД с тягой 20кН. Эта тяга меньше оптимальной, что приводит к необходимости разбивать маневр выдачи перигейного импульса на два этапа, чтобы уменьшить гравитационные потери. Гравитационные потери скорости могут быть приближенно оценены с использованием следующего метода:

Задаются начальные параметры:  $P$  – тяга двигательной установки, Н;  $m_0$  – начальная масса системы, кг;  $h_0$  – высота точки включения ДУ, м;  $I_{SP}$  – удельный импульс тяги ДУ, м/с;  $V_{imp}$  – требуемый импульс скорости, м/с.

Тяговооруженность:

$$n_0 = \frac{P}{m_0 g}, \quad (2.27)$$

где  $g$  - ускорение свободного падения.

Параметр корректирующего многочлена:

$$x = \frac{\sqrt{\frac{\mu}{(R_E + h_0)^3}} \cdot \frac{I_{SP}}{g} \cdot 20000 \cdot \left(1 - e^{-V_{imp}/I_{SP}}\right)}{8 \cdot \arctan(1) \cdot 1000}, \quad (2.28)$$

где  $R_E$  - радиус планеты, м;  $\mu$  - гравитационный параметр планеты, м<sup>3</sup>/с<sup>2</sup>.

Характеристическая скорость:

$$V = \sqrt{\frac{\mu}{R_E + h_0}} \cdot \left(1 - 0.00089 \cdot \left(\frac{I_{SP}}{g} - 470\right)\right) \cdot x \cdot (0.006227 + x \cdot (-0.050082 + x \cdot (0.186442 + 0.11098 \cdot x))) \quad (2.29)$$

Эмпирический параметр:

$$k = 10^{-1.475733 \lg(n_0) - 1.926261} \quad (2.30)$$

Потери скорости на активном участке:

$$V_{loss} = V \cdot k \quad (2.31)$$

Суммарная характеристическая скорость:

$$V_{\Sigma} = V_{imp} + V_{loss} \quad (2.32)$$

Конечная масса КА:

$$m_K = m_0 \cdot e^{-V_{\Sigma}/I_{sp}} \quad (2.33)$$

Требуемая масса топлива:

$$m_T = m_K - m_0 \quad (2.34)$$

## 2.7. Метод определения удельного импульса и тяги электроракетного двигателя

### Общие положения

Электроракетному двигателю (ЭРД) требуется внешний источник энергии (ИЭ). Удельный импульс и тяга ЭРД зависят от мощности доступного ИЭ. В настоящее время в качестве ИЭ для ЭРД могут использоваться солнечные батареи (СБ) или ядерные энергетические установки (ЯЭУ) [128]. С проектной точки зрения можно выделить случаи:

- мощность ИЭ заранее известна;
- мощность ИЭ линейно связана с его массой.

### Случай фиксированной мощности источника энергии

Параметрическая модель системы ЭРДУ+СЭС может быть описана следующими входными параметрами:  $N$  - мощность СБ;  $I$  - удельный импульс тяги ЭРД;  $R$  - тяга ЭРД;  $\eta$  - КПД преобразования электрической энергии в кинетическую. Электрическая мощность, подводимая к ЭРДУ, расходуется на создание тяги лишь частично. Поэтому, для ЭРДУ применимо понятие КПД, как отношение мощности, затрачиваемой на совершение полезной работы (тяги) к общей величине подводимой мощности:

$$\eta = \frac{N_T}{N_{ЭЛ}} \quad (2.35)$$

Откуда связь зависимость тяговой мощности и электрической:

$$N_T = \eta N_{ЭЛ} \quad (2.36)$$

Определим тяговую мощность. Поскольку требуется сохранить общий импульс системы, состоящий из ускоряемого КА и отбрасываемого рабочего тела, то импульс, добавляемый в систему, равномерно распределен и противоположно направлен:

$$dP = I_{уд} dm, \quad (2.37)$$

где  $I_{уд}$  - удельный импульс тяги ЭРДУ,  $dm$  - дифференциал массы РТ.

Тяга может быть определена, как:

$$R = \frac{dP}{dt} = I_{уд} \dot{m}, \quad (2.38)$$

где  $\dot{m} = \frac{dm}{dt}$  - секундный расход РТ.

С другой стороны, реактивная струя обладает кинетической энергией, равной:

$$dE = \frac{1}{2} dm \cdot I_{уд}^2 \quad (2.39)$$

Откуда полезная мощность, превращаемая в тягу, может быть определена, как:

$$N_T = \frac{dE}{dt} = \frac{1}{2} I_{уд}^2 \dot{m} = \frac{1}{2} R I_{уд} \quad (2.40)$$

А связь ее с электрической мощностью:

$$N_{ЭЛ} = \frac{N_T}{\eta} = \frac{R I_{уд}}{2\eta} \quad (2.41)$$

Связь удельного импульса ЭРД с его тягой:

$$I_{уд} = \frac{2\eta N_{ЭЛ}}{R} \quad (2.42)$$

Масса РТ затраченного на выполнение маневра:

$$M_{PT} = M_H \left( 1 - e^{-V/I_{уд}} \right), \quad (2.43)$$

где  $V$  – требуемое приращение скорости, определяемое параметрами требуемой транспортной операции;  $M_H$  – масса системы перед выдачей импульса скорости.

Время выполнения транспортной операции:

$$\tau = \frac{M_{PT}}{\dot{m}} = \frac{M_{PT} \cdot I_{уд}}{R} \quad (2.44)$$

### **Случай линейной зависимости массы источника энергии от мощности**

При использовании в качестве ИЭ для ЭРД солнечных батарей или другого источника энергии, для которого применима линейная зависимость массы от мощности существует оптимальное значение удельного импульса ЭРД, при котором суммарная масса системы будет минимальна [118]. При этом предполагается, что длительности транспортной операции известна.

Из условия рассмотрения задачи, масса СЭС линейно зависит от электрической мощности, поэтому, с учетом формулы 2.41:

$$M_{СЭС} = \gamma N_{эл} = \gamma \frac{RI_{уд}}{2\eta}, \quad (2.45)$$

где  $\gamma$  - масса СЭС на единицу вырабатываемой мощности.

Масса затраченного рабочего тела выражается через расход:

$$M_{PT} = \dot{m} \tau = \frac{R}{I_{уд}} \tau, \quad (2.46)$$

где  $\tau$  - длительность работы ЭРД.

Общая переменная масса электроракетной двигательной системы состоит из массы рабочего тела и массы СЭС:

$$M_{ЭДС} = M_{PT} + M_{СЭС} = \frac{R}{I_{уд}} \tau + \gamma \frac{RI_{уд}}{2\eta} \quad (2.47)$$

Задача выбора оптимального удельного импульса может быть сведена к задаче поиска оптимума массы:

$$\frac{dM_{\text{ЭДС}}}{dI_{\text{уд}}} = -\frac{R}{I_{\text{уд}}^2} \tau + \gamma \frac{R}{2\eta} = 0 \quad (2.48)$$

Решение уравнения

$$\gamma \frac{R}{2\eta} = \frac{R}{I_{\text{уд}}^2} \tau \quad (2.49)$$

$$I_{\text{уд}opt} = \sqrt{\frac{2\eta\tau}{\gamma}} \quad (2.50)$$

дает оптимальный удельный импульс тяги ЭРД.

На основании выражений (2.45 – 2.46) построен график (Рисунок 2.13) зависимости массы СЭС, РТ и их суммы от удельного импульса ЭРД. Расчет проводился для условий: длительность перелета  $\tau = 120 \text{ дней}$ ; тяга ЭРД  $R = 0.66H$ ;  $\gamma = 0.02$ ;  $\eta = 0.6$ .

Программа для расчета оптимального импульса ЭРД приведена в Приложении В.5.

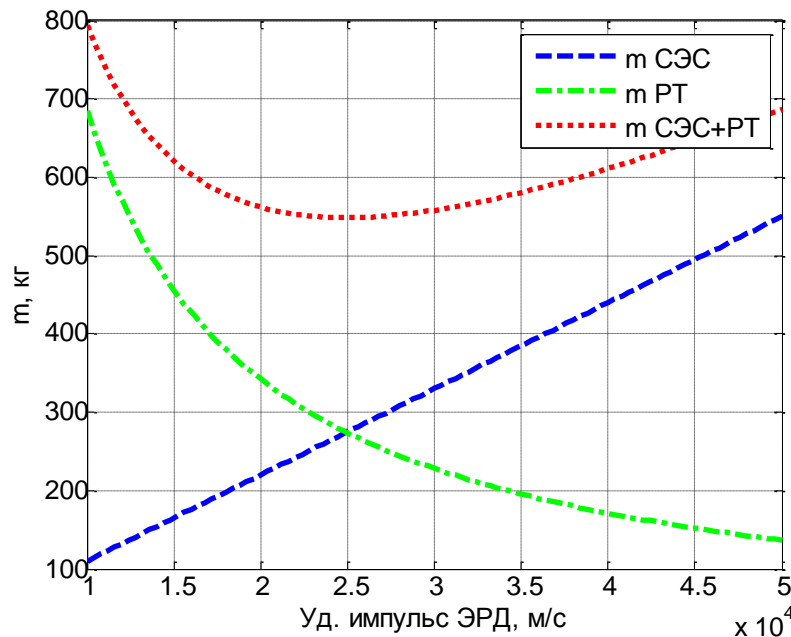


Рисунок 2.13 – Зависимость массы ЭДС от удельного импульса ЭРД

Наличие выраженного минимума массы позволяет определить значение удельного импульса ЭРД, при котором система будет иметь минимальную массу. По формуле 2.41 можно найти  $N_{\text{ЭЛ}}$ .

## 2.8. Учет влияния остаточной атмосферы

При выполнении межорбитальным транспортным аппаратом транспортных операций с применением двигателя малой тяги на низкой околоземной орбите, необходимо учитывать воздействие остаточной атмосферы [129]. Для работы ЭРД требует источник энергии (ИЭ). В случае солнечных батарей (СБ) в качестве ИЭ, панели СБ должны быть открыты. СБ в открытом состоянии обладают значительной парусностью, что, в условиях присутствия остаточной атмосферы, приводит к заметному аэродинамическому торможению, сопоставимому с тягой ЭРД. Поэтому необходимо определить нижнюю границу применения ЭРД.

На КА, движущийся в газовой среде, действует сила сопротивления среды [130]:

$$F = C_x S_x \frac{\rho v^2}{2}, \quad (2.51)$$

где  $C_x$  - коэффициент лобового сопротивления (для случая поперечной пластины  $C_x = 2$ );  $S_x$  - площадь сечения спутника, перпендикулярной вектору скорости (площадь миделя);  $\rho$  - плотность атмосферы на орбите движения (Приложение Б);  $v$  - скорость полета КА относительно среды.

Выводимые, в настоящее время, КА имеют ограничения, которые определены максимальным диаметром обтекателя ракеты-носителя [131]. Поэтому, можно принять форму КА в виде цилиндра диаметром миделя 4м (площадь  $12\text{м}^2$ ). Для перспективных многоцветных МТА предполагается электрическая мощность 30кВт [5; 9]. На орбите Земли солнечная инсоляция составляет  $1400 \text{ Вт/м}^2$  [82]. При КПД СБ 20% [132; 133; 134], площадь СБ для получения такой мощности составляет  $150\text{м}^2$ , что более чем на порядок превышает площадь самого КА, что позволяет считать ее площадью миделя.

Для определения плотности атмосферы использовалась методика согласно ГОСТ 4401-81 "Атмосфера стандартная. Параметры" [135]. Конкретная последовательность приведена в приложении Б.

Скорость полета КА на заданной высоте:



$$v = \sqrt{\frac{\mu}{R_3 + h}}, \quad (2.52)$$

где  $\mu$  - гравитационный параметр Земли ( $3.986 \cdot 10^{14} \text{ м}^3 \text{с}^{-2}$ );  $R_3$  - радиус Земли ( $6.371 \cdot 10^6 \text{ м}$ ).

Площадь СБ зависит от потребной электрической мощности и КПД преобразования солнечной энергии в электрическую [136]:

$$S = \frac{N_{\text{Э}}}{\eta_{\text{СБ}} Q}, \quad (2.53)$$

где  $N_{\text{Э}}$  - электрическая мощность, генерируемая СБ;  $\eta_{\text{СБ}}$  - КПД СБ;  $Q$  - солнечная инсоляция.

Тяга, создаваемая ЭРД, приложена по направлению скорости движения КА. Эта тяга зависит от подводимой электрической мощности, КПД и удельного импульса ЭРД. Эта тяга может быть [137, с.26] выражена формулой

$$R = \frac{2N_{\text{Э}}\eta_{\text{ЭРД}}}{I_{\text{УД}}}, \quad (2.54)$$

где  $N_{\text{ЭЛ}}$  - электрическая мощность;  $\eta_{\text{ЭРД}}$  - КПД ЭРД;  $I_{\text{УД}}$  - удельный импульс тяги ЭРД. КА не будет изменять орбиту, если сумма действующих на него сил равна 0. С учетом формул (2.51–2.54) можно записать:

$$\bar{F} + \bar{R} = -C_x S \frac{\rho v^2}{2} + \frac{2N_{\text{Э}}\eta_{\text{ЭРД}}}{I_{\text{УД}}} = 0 \quad (2.55)$$

Разрешая уравнение (2.55) относительно  $I_{\text{УД}}$ , получаем:

$$I_{\text{УД}} = \frac{4N_{\text{Э}}\eta_{\text{ЭРД}}}{SC_x} \cdot \frac{1}{\rho v^2}. \quad (2.56)$$

Поскольку  $\rho$  и  $v$  зависят только высоты, можно ввести:

$$F(h) = \frac{1}{\rho v^2}. \quad (2.57)$$

Оставшаяся часть выражения (2.56) является константой:

$$k = \frac{4N_{\text{Э}}\eta_{\text{ЭРД}}}{SC_x} = \text{const} \quad (2.58)$$

в итоге можно записать:

$$I_{уд} = kF(h) \quad (2.59)$$

Решая уравнение (2.59) для различных значений  $h$  получим кривую (Рисунок 2.14), определяющую границу допустимых значений  $I_{уд}$  при которых возможно длительное существование КА на круговой орбите высотой  $h$ .

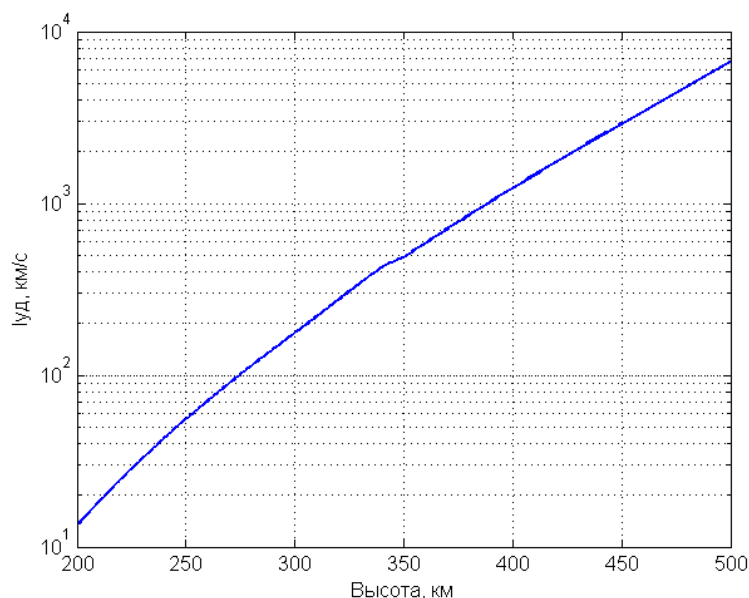


Рисунок 2.14 – Зависимость максимального удельного импульса ЭРД от высоты круговой орбиты

Исходя из ожидаемого удельного импульса в качестве нижней границы высоты круговой орбиты для ЭРД принята высота 500км.

## 2.9. Выводы по главе

В главе рассмотрена взаимосвязь областей знаний, затрагиваемых проводимым исследованием. Разработана параметрическая модель исследуемого объекта, параметрические зависимости. Выбраны входные параметры модели. Разработаны методы определения тяги ЖРД, удельного импульса и тяги ЭРД, необходимых начальных масс рабочих тел. Изучено влияние остаточной атмосферы на область использования ЭРД двигателя. Предложена целевая функция и обоснованы весовые коэффициенты критериев.

## ГЛАВА 3. ВЫБОР ТРАНСПОРТНОЙ ОПЕРАЦИИ

### 3.1. Общие положения

Эффективность энергодвигательной системы МТА может быть оценена по критериям, полученным в результате выполнения транспортной операции (ТО). В качестве актуальной и практически значимой, выбрана ТО транспортировки груза с низкой околоземной орбиты (НОО) на геостационарную орбиту (ГСО). Для реализации ТО необходимо выполнить проектно-баллистический анализ. В процессе работы над диссертацией были выделены два характерных баллистических случая:

- компланарный перелет между круговыми орбитами;
- перелет по высокоэллиптической суперсинхронной орбите.

### 3.2. Случай высокоэллиптической суперсинхронной орбиты

При выборе баллистической схемы для тестирования предлагаемой методики были сформулированы следующие требования:

- практическая значимость;
- актуальность;
- возможность параметрического построения.

Для вывода КА на ГСО с космодрома Байконур применяется объединенная схема выведения с двигателями большой и малой тяги. После вывода ракетой-носителем на опорную орбиту РБ "Бриз-М" переводит КА на суперсинхронную ГПО. Далее, КА осуществляет довыведение на целевую орбиту с помощью собственных электроракетных двигателей. Такая схема перелета соответствует патентам [91, 92]. Выведение полезных нагрузок на орбиты с малым наклоном с российских космодромов является стратегически важной, актуальной задачей [142, 143]. Это подтверждается выполненными запусками КА, доводимых на ГСО электроракетным двигателем, с космодрома Байконур (таблица 3.1).

Таблица 3.1 – Запуски КА с космодрома Байконур, доводимых ЭРД

КА	Год/мес. запуска	РН/РБ	Мка, т.	Мпн, т.	Космодром
Интелсат-22	2012-03	–	–		Байконур
SES-6	2013-06	–	–		Байконур
ИнмарСат-5Ф1/ BSS -702НР	2013-12	Протон-М/ Бриз-М(15.5)	6.1		Байконур
Экспресс-АМ5/ Экспресс-2000	2013-12	Протон-М/ Бриз-М(9.5)	3.4	1.03	Байконур
Экспресс-АМ6/ Экспресс-2000	2014-10	Протон-М/ Бриз-М	3.4		Байконур
МехSat-1/ BSS-702НР	2015-05	Протон-М/ Бриз-М	5.4		Байконур авария
Инмарсат-5Ф2/ BSS -702НР	2015-02	Протон-М/ Бриз-М(15.5)	6.1	3.7	Байконур
Инмарсат-5Ф3/ BSS -702НР	2015-08	Протон-М/ Бриз-М	6		Байконур

Платформа ИСС "Экспресс-4000" по своим ТТХ близка платформе BSS-702НР (выводимая масса, кг 3200/3700, мощность СБ, кВт 15/18). Однако нет данных о практической реализации проектов с КП "Экспресс-4000", поэтому автором рассматривается BSS-702НР, как подтвердившая свои ТТХ на практике.

Могут быть выделены следующие фазы перелета:

1. МТА с КА выводится на опорную орбиту ракетой-носителем.
2. Ступень с ЖРД переводит КА на первую геопереходную орбиту.
3. Ступень с ЖРД выдает импульс для перехода на суперсинхронную геопереходную орбиту.
4. В апоцентре суперсинхронной геопереходной орбиты ступень с ЖРД выдает импульс изменяющий наклонение орбиты, отделяется от КА и уходит на орбиту захоронения.

5. МТА осуществляет скругление орбиты до ГСО с помощью электроракетной ступени.

Траектория довыведения с помощью ЭРД представлена на рисунке 3.1.

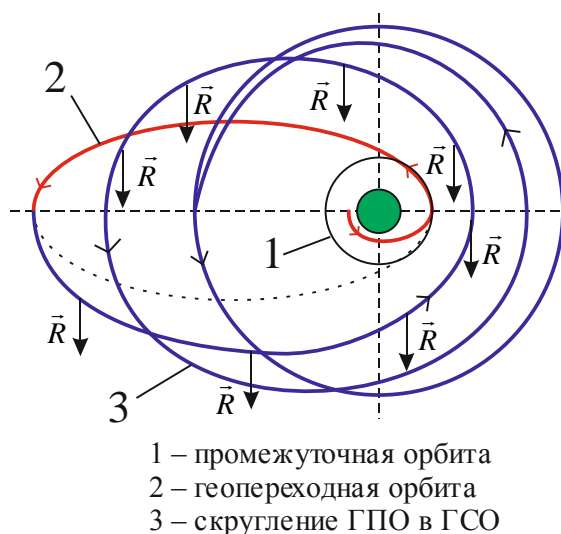


Рисунок 3.1 – Траектория довыведения с помощью ЭРД

Такая схема перелета нашла практическое применение благодаря следующим преимуществам:

1. Энергетически выгодно менять наклонение в апоцентре высокоэллиптической орбиты;
2. Малое время нахождения в ЕРПЗ;
3. Обеспечивается возможность вывода на ГСО КА с имеющихся в распоряжении России космодромов Байконур и Восточный;
4. Суперсинхронная орбита обеспечивает постоянное нахождение выводимого КА в зоне видимости наземного пункта управления [144].

Данная схема была принята в качестве основной схемы выведения. В предложенной баллистической схеме можно варьировать высоту перигея геопереходной суперсинхронной орбиты  $r_{\pi}$ .

Период обращения по эллиптической орбите зависит от величины большой полуоси эллипса:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}, \quad (3.1)$$

где  $\mu = 3.98 \cdot 10^{14} \text{ м}^3 \text{ с}^{-2}$  – гравитационная константа Земли,  $T_3 = 86164.09 \text{ с}$  – период обращения КА на суперсинхронной орбите, совпадающий с периодом вращения Земли.

Из выражения может быть найдена большая полуось орбиты:

$$a_2 = \left[ \mu \left( \frac{T}{2\pi} \right)^2 \right]^{1/3} \quad (3.2)$$

Радиус апогея:

$$r_\alpha = 2a_2 - r_\pi \quad (3.3)$$

Эксцентриситет:

$$e = \frac{r_\alpha - r_\pi}{r_\alpha + r_\pi} \quad (3.4)$$

Скорость КА на опорной орбите:

$$V_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}}, \quad (3.5)$$

где  $r_1$  – радиус начальной круговой орбиты.

Приращение скорости в 1м импульсе:

$$\Delta V_1 = V_1 \left( \sqrt{\frac{2r_{\pi 1}}{r_{\pi 1} + 1}} - 1 \right), \quad (3.6)$$

где  $r_{\pi 1} = \frac{r_\pi}{r_1}$ .

Время перелета до перицентра суперсинхронной орбиты:

$$t_1 = \pi \sqrt{\frac{a_1^3}{\mu}}, \quad (3.7)$$

где  $a_1$  – большая полуось переходного эллипса.

Приращение скорости во 2м импульсе:

$$\Delta V_2 = V_1 \frac{1}{\sqrt{r_{\pi 1}}} \left( 1 - \sqrt{\frac{2}{r_{\pi 1} + 1}} \right) \quad (3.8)$$

После выдачи 2го импульса КА переходит на круговую орбиту. Выдача 3го импульса для перехода на суперсинхронную орбиту осуществляется в момент прохождения КА экваториальной плоскости в зоне видимости станции управления. Приращение скорости в 3м импульсе:

$$\Delta V_3 = V_2 \left( \sqrt{\frac{2r_{\alpha\pi}}{r_{\alpha\pi} + 1}} - 1 \right), \quad (3.9)$$

где  $r_{\alpha\pi} = \frac{r_\alpha}{r_\pi}$ ,  $V_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_\pi}}$  - скорость на круговой орбите высотой  $r_\pi$ .

Через время  $t_2 = \pi \sqrt{\frac{a_2^3}{\mu}}$  КА достигает апоцентра суперсинхронной орбиты, где выдается 4й импульс, изменяющий наклонение орбиты

$$\Delta V_4 = 2V_2 \sin\left(\frac{i}{2}\right), \quad (3.10)$$

где  $i$  - наклонение исходной орбиты.

Далее РБ отстыковывается и уходит на орбиту захоронения. КА раскрывает солнечные панели и выполняет довыведение на целевую орбиту с помощью двигателя малой тяги (ЭРД). Направление вектора тяги ЭРД показано на рисунке 3.1. Требуемое приращение скорости на основе [145]:

$$\Delta V_5 = \frac{2}{3} \sqrt{\frac{\mu}{a_2}} \arcsin(e_0) \quad (3.11)$$

Признак выхода на круговую орбиту – проекция вектора Лапласа-Рунге-Ленца на ось X меняет свое направление:

$$\bar{f} = \bar{V} \times \bar{c} - \mu \frac{\bar{r}}{r}, \quad (3.12)$$

где  $\bar{c} = \bar{r} \times \bar{V}$  - векторный интеграл площадей.

На основе разработанного алгоритма была разработана программа построения траектории перелета по высокоэллиптической суперсинхронной орбите (Приложение В.8).

### 3.3. Случай компланарного перелета между круговыми орбитами

Маневр перелета между компланарными круговыми орбитами состоит из 2-х фаз (Рисунок 3.2) [146, 147, 100, 148, 49]:

- I. Гомановский перелет с использованием двигателей с большой тягой;
- II. Довыведение КА на целевую высокоэллиптическую орбиту по спиральной траектории двигателем малой тяги.

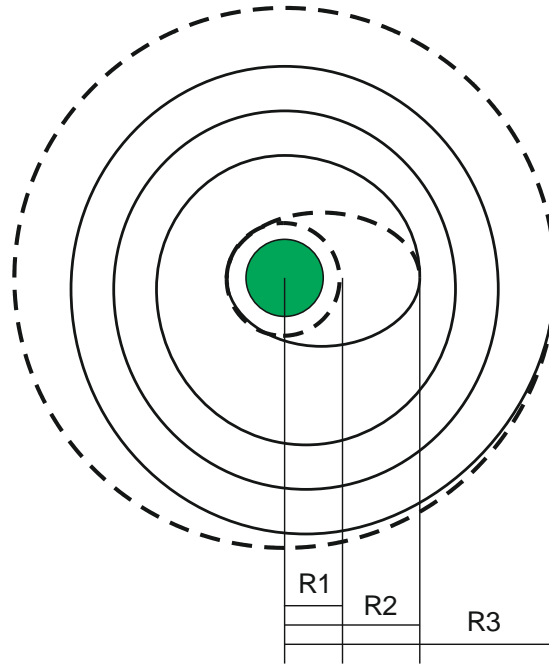


Рисунок 3.2 – Траектория компланарного перелета с НОО на ГСО с использованием ЭРД

Оптимальность двухимпульсного перелета по полуэллиптической траектории с помощью двигателя большой тяги показана в [50, 149, 150]. Перелет между круговыми компланарными орбитами с помощью двигателя малой тяги рассматривается в [151].

Зная исходную массу КА, параметры используемых ДУ, входящих в состав КДУ (тяга, удельный импульс тяги), параметры начальной и конечной орбит, можно ввести параметр  $K \in (0 \div 1)$ , определяющий положение промежуточной круговой орбиты, на которую выводится КА с использованием двигателя большой тяги по Гомановскому переходу.



$$K = \frac{R_2 - R_1}{R_3 - R_1}, \quad (3.13)$$

где  $R_1$  - радиус НОО,  $R_2$  - радиус промежуточной орбиты,  $R_3$  - радиус ГСО.

При  $K=0$  маневр выполняется полностью ЖРД (нет выигрыша массы ПН, получена малая доза радиации), при  $K=1$  маневр выполняется полностью ЭРД (выигрыш в массе ПН, получена значительная доза радиации). Циклограмма полета может быть построена с использованием аналитических зависимостей. Скорость КА на исходной круговой орбите радиуса  $r_1$  составляет:

$$V_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}}, \quad (3.14)$$

где  $\mu = 3.98 \cdot 10^{14} \text{ м}^3 \text{ с}^{-2}$  – гравитационная константа Земли.

Необходимые приращения скоростей могут быть найдены для первого и второго импульса по формулам:

$$\Delta V_1 = V_1 \left( \sqrt{\frac{2\bar{r}}{\bar{r}+1}} - 1 \right) \quad (3.15)$$

$$\Delta V_2 = V_1 \frac{1}{\sqrt{\bar{r}}} \left( 1 - \sqrt{\frac{2}{\bar{r}+1}} \right), \quad (3.16)$$

где  $\bar{r} = \frac{r_2}{r_1}$  – соотношение радиуса конечной и начальной орбит.

Требуемые расходы рабочего тела:

$$\Delta m = M \left( 1 - \exp \left( - \frac{\Delta V}{I_{уд}} \right) \right), \quad (3.17)$$

где  $M$  – масса аппарата перед выдачей соответствующего импульса;  $I_{уд}$  – удельный импульс тяги, реализуемый ЖРД.

Длительности импульсов составят:

$$\Delta t = I_{уд} \frac{\Delta m}{P}, \quad (3.18)$$

где  $P$  – тяга ЖРД.

Момент выдачи второго импульса:

$$t_1 = \pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu_3}}, \quad (3.19)$$

где  $a$  - большая полуось переходного эллипса.

Выполнение второй фазы транспортной операции начинается с включения электроракетного двигателя, после чего выполняется длительный переход на целевую орбиту по спиральной траектории. Расчет времени компланарного перехода с круговой орбиты меньшего радиуса на круговую орбиту большего радиуса с помощью двигателя малой тяги рассматривается в ряде работ, посвященных анализу динамики перелета с двигателем малой тяги в задаче двух тел [151 с.8]. Для исследуемой модели была принята приближенная формула зависимости времени перелета:

$$\Delta t = \frac{M}{\dot{m}} \left( 1 - \exp \left( \frac{\sqrt{\mu_3}}{I_{уд}} \left( \frac{1}{\sqrt{r_3}} - \frac{1}{\sqrt{r_2}} \right) \right) \right) \quad (3.20)$$

### 3.4. Метод численного интегрирования траектории перелета

В результате проектно-баллистического анализа транспортной операции формируется циклограмма полета. Сформированная циклограмма является задающей для модуля численного интегрирования, производящего пошаговый расчет траектории с учетом модели исследуемой системы. Траектория перелета представляет собой набор строк, содержащих информацию о времени и координатах пространства, соответствующих местоположению КА. В ходе численного интегрирования решаются следующие задачи:

- верифицируется правильность проектно-баллистического анализа;
- формируется траектория перелета для модуля расчета радиационного воздействия.

Динамика полета КА моделируется в геоцентрической инерциальной системе координат (Рисунок 3.3). В целях упрощения расчетной модели было принято, что ось  $X$  проходит через точку пространства, в которой находится КА в нулевой момент времени.

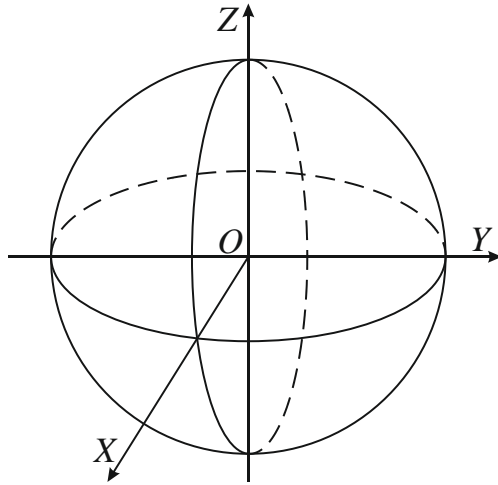


Рисунок 3.3 – Геоцентрическая инерциальная система координат

Вектор состояния КА:

$$\bar{s} = [\bar{r}, \dot{\bar{r}}, m]^T = [x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, m]^T, \quad (3.21)$$

где  $\bar{r}$  – радиус-вектор текущего положения КА,  $m$  – текущая масса всей системы.

Динамика КА с изменяющейся массой задана системой дифференциальных уравнений 1-го порядка в явной форме Коши:

$$\frac{d\bar{s}}{dt} = f(\bar{s}, t) \quad (3.22)$$

Используются следующие зависимости, основанные на основных физических законах:

$$\frac{d\bar{r}}{dt} = \dot{\bar{r}} \quad (3.23)$$

На основе 2го закона Ньютона:

$$\frac{d\dot{\bar{r}}}{dt} = \bar{a} = \frac{\bar{F}}{m}, \quad (3.24)$$

где  $\bar{F}$  – суммарная сила, действующая на КА, состоящая из силы притяжения Земли и тяги двигателя, совпадающая по направлению с вектором скорости:

$$\bar{F} = \bar{F}_g + \bar{F}_d$$

Сила гравитационного притяжения Земли:

$$\bar{F}_g = -\frac{\bar{r}\mu_3}{r^3}, \quad (3.25)$$

где  $r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$  – расстояния от Земли,  $\mu_3$  – гравитационная постоянная Земли.

Вектор силы тяги двигателя:

$$\bar{F}_d = \bar{R}, \quad (3.26)$$

где  $\bar{R}$  – тяга двигателя в соответствии с программой управления.

Изменение массы КА определяется расходом рабочего тела:

$$\frac{dm}{dt} = \frac{R}{I_{уд}}, \quad (3.27)$$

где  $I_{уд}$  – удельный импульс тяги двигателя.

Итоговая система уравнений:

$$\begin{cases} \frac{d\bar{r}}{dt} = \dot{\bar{r}} \\ \frac{d\dot{\bar{r}}}{dt} = \frac{1}{m} \left( \bar{R} - \frac{\bar{r}}{|\bar{r}|} \cdot \frac{\mu_3}{r^2} \right) \\ \frac{dm}{dt} = \frac{R}{I_{уд}} \end{cases} \quad (3.28)$$

Начальный вектор состояния:

$$\bar{s}(0) = [-r_0, 0, 0, -v \cdot \cos(i), -v \cdot \sin(i), 0, m_0]^T \quad (3.29)$$

где  $v = \sqrt{\frac{\mu_3}{R_1}}$  – скорость на начальной круговой орбите,  $i$  – наклонение начальной орбиты;  $m_0$  – масса, выводимая РН на начальную орбиту.

Численное интегрирование в соответствии с формулами (3.21–3.27) проводилось методом Рунге-Кутты 4-го и 5-го порядков с помощью решающего метода ode45 программного пакета MatLab. Интегрирование проводилось кусочно-непрерывно, в соответствии с циклограммой полета. Текст программы построения траектории перелета приведен в Приложении В.9.

### 3.5. Метод определения радиационного воздействия

В ходе длительного межорбитального перелета с применением двигателей малой тяги траектория КА может пролегать в областях естественных

радиационных поясов Земли (ЕРПЗ) с высоким уровнем радиационного воздействия [152, 153, 154]. На рисунке 3.4 показана зависимость накопленной дозы радиации от толщины алюминиевого защитного экрана для 200 дневно-го перелета с использованием ЭРД и годового нахождения КА на ГСО [138]. Видно, что при толщине алюминиевого защитного экрана 4мм, доза, накопленная КА при выводе на ГСО, достигает 100 КРад, что является критическим уровнем для изделий электронной техники, производимой по наиболее распространенной на данный момент технологии производства электронных микросхем КМОП [155, 156, 157]. Для сравнения, за год нахождения КА на ГСО с аналогичной защитой, накопленная доза составляет лишь 10 КРад.

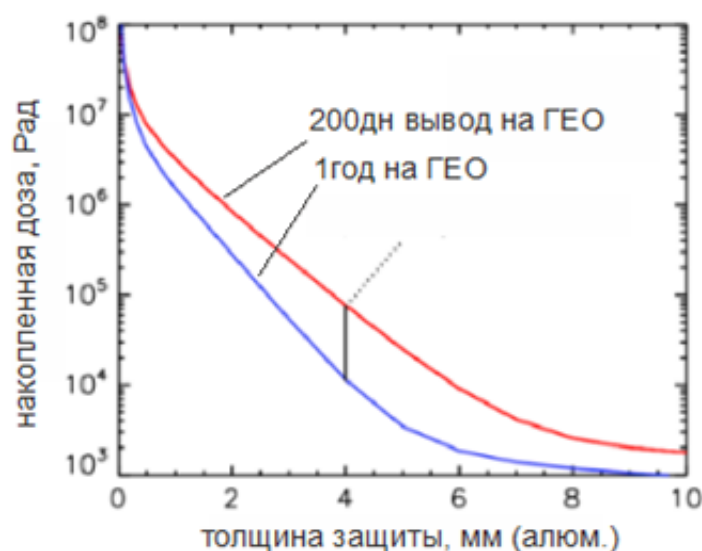


Рисунок 3.4 – Зависимость накопленной дозы радиации от толщины защитного покрытия.

Применение двигателя высокой тяги позволяет выстроить траекторию перелета с учетом минимизации общего времени нахождения в области высокой радиации [158]. Существующее программное обеспечение (ПО) для оценки воздействия радиации на КА, такое как SHIELDDOSE, SPENVIS, STK SEET, позволяет определить итоговую дозу, накопленную КА, находящегося на определенной орбите. Однако это ПО не позволяет задавать сложные маневры с применением двигателей большой и малой тяги по определенной циклограмме полета. Поэтому, для проведения исследования потребовалось

разработать алгоритмы и программу для учета радиационного воздействия [19, 20]. Правильность работы проверялась сравнением результатов расчетов с программой SPENVIS.

Ионизирующее излучение включают в себя следующие виды излучений [159]:

- естественные радиационные пояса Земли (ЕРПЗ) (протоны, электроны,  $\alpha$ - частицы, ядра);
- солнечные космические лучи (СКЛ) (протоны, электроны,  $\alpha$ - частицы);
- галактические космические лучи (ГКЛ) (протоны, электроны,  $\alpha$ - частицы, ядра);

Галактическое космическое излучение характеризуется небольшими потоками (до  $5 \text{ см}^{-2}\text{с}^{-1}$ ) и высокими энергиями частиц (до  $10^{20}$  эВ). Первичные космические лучи галактического происхождения могут быть отнесены к источникам частиц ЕРПЗ (протонов высокой энергии, возникающих в результате распада нейтронов альбедо, образованных частицами ГКЛ при взаимодействии с ядрами атмосферы). СКЛ образуются при хромосферных вспышках на Солнце. Большие потоки высокоэнергетических частиц СКЛ могут представлять радиационную опасность для полупроводниковых ЭРИ, входящих в состав приборных блоков КА. Главную опасность при полете КА [160, 161, 162] представляют излучения ЕРПЗ, состоящие из заряженных частиц различной проникающей способности, с энергией от десятков кэВ до сотен МэВ для протонов и десятков МэВ для электронов, потоки которых могут достигать большой величины [163]. Поэтому в исследовании учитывалось радиационное воздействие от ЕРПЗ. Для определения уровня ИИ была использована модель распределения ИИ AP-8, AE-8 [164, 165, 166].

Накопленная радиационная доза, полученная КА за время выполнения маневра, может быть определена, как сумма доз, полученных от нахождения КА в области с некоторой интенсивностью в течение интервала времени:

$$D = \int_T P(\vec{r}) dt, \quad (3.30)$$

где  $D$  - накопленная доза;  $P(\vec{r})$  - интенсивность радиации в точке пространства  $\vec{r} = [x \ y \ z]^T$ .

Известно, что интенсивности потоков заряженных частиц обладают высоким пространственным градиентом [167]. На малых высотах во внутренней зоне изменение расстояния на 3% создает изменение интенсивности потока в 10 раз. Поэтому использовать модель диполя для определения интенсивности потоков заряженных частиц не представляется возможным. Наиболее часто для описания интенсивности потоков заряженных в ЕРПЗ используется система координат Мак-Илвейна [168, 169, 167]. В этой СК потоки заряженных частиц обладающие равной интенсивностью размещены на поверхностях, которые могут быть описаны в координатах  $L-B$ . На основе экспериментальных данных, полученных при запусках спутников изучения магнитосферы Земли, были сформированы пространственные распределения интенсивностей ТЗЧ, которые легли в основу моделей AP-8 и AE-8 (для протонов и электронов соответственно) [164, 165, 166]. Данные этих моделей доступны в виде файлов со специальной структурой. Алгоритм раскодировки был реализован в виде программы в среде MatLab. Результаты раскодировки были сверены с первоисточником [164] (Рисунок 3.5)

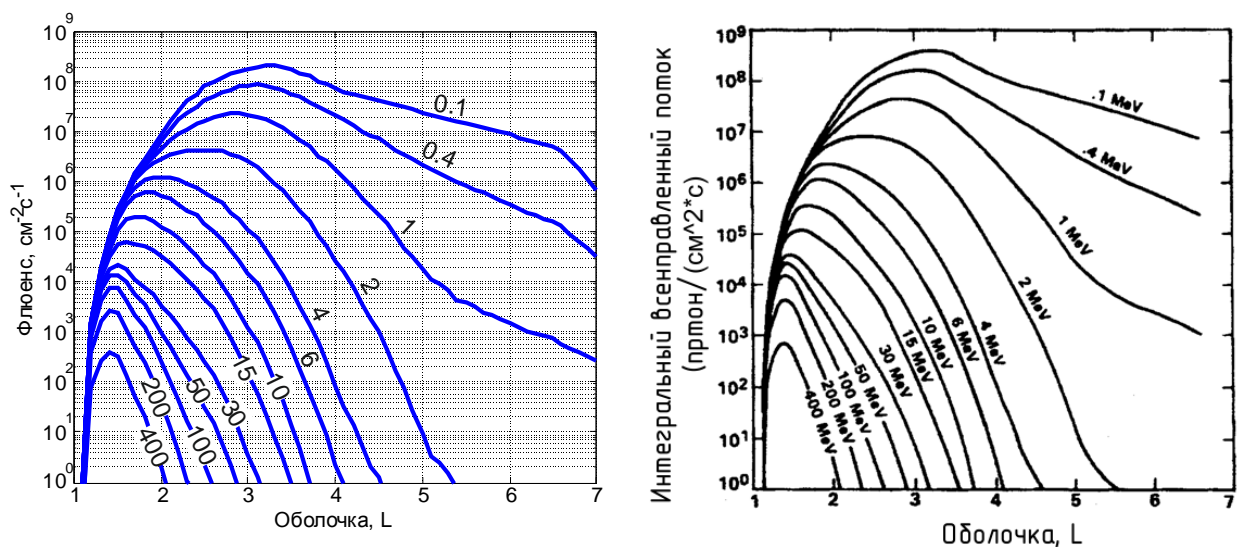


Рисунок 3.5 – Распределение флюенса протонов AP8MAX по энергетическим уровням (слева - расчет, справа - данные из [164])

Для различных задач может требоваться разный подход к обработке данных по ионизирующему излучению. Поэтому целесообразно при интегрировании сохранить разделение по энергетически зонам.

Динамика полета КА моделируется в геоцентрической инерциальной СК  $GEI = [x, y, z]$ . Ось магнитного диполя вращается вместе с вращением Земли. Для расчета уровня ИИ в текущей точке пространства, координаты инерциальной ГСК преобразуются в координаты диполя, после чего вычисляются значения ИИ в соответствии с моделью AP-8. Конкретно, процесс преобразования состоит в следующем:

Угол текущего поворота Земли:

$$\varphi = \omega t, \quad (3.31)$$

где  $\omega = 7.2921158553E-5 \text{ рад/с}$  - скорость вращения Земли;  $t$  - время, с.

Матрица поворота СК вокруг оси вращения Земли:

$$T_1 = \begin{bmatrix} \cos(\varphi) & \sin(\varphi) & 0 \\ -\sin(\varphi) & \cos(\varphi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.32)$$

Модель магнитного поля Земли задается в виде поля магнитного диполя, ось которого смещена относительно географической оси на 11.4 град [170]. Матрица поворота для учета угла наклона магнитной оси:

$$T_5 = \begin{bmatrix} \cos(\gamma) & 0 & \sin(\gamma) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\gamma) & 0 & \cos(\gamma) \end{bmatrix} \quad (3.33)$$

Преобразование в магнитную СК:

$$MAG = T_5 T_1 GEI \quad (3.34)$$

Геоцентрическая магнитная декартова СК преобразуется в сферическую СК и затем в LB координаты Мак-Илвейна в соответствии с [168].



### **3.6. Метод оценки радиационного воздействия на эффективность солнечных батарей**

Наибольшее распространение в качестве источника энергии на околоземных орбитах, где величина солнечного излучения достаточна для удовлетворения потребностей космического аппарата в энергии, получили солнечные батареи (СБ) на основе полупроводниковых солнечных фотоэлементов. СБ подвержены деградации под влиянием воздействия тяжелых заряженных частиц (ТЗЧ) [171, 172, 173, 174, 162, 81, 136, с.142]. Наиболее распространены солнечные фотоэлементы на основе монокристаллического кремния. Технология их производства хорошо отработана, КПД современных многослойных фотоэлементов - высокий. Менее распространены солнечные фотоэлементы на основе арсенида галлия, обладающие рядом преимуществ, таких как:

- большая эффективность преобразования солнечной энергии в электрическую;
- широкий температурный диапазон эксплуатации;
- высокое напряжение одиночного фотоэлемента;
- малая чувствительность к ионизирующему излучению.

Однако использование редкого и дорогого элемента галлия ограничивает возможность их применения.

Для оценки деградации характеристик солнечных фотоэлементов под воздействием радиационного облучения существует ряд методик [172, 82, 157]. Для целей данного исследования использована методика JPL, которая состоит в том, что производится экспериментальная оценка воздействия моноэнергетического потока электронов с энергией 1МэВ на солнечные фотоэлементы без защитного покрытия. Измерения проводятся на установках с соответствующим источником энергии и системой измерения, которая фиксирует изменение характеристик солнечных фотоэлементов. На основе полученных экспериментальных данных строится зависимость характеристик (ток короткого замыкания, напряжение холостого хода, максимальная мощ-

ность) от суммарного воздействия радиационным потоком. На основе теоретических моделей деградации и их последующей проверки экспериментами, принято считать, что воздействие потоков электронов и протонов различных энергий может быть сведено к воздействию моноэнергетического потока электронов с энергией 1МэВ [175].

Всенаправленный поток протонов на солнечный фотоэлемент с защитным покрытием, распределенный по энергетическим спектрам, может быть обобщен в моноэнергетический эквивалентный поток протонов энергией 10МэВ, падающий нормально на незащищенную поверхность солнечного фотоэлемента. Экспериментальные исследования кремниевых солнечных фотоэлементов показывают, что поток нормально падающих 10МэВ протонов приводит к повреждениям, которые могут быть аппроксимированы потоком 1МэВ электронов, который в 3000 выше, чем поток 10МэВ протонов. Таким образом, воздействие на СБ как протонов, так и электронов сводится к эквивалентному (по степени радиационного повреждения) воздействию моноэнергетического потока электронов со стандартной энергией 1МэВ. Для обобщения всенаправленного потока протонов и электронов различных энергий в моноэнергетический поток, нормально падающий на поверхность, используются таблицы (Приложение А.1 и А.2 соответственно) [82]. Таким образом, становится возможным определить результирующее воздействие от ТЗЧ разного типа (электроны и протоны) широкого энергетического спектра с учетом различных защитных покрытий.

Интегральные, накопленные за время транспортной операции в различных энергетических спектрах, флюенсы могут быть преобразованы в эквивалентный моноэнергетический флюенс электронов с энергией 1МэВ для заданного типа защитного покрытия по формуле (3.35), опубликованной в [172]:

$$\Phi_{1MeVelectron} = \int \frac{d\Phi_E(E_E)}{dE_E} \cdot RDC(E_E, t) dE_E + C_{PE} \int \frac{d\Phi_P(E_P)}{dE_P} \cdot RDC(E_P, t) dE_P , \quad (3.35)$$

где  $\frac{d\Phi_E(E_E)}{dE_E}$ ,  $\frac{d\Phi_P(E_P)}{dE_P}$  - плотность флюенса электронов и протонов по энергетическому спектру,  $RDC(E_E, t)$ ,  $RDC(E_P, t)$  - функция эквивалентного повреждения от действия ТЗЧ с энергией  $E$  с защитным покрытием толщиной  $t$ ,  $C_{PE}$  - экспериментальный коэффициент преобразования флюенса протонов в флюенс электронов.

Для исследуемой модели были выбраны СБ ОАО "Сатурн" [132; 133]. На основе данных ОАО "Сатурн" построены аппроксимирующие зависимости относительной генерируемой мощности от эквивалентной поглощенной дозы (Рисунок 3.6).

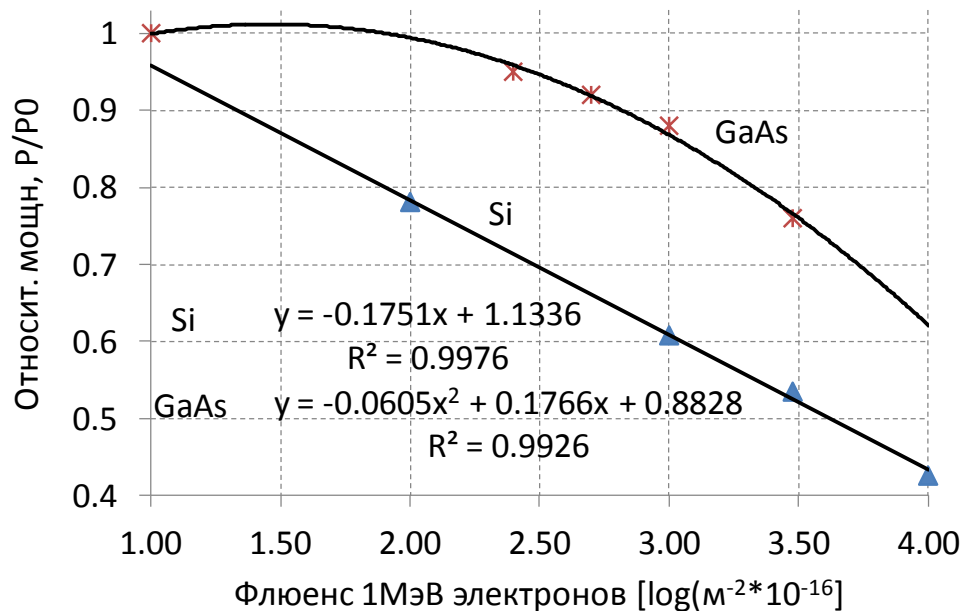


Рисунок 3.6 – Зависимость остаточной мощности СБ от флюенса 1МэВ электронов

Для аппроксимирующих функций был рассчитан коэффициент достоверности аппроксимации:

$$R^2 = 1 - \frac{\sum (Y_i - \hat{Y})^2}{\sum (Y_i^2) - \frac{(\sum Y_i)^2}{n}}, \quad (3.36)$$

где  $n$  – количество наблюдений.

Рассчитан критерий Фишера:

$$F = \frac{R^2}{1-R^2} \cdot \frac{n-k-1}{k}, \quad (3.37)$$

где  $k$  – число объясняющих переменных.

Сравнение с критическим значением критерия Фишера для уровня значимости  $\alpha = 0.95$  равным  $F_{кр} = 6.0$  (таблица 3.2) позволяет принять гипотезу о надежности модели в целом.

Таблица 3.2 – Проверка аппроксимации по критерию Фишера

Тип	$R^2$	F	F>F <sub>кр</sub>
Si	0.9976	2078	+
GaAs	0.9926	670	+

Сравнение с экспериментальными данными, предоставляемыми фирмами производителями [83, 134; 176], показало хорошую согласованность с предложенной зависимостью.

На основе принятых модели ЕРПЗ Земли на основе AP-8, AE-8 и методики формирования эквивалентного моноэнергетического потока электронов с энергией 1 МэВ была проведена верификация. Для этого была разработана программа и в околоземном пространстве были выполнены расчеты. Полученная карта структуры ЕРПЗ отражена на рисунке 3.7.

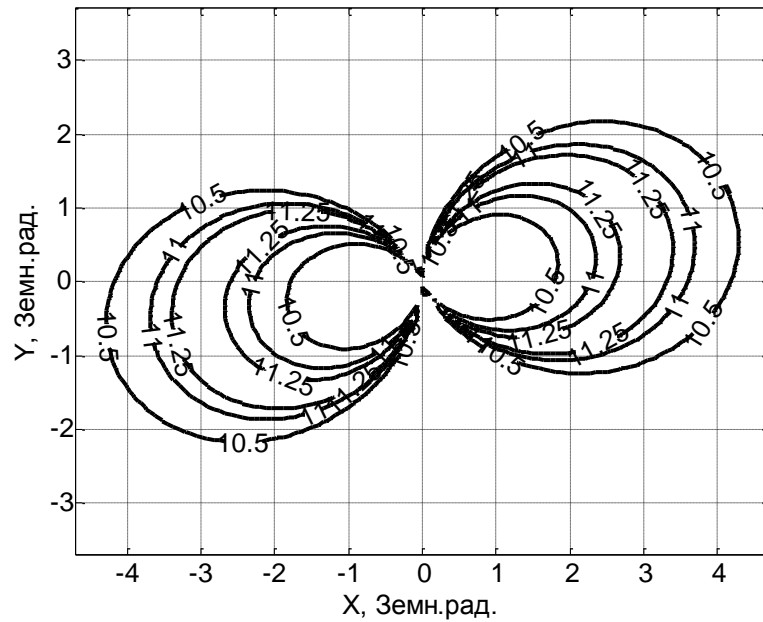


Рисунок 3.7 – Плотность эквивалентного потока моноэнергетических 1МэВ электронов в структуре ЕРПЗ Земли,  $\log_{10}(\text{см}^{-2}\text{с}^{-1})$

Видно, что структура поясов соответствует материалам других авторов [78, 79, 168].

### 3.7. Выводы по главе

В главе выбраны и обоснованы актуальные транспортные операции, выведены аналитические зависимости для получения циклограммы полета. Разработана методика численного интегрирования циклограммы полета для верификации правильности и получения траекторной информации. Разработан метод оценки радиационного воздействия, метод оценки деградации солнечных батарей. Для оценки границ применения ЭРД на низкой околоземной орбите рассчитано тормозящее влияние остаточной атмосферы.

## ГЛАВА 4. РЕЗУЛЬТАТЫ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

### 4.1. Общие положения

Для отработки методики определения параметров энергодвигательной установки многоразового межорбитального аппарата (МГА) проведено имитационное моделирование. В соответствии с разработанной методикой, параметрическая модель исследуемой системы была реализована в виде программного модуля. Текст программы инициализации основных параметров модели приведен в Приложении В.1. Параметры определяющие модель были выбраны на основе прототипа (тандем РБ "Бриз-М"+КП Boeing BSS-702HP) и далее уточнялись в ходе углубленного анализа исследуемого объекта и условий его эксплуатации. В таблице 4.1 приведены основные параметры исследуемой модели.

Таблица 4.1 – Параметры исследуемой модели

№	Параметр	Ед. изм.	Значение
Ступень с ЖРД			
1	Масса конструкции	кг	420
2	Удельный импульс тяги	м/с	3223.5
Ступень с ЭРД			
4	Масса конструкции	кг	450
5	Мощность электрическая	кВт	18

Формирование модели на основе параметрических зависимостей, обоснованных в разделе 2, реализовано в виде программы в среде MatLab (Приложение В.2).

### 4.2. Определение тяги жидкостного двигателя

На основе зависимостей (2.27–2.34) была разработана программа в среде MatLab (Приложение В.4). Варьируя значения тяги ДУ, произведены расчеты изменения массы ЖРДУ и массы топлива на компенсацию гравитационных потерь. В расчетах учитывалось влияние тяги маршевого двигателя (МД) на гравитационные потери скорости на активных участках полёта РБ,

на массу самого двигателя, а также на массу системы топливоподачи ОДУ в МД. Входные параметры исследования приведены в таблице 4.2.

Таблица 4.2 – Входные параметры исследования

Параметр	Обозн.	Ед. изм.	Знач.
Начальная масса системы выводимой на низкую околоземную орбиту ракетой-носителем	$m_0$	т.	23
Высота начальной круговой орбиты	$h_0$	км	180
Удельный импульс тяги ЖРД	$I_{SP}$	м/с	3223.5
Требуемое приращение скорости в перигее	$V_{imp}$	м/с	1250

Результаты расчетов приведены на рисунке 4.1.

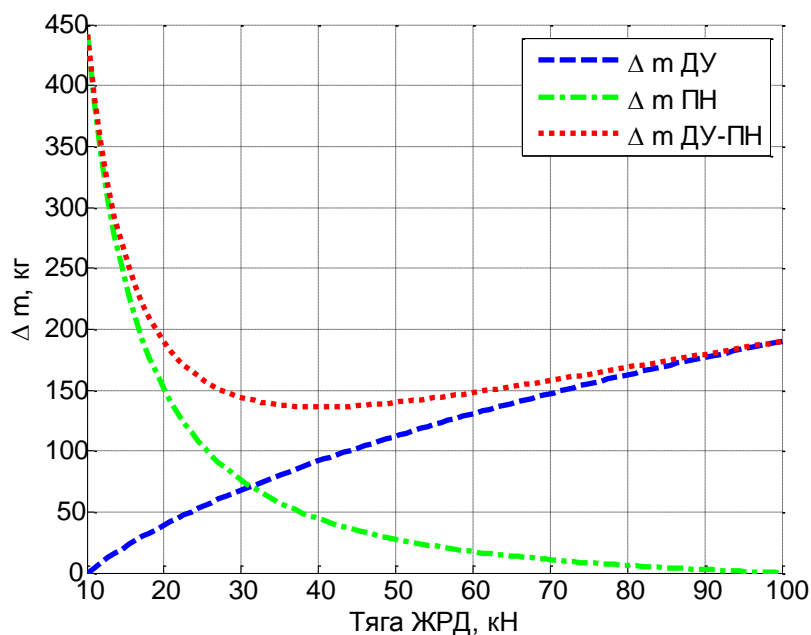


Рисунок 4.1 – Влияние тяги ЖРД на изменение массы

Видно, что существует такая тяга ЖРД, при которой минимизируется масса всей системы.

### 4.3. Задача перелета по высокоэллиптической суперсинхронной орбите

Для тестирования транспортной операции с перелетом по высокоэллиптической суперсинхронной орбите были приняты следующие условия:

- выполняется транспортная операция перевода груза с круговой орбиты высотой 200км, наклонением 51.5° на ГСО;
- начальная масса 23000 кг;
- КПД ЭРД 0.65;
- ступень с ЖРД обеспечивает:
  - переход на промежуточную орбиту;
  - формирование суперсинхронной ГПО;
  - изменение наклонения в апогее ГПО.
- после завершения работы ступень с ЖРД отделяется, и дальнейшее довыведение осуществляется ступенью с ЭРД.

### **Определение зависимости между удельным импульсом и тягой электроракетного двигателя**

На основании зависимостей (2.35–2.44) была разработана программа формирующая зависимость удельного импульса ЭРД от электрической мощности (Приложение В.5). Для тестирования метода проведены вычисления. Приняты следующие начальные параметры:  $M_H = 6000\text{кг}$ ;  $N_{ЭД} = 18\text{кВт}$ ;  $\eta = 0.65$ . Начальная масса задана из соображений сложившейся практики начальной массы КП типа Boeing BSS-702HP и Экспресс-4000. Выполняемый маневр – скругление геопереходной суперсинхронной орбиты с перигеем  $h=12040\text{км}$  до ГСО. Рассчитано требуемое приращение скорости:  $dV = 2042\text{ м/с}$ .

На графиках 4.2–4.3 приведены зависимости удельного импульса, времени выполнения маневра от тяги ЭРД с учетом заданной постоянной доступной электрической мощности.



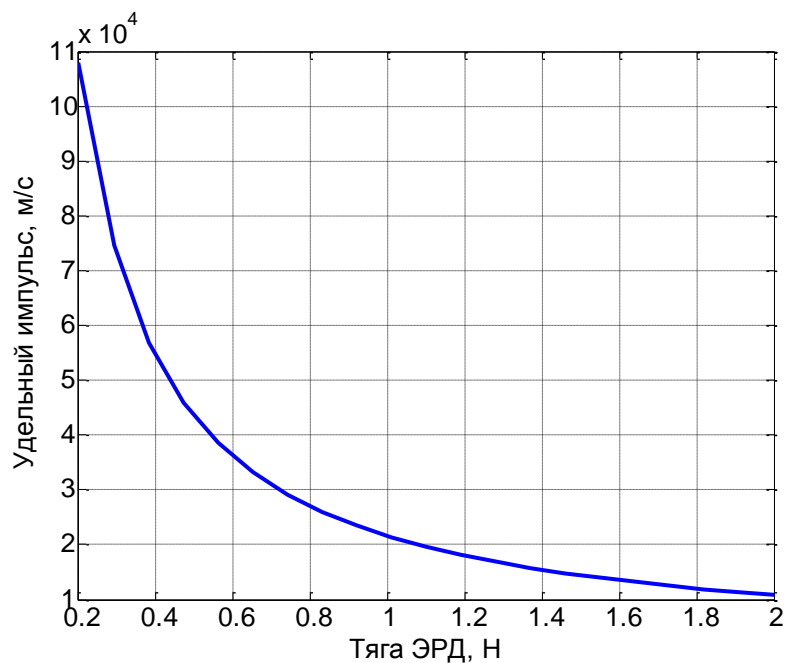


Рисунок 4.2 – Зависимость  $I_{уд}$  от тяги ЭРД

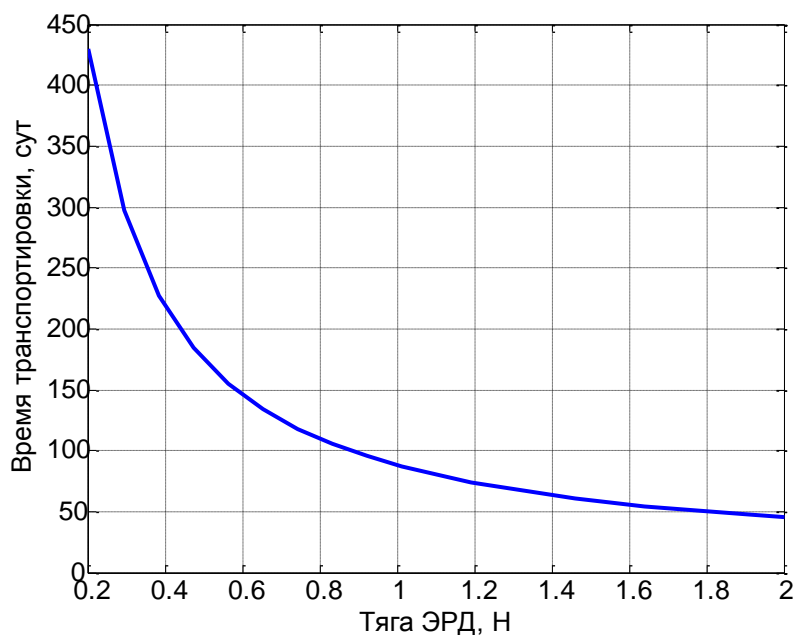


Рисунок 4.3 – Зависимость времени транспортировки от тяги ЭРД

На основе полученных графических зависимостей можно задаться требуемым временем перелета и определить необходимую тягу ЭРД, удельный импульс тяги и требуемую массу рабочего тела. Например, для 200 дневного перелета требуется тяга 0.6Н. Для полученного значения тяги ЭРД, по графическим

ку 4.2 определяем необходимый удельный импульс тяги ЭРД равный 36000 м/с.

### Проектно-баллистический анализ

На основе соотношений (3.1-3.12) была разработана программа в среде MatLab (Приложение В.8). В качестве варьируемых параметров использовались: высота промежуточной орбиты и тяга ЭРД. Для тестового примера с  $H=12500\text{км}$  и тягой ЭРД  $R=0.66H$  были получены критерии и сформирована циклограмма полета. Выбранная тяга характерная для рассматриваемых систем, а высота промежуточной орбиты выбрана исходя из границы ЕРПЗ. Траектория перелета, сформированная в результате моделирования, приведена на рисунке 4.4.

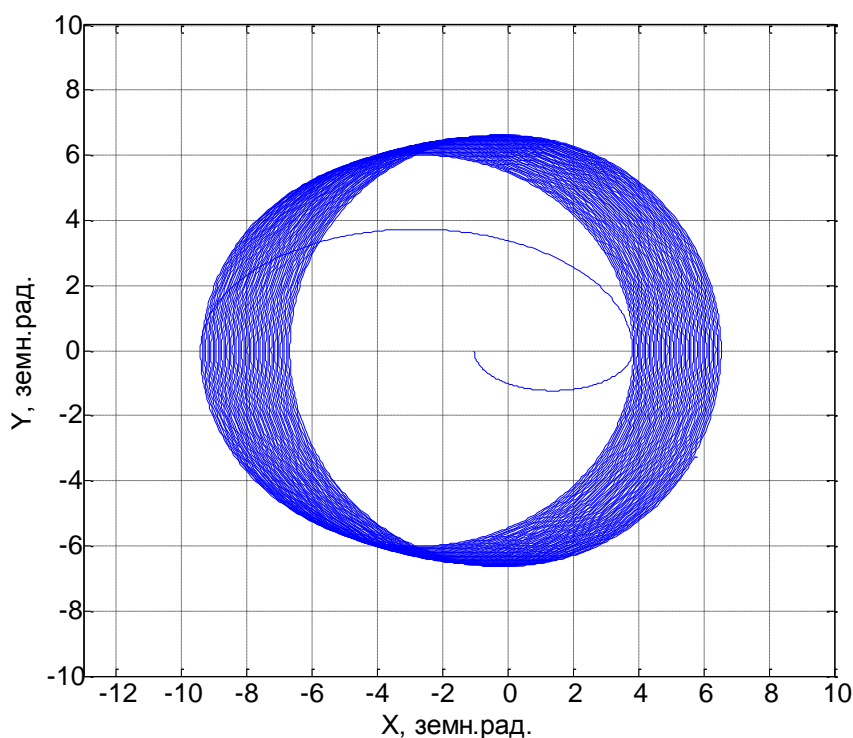


Рисунок 4.4 – Траектория КА

Для подтверждения применимости предложенной траектории перехода для постоянного наблюдения из центра управления полетом (ЦУП) была рассчитана эволюция долготы проекции местоположения КА на поверхность Земли. Результаты расчетов выведены на график (Рисунок 4.5).

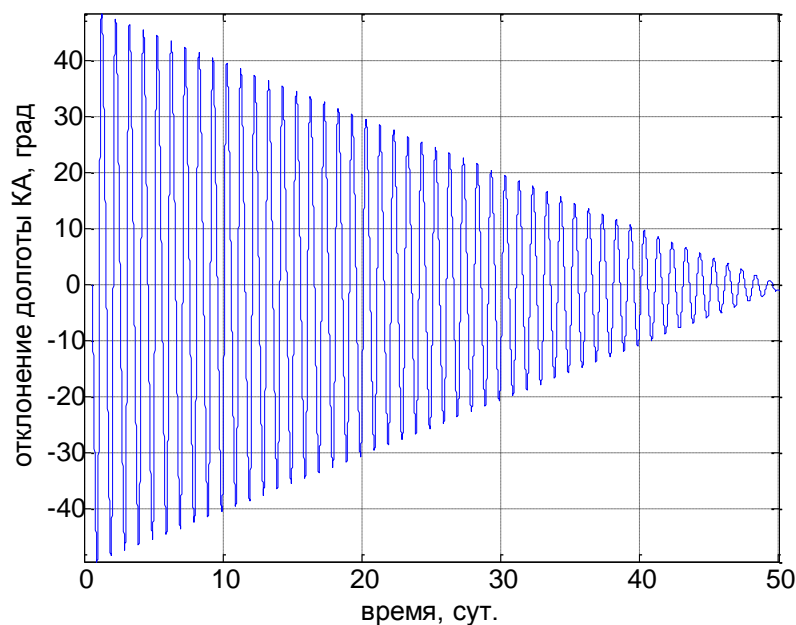


Рисунок 4.5 – Эволюция долготы наблюдения КА

Результаты траекторного интегрирования подтвердили правильность проектно-баллистического анализа транспортной операции. Эволюция долготы проекции КА на поверхность Земли подтверждает возможность постоянного контакта с КА в течение всего периода выведения. Отклонения долготы не превышают  $\pm 50^\circ$ .

Для оценки точности планирования баллистики электроракетной ступени, для множества значений в заданной области было проведено сравнение радиуса последней точки траектории с заданным. Алгоритм соответствующих расчетов представлен на рисунке Рисунок 4.6.

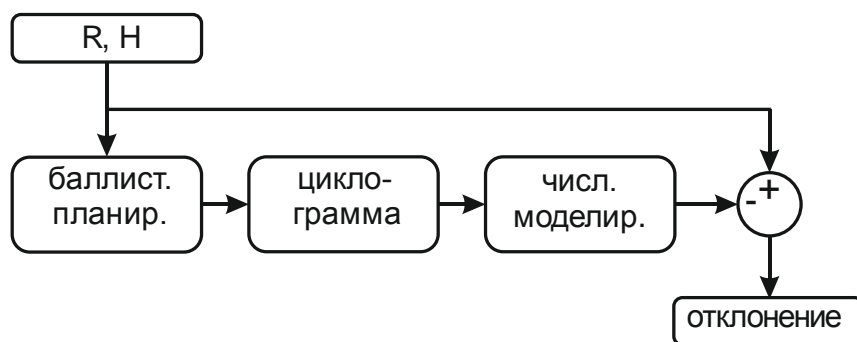


Рисунок 4.6 – Схема алгоритма оценки точности

В области параметров были случайно выбраны 1000 точек. Поле распределения расчетных точек (рисунок 4.7) равномерно покрывает область интересов. Для каждой точки, в соответствии с алгоритмом, проводилось:

- баллистическое планирование;
- численное моделирование;
- определение отклонения радиуса последней точки траектории от заданного.

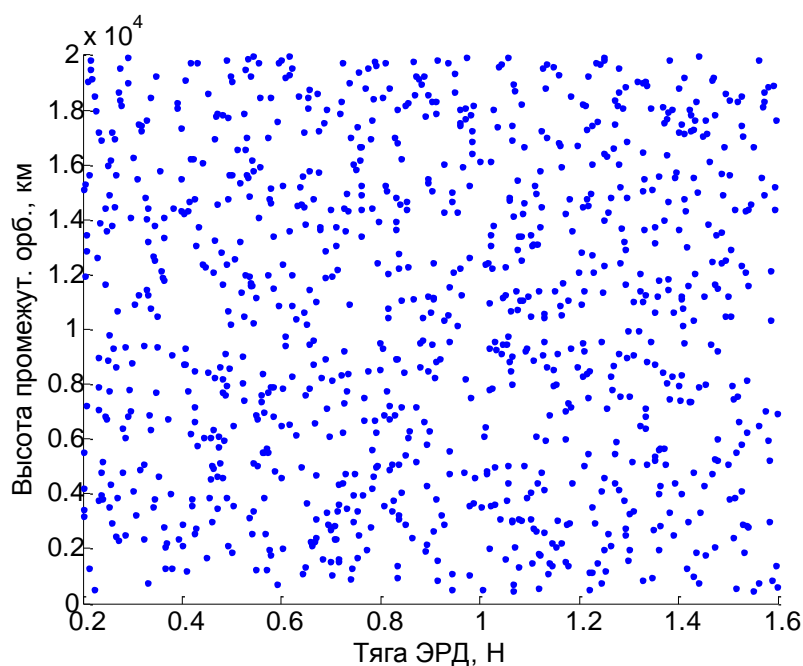


Рисунок 4.7 – Поле распределения расчетных точек

Результаты отклонений статистически обработаны, по результатам построена гистограмма распределения значений отклонений (рисунок 4.8).

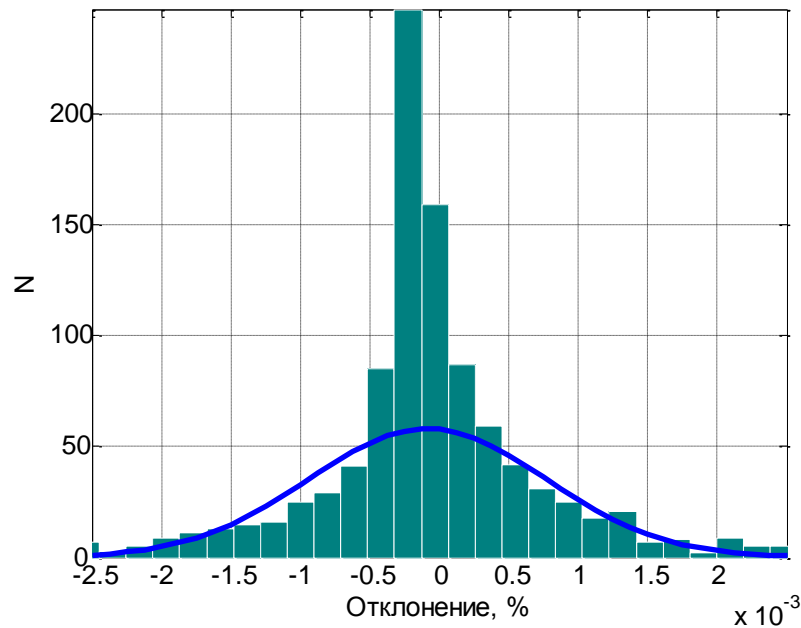


Рисунок 4.8 – Гистограмма распределения отклонений радиуса конечной орбиты от заданного

По результатам статистической обработки данных было определено математическое ожидание  $\mu = -8.5 \cdot 10^{-5}$  и стандартное отклонение  $\sigma = 8.4 \cdot 10^4$  (распределение считалось нормальным).

Результаты численного моделирования с высокой точностью совпадают с аналитическими расчетами. Это подтверждает правильность принятых математических зависимостей и алгоритмов, а так же правильность реализованной программы.

Задачи построения и проверки циклограммы для различных точек пространства параметров являются независимыми. Это является предпосылкой для применения метода параллельных вычислений. В рамках доступных сегодня вычислительных средств, задачи могут параллельно обрабатываться различными процессорными ядрами. При проведении данной работы, применение механизма параллельных вычислений путем распараллеливания задач на 4 вычислительных ядра. Общее время вычислений сократилось в 3.5 раза по сравнению с традиционным однопоточковым расчетом.

По результатам раздела была опубликована работа [17].

## Результаты имитационного моделирования

На основе разработанного программного обеспечения выполнены расчеты в пространстве варьируемых параметров, по итогам которых получены зависимости (Рисунки 4.9 – 4.14).

На рисунке 4.9 показана масса полезной нагрузки, которую можно доставить на ГСО. Необходимо учитывать, что сама вторая ступень с солнечными батареями и ЭРД так же является частью полезной нагрузки (на графике учитывается только целевая полезная нагрузка).

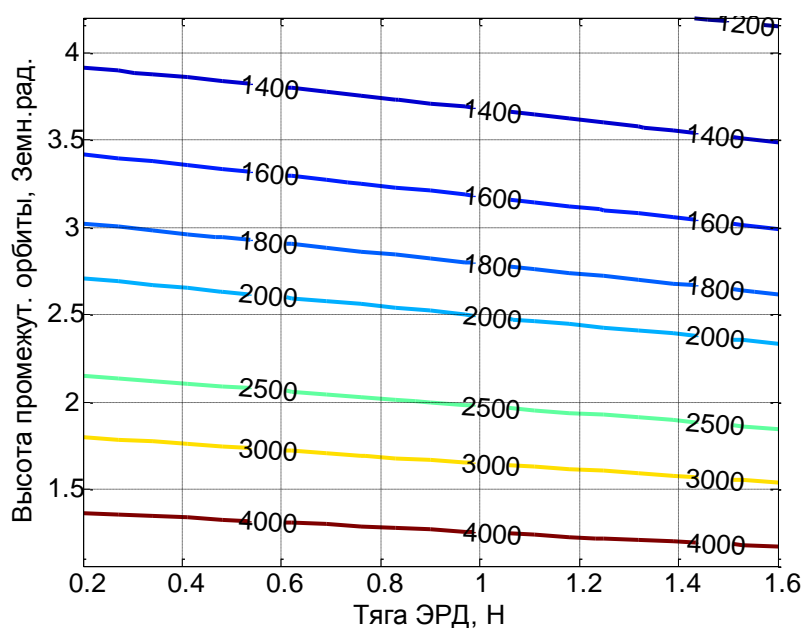


Рисунок 4.9 – Масса полезной нагрузки доставляемой на ГСО, кг

Видно, что масса ПН может достигать 4 т. На рисунке 4.10 представлена зависимость времени транспортировки от входных параметров.

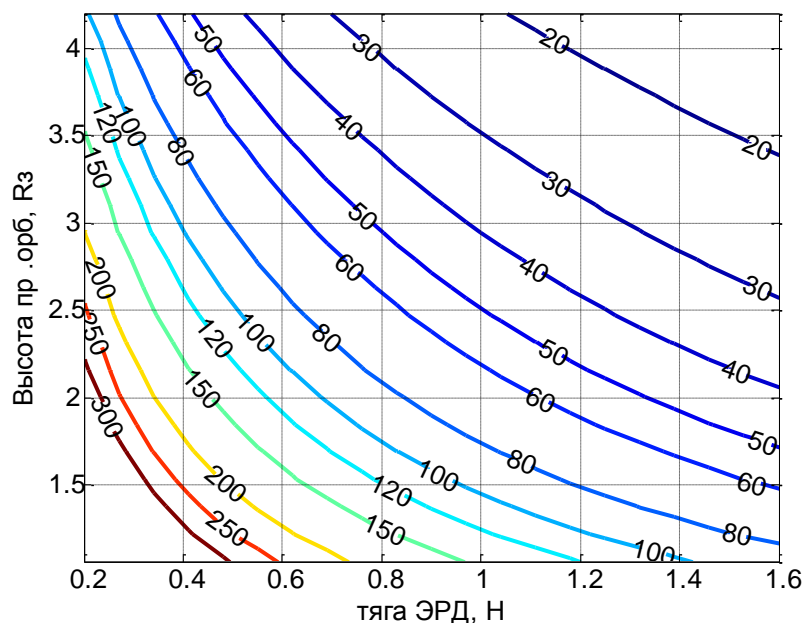


Рисунок 4.10 – Время транспортировки, сут

При запуске с космодрома Байконур, РН «Протон-М» с разгонным блоком «Бриз-М» позволяет выводить на ГПО-1500 полезную нагрузку массой более 6 т., а непосредственно на ГСО – до 3.5 т. Видно, что аналогичная полезная нагрузка выводимая перспективным МТА соответствует тяге ЭРД 0.6Н и высоте промежуточной орбиты 1.6 земных радиуса (4000км), время выведения составляет 150 дней. Сокращение времени транспортировки возможно за счет увеличения тяги ЭРД. При постоянной доступной электрической мощности это означает пропорциональное снижение удельного импульса. При снижении удельного импульса до 2000с, что характерно для применяемых сегодня ЭРД, тяга может быть доведена до 1Н. Длительность выведения, согласно графику на рисунке 4.10, сократится до 100 дней, но масса полезной нагрузки на целевой орбите (рисунок 4.9) уменьшится на 200кг. Возможность регулирования или наличия нескольких режимов тяги ЭРД позволяет гибко балансировать между временем маневра и экономией массы.

На рисунке 4.11 представлена зависимость требуемой массы топлива ЖРД от входных параметров.

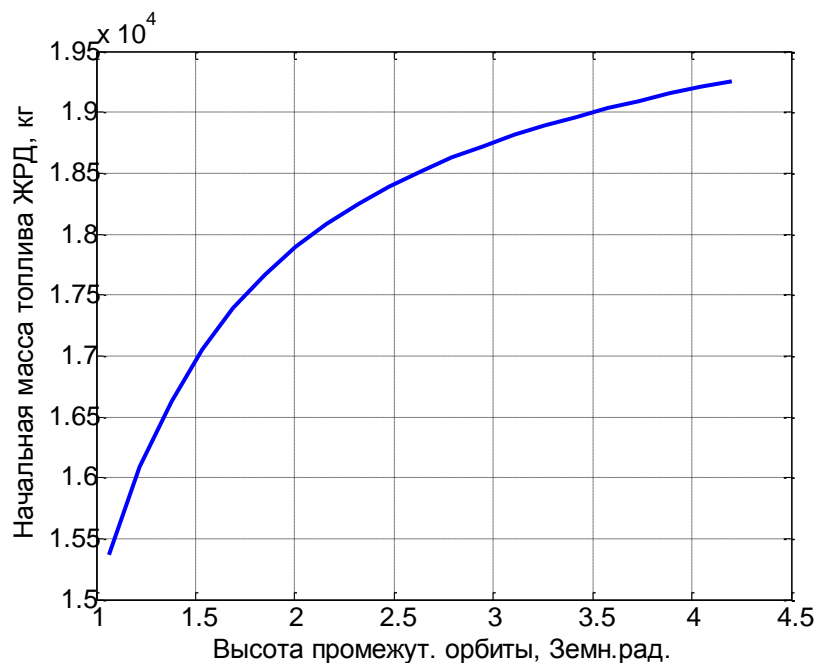


Рисунок 4.11 – Требуемая масса топлива ЖРД, кг

На рисунке 4.12 представлена зависимость начальной массы электроракетной ступени от высоты промежуточной орбиты и тяги ЭРД.

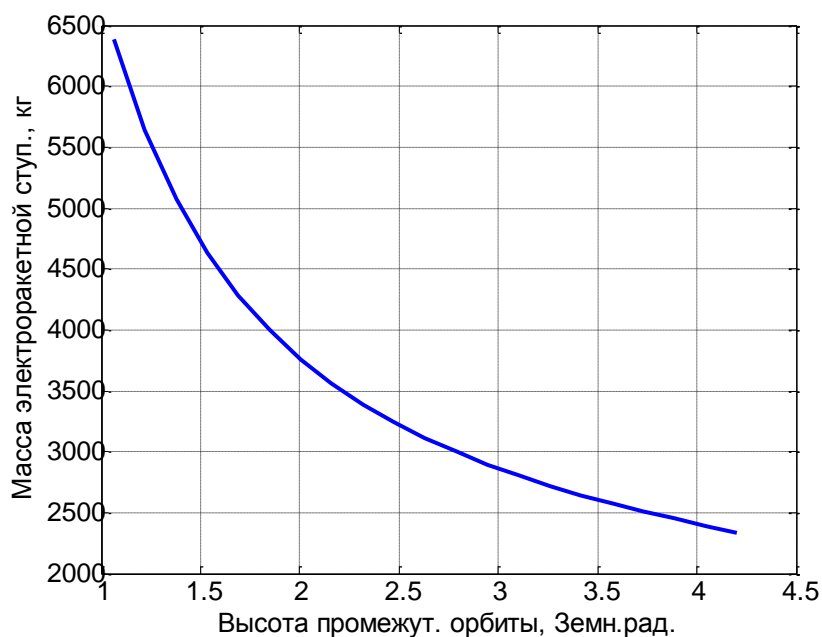


Рисунок 4.12 – Зависимость массы ступени с ЭРД от высоты промежуточной орбиты

На рисунке 4.13 представлена зависимость требуемой массы РТ ЭРД от высоты промежуточной орбиты и тяги ЭРД.



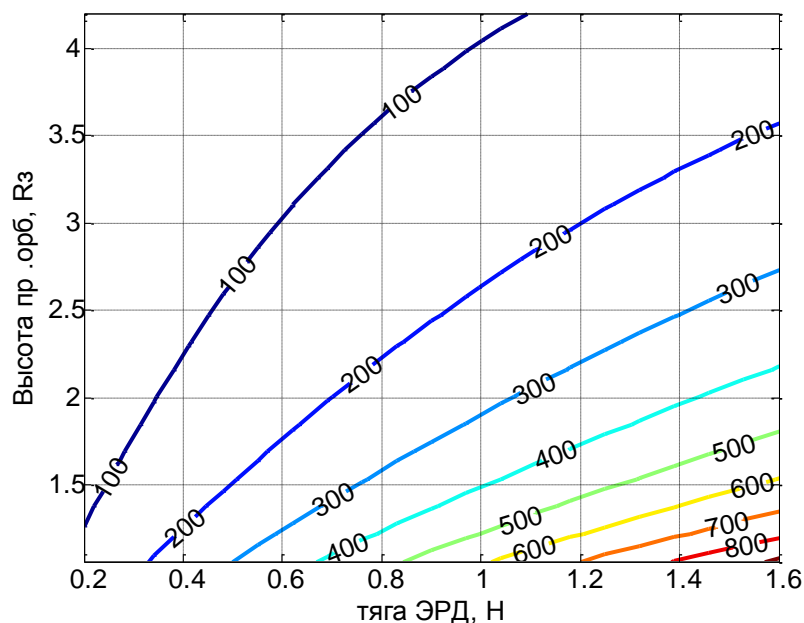


Рисунок 4.13 – Требуемая масса РТ ЭРД, кг

Видно, что для характерной рассматриваемой точки (тяга ЭРД 0.6Н, высота промежуточной орбиты 1.5 земн.рад.) требуемая масса РТ ЭРД составляет 240 кг. Это значение хорошо совпадает с массой РТ, выводимой в составе КП Boeing BSS-702HP равной 266кг. Срок активного существования (САС) этой КП составляет 15 лет, а затраты РТ на поддержание позиции 5кг/год. То есть на период САС требуется 75 кг ксенона. Итого потребуется начальная масса РТ равная 315кг.

На рисунке 4.14 приведены эквипотенциальные кривые значений целевой функции при различных значениях весового коэффициента целевой функции  $\omega_T$ . Предпочтительной является величина тяги ЭРД, при которой значение целевой функции не зависит от высоты промежуточной орбиты. Зависимость предпочтительной тяги от коэффициента  $\omega_T$  приведена на рисунке 4.15. Видно, что по мере роста значимости критерия время, значение тяги ЭРД, при которой значение целевой функции нейтрально по отношению к высоте промежуточной орбиты смещается в сторону

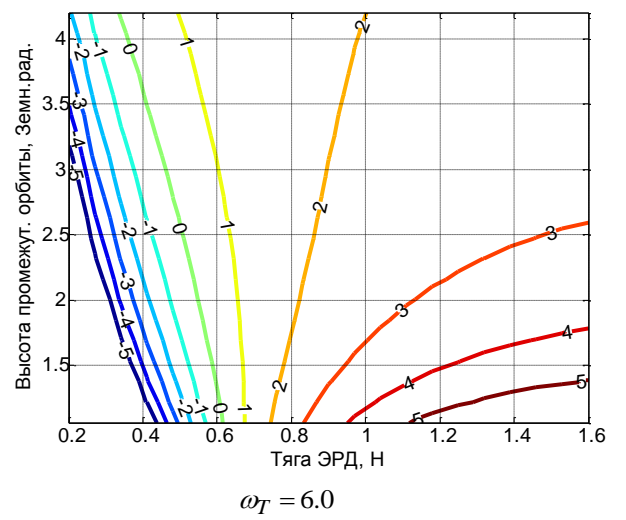
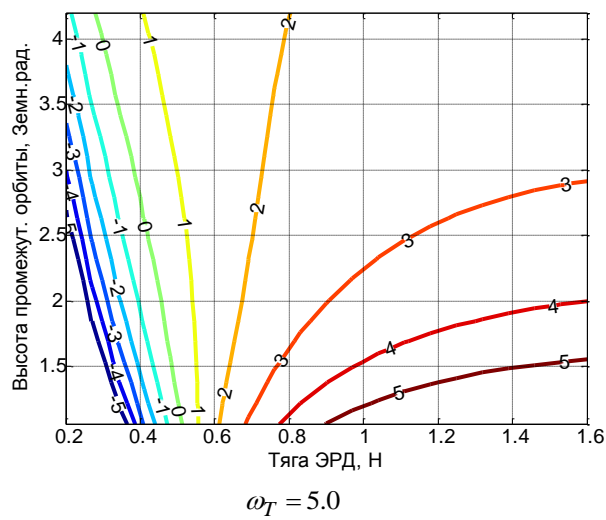
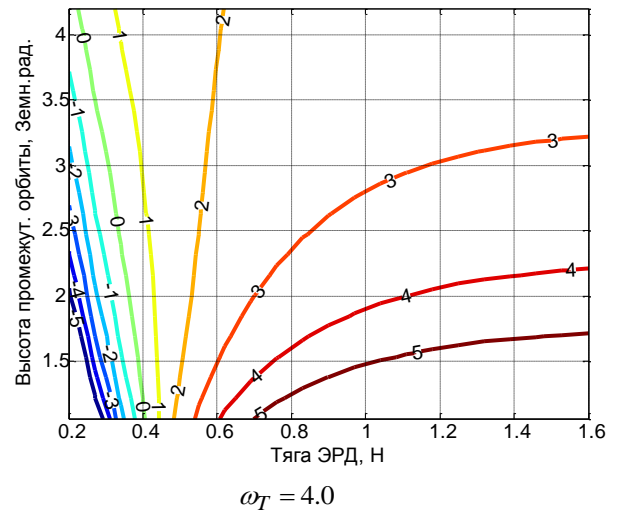
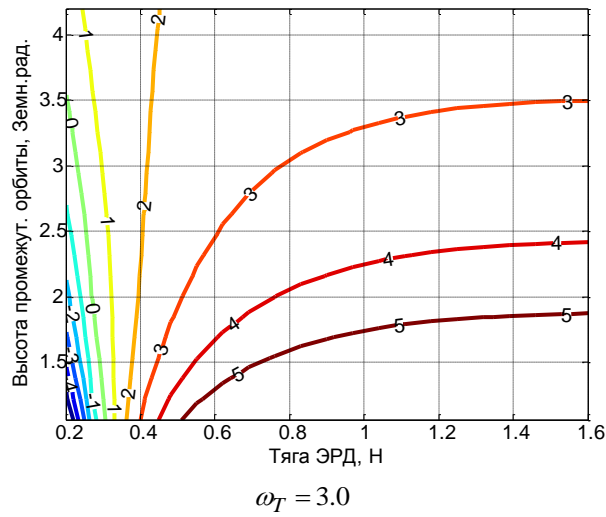
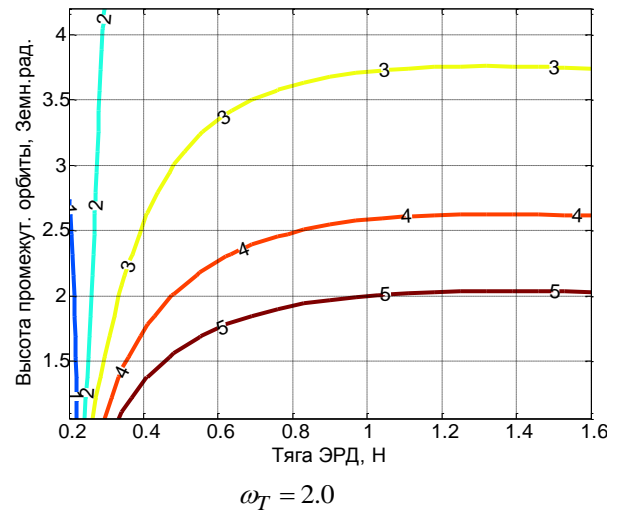
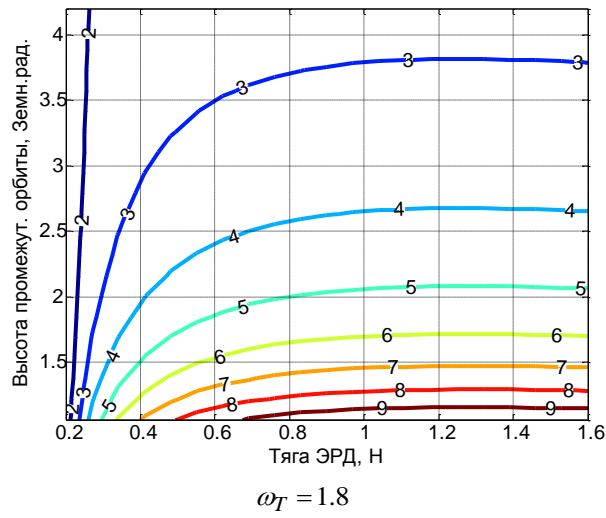


Рисунок 4.14 – Значение целевой функции при различной значимости критерия время

увеличения тяги ЭРД. Для тяги ЭРД 0.6Н это условие достигается при  $\omega_T = 5.0$ .

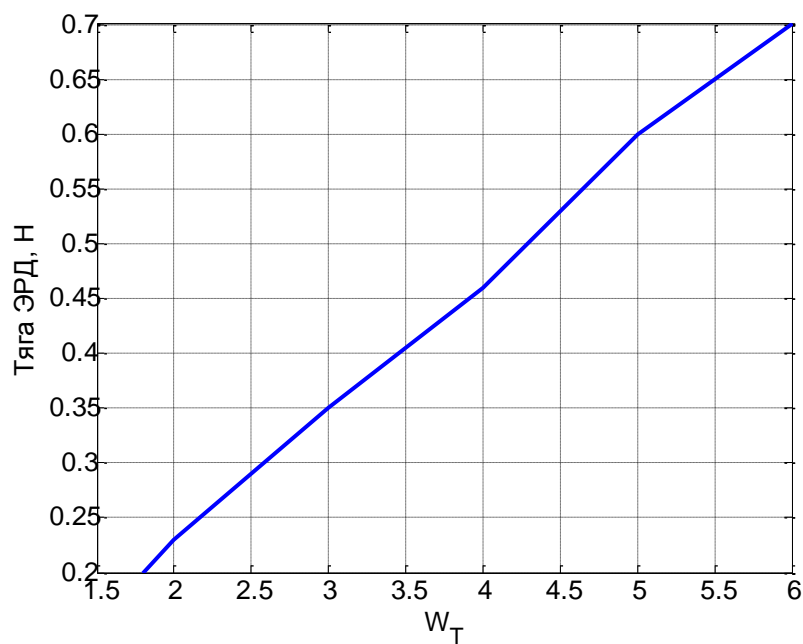


Рисунок 4.15 – Зависимость предпочтительной тяги ЭРД от веса критерия "время"

## Радиационное воздействие и деградация солнечных батарей

На основе имитационного моделирования для множества узловых точек в пространстве параметров (тяга ЭРД, высота промежуточной орбиты) были получены интегральные флюенсы с распределением по энергетическим спектрам АЕ-8 и АР-8. Полученные интегральные флюенсы были преобразованы в моноэнергетический флюенс 1МэВ электронов согласно методике JPL по формуле (3.35). Результаты расчетов отражены в виде поверхности на рисунке 4.16 и в виде эквипотенциальных областей на рисунке 4.17.

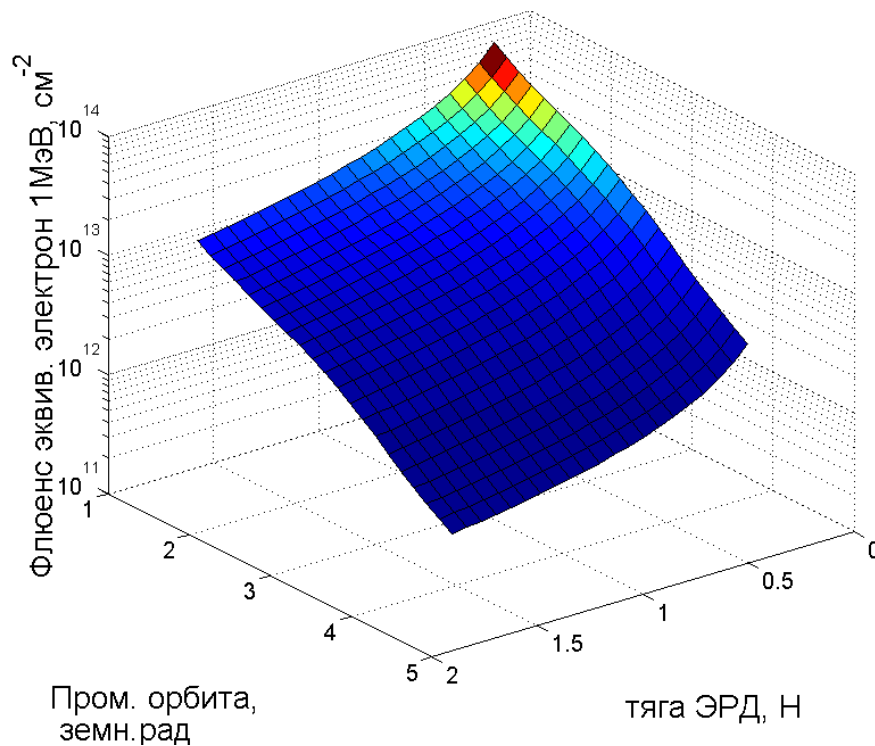


Рисунок 4.16 – Поверхность эквивалентного моноэнергетического флюенса 1МэВ электронов

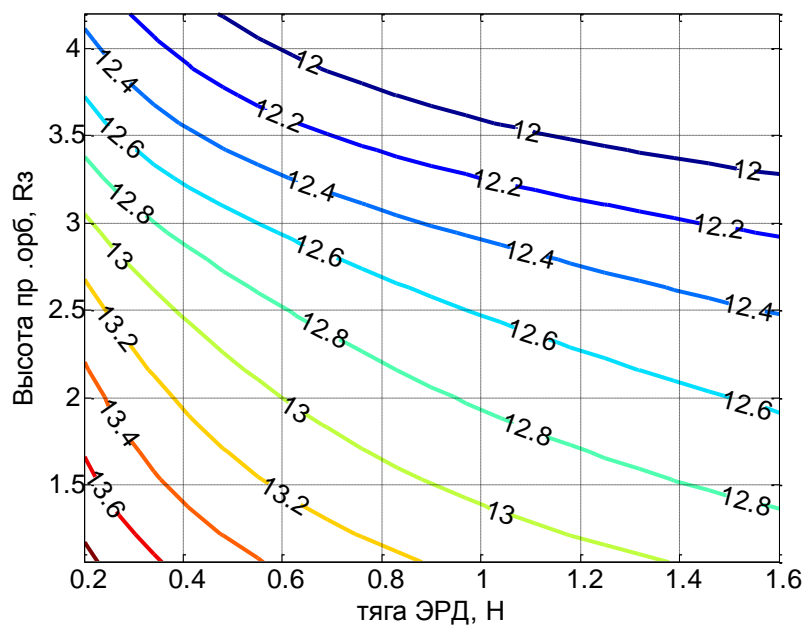


Рисунок 4.17 – Эквипотенциальные области эквивалентного моноэнергетического флюенса 1МэВ электронов,  $I_g(\text{см}^{-2})$

На основе зависимости для Si СБ (Рисунок 3.6) на рисунке 4.18 построены эквипотенциальные кривые характеризующие области остаточной мощности СБ из-за воздействия радиации.

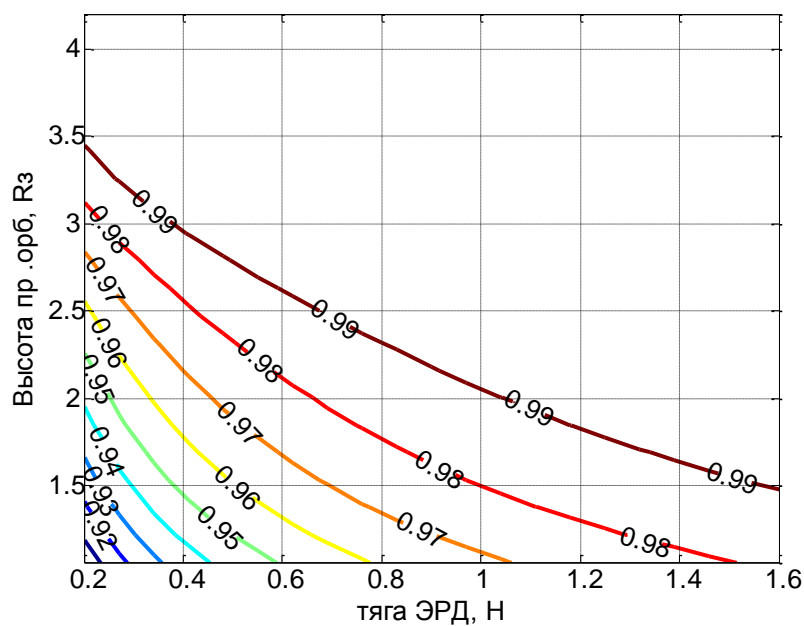


Рисунок 4.18 – Остаточная мощность солнечных батарей

Видно, что остаточная мощность составляет 96% от первоначальной для типичного случая (транспортировка в течение 150 дней с суперсинхронной ГПО с апогеем 5000км). Лишь малая часть высокоэллиптической орбиты пересекает ЕРПЗ и КА пересекает ЕРПЗ ближе к перигею, где скорость движения высока. Это заметно снижает время пребывания КА в ЕРПЗ и соответственно радиационную дозу, получаемую СБ и приборами, находящимися снаружи КА.

По результатам исследования деградации мощности солнечных батарей в зависимости от параметров энергодвигательной системы была опубликована статья [16].

#### **4.4. Задача компланарного перелета между круговыми орбитами**

Для исследования влияния параметров двигательной установки на эффективность транспортной операции было проведено исследование компланарного перехода с низкой околоземной орбиты (НОО) на геостационарную орбиту (ГСО). Для исследования был принят следующий сценарий:

- система МТА+КА выводится на НОО высотой 200км с космодрома, обеспечивающего нулевое наклонение орбиты;
- маневр перелета выполняется в две фазы:
  - с помощью ЖРД ступени осуществляется перелет на промежуточную орбиту;
  - с промежуточной орбиты до ГСО довыведение с помощью ЭРД;
- начальная масса всего комплекса 7100 кг;
- ЖРД: тяга 20 кН; удельный импульс тяги 3300 м/с.
- ЭРД: тяга 0.7 Н; удельный импульс тяги 20000 м/с.

Для различных сочетаний параметров было проведено моделирование перелета. Полученные в ходе проектно-баллистического анализа циклограммы полета проверялись численным траекторным интегрированием. Пример траектории, полученной в результате моделирования, показан на рисунке 4.19.

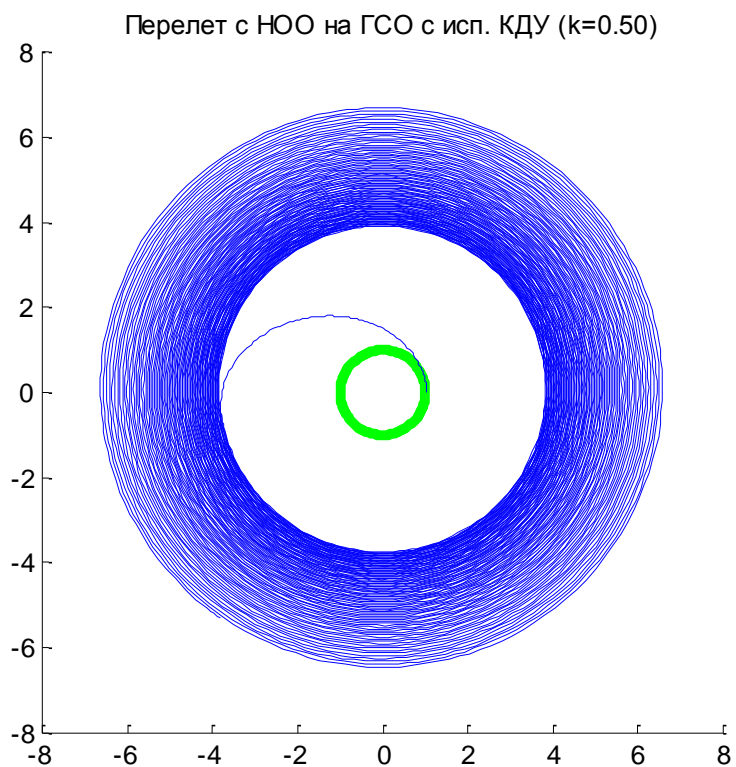


Рисунок 4.19 – Пример траектории компланарного перелета при  $K=0.5$

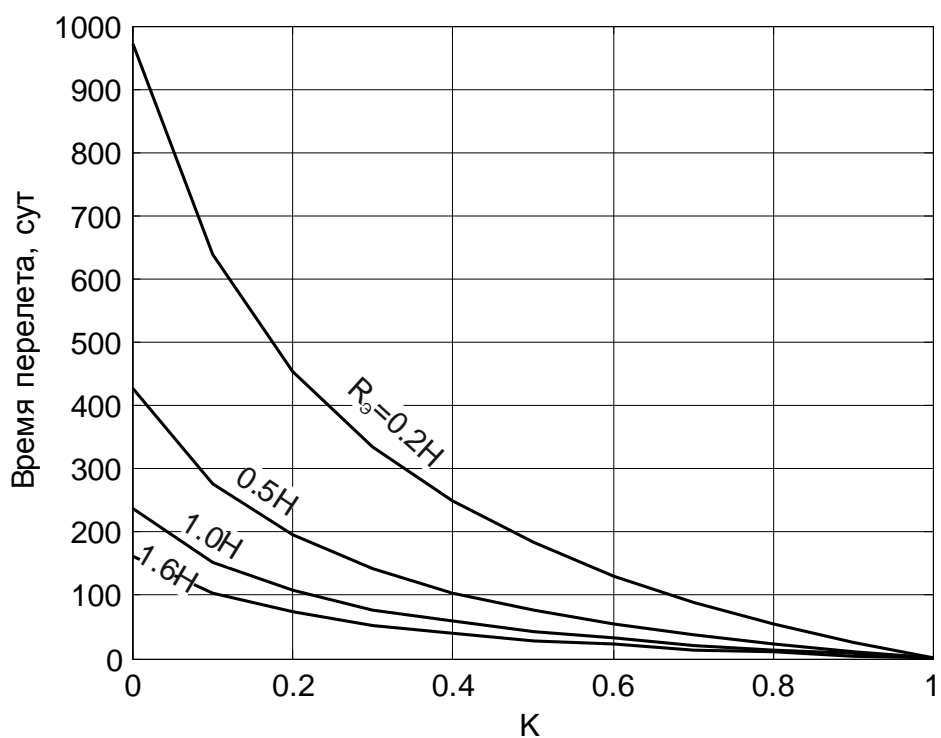


Рисунок 4.20 – Зависимость времени перелета от параметра  $K$

На рисунке 4.20 для различных значений тяги ЭРД показана зависимость времени перелета от выбранного параметра  $K$ . Максимальная длительность

ность транспортной операции достигает 2.5 года при выполнении операции с использованием только двигателя малой тяги (ЭРД) с минимальной тягой (0.2Н).

На рисунке 4.21 показаны рассчитанные итоговые дозы радиации, полученные при выводе КА при различном значении параметра К. При полностью электрическом переходе накопленная доза за 200 дней составляет 100 КРад. Применение ЖРД на начальном этапе вывода позволяет значительно снизить итоговый уровень накопленной дозы радиации. Однако применение ЖРД после прохождения ЕРПЗ не оказывает существенного влияния на уровень накопленной дозы радиации. При доле участка траектории с работающим ЖРД большей, чем 0.4 от всей траектории, интегральная величина накопленной дозы меняется незначительно.

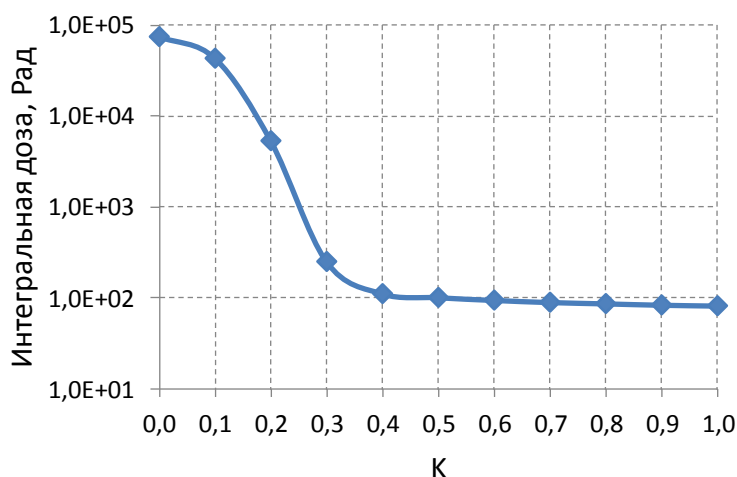


Рисунок 4.21 – Зависимость интегральной накопленной дозы радиации от доли фазы ЖРД

Для каждой точки траектории рассчитывается поток ТЗЧ по энергетическим зонам. На рисунке 4.22 отражена зависимость эквивалентного флюенса моноэнергетического потока электронов с энергией 1МэВ от тяги ЭРД и параметра К. Результаты исследования по радиационному воздействию при выводе комбинированной двигательной установкой были опубликованы в работе [15].



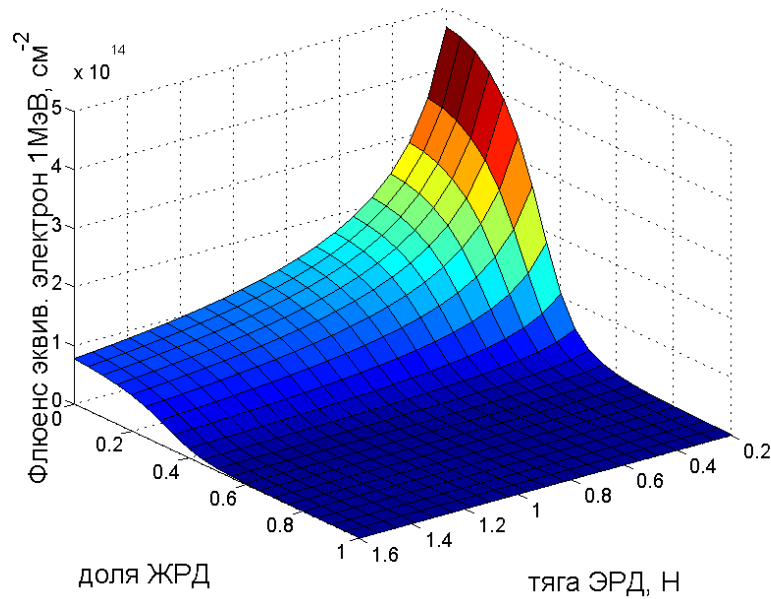


Рисунок 4.22 – Зависимость флюенс эквивалентного потока моноэнергетических электронов 1МэВ от параметра К и тяги ЭРД

Дальнейшее исследование проводилось с применением целевой функции. Целевая функция преобразовывается так, чтобы ее значение зависело только от одного весового коэффициента:

$$F(\bar{x}) = \sum_{i=1}^N \omega_i Q_i = \omega_{\Delta M} Q_{\Delta M} + \omega_{\tau} Q_{\tau}$$

$$\frac{F(\bar{x})}{\omega_{\Delta M}} = Q_{\Delta M} + \frac{\omega_{\tau}}{\omega_{\Delta M}} Q_{\tau}$$

$$F^*(\bar{x}) = Q_{\Delta M} + \omega Q_{\tau},$$

где  $Q$  - вектор критериев эффективности;  $\omega$  - весовой коэффициент критерия «время».

Для области независимых параметров были получены критерии эффективности: затраты массы РТ, времени выполнения ТО а также определено значение целевой функции (Рисунок 4.23). При некотором значении параметра  $\omega$  целевая функция достигает своего минимума внутри интервала [0..1] параметра К. Это означает, что существует такая область параметров, внутри которой совместное применение жидкостного и электроракетного двигателей оправдано.

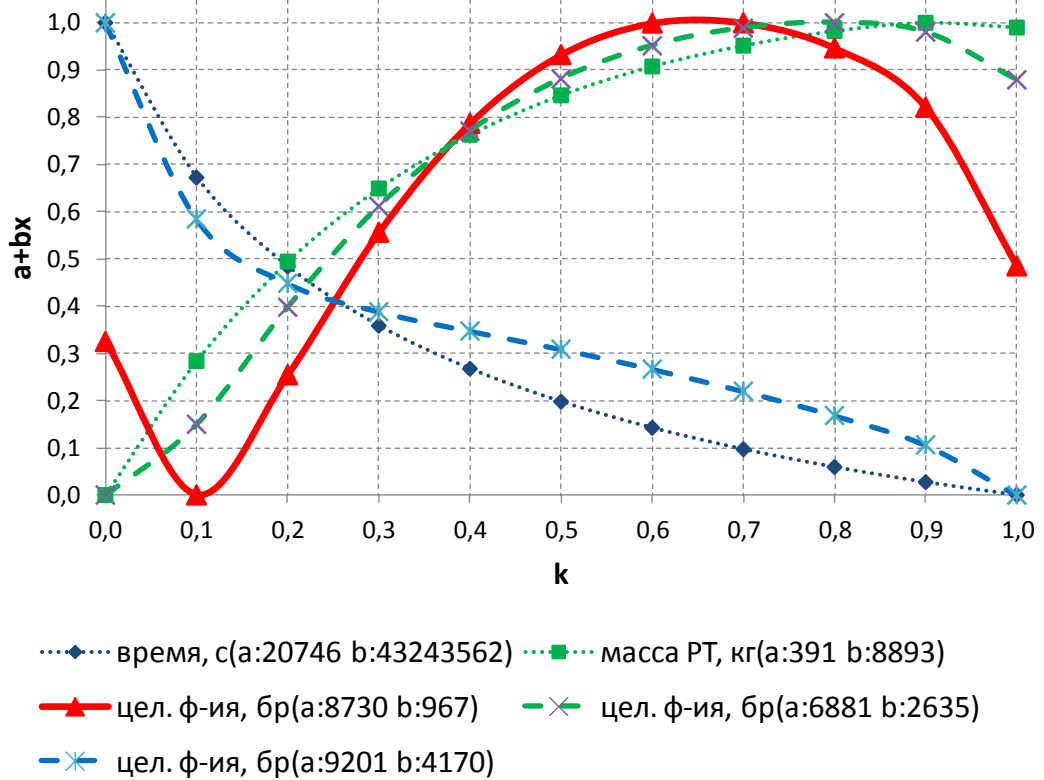


Рисунок 4.23 – Время, масса затраченного РТ, значение целевой ф-ии

Результаты моделирования отражены рисунках 4.24 – 4.27

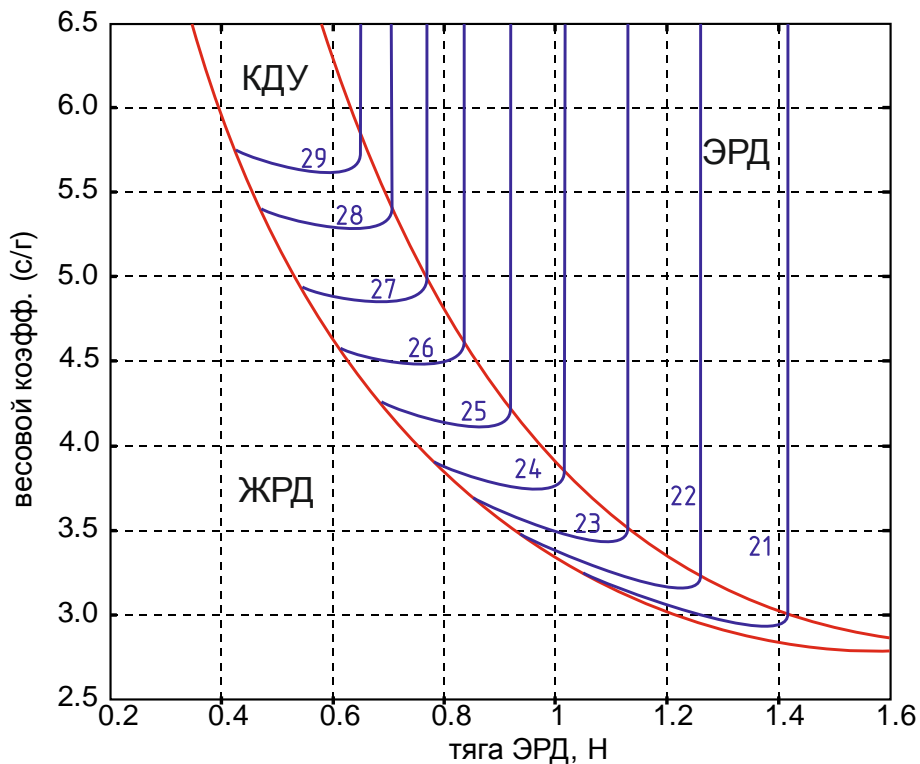


Рисунок 4.24 – Оптимальный удельный импульс тяги (км/с) в исследуемой области параметров

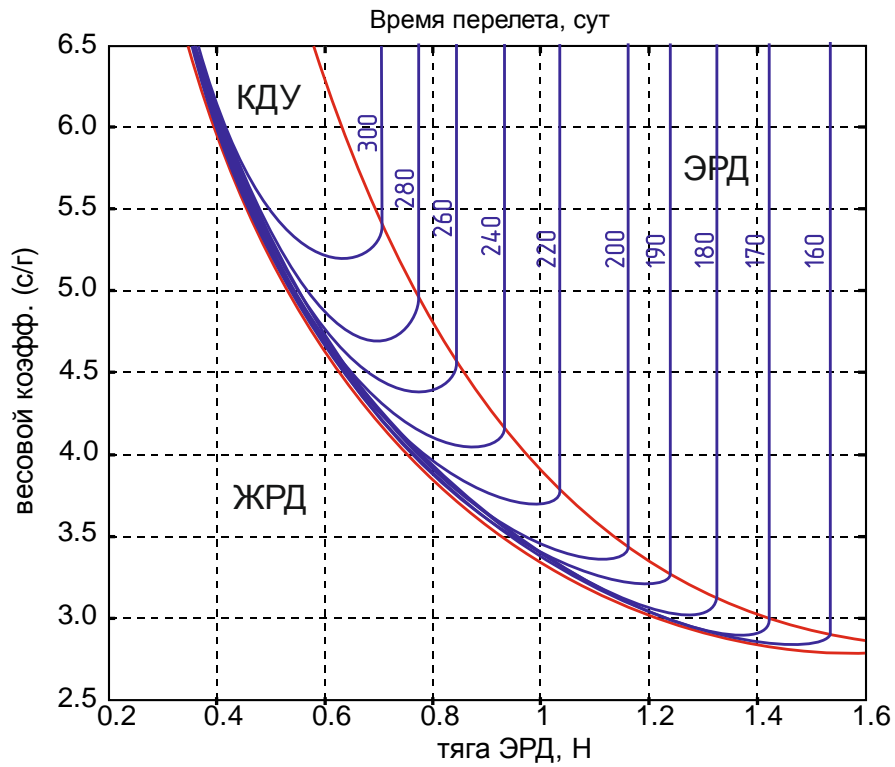


Рисунок 4.25 – Время перелета (сут.) в исследуемой области параметров

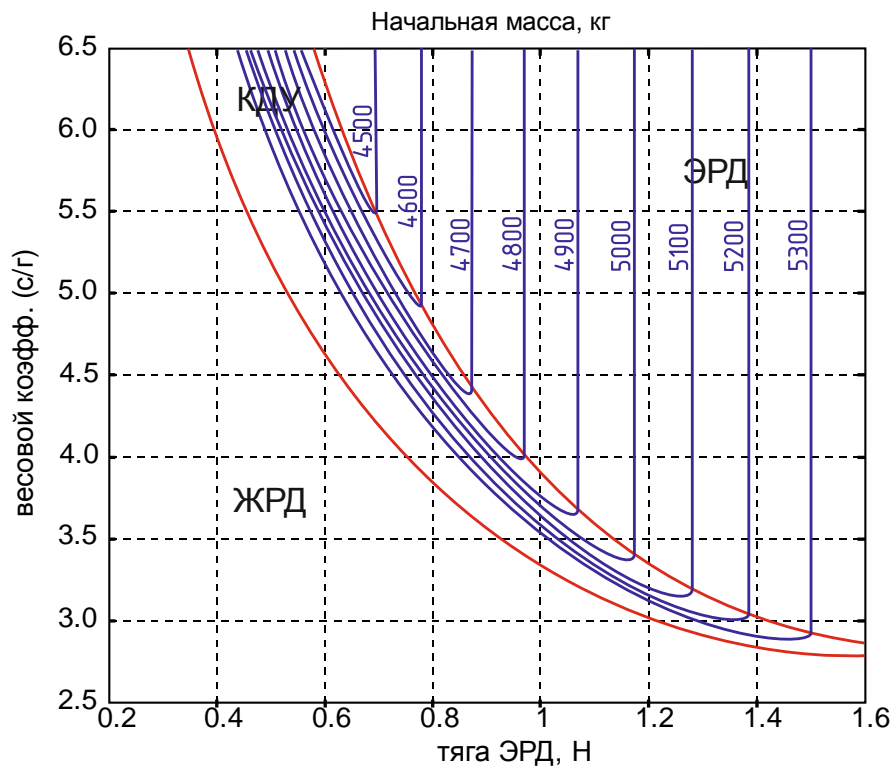


Рисунок 4.26 – Начальная масса (кг) в исследуемой области параметров

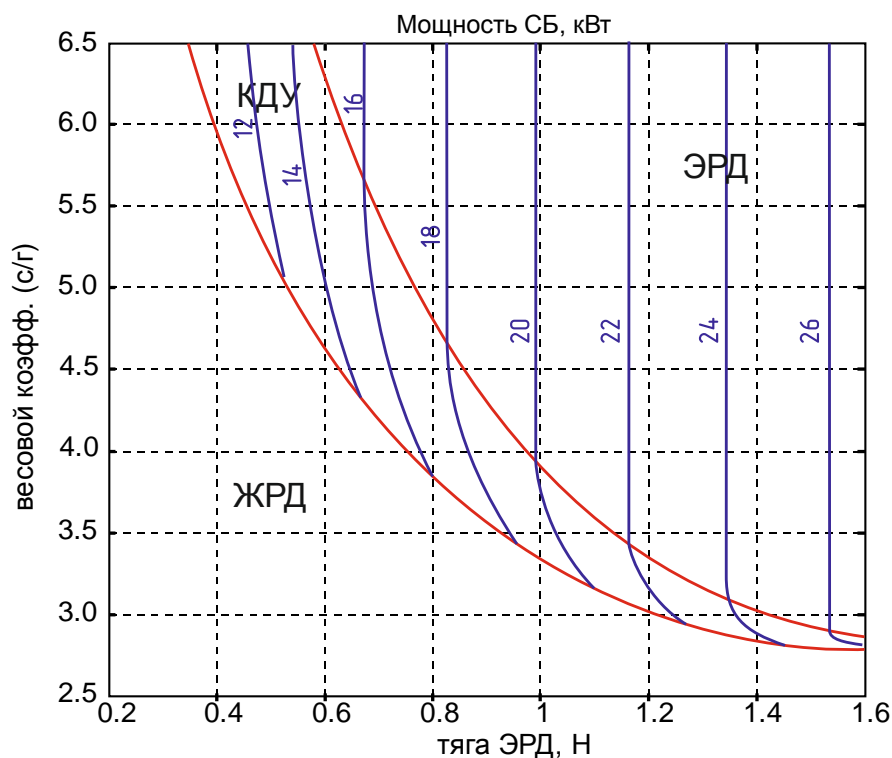


Рисунок 4.27 – Мощность СБ (кВт) в исследуемой области параметров

Основываясь на этих данных, на проектном этапе, можно обоснованно выбрать параметры жидкостной и электроракетной ступеней МТА.

#### 4.5. Выводы по главе

В главе приведены результаты моделирования тестовых задач на основе разработанных методов. Были реализованы и проверены следующие элементы исследования:

- параметрическая модель объекта исследования;
- определение оптимальной тяги ЖРД;
- определения оптимального удельного импульса ЭРД;
- определение начальных объемов рабочих тел ЖРД и ЭРД;
- проектно-баллистическое планирование суперсинхронного высокоэллиптического перехода с НОО и компланарного перехода;
- для области входных параметров были получены критерии транспортных операций и исследован комплексный критерий на основе целевой функции.

Циклограммы полета, полученные в результате проектно-баллистического анализа, были верифицированы методом численного интегрирования. Примеры траекторий, полученных в результате работы программы, приведены на рисунках 4.4, 4.19. Полученные траектории сравнивались с ожидаемыми, проверялась форма, конечная точка траектории, промежуточная орбита. Проведенные проверки позволили убедиться в правильности планирования циклограмм полета аналитическими методами.

Для набора узловых точек пространства входных параметров были получены наборы критериев, характеризующих выполнение транспортной операции. Для тех же узловых точек была рассчитана целевая функции при различных коэффициентах значимости критерия "время" и получены диаграммы, позволяющие обоснованно выбрать параметры энергодвигательной системы перспективного МТА.

## ГЛАВА 5. ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

### 5.1. Сравнение результатов с данными прототипов

В настоящее время в РФ существуют следующие возможности доставки грузов на ГСО:

- РН "Протон-М" работает на токсичной топливной паре НДМГ+АТ, может запускаться только с космодрома "Байконур", стартовая масса 705т., масса на НОО 23,7т., в паре с РБ Бриз-М масса на ГСО 3,5т.
- РН "Союз-2" работает на нетоксичной топливной паре кислород-керосин, может запускаться с космодромами Плесецк, Байконур, Куру, Восточный, имеет стартовую массу (в модификации 2.1б) 313т., и способна выводить на НОО 8,3т. при запуске с космодрома "Байконур". В паре с РБ Фрегат, работающим на топливной паре НДМГ+АТ, масса на ГСО 0,75т. при старте с космодрома "Байконур" или 1,5т. при старте с космодрома Куру.
- РН "Зенит-2", может запускаться с космодромов Байконур, "Морской старт", топливная пара кислород-керосин, стартовая масса 450т., способна выводить на НОО 13,7т. с космодрома Байконур. Может применяться с разгонными блоками ДМ и Фрегат.
- РН Ангара работает на нетоксичной топливной паре кислород-керосин. Имеет модификации от легкого (Ангара-1.2) до тяжелого и сверхтяжелого классов (Ангара-А5, Ангара-А5В) применяемых совместно с РБ Бриз-М и КВТК (перспективный РБ на кислород-водородной топливной паре)
- РН Союз-5 - перспективный РН среднего класса, топливная пара кислород-керосин, стартовая масса 530т., масса ПН на НОО 17,4т., масса, выводимая на ГСО в паре с РБ ДМ-SLB 2,5т.

Наибольшее количество пусков осуществляется РН "Протон-М" с РБ "Бриз-М". Эта связка сбалансирована по своим параметрам - выводимая на НОО РН "Протон-М" составляет 23,7т., что позволяет РБ "Бриз-М" доставлять на ГСО аппараты массой 3,5т. [34], что достаточно для современного

телекоммуникационного спутника связи - типу аппарата, пользующимся наибольшим спросом на ГСО. Применение КП с ЭРД позволяет выполнять вывод на ГСО в две фазы: сначала РБ переводит КП+целевой аппарат на гео-переходную орбиту, затем орбита доводится до ГСО с помощью бортовой ЭРДУ КП с использованием в качестве источника энергии СБ КП. Это позволяет ценой увеличения длительности перелета повысить массу ПН, выводимой на ГСО. Анализ результатов исследования (рисунок 4.9 – 4.10) показывает, что выведение перспективным МТА потребует порядка 170 суток для вывода ПН такой же массы. Преимущество исследованной системы заключается в том, что в составе ПН после вывода останется ступень с ЭРД, СБ, системой поддержания позиции и ориентации. С учетом этого массовый выигрыш от применения предлагаемой системы становится очевидным.

Среди существующих решений КП "Экспресс" и КП "Boeing BSS" имеют наибольшее количество реализованных проектов. "Экспресс-4000" и "BSS-702HP" имеют близкие характеристики, однако проекты с BSS-702HP практически реализованы. Существующий опыт позволяет сделать предположение, что применение РБ с жидкостным двигателем и КП с электроракетным двигателем является естественным эволюционным шагом и при проектировании перспективных средств межорбитальной транспортировки следует руководствоваться подходом совместного их рассмотрения в составе межорбитального транспортного аппарата. При этом может быть достигнуто улучшение массогабаритных характеристик. Ограничения, накладываемые применением токсичной топливной пары, применяемой в РН "Протон-М", ограничивают возможности его запуска космодромом "Байконур". Перспективная связка РН "Ангара" тяжелого класса с РБ КВТК (топливная пара  $H_2+O_2$ ) хорошо подходит для выведения спутников на ГСО, поскольку нетоксичное топливо позволяет расширить спектр космодромов для запуска. При этом следует учитывать возможность объединения систем РБ с системами КП для снижения общей массы.

Для проверки правильности предложенной методики выполнено сравнение рассчитанных данных с КП Boeing BSS-702HP (таблица 5.1). Данная КП проектировалась с учетом довыведения с ГПО-1500 на ГСО. Остальные параметры соответствуют условиям, принятым выше. Требуемое приращение скорости:  $dV = 1227 \frac{м}{с}$ .

Таблица 5.1 – Сравнение расчетов с прототипом

Параметр	Режим мощности		Расчет
	малая	высокая	
Масса начальн., кг	6000		6000
Мощность, кВт	2.2x4=8.8	4.5x4=18	18
Тяга, мН	79x4=316	165x4=660	660
Треб. $dV$	ГПО-1500		1227
Удельный импульс тяги, м/с	34000	35000	36000
Треб. масса РТ, кг		185	200
Время транспорт., сут.		100	150

Сравнение показывает схожесть параметров спроектированной системы и существующей. Разница во времени транспортировки связана с применением апогейного химического двигателя, который является опциональным.

## 5.2. Рекомендации по формированию облика энергодвигательной системы межорбитального транспортного аппарата

В результате проведенного исследования могут быть сформированы следующие рекомендации для выбора проектных параметров энергодвигательной установки перспективного МТА:

1. Объединить дублирующиеся системы энергодвигательных установок жидкостной и электроракетной ступеней перспективного межорбитального транспортного аппарата;
2. В качестве начального приближения могут быть приняты параметры энергодвигательной системы МТА согласно таблицы 5.2;
3. Желательно применение многорежимного ЭРД. Варьирование тяги при заданной электрической мощности позволяет гибко подстраиваться под изменяющиеся требования;



4. Использовать ступень с ЭРД как маршевую ДУ на этапе довыведения и как КП в течение САС;
5. При выведении с космодрома Байконур применять суперсинхронную высокоэллиптическую схему выведения.

Таблица 5.2 – Параметры энергодвигательной системы МТА

Ступень	Тяга	Уд. Имп.	Масса РТ	Мощн. СБ
ЖРД	40кН	3300 м/с	19000кг	
ЭРД	0.66Н	34000 м/с	350кг	18кВт

### 5.3. Перспектива, которую открывают науке и практике итоги диссертационного исследования

Результаты диссертационного исследования могут найти практическое приложение при проектировании энергодвигательной системы перспективного межорбитального транспортного аппарата для эффективной транспортировки полезных грузов с низкой околоземной орбиты на геостационарную орбиту, в том числе и с изменением наклона. Результаты исследования могут быть применены в перспективных проектах, предполагающих совместное использование жидкостного и электроракетного двигателей.

#### Перспективные задачи средств межорбитальной транспортировки

Межорбитальный транспортный аппарат (МТА) является важным элементом перспективных космических транспортных систем (ПКТС). Состав и функционирование ПКТС рассмотрены в работах Левантовского, Легостаева и др. [177, 178, 179]. Особенностью средств ПКТС является их многообразие, что коренным образом меняет подходы к выбору параметров энергодвигательных систем. Источники энергии (ИЭ), такие как солнечные батареи (СБ) могут использоваться целенаправленно для питания ЭРД в течение всего САС, тогда как в случае одноразовости применение СБ для маршевого ЭРД оправдано только при их последующей работе в составе целевого КА.

Задачи, стоящие перед перспективными межорбитальными транспортными аппаратами (МТА) весьма разнообразны. Некоторые из них предполагают использование многоразовых МТА (ММТА). Среди таких задач можно

отметить сборку мусора, дозаправку [180], сборку на орбите. Спектр возможных операций приведен на рисунке 5.1.

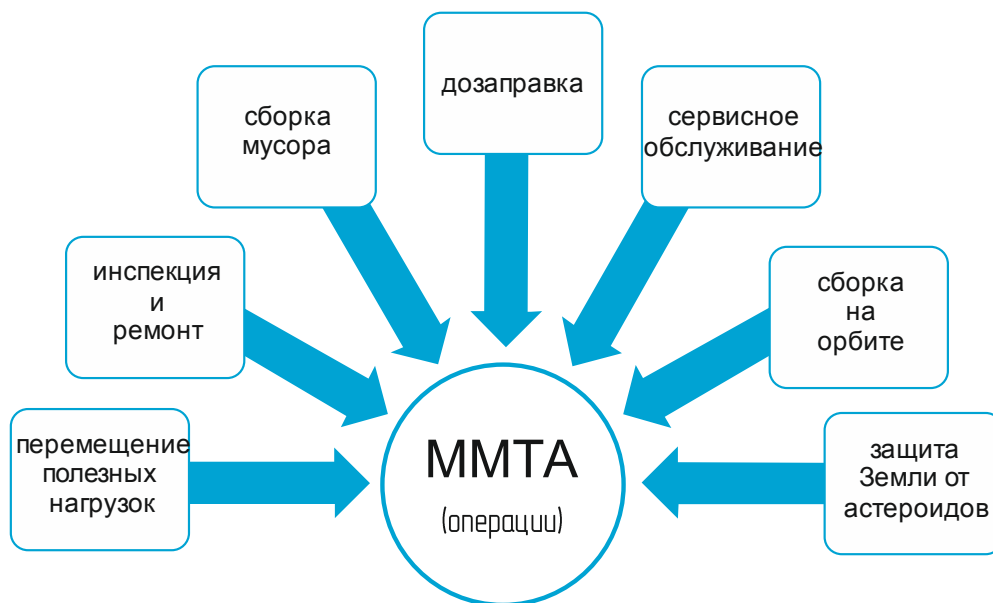


Рисунок 5.1 – Спектр перспективных задач для многоразового межорбитального транспортного аппарата

Конструкция ММТА используется многократно для выполнения различных операций, а расходимые элементы доставляются с Земли по мере необходимости. Примером такой системы служит космический межорбитальный буксир “Паром” [181].

Рассмотрим возможный сценарий работы ММТА в составе ПКТС (Рисунок 5.2):

1. На базовой орбите (БО) (круговая орбита ожидания, высота 500км, наклонение  $0^\circ$ ) находится ММТА и станция заправщик;
2. На низкую околоземную орбиту (НОО) (круговая, высота 200км, наклонение  $0^\circ$ ) выводится грузовой контейнер с полезным грузом;
3. Зная момент вывода груза на НОО, МТА заправляется необходимым количеством рабочего тела (как для ЖРД, так и для ЭРДУ), после чего переходит с БО на НОО с помощью ЭРД или аэродинамического торможения;
4. ММТА складывает СБ и с помощью ЖРД осуществляет стыковку с грузовым контейнером;

5. ММТА транспортирует грузовой контейнер на ГСО в 2-а этапа:
  - а. Гомановский двухимпульсный маневр с помощью ЖРД. Выполняется перелет на БО;
  - б. Блок с ЖРДУ остается на промежуточной орбите. МТА выполняет довыведение на ГСО с помощью ЭРДУ с питанием от СБ.
6. ММТА оставляет полезную нагрузку на ГСО;
7. ММТА возвращается на БО с использованием ЭРДУ.

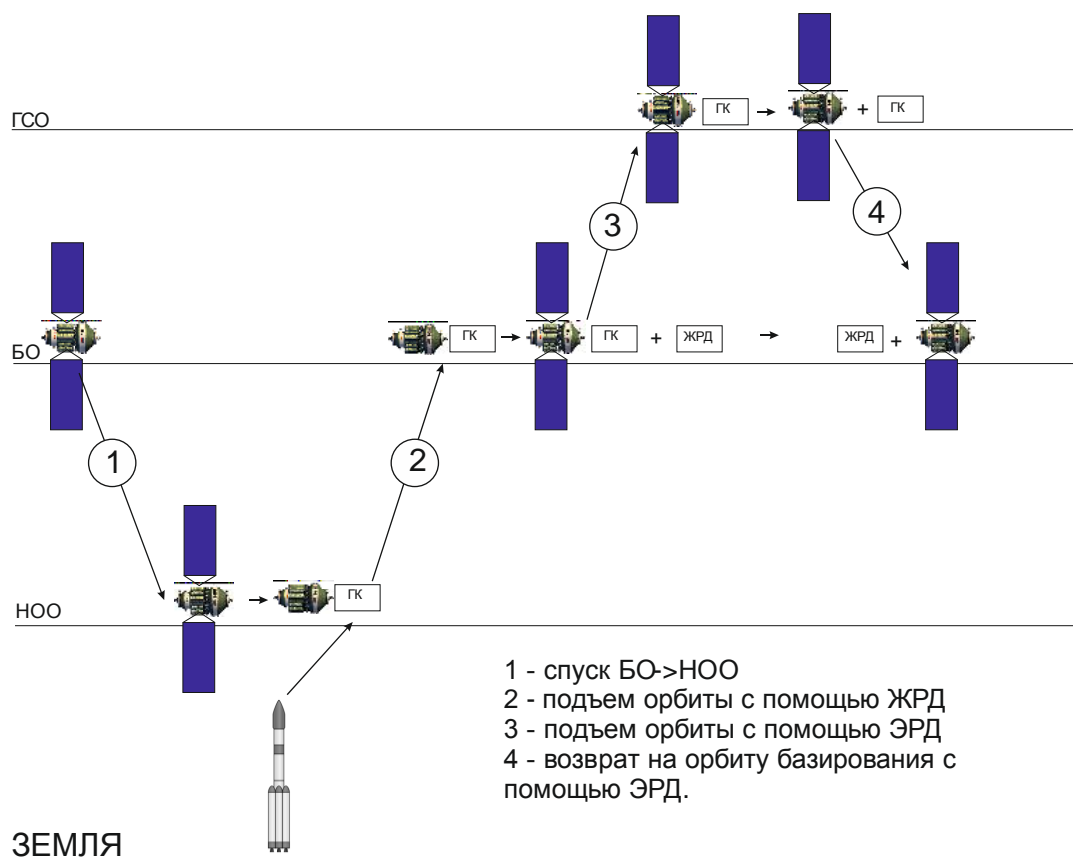


Рисунок 5.2 – Сценарий функционирования ММТА  
 в рамках перспективной КТС

### Возможности применения электронасосных агрегатов

В традиционной схеме ДУ на жидких компонентах топлива применяется турбонасосный агрегат (ТНА), обеспечивающий подачу компонентов топлива в камеру сгорания. Как правило, рабочим телом турбины являются те же компоненты топлива, которые используются для основного двигателя. Эти компоненты подаются в нестехиометрическом соотношении, чтобы уменьшить температуру смеси, сместив ее в область допустимых для турби-

ны значений. Задачей ТНА является повышение давления жидкости выше давления в камере сгорания. При этом необходимо обеспечить требуемый поток компонентов топлива. В последнее время стали применяться электронасосные агрегаты (ЭНА). Такой ЭНА использовался в разгонной ступени Agena и в ракетах компании Rocket Lab. В ЭНА энергия для работы насосов подается от внешнего источника энергии, например аккумуляторных батарей. Схемы питания насосов ТНА и ЭНА приведены на рисунке 5.3.

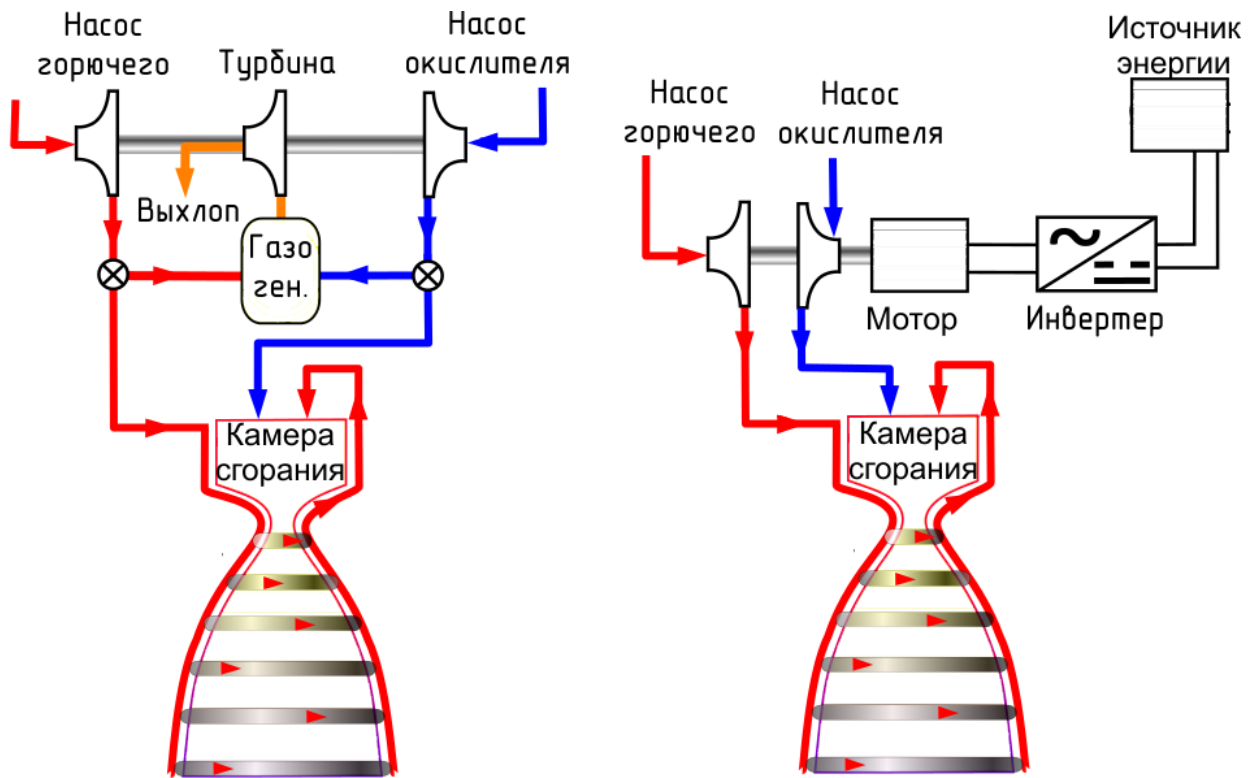


Рисунок 5.3 – Схема питания насосов ТНА и ЭНА

Ступень с ЭРД использует солнечные батареи (СБ) в качестве источника энергии (ИЭ) для ЭРД. Это позволяет использовать электронасосный агрегат (ЭНА) вместо ТНА в ступени с ЖРД. Исключение затрат топлива на работу ТНА и снизив массу ЖРД за счет исключения таких элементов, как газогенератор и подсистемы, обеспечивающие работу ТНА можно увеличить общую эффективность системы.

Оценим мощность, необходимую для работы ЭНА.

$$P_{ЭНА} = \frac{\dot{m}\Delta P}{\rho\eta_{ЭНА}}, \quad (5.1)$$

где  $\dot{m}$  - расход топлива в ед. времени;  $\rho$  - плотность топлива;  $\Delta P$  - перепад давлений (давление в КС);  $\eta_{ЭНА}$  - КПД насоса (эффективность преобразования электрической энергии в полезную механическую).

Расход топлива связан с тягой и удельным импульсом:

$$\dot{m} = \frac{R}{I_{уд}} \quad (5.2)$$

Уравнения (5.1–5.2), позволяют определить тягу ЖРД:

$$R = \frac{\rho I_{уд} P_{ЭНА} \eta_{ЭНА}}{\Delta P} \quad (5.3)$$

Рассматривая в качестве прототипа параметры ДУ РБ Фрегат (топливо НДМГ+АТ  $\rho = 1200 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ ;  $I_{уд} = 3300 \frac{\text{м}}{\text{с}}$ ;  $\Delta P = 10 \text{ МПа}$ ) и примем  $\eta_{ЭНА} = 0.7$ ;  $P_{ЭНА} = 20 \text{ кВт}$ . Выполнив расчеты, получим тягу ЖРД  $R = 5.5 \text{ кН}$ . Расчеты оптимальной тяги ЖРД МТА дают необходимую тягу в 40кН. Для обеспечения такой тяги для ЭНА требуется электрическая мощность 145кВт. Исследуемая модель имеет АКБ емкостью 20кВт\*ч, что позволяет обеспечить питание с такой мощностью в течение 7 мин.

В результате работы ЖРД вокруг КА образуется собственная атмосфера. При открытых СБ частички этой атмосферы осаждаются на панелях СБ, снижая их эффективность. Это накладывает ограничения на возможность применения ЖРД при открытых панелях СБ. В настоящее время на первой ступени РН Электрон [182] используется двигатель тягой 192 кН, Однако значительная масса аккумуляторных батарей пока не позволяет ЭНА быть эффективнее традиционных ТНА.

#### **5.4. Выводы по главе**

В главе полученные результаты сравнены с данными существующих решений. Обнаружено сходство по многим параметрам. Однако существуют и некоторые различия, в частности, обнаружено, что тяга ЖРД на существующих РБ "Бриз-М" отличается от оптимальной. Применение многорежимного ЭРД с уменьшенным удельным импульсом расширяет возможности транспортных операций относительно используемых одnoreжимных ХИРС-25. Рассмотрены перспективы использования результатов исследования при проектировании ММТА в составе ПКТС. Рассмотрена возможность применения ЭНА вместо ТНА в системе подачи топлива ЖРД.

Подходы, предложенные в проведенном исследовании могут быть расширены на другие объекты космической инфраструктуры с энергодвигательными системами на основе связки жидкостных и электрических ракетных двигателей. В частности, дальнейшая работа может проводиться с учетом перспектив создания космической транспортной системы с многоразовыми средствами межорбитальной транспортировки. Требуется лучшее понимание технологических возможностей автоматической стыковки, дозаправки и применения ядерных источников энергии. Перспективным является применение ядерных энергодвигательных установок (ЯЭДУ). Перспективные межорбитальные транспортные аппараты должны разрабатываться с учетом глубокой интеграции жидкостной и электроракетной ступеней для достижения наилучших массогабаритных характеристик.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенной работы была достигнута цель исследования и решены следующие задачи:

1. Обоснована возможность улучшения массогабаритных характеристик энергодвигательной системы перспективного межорбитального транспортного аппарата за счет объединения подсистем ступеней с ЖРД и ЭРД. Ожидаемым эффектом является улучшение массогабаритных характеристик средств межорбитальной транспортировки и увеличение эффективности вывода КА на ГСО или иные высокоэнергетические орбиты.

2. Разработана модель объекта исследования и методы определения параметров энергодвигательной системы: тяги ЖРД, удельного импульса и тяги ЭРД, начальных масс рабочих тел. Отличительной особенностью разработанной модели и методов является учет взаимного влияния ЖРД, ЭРД и баллистики перелета. Значимость разработанных методов заключается в том, что они позволяют, на этапе предварительного проектирования, обоснованно выбрать параметры энергодвигательной системы перспективного межорбитального транспортного аппарата и оценить их влияние на эффективность применения.

3. Обоснована актуальная транспортная операция и разработаны зависящие от нее методы: проектно-баллистического анализа, численного формирования траектории, определения радиационного воздействия ЕРПЗ, оценки деградации солнечных батарей. Компьютерное моделирование подтвердило правильность разработанных методов.

4. Разработанные методы реализованы в виде компьютерной программы. Выполнен вычислительный эксперимент для тестовой задачи. Результаты эксперимента хорошо согласуются с имеющимися данными. Их анализ выявил зависимости, которые могут использоваться на этапе проектных работ.

Достоверность и практическая ценность проведенного исследования подтверждается использованием его результатов в учебном процессе и при разработке отраслевых методических документов.

## СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

АКБ	аккумуляторная батарея
БГО	баки горючего+окислителя
БРТ	баки рабочего тела ЭРД
ВЭО	высокоэллиптическая орбита
ГО	горючее+окислитель
ГПО	геопереходная орбита
ГСО	геостационарная орбита
ДУ	двигательная установка
ЕРПЗ	естественный радиационный пояс Земли
ЖРД	жидкостной ракетный двигатель
ЖРДУ	жидкостная ракетная ДУ
ЖС	ступень с ЖРД
ИЭ	источник энергии
КА	космический аппарат
КЖС	конструкция жидкостной ступени
КП	космическая платформа
КТС	космическая транспортная система
КЭС	конструкция электроракетной ступени
МДУ	маршевая двигательная установка
МТА	межорбитальный транспортный аппарат
НОО	низкая околоземная орбита
ОКР	опытно-конструкторские работы
ПГС	пневмогидросистема ЖРД
ПКТС	перспективная космическая транспортная система
РБ	разгонный блок
РД	ракетный двигатель
РТ	рабочее тело
САС	срок активного существования



СБ	солнечная батарея
СОТР	система обеспечения теплового режима
СП	система питания ЭРД
СПД	стационарный плазменный двигатель
СУП	система управления питанием
СЭС	система электроснабжения
ТЗ	техническое задание
ТЗЧ	тяжелые заряженные частицы
ФКП	Федеральная космическая программа
ФЭП	фотоэлектрический преобразователь
ЭДС	энергодвигательная система
ЭРД	электроракетный двигатель
ЭРДУ	электроракетная ДУ
ЭС	ступень с ЭРД

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Основные положения государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу, утвержденные Президентом Российской Федерации 19 апреля 2013 г., №Пр-906.
2. Ермолаев, В. И. Двигательные установки космических летательных аппаратов / В. И. Ермолаев. — Санкт-Петербург: БГТУ, 2016. — 210 с.
3. Егорычев, В.С. Топлива химических ракетных двигателей / В.С. Егорычев, В.С. Кондрусев. — Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. — 72 с.
4. Дубовкин, Н.Ф. Физико-химические и эксплуатационные свойства реактивных топлив: Справочник / Н.Ф. Дубовкин, В.Г. Маланичева, Ю.П. Массур, Е.П. Федоров. — М.: Химия, 1985. — 240 с.
5. Бойкачев, В.Н. О возможности создания электроракетной двигательной установки мощностью 10...30 кВт на базе двухрежимного двигателя СПД-140Д / В.Н. Бойкачев, Ю.Г. Гусев, В.С. Жасан и др. // Космическая техника и технологии. — 2014. — №1(4). — С. 48-59.
6. Гусев, Ю.Г. Роль и место электроракетных двигателей в Российской космической программе / Ю.Г. Гусев, Пильников А.В.// Электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск № 60.
7. Kreiner K., Hairapetian G. Boeing's Xenon Ion Propulsion System (XIPS) // Presentation at 31st International Electric Propulsion Conference. Ann Arbor, MI (USA). 20–24 September, 2009.
8. Oleson S.R. Electric Propulsion Technology Development for the Jupiter Icy Moons Orbiter Project / Glenn Research Center, Cleveland, Ohio. NASA/TM—2004-213290. December, 2004. — 26 p.
9. Пилотируемая экспедиция на Марс / Под ред. А.С. Коротеева. — М.: Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2006. — 320 с.

10. The Future of Satellite Propulsion [Электронный ресурс] / The 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences". URL: [https://www.eucass.eu/2013/pdf/EUCASS2013-Boeing-Kreiner-Future\\_of\\_Satellite\\_Propulsion.pdf](https://www.eucass.eu/2013/pdf/EUCASS2013-Boeing-Kreiner-Future_of_Satellite_Propulsion.pdf) (дата обращения: 27.12.2019).
11. Колюбакин, В Экспресс-АМ5 / Журнал Теле-Спутник февраль 2014 С.102.
12. Экспресс-АМ6. Пополнение орбитальной группировки России // Газета «Сибирский спутник» ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева. — 2014. — №15(369).
13. Bardfield, Rina LEONE Space Solar Cells: Qualification, Production, Cost Reduction / Rina Bardfield, Paul Clapper, Dave Peterson, etc. Spectrolab, Inc., 12500 Gladstone Ave., Sylmar, CA 91342 USA.
14. ГОСТ Р 52925-2008. Изделия космической техники. Общие требования к космическим средствам по ограничению техногенного засорения околоземного космического пространства. — Введ. впервые. — М.: Стандартинформ, 2008. — 6 с.
15. Бирюков В.И., Назаров В.П., Кургузов А.В. Влияние энергетических характеристик комбинированной двигательной установки на интегральную дозу радиации при выводе космического аппарата на геостационарную орбиту // Сибирский журнал науки и технологий. — 2018. — Т.19. — № 1. — С. 50–58.
16. Birukov V.I., Nazarov V.P., Kurguzov A.V. Estimation of the efficiency of spacecraft transportation with minimal radiation degradation of solar cells // Siberian Journal of Science and Technology. 2019, Vol. 20, No. 1, P. 42–53.
17. Бирюков В.И., Кургузов А.В. Формирование циклограммы работы энергодвигательной системы перспективного межорбитального транспортного аппарата с электроракетной и жидкостной ступенями // Вестник Московского авиационного института, 2020. — Т. 27. — № 1. — С. 180–190.

18. Кургузов А.В., Бирюков В.И. Методика рациональной компоновки комбинированной двигательной установки космического буксира // Гагаринские чтения – 2017: XLIII Международная молодёжная научная конференция: Сборник тезисов докладов. — М.: МАИ, 2017. — С. 571–572 (1478 с.).
19. Кургузов А.В., Бирюков В.И. Метод оптимизации проектных параметров комбинированной двигательной установки космического аппарата при прохождении поясов Ван Аллена // 16-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2017». 20–24 ноября 2017 года. Москва. Тезисы. – Типография «Люксор», 2017. — С. 105–107 (728 с.).
20. Kurguzov A.V., Birukov V.I. The method of estimation radiation dose of exposure during the passage of the Van Allen's belts depending on the composition of the combined propulsion system of the transfer orbit stage // II International Conference on Aerospace System Science and Engineering (ICASSE) 2018. Abstracts. Moscow, 31 July - 02 August. — P. 13–14.
21. Кургузов А.В., Бирюков В.И., Козлов А.А. Оценка области эффективного применения комбинированной двигательной установки в составе перспективного межорбитального буксира // 18-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2019». 18–22 ноября 2019 года. Москва. Тезисы. – Типография «Логотип», 2019. — С. 57–58 (605 с.).
22. Свидетельство №2020616615 РФ. Программа для выбора параметров энергодвигательной системы межорбитального транспортного аппарата : программа для ЭВМ : № 2020615450 : заявл. 05.06.2020 : опубли. 19.06.2020 / Кургузов А.В. – 50.9 Кб.
23. Ермолаев, В. И. Двигательные и энергетические установки космических летательных аппаратов / Ю. Н. Чилин, В. И. Ермолаев, Н. Н. Наркевич. — М.: ЦКБ МТ "Рубин", 2003. — 585 с.
24. Корлисс, У.Р. Ракетные двигатели для космических полетов // пер. с англ., — М.: Иностранная литература, 1962. — 486 с.

25. Космонавтика: Энциклопедия / Гл. ред. В. П. Глушко; Редколлегия: В. П. Бармин, К. Д. Бушуев, В. С. Верещетин и др. — М.: Сов. энциклопедия, 1985. — 528 с.
26. Patel M.R. *Spacecraft Power Systems*. CRC Press, 2004. — 672p.
27. История развития отечественных ракетно-космических двигательных установок» / Под ред. Бармина В.В. ; – М.: ООО «Издательский дом Столичная энциклопедия», 2018, – 656 с.
28. AtlasV Users Guide [Электронный ресурс]. URL: <https://www.ulalaunch.com/docs/default-source/rockets/atlasvusersguide2010.pdf> (дата обращения: 16.03.2018).
29. NASA CR-72325 R-7257 Lithium-Fluoride-Hydrogen propellant study, 1965.
30. Гильзин, К.А. Электрические межпланетные корабли / К. А. Гильзин. — изд. 2-е перераб. и доп. — М.: Наука , 1970. — 432 с.
31. Калугин, К. С. Особенности использования метана в качестве горючего для жидкостных ракетных двигателей / К. С. Калугин, А. В. Сухов // Вестник Московского авиационного института, 2018. — Т. 25. — № 4. — С. 120-132.
32. Гришин, С.Д. Электрические ракетные двигатели / С.Д. Гришин, Л.В. Лесков, Н.П. Козлов. — М.: Машиностроение, 1975. — 272 с.
33. Космические двигатели. Состояние и перспективы. / Под ред. Л. Кейвни. — М: Мир, 1989. — 461 с.
34. Журавин, Ю.А. Разгонный блок «Бриз-М» [Текст] / Ю.А. Журавин // Новости космонавтики. — 2000. — №8. — С.45-48.
35. Уманский, С.П. Ракеты-носители. Космодромы / С.П. Уманский. — М.: Изд-во Рестарт, 2001. — 216 с.
36. Luigi T. De Luca *Chemical Rocket Propulsion: A Comprehensive Survey of Energetic Materials* / Luigi T. De Luca, Toru Shimada, Valery P. Sinditskii, Max Calabro (eds.), Springer, 2017. — 1069 p.

37. Асюшкин, В.А. Разгонный блок "Фрегат" / В.А. Асюшкин, С.В. Ишин, С.Д. Куликов и др. // Сборник научных трудов НПО им.С.А.Лавочкина. — М.: Блок-Информ-Экспресс, 2000. — Вып. 2. — С. 219-226.
38. Алемасов В.Е. Теория ракетных двигателей / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрега-лин, А.П. Тишин. — 2-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1969.
39. Гахун, Г.Г. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двига-телей / Г.Г. Гахун, В.И. Баулин, В.А. Володин и др.; Под общ. ред. Г.Г. Гахуна. — М.: Машиностроение, 1989. — 424 с.
40. Добровольский, М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проек-тирования / Под ред. Д.А. Ягодникова. □— М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. — 488 с.
41. Кудрявцев, В.М. Основы теории и расчёта жидкостных ракетных двига-телей / В.М. Кудрявцев, — М.: Высшая школа, 1993. — 368 с.
42. Сафранович, В.Ф. Маршевые двигатели космических аппаратов / В.Ф. Сафранович, Л.М. Эмдин. — М.: Машиностроение, 1980. — 240 с.
43. Сердюк, В.К. Межорбитальные транспортные космические аппараты / В.Ф. Сердюк, В.К. Толяренко. — М.: ВНИИТИ, 1985.
44. Сердюк, В.К. Проектирование средств выведения космических аппара-тов / В.К. Сердюк; под ред. А.А. Медведева. — М.: Машиностроение, 2009. — 504 с.
45. Хохулин, В.С. Проектирование космических разгонных блоков с ЖРД / В.С. Хохулин, В.А. Чумаков. — М.: Изд-во МАИ, 2000. — 72 с.
46. ЖРД космических ракет РД0146, АО "Конструкторское бюро химавто-матики" [Электронный ресурс]. URL: <http://www.kbkha.ru/?p=8&cat=8&prod=73> (дата обращения: 17.12.2019).
47. The Centaur Upper Stage Vehicle, Thomas J. Rudman & Kurt L. Austad, Lockheed Martin Astronautics, Denver, Colorado 80201.

48. Разгонный блок "Фрегат" - максимальная эффективность при минимальных затратах / В.А. Асюшкин, С.В. Ишин, К.М. Пичхадзе и др. // Полет. — 2006. — №10. — С. 3–8.
49. Сихарулидзе, Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов / Ю.Г. Сихарулидзе. — М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2013. — 352 с.
50. Константинов, М. С. Механика космического полета / М. С. Константинов, Е. Ф. Каменков, Б. П. Перелыгин и др. // Под ред. В. П. Мишина. — М.: Машиностроение, 1989. — С. 289.
51. Boeing satellite family, "Boeing" [Электронный ресурс]. URL: <https://www.boeing.com/space/boeing-satellite-family/> (дата обращения: 17.12.2019).
52. Константинов, М.С. Применение СПД при выведении спутников на геостационарную орбиту с использованием ракет-носителей легкого класса / М.С. Константинов, В.Г. Петухов, Г.А. Попов // Вестник двигателестроения. — 2003. — №2. — С. 124-128.
53. Гродзовский, Г.Л. Механика космического полета с малой тягой / Г.Л. Гродзовский, Ю.Н. Иванов, В.В. Токарев. — М.: Наука, 1966. — 676 с.
54. Herdrich, J. Investigation of orbit raising to GEO with combined chemical/electric propulsion systems // Space Propulsion 2016, Marriott Park Hotel, Rome, Italy, 2-6 May 2016.
55. Попов, Г. А. Проектирование траекторий межорбитального перелёта космического аппарата с маршевыми электроракетными двигательными установками [Текст] / Г.А. Попов, М.С.Константинов, В.Г. Петухов // Вестник РФФИ. — 2006. — № 3.
56. Салмин, В. В. Оптимизация космических перелетов с малой тягой / В. В. Салмин. — М.: Машиностроение, 1987. — 207 с.
57. Салмин, В.В. Основы оптимального управления космическими транспортными системами с комбинацией двигателей большой и малой тяги [Электронный ресурс]. URL:

[www.ssau.ru/files/resources/ump/osnovi\\_optimalnogo\\_upravleniya.pdf](http://www.ssau.ru/files/resources/ump/osnovi_optimalnogo_upravleniya.pdf) (дата обращения: 27.01.2019).

58. Петрухина, К.В. Оптимизация баллистических схем перелетов между некомпланарными орбитами с помощью комбинации двигателей большой и малой тяги / К.В. Петрухина, В.В. Салмин // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. — т.12. — 2010. — №4. — С. 186–201.
59. Konstantinov, M.S. Electric Propulsion Mission to GEO Using Soyuz/Fregat Launch Vehicle / M. Konstantinov, G.G. Fedotov, V.G. Petukhov, et al. // 52nd International Astronautical Congress. IAF-01-V.3.02, France, Toulouse, 2001, 10 pp.
60. Konstantinov M.S., Fedotov G.G. Popov G.A. Transport capabilities of a spacecraft with the chemical and electrical propulsion at the insert of satellites into geostationary orbit / M.S. Konstantinov, G.G. Fedotov, G.A. Popov // 50th International Astronautical Congress. Amsterdam, The Netherlands, 4.8 October 1999. Paper IAF.99.V.2.06, 1999.
61. Константинов, М.С. Применение высокочастотного ионного двигателя RIT-22 в проекте «Интергелио-Зонд» / М.С. Константинов, Х.В. Леб, В.Г. Петухов // Электронный журнал «Труды МАИ». — 2012. — № 60. — С. 10.
62. Фадеенков, П.В. Анализ и оптимизация перелетов космических аппаратов на высокие околоземные орбиты с использованием разгонных блоков с химическими и электроракетными двигателями [Электронный ресурс]: диссертация к.т.н.: 05.07.09: защищена 28.10.2011.
63. Ишков, С.А. Оценка эффективности перелётов на высокие околоземные орбиты с использованием разгонных блоков с химическими и электроракетными двигателями / С.А. Ишков, П.В. Фадеенков, В.Л. Балакин // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. — 2012г. — № 2 (33). — С. 48–55.



64. Фадеенков, П.В. Оптимизация перелётов между некомпланарными круговыми орбитами с двухступенчатым разгонным блоком с химическим и электрореактивными двигателями / П.В. Фадеенков // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва. – Самара, 2007. – Вып. 1. – С. 116-123.
65. Oh, D.Y. Analytic Optimization of Mixed Chemical-Electric Orbit Raising Mission [Электронный ресурс]. URL: [http://erps.spacegrant.org/uploads/images/images/iepc\\_articledownload\\_1988-2007/2001index/2002iepc/papers/t11/173\\_1.pdf](http://erps.spacegrant.org/uploads/images/images/iepc_articledownload_1988-2007/2001index/2002iepc/papers/t11/173_1.pdf) (дата обращения: 27.01.2019).
66. Ковалева, А.В. Оценка эффективности использования электрореактивных двигателей для задач довыведения КА на ГСО / А.В. Ковалева, А.А. Внуков // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. — 2016. — Т.1. — С. 85–87.
67. Гришин, С. Д. Проектирование космических аппаратов с двигателями малой тяги / С. Д. Гришин, Ю. А. Захаров, В. К. Оделевский. — М.: Машиностроение, 1990. — 224 с.
68. Stesina, F. Design process of a reusable Space Tug based on a Model Based approach [Электронный ресурс]. URL: <http://www.wseas.org/multimedia/journals/computers/2017/a305802-876.pdf> (дата обращения: 27.01.2019).
69. Туманов, А.В. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов / А.В. Туманов, В.В. Зеленцов, Г.А. Щеглов. — М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. — 344 с.
70. Valebanov, V. Small Universal Space Platform: Mission Capabilities / V. Valebanov, G.Fedotov, V.Kim, M.Konstantinov, V.Kostenko, M.Pivovarov, V.Petukhov, G.Popov, A.Sukhanov // Acta Astronautica, Elsevier Science Ltd, Great Britain, 39 (1-4), 1996. — p. 181-188.
71. Boeing 702 Fleet [Электронный ресурс]. URL: <http://www.apcon.aero/news/boeing702.pdf> (дата обращения: 17.02.2019).

72. Wijker, J.J. *Spacecraft structures*. Springer, 2008. – 504 p.
73. Малышев, В.Г. Применение электроракетных двигателей для выведения, коррекции орбиты и поддержания группировок спутниковых систем / Г.В. Малышев, В.М. Кульков, Ю.Г. Егоров // Журнал «Полет», № 7, 2006, – С.34-40.
74. Мартынов, М.Б. Концепция применения электроракетной двигательной установки в научных космических проектах: преимущества и особенности, примеры реализации / М.Б. Мартынов, В.Г. Петухов // Вестник ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина». — 2011. — №2. — С. 3–11.
75. NASA TM33-793 Large payload Earth-orbit transportation with electric propulsion / National aeronautics and space administration, 1976.
76. Развитие европейской глобальной навигационной спутниковой системы Галилео [Электронный ресурс] // ЦНИИМАШ, Информационный бюллетень. URL: [https://www.glonass-iac.ru/aboutIAC/reviewpress/review15\\_Galileo.pdf](https://www.glonass-iac.ru/aboutIAC/reviewpress/review15_Galileo.pdf) (дата обращения: 27.01.2019).
77. Белан, Н.В. Бортовые энергосистемы космических аппаратов на основе солнечных и химических батарей / Н.В. Белан, К.В. Безручко, В.Б. Елисеев. — Харьков.: ХАИ, 1992. — 191 с.
78. Van Allen, J. A., Ludwig, G. H., Ray, E. C. and McIlwain, C. E. "Observation of High Intensity Radiation by Satellites 1958 Alpha and Gamma" *Jet Propulsion* 28 (1958), pp. 588-592.
79. Garrett H. B. *Space radiation environment* / NASA, JPL, California Institute of Technology, 4800 Oak Grove Dr., Pasadena, CA 91109, USA. — 8 p.
80. Visentine, J. MIR Solar Array Return Experiment / J. Visentine, W. Kinard, R. Pinkerton, et al // 37th. AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Jan. 11-14, 1999, NV.
81. Таперо, К.И. Радиационные эффекты в кремниевых интегральных схемах космического применения / К.И. Таперо, В.Н. Улимов, А.М. Членов. — М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2012. — 304 с.

82. Tada H.Y. Carter J.R., Anspaugh B.E. Downing R.G. Solar cell Radiation Handbook / H.Y. Tada, J.R. Carter, B.E. Anspaugh, R.G. Downing // JPL Publication 82-69, 1982. - 216 p.
83. Васильев, Ю. Б. Радиационная деградация солнечных батарей при работе в космосе/ Ю.Б. Васильев // Авиационно-космическая техника и технология. — 2007. — №7(43). — С. 116–119.
84. SPENVIS - SPace ENVironment Information System, ESA [Электронный ресурс]. URL: <https://www.spenvis.oma.be> (дата обращения: 16.03.2018).
85. Платов, И. В. Выбор рационального варианта построения комбинированной двигательной установки и схемы полета космического аппарата «Интергелио-Зонд» / И. В. Платов, А. В. Симонов, М. С. Константинов // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. — 2015. — №4. — С. 31-36.
86. Douglas T., On-Orbit Stationkeeping With Ion Thrusters / T. Douglas , C. Kelly, A. Grise, Telesat Canada, Ottawa, Ontario, K1B 5P4, Canada.
87. Anzel B., Stationkeeping the Hughes HS 702 Satellite with a Xenon Ion Propulsion System , IAF-98-A.1.09, 49th International Astronautical Congress, Melbourne, Australia, 1998.
88. Anzel B., Controlling a Stationary Orbit Using Electric Propulsion, DGLR/AIAA/JSASS 20th International Electric Propulsion Conference, Garmisch-Partenkirchen, Germany, 1988.
89. Koppel C., Patented Orbits Transfers and Manoeuvres Review / Joint Conference of 31st International Symposium on Space Technology and Science 26th International Symposium on Space Flight Dynamics and 8th Nanosatellite Symposium, Matsuyama, Japan June 3 – 9, 2017.
90. Cesar A. Ocampo, Method of simultaneously reducing inclination and eccentricity for geostationary orbit transfer, patent US US6341749B1 244/158, 2002-01-29.
91. Arnon Spitzer, Optimal transfer orbit trajectory using electric propulsion, patent US 5595360 244/158.5, 1997-01-21 (priority 1994-03-25). Also see US 5716029.

92. Christophe Koppel, Method and a system for putting a space vehicle into orbit, using thrusters of high specific impulse, patent US 6213432, 2001-04-10 (priority 1996-04-05). Also see US 6116543.
93. Андреев, В.П. Система управления разгонным блоком: Учебное пособие / Андреев В.П., Бонк Р.И., Бровкин А.Г. и др. // Под редакцией А.С. Сырова. – М.: Изд-во МАИПРИНТ, 2010. – 272 с.
94. Басов, А.А. Системы обеспечения теплового режима разгонных блоков типа ДМ ракет космического назначения (2016) / А.А. Басов, К.С. Окоорокова, А.К. Ставрицкий // Космическая техника и технологии №3(14), 2016. – С. 71-79.
95. Двирный, В.В. Уменьшение массы кабельной продукции для космических аппаратов / В.В. Двирный, Н.В. Еременко, Г.В. Двирный // Вестник СибГАУ. —Т.16. — № 3. — С. 658–663.
96. Литиевая батарея 9ER14PS-20 [Электронный ресурс] / Инженерная фирма ОРИОН-ХИТ. URL: [http://www.orion-hit.ru/production/production\\_12.html](http://www.orion-hit.ru/production/production_12.html) (дата обращения: 27.12.2019).
97. Разгонные блоки, ГКНПЦ имени М.В.Хруничева [Электронный ресурс]. URL: <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=26> (дата обращения: 27.01.2019).
98. Универсальный разгонный блок "Фрегат" и его модификации // Аэрокосмическое обозрение. — 2003. — №4. — С.143-144.
99. Гуров, А.Ф. Конструкция и проектирование двигательных установок / А.Ф. Гуров, Д.Д. Севрук, Д.Н. Сурнов; Под ред. А.Ф. Гурова — 2-е изд. перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1980. — 320 с.
100. Гущин, В.Н. Основы устройства космических аппаратов // В.Н. Гущин. — М.: Машиностроение, 2003. — 272 с.
101. Лупяк, Д.С. Исследования по созданию разгонного блока с повышенными энергомассовыми характеристиками / Д.С. Лупяк, В.Н. Лакеев // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 5. – С. 26–29.

102. Лупяк, Д.С. Объединённая двигательная установка на кислородно-углеводородном топливе для разгонного блока средней размерности / Д.С. Лупяк, А.А. Смоленцев, Б.А. Соколов / Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета №5(47), часть 4, — 2014. — с. 21 – 28.
103. Беляев, Н.М. Расчет и проектирование реактивных систем управления космических летательных аппаратов / Н.М. Беляев, Е.И. Уваров. — М.: Машиностроение, 1974. — 202 с.
104. David, H. Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines / Huang, Dieter K. Huzel // American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 1992.
105. Зеленцов, В.В. Конструктивно-компоновочные схемы разгонных блоков / В.В. Зеленцов, Г.А. Щеглов. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. — 140 с.
106. Архипов, Ю. С. Опыт создания композитных емкостей для космических аппаратов типа ЭКСПРЕСС, НИИМаш [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <http://niimashspace.ru/pdf/korol18190413.pdf>
107. Xenon Pressure Regulator and Feed System (XRFS) [Электронный ресурс]. URL: <http://www.space-propulsion.com/spacecraft-propulsion/valves/pressure-regulator.html> (дата обращения: 27.01.2019).
108. 25 лет успешной работы контурных тепловых труб в космосе [Электронный ресурс] // ООО НПП «ТАИС». URL: <http://npptais.ru/files-article/2018-buklet25lhp.pdf> (дата обращения: 18.02.2020).
109. Laying the Foundation for Space Solar Power: An Assessment of NASA's Space Solar Power Investment Strategy / National Research Council, Division on Engineering and Physical Sciences, Aeronautics and Space Engineering Board, Committee for the Assessment of NASA's Space Solar Power Investment Strategy, National Academies Press, — 2001, — 94p.
110. Goebel D.M., Polk J.E., Wirz R.E. Qualification of Commercial XIPS® Ion Thrusters for NASA Deep Space Missions JPL, California Institute of Tech-

nology, Pasadena, CA 91109 American Institute of Aeronautics and Astronautics, 090427, – p. 1 – 14.

111. Coletti Electric propulsion subsystem architecture for an all-electric spacecraft / Michele, Grubisic, Angelo, Collingwood, Cheryl and Gabriel, Stephen // *Advances in Spacecraft Technologies* (2011), Rijeka, HR. INTECH, pp. 123-138.
112. Neumann, A. The 250 mN Thrust Balance for the DLR Goettingen EP Test Facility / A. Neumann, J. Sinske // *IEPC-2013-211, 33rd International Electric Propulsion Conference, Washington, USA, October 6 — 10, 2013.*
113. Pablo Rachov, Hernan Tacca y Diego Lentini (2010). Electric feed systems for liquid propellant rocket engines. Research Report.
114. Важенин, Н.А. Электрические ракетные двигатели космических аппаратов и их влияние на радиосистемы космической связи / Н.А. Важенин, В.А. Обухов, А.П. Плохих, Г.А. Попов. — М.: ФИЗМАТЛИТ, 2013. — 432 с.
115. Волоцуев, В. В. Модели для расчета проектных параметров низкоорбитального космического аппарата с энергодвигательным электроракетным модулем // *Известия Самарского научного центра Российской академии наук.* — Т.13. — 2011. — №6. — С. 116-125.
116. Ловцов, А.С. Огневые испытания ионного двигателя высокой мощности для перспективных транспортных модулей / А.С. Ловцов, М.Ю. Селиванов // *Известия российской академии наук. Энергетика.* — 2014. — №6. — М.: РАН, —С. 3–9.
117. Saft Lithium-ion - Saft Batteries [Электронный ресурс]. URL: <http://www.saftbatteries.com> (дата обращения: 27.01.2019).
118. Штулингер, Э. Ионные двигатели для космических полетов / Э. Штулингер // пер. с англ. — М: Издательство Министерства обороны СССР, 1966. — 344 с.
119. Грилихес, В.А. Солнечная энергия и космические полеты / В.А. Грилихес, П.П. Орлов, Л.Б. Попов. — М.: Наука, 1984. — 216 с.

120. Галкин, В.В. Солнечные и аккумуляторные батареи ОАО «Сатурн» на космических аппаратах с электронными двигателями // Электронный журнал «Труды МАИ». — Вып. № 60.
121. Мельников, В.М. Проблемы создания в космосе крупногабаритных конструкций [Электронный ресурс] / В.М. Мельников, И.Н. Матюшенко, Н.А. Чернова, Б.Н. Харлов. // Электронный журнал «Труды МАИ». — Выпуск №78. — С. 1–21.; URL: <http://trudymai.ru/upload/iblock/b87/b87ab54fb2066fe8ae55665c93427b09.pdf> (дата обращения: 27.01.2019).
122. Тернер, Г. Энергетическая установка мощностью 25 кВт на основе солнечных батарей для космической станции / Г. Тернер, А. Джонсон, М. Гендел. — М.: Мир, 1975, — С. 242–252.
123. Куландин, А.А. Энергетические системы космических аппаратов / А.А. Куландин, С.В. Тимашев, И.В. Зайцев. — издание 3-е, перераб. и доп. — М.: Наука, 1994. — 283 с.
124. Глибицкий, М.М. Системы питания и управления электрическими ракетными двигателями / М.М. Глибицкий. — М.: Машиностроение, 1981. — 136 с.
125. Боровик И.Н., Козлов А.А. Программа «Расчет параметров ЖРДУ одно-разового межорбитального транспортного аппарата на топливе жидкий кислород и жидкий водород, оптимальных по критерию максимальной массы полезного груза». Свид. о гос. рег. № 2013615021 от 27 мая 2013 г.; Козлов А.А., Гнесин Е.М. Свид. о гос. рег. программы для ЭВМ «ФОРДУ» для расчета основных параметров ЖРДУ № 2010615938. За-рег. в Реестре программ для ЭВМ 10.09.2010.
126. Гичонг, Ч. Оптимизация параметров жидкостной ракетной двигательной установки разгонного блока / Ч. Гичонг, Ч Сокгю, А.А. Козлов // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. — 2016. №47.— С. 97-108.
127. Козлов, А.А. Выбор топлива, схемы и основных параметров ЖРДУ на ранних этапах проектирования. / А.А. Козлов. — М.: Изд-во МАИ, 1997. — 48 с.

128. Гудилин, В.Е. Разгонные блоки. Ядерные энергетические установки космических аппаратов. Ядерные ракетные двигатели / В.Е. Гудилин, Л.И. Слабкий // Ракетно-космические системы (История. Развитие. Перспективы). — М.: Самиздат, 1996.
129. SLATS (Super Low Altitude Test Satellite) [Электронный ресурс] // ESA Earth Online. URL: <http://earth.esa.int/web/eoportal/satellite-missions/s/slats> (дата обращения: 27.01.2020).
130. Митрофанов, А. Аэродинамический парадокс спутника // Квант: научно-популярный физико-математический журнал. — М.: «Бюро Квантум». — 1998. — № 3. — С. 2–6.
131. Потапов, А.М. Сравнение головных обтекателей существующих и перспективных отечественных ракет-носителей и их зарубежных аналогов / А.М. Потапов, В.А. Коваленко, А.В. Кондратьев // Авиационно-космическая техника и технология: научно-технический журнал. — Харьков: И-во ХАИ. — 2015. — №1/118. — С. 35–43.
132. Солнечные батареи, ОАО "Сатурн" [Электронный ресурс]. URL: <http://saturn-kuban.ru/produktsiya/solnechnye-batarei> (дата обращения: 27.01.2019).
133. Фотоэлектрические преобразователи, ОАО "Сатурн" - [Электронный ресурс]. URL: <http://saturn-kuban.ru/produktsiya/solnechnye-batarei/fotoelektricheskie-preobrazovateli> (дата обращения: 27.01.2019).
134. Guter, W. Space solar cells - 3G30 and next generation radiation hard product. [Электронный ресурс]. URL: [https://www.e3s-conferences.org/articles/e3sconf/pdf/2017/04/e3sconf\\_espc2017\\_03005.pdf](https://www.e3s-conferences.org/articles/e3sconf/pdf/2017/04/e3sconf_espc2017_03005.pdf) (дата обращения: 27.01.2019).
135. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. — Введ. 1982-07-01.— М.: Изд-во стандартов, 2004. — 180 с.
136. Фаренбрух, А. Л. Солнечные элементы: Теория и эксперимент / А. Л. Фаренбрух, Р. Х. Бьюб // Под ред. М. М. Колтуна. — М.: Энергоатомиздат, 1987. — 280 с.



137. Горшков, О.А. Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов / О.А. Горшков, В.А. Муравлев, А.А. Шагайда; под ред. академика РАН А.С. Коротеева. — М.: Машиностроение, 2008. — 280 с.
138. Horne, R.B. Space Weather Concerns for All-Electric Propulsion Satellites / R.B Horne, D. Pitchford // Space Weather. — 2015. — №13. — p.430–433.
139. Банди, Б. Методы Оптимизации. Вводный курс / Б. Банди. — М.: Радио и связь, 1988. — 128 с.
140. FSS Operators benchmarks & performance review. 9th Ed //A Euroconsult Profile Series <http://euroconsult-ec.com/research/FSS-operators-2018-brochure.pdf> (дата обращения: 27.01.2019).
141. Анпилогов, В. Р. Эффективность и стоимость геостационарных ИСЗ фиксированной связи и вещания// Технологии и средства связи. — 1999. — №4.
142. Яковлев, А.В. Выведение космического аппарата на геостационарную орбиту комбинированным методом / А.В. Яковлев [и др.] // Вестник СибГАУ. — 2016. Т.17. — № 3. — С. 782–789.
143. Яковлев, А.В. Довыведение космических аппаратов на геостационарную орбиту с помощью электроракетного двигателя / А.В. Яковлев, А.А. Внуков, Т.Н. Баландина // Инженерный журнал: наука и инновации № 2, 2016. — С. 1–11.
144. Артюшенко В. М., Кучеров Б. А. Анализ системы ограничений по использованию средств управления космическими аппаратами, учитываемых при их распределении //Вестник Московского авиационного института. — 2019. — Т. 26. — №. 3. — С. 178-189.
145. Лебедев, В. Н. Расчет движения космического аппарата с малой тягой / В. Н. Лебедев. — М.: ВЦ АН СССР, 1968. — 108 с.
146. Аппазов, Р. Ф. Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли / Р. Ф. Аппазов, О. Г. Сытин. — М.: Наука, 1987. — 440 с.
147. Kluever, C. A. Space Flight Dynamics / C. A. Kluever. Wiley, 2018. — 583 p.

148. Лоуден, Д.Ф. Оптимальные траектории для космической навигации / Д.Ф. Лоуден; пер. с англ. — М.: Мир, 1966. — 152 с.
149. Охоцимский, Д. Е. Основы механики космического полета / Д. Е. Охоцимский, Ю. Г. Сихарулидзе. — М.: Наука, 1990. — 448 с.
150. Современное состояние механики космического полета. Механика космического полета / Под ред. П.Б. Ричардса. — М.: Наука, 1969. — 240 с.
151. Гришин, С.Д. Электрические ракетные двигатели космических аппаратов / С.Д. Гришин, Л.В. Лесков. — М.: Машиностроение, 1989. — 216 с.
152. ГОСТ 25645.211-85. Безопасность радиационная экипажа космического аппарата в космическом полете. Характеристики ядерного взаимодействия протонов. — Утвержден и введен в действие Постановлением Государственного комитета СССР по стандартам от 17 декабря 1985г. № 4050. — М.: Изд-во стандартов. — 14 с.
153. Lew, J. S. Drift Rate in a Dipole Field // Jour. Geophysical Res. 66, 1961. pp. 2681-2686.
154. Козлов, А.А. Алгоритм оценки конструкционной защиты космических аппаратов / А.А. Козлов, А.И. Чумаков // Радиационная стойкость электронных систем. “Стойкость-2004”. Научно-технический сборник. — М.: МИФИ/СПЭЛС. — 2004. — Вып. 7. — С. 21-22.
155. Модель космоса: Научно-информационное издание. Т. 2: Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов / под ред. Л.С. Новикова. — М.: КДУ, 2007. — 1144 с.
156. Коршунов, В. П. Воздействие радиации на интегральные микросхемы / В. П. Коршунов, Ю. В. Богатырев, В. А. Вавилов. — Минск: Наука и техника, 1985. — 254 с.
157. ОСТ 134-1034-2012 Методы испытаний и оценки стойкости бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов к воздействию электронного и протонного излучений космического пространства по дозовым эффектам. — М.: Изд-во стандартов, 2012. — 43 с.

158. Старченко, А. Е. Оптимизация поглощенной дозы радиации при перелётах на геостационарную орбиту с малой тягой // Труды МФТИ. — 2015. — Т.7, — № 4. [Электронный ресурс]. URL: <https://mipt.ru/upload/medialibrary/c44/192-204.pdf> (дата обращения: 27.01.2019).
159. Мурзин, С. В. Введение в физику космических лучей / С. В. Мурзин. — М.: Атомиздат, 1979. — 304 с.
160. Гецелев, И.В. Радиационная обстановка на борту космических аппаратов / И.В. Гецелев, А.И. Зубарев, О.Л. Пудовкин // РВСН, ЦИПК. — 2001. — Изд. № 77. — С. 79–89.
161. Бирюков, В. И. Алгоритм прогнозирования радиационного воздействия на аппаратуру микроспутника / В. И. Бирюков, М. В. Бирюкова // Вестник Московского авиационного института, 2013. — Т.20. — №3. — С. 40–49.
162. Акишин, А.И. Физические основы радиационной деградации полупроводниковых фотопреобразователей / А.И. Акишин, С.Н. Вернов // Модель космоса. — Т.2. — М.: МГУ, 1976. — 280 с.
163. Воронов, С.А. Зарядовый состав потока высокоэнергичных электронов и позитронов радиационного пояса Земли / С. А. Воронов, А. М. Гальпер, В. Г. Кириллов-Угрюмов и др. // Письма в ЖЭТФ, 1986. — Т.43. — вып. 5. — С. 240-241.
164. NASA SP-3024 Models of the trapped radiation environment. Volume I: Inner Zone, National AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION, Washington, D.C., 1966.
165. Sawyer, D. M., and J. I. Vette, AP-8 Trapped Proton Environment for Solar Maximum and Solar Minimum, NSSDC/WDC-A-R&S 76-06, 1976.
166. Vette, J. I., The AE-8 Trapped Electron Model Environment, NSSDC/WDC-A-R&S 91-24, 1991a.
167. Fox, N. The Van Allen probes mission / N. Fox, J. L. Burch, Springer, 2013, pp.579.

168. Мак Илуэйн К. Е. Координаты для отображения распределения частиц, захваченным геомагнитным полем // Операция Морская звезда. Сборник статей, под ред. Жулина И.А.. — М.: Атомиздат, 1964. — 261 с.
169. Barth J. Applying modeling space radiation environments // 1997 IEEE Nuclear and Space Radiation Effects. Short Course. Applying Computer Simulation Tools to Radiation Effects Problems. Snowmass Conference Center. Snowmass Village, Colorado. 21 July 1997.
170. Runcorn, S. K. "The Magnetism of the Earth's Body" // Handbuch der Physik XLVII "Geophysik I" Springer, 1956, pp. 498-533.
171. Anspaugh, B.E. "Solar Cell Radiation Handbook" / Anspaugh, B.E., Downing R.G., Tada H.Y., Carter J.R., 3d Ed., JPL Publication 82-69, 1982.
172. Messenger S.R. Space solar cell radiation damage modelling / S. R. Messenger, Ph.D., US Naval Research Laboratory, Washington, DC.
173. Smmith, K.D. The solar cells and their mounting / K.D. Smmith, H.K.Gummel, J.D. Bode // The Bell system technical journal, July 1963. p.1765-1816.
174. The Radiation Design Handbook. European Space Agency. ESTEC, Noordwijk, the Nederland, 1993.
175. Rosenzweig, W., et al. (1963). Solar cell degradation under 1 MeV electron bombardment. Bell system tech. jour. 42, 399.
176. 29.5% NeXt Triple Junction (XTJ) [Электронный ресурс] // Spectrolab. URL:[https://www.spectrolab.com/photovoltaics/XTJ-CIC\\_Data\\_Sheet.pdf](https://www.spectrolab.com/photovoltaics/XTJ-CIC_Data_Sheet.pdf) (дата обращения: 18.02.2020).
177. Бычков, А.Д. Межорбитальная транспортная система с Лунным экспедиционным комплексом, собираемым на низкой околоземной орбите с использованием ракет-носителей тяжелого класса / А.Д. Бычков, В.М. Филин // Инженерный журнал: наука и инновации. — 2017. — №9. — С. 1–19.
178. Луна-шаг к технологиям освоения Солнечной системы / под научн. ред. В.П. Легостаева и В.А. Лопоты. — М.: РКК "Энергия", 2011. — 584 с.

179. Хамиц, И.И. Концепция космической транспортно-энергетической системы на основе солнечного межорбитального электроракетного буксира / И.И. Хамиц, И.М. Филиппов, Л.С. Бурыйлов и др. // Космическая техника и технологии: журнал. — 2017. — №1(16), — С. 32–41.
180. NASA's Robotic Refueling Mission, presented on 2nd Annual ISS Research and Development Conference, Denver, US, 2013.
181. На смену космическим грузовикам "Прогресс" придет буксир "Паром" [Электронный ресурс] // РИА Новости, 21 июля 2006. URL: <https://ria.ru/20060721/51661804.html> (дата обращения: 27.01.2019).
182. Orbital expendable launch vehicle "Electron" [Электронный ресурс] // Rocket Lab. URL: <http://www.rocketlabusa.com/electron> (дата обращения: 18.01.2019).
183. ГОСТ Р 25645.166-2004 Атмосфера земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли. — Введ. впервые. — М.: Изд-во стандартов, 2004. — 28 с.

## ПРИЛОЖЕНИЕ А

(справочное)

Таблица 1 - Коэффициенты преобразования всенаправленного флюенса протонов в нормально падающий поток протонов энергией 10 МэВ

Энерг МэВ	Толщина защиты, г/см <sup>2</sup>							
	0	2.54E-03	7.64E-03	1.52E-02	3.05E-02	5.09E-02	7.64E-02	1.52E-01
1.0E-1	5.303E-1	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
2.0E-1	7.150E-1	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
3.0E-1	8.623E-1	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
4.0E-1	9.976E-1	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
6.0E-1	1.271E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
8.0E-1	1.546E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
1.0E+0	1.792E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
1.2E+0	1.994E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
1.3E+0	2.082E+0	4.303E-2	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
1.4E+0	2.160E+0	1.948E-1	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
1.6E+0	2.299E+0	5.853E-1	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
1.8E+0	2.412E+0	9.827E-1	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
2.0E+0	2.502E+0	1.335E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
2.2E+0	2.569E+0	1.624E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
2.4E+0	2.615E+0	1.860E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
2.6E+0	2.645E+0	2.047E+0	1.912E-2	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
2.8E+0	2.656E+0	2.191E+0	2.733E-1	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
3.0E+0	2.640E+0	2.298E+0	6.092E-1	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
3.2E+0	2.597E+0	2.375E+0	9.375E-1	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
3.4E+0	2.526E+0	2.416E+0	1.226E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
3.6E+0	2.426E+0	2.420E+0	1.468E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
3.8E+0	2.302E+0	2.388E+0	1.664E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
4.0E+0	2.159E+0	2.320E+0	1.818E+0	4.687E-2	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
4.2E+0	2.024E+0	2.219E+0	1.932E+0	2.866E-1	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
4.4E+0	1.891E+0	2.093E+0	1.996E+0	5.697E-1	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
4.6E+0	1.766E+0	1.962E+0	2.017E+0	8.378E-1	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
4.8E+0	1.650E+0	1.839E+0	1.990E+0	1.074E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
5.2E+0	1.447E+0	1.616E+0	1.833E+0	1.431E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
5.6E+0	1.278E+0	1.428E+0	1.642E+0	1.603E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
6.0E+0	1.136E+0	1.268E+0	1.467E+0	1.584E+0	3.741E-2	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
6.4E+0	1.020E+0	1.131E+0	1.312E+0	1.468E+0	4.510E-1	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
6.8E+0	9.237E-1	1.018E+0	1.178E+0	1.339E+0	8.464E-1	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
7.2E+0	8.440E-1	9.525E-1	1.063E+0	1.218E+0	1.181E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
7.6E+0	7.775E-1	8.479E-1	9.673E-1	1.109E+0	1.166E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
8.0E+0	7.204E-1	7.827E-1	8.867E-1	1.013E+0	1.125E+0	3.696E-3	0.000E+0	0.000E+0
9.0E+0	6.134E-1	6.580E-1	7.324E-1	8.256E-1	9.523E-1	7.614E-1	0.000E+0	0.000E+0
1.0E+1	5.554E-1	5.834E-1	6.303E-1	6.965E-1	7.998E-1	8.423E-1	0.000E+0	0.000E+0
1.1E+1	5.169E-1	5.351E-1	5.691E-1	6.105E-1	6.851E-1	7.463E-1	5.746E-1	0.000E+0
1.2E+1	4.936E-1	5.051E-1	5.264E-1	5.558E-1	6.035E-1	6.552E-1	6.550E-1	0.000E+0
1.3E+1	4.778E-1	4.859E-1	4.997E-1	5.182E-1	5.493E-1	5.830E-1	6.044E-1	0.000E+0
1.4E+1	4.663E-1	4.722E-1	4.815E-1	4.834E-1	5.121E-1	5.320E-1	5.496E-1	0.000E+0
1.5E+1	4.594E-1	4.637E-1	4.688E-1	4.758E-1	4.867E-1	4.961E-1	5.047E-1	0.000E+0
1.6E+1	4.548E-1	4.572E-1	4.606E-1	4.642E-1	4.685E-1	4.713E-1	4.719E-1	3.956E-1
1.8E+1	4.433E-1	4.458E-1	4.480E-1	4.493E-1	4.478E-1	4.419E-1	4.327E-1	3.775E-1

2.0E+1	4.352E-1	4.367E-1	4.382E-1	4.379E-1	4.343E-1	4.269E-1	4.142E-1	3.698E-1
2.2E+1	4.286E-1	4.278E-1	4.290E-1	4.293E-1	4.250E-1	4.172E-1	4.041E-1	3.569E-1
2.4E+1	4.211E-1	4.211E-1	4.213E-1	4.203E-1	4.176E-1	4.097E-1	3.981E-1	3.530E-1
2.6E+1	4.146E-1	4.144E-1	4.141E-1	4.137E-1	4.102E-1	4.035E-1	3.931E-1	3.524E-1
2.8E+1	4.081E-1	4.081E-1	4.079E-1	4.063E-1	4.040E-1	3.978E-1	3.884E-1	3.527E-1
3.0E+1	4.004E-1	4.005E-1	4.003E-1	3.998E-1	3.969E-1	3.926E-1	3.843E-1	3.530E-1
3.4E+1	3.836E-1	3.838E-1	3.840E-1	3.839E-1	3.831E-1	3.797E-1	3.749E-1	3.520E-1
3.8E+1	3.763E-1	3.704E-1	3.704E-1	3.703E-1	3.686E-1	3.669E-1	3.636E-1	3.473E-1
4.2E+1	3.564E-1	3.565E-1	3.569E-1	3.572E-1	3.571E-1	3.549E-1	3.526E-1	3.409E-1
4.6E+1	3.426E-1	3.426E-1	3.429E-1	3.433E-1	3.436E-1	3.421E-1	3.409E-1	3.334E-1
5.0E+1	3.296E-1	3.296E-1	3.298E-1	3.301E-1	3.304E-1	3.303E-1	3.297E-1	3.245E-1
5.5E+1	3.145E-1	3.145E-1	3.147E-1	3.151E-1	3.158E-1	3.161E-1	3.161E-1	3.132E-1
6.0E+1	3.005E-1	3.006E-1	3.007E-1	3.010E-1	3.016E-1	3.020E-1	3.022E-1	3.007E-1
6.5E+1	2.859E-1	2.861E-1	2.865E-1	2.870E-1	2.880E-1	2.890E-1	2.897E-1	2.899E-1
7.0E+1	2.724E-1	2.726E-1	2.729E-1	2.730E-1	2.743E-1	2.753E-1	2.761E-1	2.773E-1
8.0E+1	2.481E-1	2.487E-1	2.487E-1	2.492E-1	2.501E-1	2.512E-1	2.523E-1	2.543E-1
9.0E+1	2.249E-1	2.251E-1	2.255E-1	2.260E-1	2.270E-1	2.281E-1	2.294E-1	2.320E-1
1.0E+2	1.999E-1	2.001E-1	2.006E-1	2.013E-1	2.025E-1	2.039E-1	2.055E-1	2.092E-1
1.3E+2	1.492E-1	1.493E-1	1.496E-1	1.500E-1	1.509E-1	1.519E-1	1.530E-1	1.560E-1
1.6E+2	1.183E-1	1.183E-1	1.185E-1	1.188E-1	1.192E-1	1.199E-1	1.206E-1	1.226E-1
2.0E+2	9.215E-2	9.220E-2	9.229E-2	9.242E-2	9.268E-2	9.302E-2	9.344E-2	9.462E-2

\*Примечание. таблица составлена автором по данным [82, с.266]

Таблица 2 - Коэффициенты преобразования всенаправленного флюенса электронов в нормально падающий поток электронов энергией 1 МэВ

Энерг МэВ	Толщина защиты, г/см <sup>2</sup>							
	0	2.54E-03	7.64E-03	1.52E-02	3.05E-02	5.09E-02	7.64E-02	1.52E-01
1.5E-1	2.690E-4	3.687E-5	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
1.6E-1	5.000E-4	7.951E-5	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
1.7E-1	8.951E-4	1.620E-4	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
1.8E-1	1.550E-3	3.168E-4	2.227E-5	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
1.9E-1	2.406E-3	5.938E-4	5.228E-5	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
2.0E-1	3.650E-3	1.045E-3	1.143E-4	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
2.2E-1	6.750E-3	2.533E-3	4.375E-4	1.551E-5	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
2.4E-1	1.035E-2	4.924E-3	1.236E-3	8.667E-5	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
2.6E-1	1.450E-2	7.981E-3	2.814E-3	3.609E-4	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
2.8E-1	2.010E-2	1.174E-2	5.052E-3	1.073E-3	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
3.0E-1	2.725E-2	1.668E-2	7.941E-3	2.400E-3	2.828E-5	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
3.2E-1	3.385E-2	2.249E-2	1.156E-2	4.220E-3	1.481E-4	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
3.6E-1	5.004E-2	3.581E-2	2.142E-2	9.856E-3	1.314E-3	0.000E+0	0.000E+0	0.000E+0
4.0E-1	7.000E-2	5.255E-2	3.423E-2	1.855E-2	4.311E-3	9.075E-5	0.000E+0	0.000E+0
4.5E-1	9.506E-2	7.562E-2	5.344E-2	3.258E-2	1.106E-2	1.295E-3	0.000E+0	0.000E+0
5.0E-1	1.250E-1	1.023E-1	7.595E-2	5.059E-2	2.146E-2	4.824E-3	7.759E-5	0.000E+0
6.0E-1	2.000E-1	1.703E-1	1.343E-1	9.816E-2	5.347E-2	2.158E-2	4.315E-3	0.000E+0
7.0E-1	2.700E-1	2.400E-1	2.004E-1	1.574E-1	9.769E-2	4.962E-2	1.802E-2	0.000E+0
8.0E-1	3.500E-1	3.166E-1	2.718E-1	2.225E-1	1.527E-1	9.074E-2	4.262E-2	3.097E-4
9.0E-1	4.223E-1	3.898E-1	3.438E-1	2.910E-1	2.121E-1	1.385E-1	7.726E-2	4.452E-3
1.0E+0	5.000E-1	4.657E-1	4.169E-1	3.607E-1	2.759E-1	1.934E-1	1.199E-1	1.566E-2
1.2E+0	6.700E-1	6.303E-1	5.733E-1	5.072E-1	4.068E-1	3.081E-1	2.172E-1	5.937E-2
1.4E+0	8.600E-1	8.160E-1	7.515E-1	6.759E-1	5.593E-1	4.419E-1	3.312E-1	1.281E-1
1.6E+0	1.060E+0	1.012E+0	9.405E-1	8.564E-1	7.256E-1	5.916E-1	4.614E-1	2.120E-1

1.8E+0	1.260E+0	1.210E+0	1.136E+0	1.045E+0	9.022E-1	7.521E-1	6.040E-1	3.099E-1
2.0E+0	1.470E+0	1.418E+0	1.339E+0	1.242E+0	1.088E+0	9.245E-1	7.611E-1	4.236E-1
2.3E+0	1.729E+0	1.676E+0	1.592E+0	1.489E+0	1.323E+0	1.145E+0	9.639E-1	5.793E-1
2.5E+0	2.000E+0	1.943E+0	1.854E+0	1.744E+0	1.566E+0	1.374E+0	1.178E+0	7.499E-1
2.8E+0	2.252E+0	2.197E+0	2.108E+0	1.997E+0	1.813E+0	1.611E+0	1.399E+0	9.314E-1
3.0E+0	2.510E+0	2.454E+0	2.362E+0	2.248E+0	2.057E+0	1.847E+0	1.627E+0	1.125E+0
3.3E+0	2.754E+0	2.698E+0	2.606E+0	2.490E+0	2.295E+0	2.078E+0	1.849E+0	1.320E+0
3.5E+0	3.000E+0	2.943E+0	2.850E+0	2.731E+0	2.531E+0	2.309E+0	2.072E+0	1.520E+0
3.8E+0	3.249E+0	3.191E+0	3.096E+0	2.974E+0	2.770E+0	2.541E+0	2.296E+0	1.723E+0
4.0E+0	3.500E+0	3.442E+0	3.344E+0	3.220E+0	3.011E+0	2.775E+0	2.523E+0	1.928E+0
4.5E+0	3.950E+0	3.894E+0	3.798E+0	3.675E+0	3.464E+0	3.223E+0	2.962E+0	2.332E+0
5.0E+0	4.400E+0	4.344E+0	4.247E+0	4.121E+0	3.905E+0	3.659E+0	3.390E+0	2.738E+0
5.5E+0	4.850E+0	4.793E+0	4.695E+0	4.566E+0	4.346E+0	4.093E+0	3.817E+0	3.141E+0
6.0E+0	5.300E+0	5.243E+0	5.143E+0	5.012E+0	4.787E+0	4.528E+0	4.244E+0	3.545E+0
7.0E+0	6.150E+0	6.093E+0	5.992E+0	5.859E+0	5.627E+0	5.358E+0	5.062E+0	4.326E+0
8.0E+0	6.900E+0	6.848E+0	6.753E+0	6.626E+0	6.401E+0	6.138E+0	5.844E+0	5.097E+0
9.0E+0	7.607E+0	7.550E+0	7.462E+0	7.335E+0	7.112E+0	6.848E+0	6.553E+0	5.801E+0
1.0E+1	8.300E+0	8.249E+0	8.156E+0	8.029E+0	7.804E+0	7.539E+0	7.241E+0	6.479E+0
1.5E+1	1.060E+1	1.056E+1	1.049E+1	1.039E+1	1.020E+1	9.981E+0	9.725E+0	9.047E+0
2.0E+1	1.230E+1	1.227E+1	1.221E+1	1.213E+1	1.197E+1	1.177E+1	1.155E+1	1.095E+1
2.5E+1	1.360E+1	1.357E+1	1.352E+1	1.344E+1	1.329E+1	1.311E+1	1.290E+1	1.233E+1
3.0E+1	1.470E+1	1.467E+1	1.462E+1	1.455E+1	1.442E+1	1.425E+1	1.405E+1	1.352E+1
4.0E+1	1.650E+1	1.648E+1	1.643E+1	1.637E+1	1.625E+1	1.610E+1	1.593E+1	1.544E+1

\*Примечание. таблица составлена автором по данным [82, с.256]



## ПРИЛОЖЕНИЕ Б

(справочное)

В соответствии с ГОСТ 4401-81 «Атмосфера стандартная. Параметры» [135], для интервала высот 120-1200 км плотность  $\rho$ ,  $\text{кг}\cdot\text{м}^{-3}$ , рассчитывается по давлению и температуре с помощью уравнения состояния

$$\rho = \frac{pM}{RT} \quad (1)$$

Давление для этого интервала высот рассчитывается по формуле (2)

$$\rho = \frac{nR^*T}{N_A}, \quad (2)$$

где  $n$  – концентрация частиц,  $\text{м}^{-3}$ ;  $R^*$  – универсальная газовая постоянная ( $8314.32 \text{ Дж}\cdot\text{К}^{-1}\cdot\text{кмоль}^{-1}$ );  $T$  – температура, К;  $N_A$  – число Авогадро ( $602.257\cdot 10^{24} \text{ кмоль}^{-1}$ ).

На высотах более 120км концентрация частиц аппроксимируется полиномом четвертой степени вида

$$n = (A_0 + A_1h + A_2h^2 + A_3h^3 + A_4h^4) \cdot 10^m, \quad (3)$$

где коэффициенты  $A_0 - A_4$  и показатель степени  $m$  в указанных интервалах высот приведен в таблице 1.

Таблица 1 - Коэффициенты полинома (3), аппроксимирующего концентрацию частиц

Высота, м	$A_0$	$A_1$	$A_2$	$A_3$	$A_4$	$m$
120000	2,100E+03	-5,618E-02	5,664E-07	-2,547E-12	4,310E-18	17
150000	1,016E+03	-2,120E-02	1,672E-07	-5,894E-13	7,827E-19	16
200000	7,631E+02	-1,151E-02	6,613E-08	-1,709E-13	1,670E-19	15
250000	1,882E+02	-2,266E-03	1,042E-08	-2,156E-14	1,687E-20	15
350000	2,805E+02	-2,432E-03	8,055E-09	-1,202E-14	6,805E-21	14
450000	5,599E+02	-3,714E-03	9,359E-09	-1,059E-14	4,526E-21	13
600000	8,359E+02	-4,265E-03	8,253E-09	-7,150E-15	2,336E-21	12
800000	8,365E+01	-3,162E-04	4,602E-10	-3,022E-16	7,512E-23	12
1000000	3,832E+01	-5,098E-05	1,810E-11	0,000E+00	0,000E+00	11

\*Примечание. таблица составлена автором по данным [183]

Для высот выше 120км принято кусочно-линейное изменение термодинамической температуры по геометрической высоте

$$T = T_0 + \beta'(h - h_0), \quad (4)$$

где  $\beta' = \frac{dT}{dh}$  задается таблицей 2.

Таблица 2 - Градиент термодинамической температуры  
по геометрической высоте

$h, м$	$T, K$	$\beta', K/м$
120000	334.42	0.011259
140000	559.60	0.006800
160000	695.60	0.003970
200000	834.40	0.001750
250000	941.90	0.000570
325000	984.65	0.0001500
400000	995.90	0.0000200
600000	999.90	0.0000005
800000	1000.0	0.0000000
1200000	1000.0	

\*Примечание. таблица составлена автором по данным [183]

молярная масса аппроксимируется полиномом третьей степени в виде:

$$M = B_0 + B_1h + B_2h^2 + B_3h^3, \quad (5)$$

где  $B_0$ - $B_3$  - коэффициенты полинома, представленные в таблице 3.

Таблица 3 – Коэффициенты аппроксимирующего полинома  
молярной массы

Диапазон высот, м	$B_0$	$B_1$	$B_2$	$B_3$
120000	46,9083	-2,9712E-04	1,2087E-09	-1,8568E-15
250000	40,4668	-1,5527E-04	3,5574E-10	-3,0234E-16
400000	6,3770	6,2550E-05	-1,1014E-10	3,3691E-17
650000	75,6896	-1,7612E-04	1,3360E-10	-2,8788E-17
900000	112,4838	-3,0681E-04	2,9033E-10	-9,2052E-17
1050000	9,8970	-1,1973E-05	7,7825E-10	-1,7754E-18

\*Примечание. таблица составлена автором по данным [183]

## ПРИЛОЖЕНИЕ В

(обязательное)

### В.1. Текст программы инициализации основных параметров модели

```
% задание известных параметров энергодвигательной системы МТА
function sc = init_sc()
    main_h;

    %--- ЖРД ---
    sc(I_V_CPS_SM) = 420;           % масса конструкции 1й ст., кг
    sc(I_V_CPS_I)  = 3300;         % уд. имп., м/с
    sc(I_V_CPS_T)  = 40000;        % тяга, Н

    %--- ЭРД ---
    sc(I_V_EPS_SM) = 450;           % масса конструкции 2й ст., кг
    sc(I_V_SA_P)   = 18000;         % мощность СБ
    sc(I_V_EPS_I)  = 35000;         % уд. имп, м/с BSS-720HP
    sc(I_V_EPS_T)  = 0.66;         % тяга, Н           4*XIPS-25
```

### В.2. Текст программы формирования состава модели

```
% параметрическая модель
function sc = ParamUpd(sc)
    main_h;

    CPS_EM      = 3.3*sc(I_V_CPS_T)^(1/3);           % двигатель
    CPS_PGS     = 0.5*sqrt(sc(I_V_CPS_T));           % пневмогидросистема
    CPS_FTM     = CPS_FTM2FM*sc(I_V_CPS_FMM);       % баки
    sc(I_V_CPS_M) = CPS_EM + CPS_PGS + CPS_FTM;      % ЖРДУ

    sc(I_V_EPS_I) = 2*EPS_EFF*sc(I_V_SA_P)/sc(I_V_EPS_T); % уд. имп. ЭРД
    EPS_P         = sc(I_V_SA_P)/4;                 % мощн. ЭРД; 4*XIPS25
    EPS_EM       = 0.7*EPS_P^(1/3);                 % масса ЭРД
    EPS_FEED     = 6;                               % масса СП
    EPS_PCU      = EPS_PCU2P*EPS_P;                 % масса СУП
    EPS_FTM      = EPS_FTM2FM*sc(I_V_EPS_FMM);      % масса баков ксенона
    sc(I_V_EPS_M) = ...                             % масса ЭРДУ
        4*(EPS_EM+EPS_FEED+EPS_PCU) + ...
        EPS_FTM;

    sc(I_V_SA_M) = ...                             % СЭС
        SA_M2P*sc(I_V_SA_P) + ...
        0.005*1.1*sc(I_V_SA_P) + ...
        0.0002*sc(I_V_SA_P);                       % масса СУП
```

### В.3. Текст программы расчета гравитационных потерь $V_{\text{хар}}$ ЖРД

```
% оценка гравитационных потерь характеристической скорости из-за
% неимпульсного маневра (см. формулу Блисса)
function [dVloss, dVsum, mk, mt] = GetDVLoss(dVimp, m0, P, Isp, h0)
    global EARTH_G;
    global EARTH_MU;
    global EARTH_RADIUS;

    g = EARTH_G;
    Fm = EARTH_MU;
    Re = EARTH_RADIUS;

    n0 = P/(m0*g);
    x = sqrt(Fm/(Re+h0)^3)*(Isp/g)*20000* ...
        (1-exp(-dVimp/Isp))/(8*atan(1)*1000);
```

```

dV = sqrt(Fm/(Re+h0))*(1-0.00089*(Isp/g-470))* ...
      x*(0.006227+x*(-0.050082+x*(0.186442+0.11098*x)));
k = 10^(-1.475733*log10(n0)-1.926261);
dVloss = dV*k; % потери скорости на активном участке
dVsum = dVimp + dVloss; % суммарная характеристическая скорость

mk = m0*exp(-dVsum/Isp); % конечная масса КА
mt = m0 - mk; % требуемая масса рабочего топлива

```

#### В.4. Текст программы расчета оптимальной тяги ЖРД

```

% оптимизация тяги ЖРД с учетом гравитационных потерь при
% выдаче импульса в перигее
clear all;
main_h;

g = EARTH_G;
dVimp = 1250; % требуемый импульс скорости, м/с
m0 = 23000; % начальная масса КА, кг
Isp = 333*g; % удельный импульс тяги ДУ
h0 = 180000; % высота точки включения ДУ

sc = init_sc(); % инициализация начальных параметров
THRUST_N = 100; % кол-во интервалов разбиения
for i = 1:THRUST_N+1 % для каждой расчетной точки
    % сформировать величину тяги
    r(i) = 10000+(i-1)*(90000/THRUST_N);

    sc(I_V_CPS_T) = r(i); % сохранить тягу в векторе параметров модели
    sc = ParamUpd(sc); % пересчитать параметрическую модель

    mdu(i) = sc(I_V_CPS_M); % запомнить массу ЖРДУ (дв+пгс) из модели
    % рассчитать: потери Vхар, суммарную Vхар, конечную массу,
    % треб. массу РТ
    [dVloss(i), dVsum, mk(i), mt] = GetDVLoss(dVimp, m0, r(i), Isp, h0);
end

% убрать постоянную составляющую
mdu = mdu - min(mdu);
mk = -(mk - max(mk));
mdiff = mdu + mk;

% вывести результаты расчетов на график
hold on;
plot(r./1e3, mdu, '--b', 'LineWidth', 2.0);
plot(r./1e3, mk, '-.g', 'LineWidth', 2.0);
plot(r./1e3, mdiff, ':r', 'LineWidth', 2.0);
hold off;
legend( ...
    texlabel('Delta m ДУ'), ...
    texlabel('Delta m ПН'), ...
    texlabel('Delta m ДУ-ПН') ...
);
grid on;
xlabel('Тяга ЖРД, кН');
ylabel(texlabel('Delta m, кг'));

```

#### В.5. Текст программы расчета оптимального удельного импульса ЭРД

```

% оптимизация Уд. импульса ЭРД
clear all;
main_h;

```

```

sc = init_sc(); % инициализация начальных параметров
nu = 0.6; % КПД ЭРД
gamma = 0.02; % уд. масса СБ (кг/Вт)
duration = 120*24*60*60; % длительность перелета ,с
r = sc(I_V_EPS_T); % тяга ЭРД

I_N = 100; % кол-во интервалов разбиения
out = zeros(I_N, 3);
for i = 1:I_N+1 % для каждой расчетной точки
    Isp = 10000+(i-1)*(40000/I_N); % сформировать величину Iуд
    sc(I_V_EPS_I) = Isp; % сохранить тягу в векторе параметров модели
    sc = ParamUpd(sc); % пересчитать параметрическую модель

    out(i, 1) = Isp;
    out(i, 2) = r*gamma*Isp/(2*nu);
    out(i, 3) = r*duration/(Isp);
end
% вывести результаты расчетов на график
close all;
plot(out(:,1), out(:,2), '--b', 'LineWidth', 2.0);
hold on;
plot(out(:,1), out(:,3), '-.g', 'LineWidth', 2.0);
plot(out(:,1), out(:,2)+out(:,3), ':r', 'LineWidth', 2.0);
hold off;
legend( ...
    texlabel('m СЭС'), ...
    texlabel('m РТ'), ...
    texlabel('m СЭС+РТ') ...
);
grid on;
xlabel('Уд. импульс ЭРД, м/с');
ylabel(texlabel('m, кг'));

```

## В.6. Текст программы расчета преобразования интегральных флюенсов по энергетическим уровням в интегральный флюенс 1МэВ электронов

```

% ВХОД:
% RadLev - радиационные уровни
% RadVal - дозы радиации в рад.уровнях
function dose_eq1mev = Eq1mev_Get(RadLev, RadVal)
% накопленные рад. дозы преобраз. в дозу от электронов 1МэВ
% поскольку в дозу с меньшей энергией включена доза с большей
% надо раскручивать со стороны верхней энергии
global Eq1mev_Pol; % полиномы преобразований формируются при иниц.
Eq1mev_Init();

dose_p10 = 0;
xprev = 0;
for i = length(RadLev.p):-1:1
    x = RadVal.p(i, 1);
    dose_p10 = dose_p10+(x-xprev)*ppval(Eq1mev_Pol.p, RadLev.p(i, 1));
    xprev = x;
end

dose_e1 = 0;
xprev = 0;
for i = length(RadLev.e):-1:1
    x = RadVal.e(i, 1);
    dose_e1 = dose_e1+(x-xprev)*ppval(Eq1mev_Pol.e, RadLev.e(i, 1));
    xprev = x;
end

dose_eq1mev = 3000*dose_p10+dose_e1;

```

## В.7. Текст программы подстройки начальных масс рабочих тел ЭРД и ЖРД

```
function [sc_Model, sc_State, manevrTimeLine] = trjQ3(sc_Model, y0)
    main_h;

    sc_State = zeros(1, I_S_END-1);

    recalc_rq = true;
    while recalc_rq
        recalc_rq = false;

        sc_Model = ParamUpd(sc_Model); % обновить парам.модель

        sc_State(I_S_CFM) = sc_Model(I_V_CPS_FMM); % остаток топлива ЖРД
        sc_State(I_S_EFM) = sc_Model(I_V_EPS_FMM); % остаток РТ ЭРД

        [sc_State, manevrTimeLine] = trjQ5(sc_Model, y0, sc_State);

        % для случая пост. эл. мощн. уд. имп. известен
        % уд. импульс сильно отличается от оптимального ?
        Iopt = sqrt(2*EPS_EFF*sc_State(I_S_TME)/SA_M2P);
        if (abs(Iopt-sc_Model(I_V_EPS_I)) > 1.0)
            sc_Model(I_V_EPS_I) = Iopt;
            recalc_rq=true;
        end
        % невязка по РТ ЭРД?
        if (abs(sc_State(I_S_EFM)) > 0.1) % для ЭРД ±0.1 кг
            sc_Model(I_V_EPS_FMM)=sc_Model(I_V_EPS_FMM)-sc_State(I_S_EFM);
            recalc_rq=true;
        end
        % невязка по РТ ЖРД?
        if (abs(sc_State(I_S_CFM)) > 1.0) % для ЖРД ±1.0 кг
            sc_Model(I_V_CPS_FMM)=sc_Model(I_V_CPS_FMM)-sc_State(I_S_CFM);
            recalc_rq=true;
        end
    end
end
```

## В.8. Текст программы построения циклограммы полета по высокоэллиптической суперсинхронной траектории

```
% Стартуем с космодрома Восточный
% Задаем К промежуточной орбиты
% Переход на промежуточную орбиту по Гоману
% Переход на синхронную высокоэллиптическую
% Изменение наклона в апоцентре, сброс ЖРД
% изменение орбиты с пом. ЭРД
% Результаты:
% 1. Траектория перелета
% 2. Изменение долготы от времени
function [sc_State, manevrTimeLine] = trjQ5(sc_Model, y0, sc_State)
    main_h;

    v1d = y0(4:6)/sqrt(sum(y0(4:6).*y0(4:6))); % орт вектора скорости
    t = 0; % время
    m = y0(7);

    % ЖРД
    Isp = sc_Model(I_V_CPS_I); % удельный импульс тяги двигателя

    r1 = sqrt(sum(y0(1:3).*y0(1:3))); % радиус нач. орб.
    r3 = ORB_TRG; % радиус кон. орб.
```

```

r2 = sc_Model(I_V_OP_K); % промежуточная орбита

v1 = sqrt(sum(y0(4:6).*y0(4:6))); % скорость на начальной орбите
a1 = (r1+r2)/2; % большая полуось эллипса
dt = pi*sqrt(a1^3/EARTH_MU); % время Гомановского перехода

% импульс для перехода на эллиптическую орбиту с апогеем
% заданным параметром K
r2_r1 = r2/r1;
dv = v1*(sqrt(2*r2_r1/(r2_r1 + 1))-1); % треб. dV в 1м импульсе
dm = -m*(1-exp(-dv/Isp)); % затрачиваемая масса топлива
manevrTimeLine(1,:) = [ ...
    t, ... % время
    1, ... % команда
    dv*V1d, ...
    dm ... % параметры
];
m = m+dm; % масса КА после выдачи импульса
sc_State(I_S_CFM) = sc_State(I_S_CFM)+dm;

% свободно летим
manevrTimeLine(size(manevrTimeLine,1)+1,:) = [ ...
    t, ... % время
    2, ... % команда
    0, 0, 0, 0 ... % параметры
];
t = t+dt;

% 2,3й импульс - переход на высокоэллиптическую орбиту
% он выполняется в фазе с наземным наблюдательным пунктом
a2 = (EARTH_MU*(EARTH_T/(2*pi))^2)^(1/3); % большая полуось
Rp = r2; % перицентр
Ra = 2*a2 - Rp; % апоцентр
e2 = (Ra - Rp)/(Ra + Rp); % эксцентриситет
p2 = a2*(1 - e2^2); % фокальный параметр
Va = sqrt(EARTH_MU/p2)*(1-e2); % скорость в апоцентре
Vp = sqrt(EARTH_MU/p2)*(1+e2); % скорость в перицентре
dt = pi*sqrt(a2^3/EARTH_MU); % время перелета

dv = ...
    v1/sqrt(r2_r1)*(1-sqrt(2/(r2_r1+1))) + ... % для выхода на кругл. орб
    Vp - sqrt(EARTH_MU/r2); % + для перехода на эллипс
dm = -m*(1-exp(-dv/Isp)); % масса топлива
% импульс в перицентре геопереходной орбиты
manevrTimeLine(size(manevrTimeLine,1)+1,:) = [ ...
    t, ... % время
    1, ... % команда
    dv*(-V1d), ...
    dm ... % параметры
];
m = m + dm; % масса КА после выдачи импульса
sc_State(I_S_CFM) = sc_State(I_S_CFM) + dm;

% свободно летим
manevrTimeLine(size(manevrTimeLine,1)+1,:) = [ ...
    t, ... % время
    2, ... % команда
    [0, 0, 0], ...
    0 ... % параметры
];
t = t+dt;

% 4й импульс
% меняем наклонение

```

```

%incl = y0(4:6)/sqrt(sum(y0(4:6).*y0(4:6)));
%dv = Va*sqrt(2*(1-cos(deg2rad(51.6))));
dV = Va*([0, -1, 0] - Vld);
dv = sqrt(sum(dV.*dV));
dm = -m*(1-exp(-dv/Isp)); % масса топлива
manevrTimeLine(size(manevrTimeLine,1)+1,:) = [ ...
    t, ... % время
    1, ... % команда
    dV, ...
    dm ... % параметры
];
m = m + dm; % масса КА после выдачи импульса
sc_State(I_S_CFM) = sc_State(I_S_CFM) + dm;

% сброс ЖРД (конструкция + остаток топлива)
dm = -(sc_Model(I_V_CPS_M)+sc_Model(I_V_CPS_SM));
manevrTimeLine(size(manevrTimeLine,1)+1,:) = [ ...
    t, ... % время
    1, ... % команда
    [0, 0, 0], ...
    dm ... % параметры
];
m = m + dm;

sc_State(I_S_TDM) = m; % запоминаем массу оставленную РБ

% фаза ЭРД
Isp = sc_Model(I_V_EPS_I); % удельный импульс тяги двигателя
Thrust = sc_Model(I_V_EPS_T);
Dm_dt = -Thrust/Isp;
dv = 2/3*sqrt(EARTH_MU/a2)*asin(e2);
dm = -m*(1-exp(-dv/Isp));
dt = dm/Dm_dt;

manevrTimeLine(size(manevrTimeLine,1)+1,:) = [ ...
    t, ... % время
    3, ... % команда
    [0, -Thrust, 0], ...
    Dm_dt ... % параметры
];
sc_State(I_S_TME) = dt;
m = m + dm;
sc_State(I_S_EFM) = sc_State(I_S_EFM) + dm;
t = t+dt;

manevrTimeLine(size(manevrTimeLine,1)+1,:) = [ ...
    t, ... % время
    0, ... % команда
    [0, 0, 0], ...
    0 ... % параметры
];

sc_State(I_S_TIM) = t;

```

## В.9. Текст программы построения траектории перелета

```

% построение траектории перелета
function [tt, xx] = trjgen(timeLine, y)
    main_h;

    for i=1:size(timeLine,1)-1
        switch timeLine(i,2) % 2я колонка содержит команду
            case 1 % ИЗМ. массы, скорости
                t = timeLine(i,1);

```



```

%sqrt(sum(y(4:6).*y(4:6)))
x = [ ...
      y(1:3), ...
      y(4:6)+ timeLine(i, 3:5), ...
      y(7) + timeLine(i,6) ...
    ];
case 2 % команда тяга
Thrust = timeLine(i,3:5);
Dm_dt = timeLine(i,6);

opode = odeset('RelTol', 1e-8);
[t,x]=ode45( ...
    @(t, x) trjode(t, x, Thrust', Dm_dt), ...
    [timeLine(i,1) timeLine(i+1,1)], ...
    Y, ...
    opode ...
);
case 3 % построение с контролем скругления
Thrust = timeLine(i,3:5);
Dm_dt = timeLine(i,6);

opode=odeset( ...
    'RelTol', 1e-8, ...
    'Events', @trjevent ...
); %, 'OutputSel' , 1, 'Refine', refine);

[t, x, te, ye, ie]=ode45( ...
    @(t, x) trjode(t, x, Thrust', Dm_dt), ...
    [timeLine(i,1) timeLine(i+1,1)]*1.1, ...
    Y, ...
    opode ...
);
end
y = x(size(x, 1),:);

if exist('tt', 'var')
    tt = [tt; t]; xx = [xx; x];
else
    tt = t; xx = x;
end
end

```

% отслеживание события вектор Лапласа переходит через 0

```

function [lookfor, stop, direction]=trjevent(t, y)
    EARTH_MU = 398616102080000;

    % вариант 2: вектор Лапласа переходит через 0
    r = y(1:3); % радиус-вектор
    v = y(4:6); % вектор скорости
    c = cross(r,v); % векторный интеграл площадей
    f = cross(v, c) - EARTH_MU*(r./sqrt(sum(r.*r))); % вектор Лапласа

    lookfor = f(1);
    stop = 1; %Stop when event is located
    direction = 0; %Specify direction of motion at event

```