

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»

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени

кандидата технических наук

Москва – 2020

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)».

Научный руководитель: доктор технических наук, доцент,
Бирюков Василий Иванович

Официальные оппоненты: **Занин Кирилл Анатольевич**
доктор технических наук,
ведущий научный сотрудник
АО «НПО им. С.А. Лавочкина»

Евдокимов Роман Александрович
доктор технических наук,
ведущий научный сотрудник
ПАО «Ракетно-космическая корпорация
"Энергия" имени С.П. Королёва»

Ведущая организация: КБ "Салют" АО ГКНПЦ им. М.В.Хруничева

Защита состоится «22» декабря 2020 года в 09:00, на заседании диссертационного совета Д212.125.10, федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» по адресу: 125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» <https://mai.ru/upload/iblock/ad7/Dissertatsiya-KURGUZOV.pdf>.

Автореферат разослан «___» _____ 2020 года.

Ученый секретарь

диссертационного совета Д 212.125.10,
кандидат технических наук, доцент



Денискина
Антонина Робертовна

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования

Ключевым элементом космической транспортной инфраструктуры являются средства межорбитальной транспортировки. Важной задачей является повышение их эффективности. Проектный облик и эффективность функционирования межорбитального транспортного аппарата (МТА), как средства межорбитальной транспортировки, определяются, в первую очередь, его энергодвигательной системой (ЭДС).

В настоящее время в качестве маршевых двигателей разгонных блоков (РБ) применяются химические жидкостные ракетные двигатели (ЖРД). В ходе эволюции ЖРД достигли своего предела эффективности. Максимальная скорость истечения продуктов сгорания в ЖРД ограничена энергетикой используемых топлив. В электроракетных двигателях (ЭРД) источник энергии (ИЭ) и рабочее тело (РТ) разделены. Поэтому достижима высокая скорость истечения РТ. ЭРД эффективно используют массу РТ, однако требуют внешнего ИЭ и обладают малой тягой, что ограничивает сферу применения ЭРД.

Российской Федерации необходимо иметь средства эффективной доставки космических аппаратов (КА) на геостационарную орбиту (ГСО) с высокоширотных космодромов, что требует повышенной энергетики от средств выведения. В последнее время, все чаще, выведение на ГСО осуществляется в два этапа: 1) РБ с ЖРД обеспечивает переход на высокоэллиптическую орбиту и смену наклона в апогее; 2) РБ с ЖРД отделяется, а космическая платформа (КП) с помощью собственного ЭРД обеспечивает довыведение КА на целевую орбиту.

Анализ состава РБ и КП выявил наличие дублирующихся подсистем. При объединении РБ и КП в составе перспективного МТА, дублирование подсистем устраняется, обеспечивая выигрыш в массе. 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 геопереходной орбиты (ГПО) до ГСО. Ступень с ЭРД обладает мощным ИЭ, эффективным ЭРД и необходимыми вспомогательными системами. Это позволяет использовать ее как маршевую ДУ на этапе выведения и как космическую платформу, обеспечивающую целевой КА энергией, сохраняющую точку стояния и ориентацию в течение срока активного существования (САС), а так же выполняю-

щую современные требования по переводу КА на орбиту захоронения после завершения САС.

Применение двигателя малой тяги предполагает значительную длительность выведения. Поэтому при оценке эффективности, помимо выводимой массы, необходимо так же учитывать время выведения и воздействие факторов космического пространства, в частности - радиационное воздействие. Научно обоснованное формирование параметров ЭДС перспективного МТА требует разработки соответствующей методики. Поэтому тема диссертационной работы актуальна и востребована.

Степень разработанности темы исследования

К настоящему времени российскими и зарубежными авторами 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. При формировании параметров ДУ может использоваться накопленный опыт по выведению КА на ГСО двигателями большой и малой тяги. По результатам практической реализации систем, накоплены данные, достаточные для формирования параметрической модели исследуемого объекта. В целом, степень разработанности в областях, затрагиваемых выбранной темой, позволяет провести намеченное исследование.

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. Сопоставить 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.

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.

Научная новизна работы заключается в следующем:

- 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 его 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.

Основные положения, выносимые на защиту:

- методика выбора параметров энергодвигательной системы перспективного межорбитального транспортного аппарата 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 программ для описания параметрической модели объекта, параметрической модели баллистики перелета и имитационного моделирования.

Методологическую и теоретическую основу работы составили труды отечественных и зарубежных авторов в области технических наук. Фундаментом для проведения исследования явились труды по проектированию космических летательных аппаратов, 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.

Личный вклад соискателя

Все основные результаты работы получены, алгоритмы и компьютерные программы разработаны и отлажены соискателем лично, а работы выполнены при его непосредственном участии.

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; на семинарах кафедры и научно-техническом совете ведущей организации.

По теме диссертации **опубликовано** 8 работ [1–8], 3 из них – в рецензируемых научных изданиях, включённых в перечень ВАК [1–3]. Получено свидетельство о регистрации программы для ЭВМ [8].

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».

Структура и объем 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.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во Введении обосновывается актуальность и степень разработанности темы диссертационного исследования. Формулируются цели и задачи, научная новизна, теоретическая и практическая значимость результатов работы, методология и методы диссертационного исследования, выносимые на защиту положения, достоверность полученных результатов, реализация и внедрение результатов работы, личный вклад соискателя, сообщаются сведения об апробации работы и публикациях автора, объем и структура диссертации.

В первой главе описывается текущее состояние дел в области исследования. Приводится обзор работ по: проектированию РБ и выбору параметров их двигателей, источникам энергии, баллистике перелета с применением двигателей большой и малой тяг. Рассматриваются два типа маршевых ракетных двигателей,

применяемых на средствах межорбитальной транспортировки в настоящее время: жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) и электроракетные двигатели (ЭРД).

Традиционно в качестве маршевых двигателей разгонных блоков применяются ЖРД. ЖРД эволюционировали в течение длительного времени и достигли предела эффективности, ограниченного максимальной скоростью истечения продуктов сгорания определяемой энергетическими возможностями используемых топлив. Дальнейшие пути увеличения эффективности ЖРД лежат в области применения высокоэнергетических топлив, например пары H_2+O_2 , H_2+F_2 . Однако они являются криогенными, химически агрессивными или ядовитыми, что ограничивает возможности их применения.

В ЭРД ускорение рабочего тела (РТ) осуществляется за счет поступления энергии извне. Поэтому скорость истечения РТ у них выше, чем у ЖРД. ЭРД имеет незначительную тягу, что ограничивает сферу его применения. ЭРД различных 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 двигатели классической схемы типа УК и радиочастотные плазменно-ионные двигатели (РИТ). Применяемые в настоящее время ЭРД обеспечивают удельный импульс 2000-4000с. В качестве источников энергии (ИЭ) для питания ЭРД рассматриваются ядерные и солнечные. Наиболее распространены в качестве ИЭ солнечные батареи (СБ). КПД современных СБ приближается к 30%.

Потребность в увеличении эффективности межорбитальной транспортировки привели к возникновению комбинированных схем транспортировки, в которых РБ с ЖРД обеспечивает переход на промежуточную орбиту, а космическая платформа (КП) с ЭРД и СБ в качестве ИЭ обеспечивает довыведение на целевую орбиту. Анализ подсистем прототипа (РБ «Бриз-М» + КП Boeing BSS-702HP) выявил продублированные подсистемы (Таблица 1) общей массой 250 кг.

Таблица 1 – Массы дублирующихся подсистем РБ и КП (кг)

Подсистема	Изделие	
	Бриз-М	BSS-702HP
Система управления	100	55
Аккумуляторные батареи	15	100
Система обеспечения теплового режима	40	100
Система ориентации и стабилизации	50	30
Прочее	50	25
Итого	255	310

При объединении РБ и КП в единую систему может быть достигнуто улучшение массогабаритных характеристик. Объединенная энергодвигательная сис-

тема МТА состоит из 2-х ступеней с двигателями различных типов (ЖРД и ЭРД). Ступень с ЖРД переводит КА на опорную орбиту, сообщает перигейный импульс, меняет наклонение в апогее высокоэллиптической суперсинхронной орбиты, после чего отделяется. На ступени с ЭРД открываются панели СБ и осуществляется скругление ГПО до ГСО с помощью ЭРД. Ступень с ЭРД остается с целевым КА, обеспечивает энергией, сохраняет орбиту стояния и ориентацию, а также переводит на орбиту захоронения после САС.

Для тестового выполнения разработанной методики обосновывается выбор транспортной операции. Особое место среди орбит размещения КА занимает геостационарная орбита (ГСО). Спутник, находящийся на ГСО сохраняет свое положение относительно земной поверхности. Базовая схема выведения КА на ГСО предполагает сначала вывод на геопереходную эллиптическую орбиту (ГПО) с высотой апогея, равной высоте ГСО. Для схем выведения с ЭРД получила распространение высокоэллиптическая суперсинхронная орбита, обладающая рядом ценных особенностей, таких как сокращение длительности нахождения в естественных радиационных поясах земли (ЕРПЗ) и постоянное нахождение в зоне видимости наземного центра управления.

Во второй главе предложена структура модели исследования (рисунок 1).

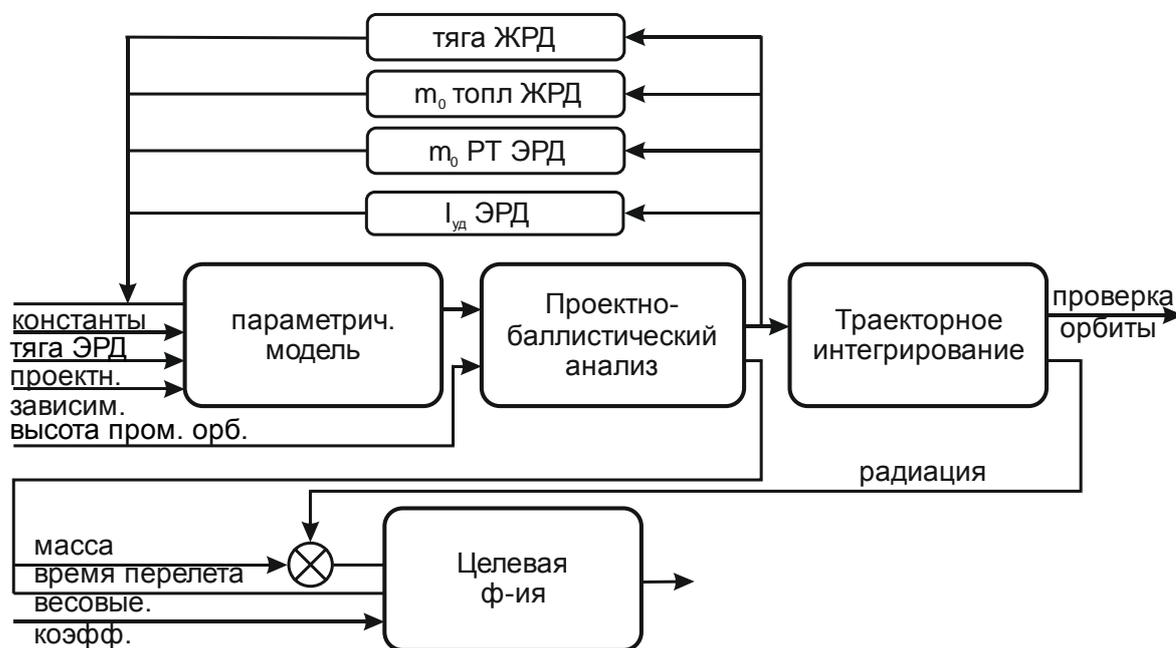


Рисунок 1 – Структура модели исследования

Выделены факторы, характеризующие эффективность транспортировки: масса полезной нагрузки; время перелета; воздействие радиации. В качестве комплексного критерия эффективности введена целевая функция (рисунок 2). Радиационная деградация СБ может быть скомпенсирована введением запаса по мощности, уменьшая тем самым массу ПН. Поскольку для сравнения вариантов тре-

буются относительные величины, весовой коэффициент W_M зафиксирован, а W_T вошел в состав варьируемых параметров.

Параметрическая массовая модель исследуемой системы (рисунок 3, таблица 2) представлена подсистемами, входящими в ступень с ЖРД и ступень с ЭРД, массы которых зависят от входных параметров.

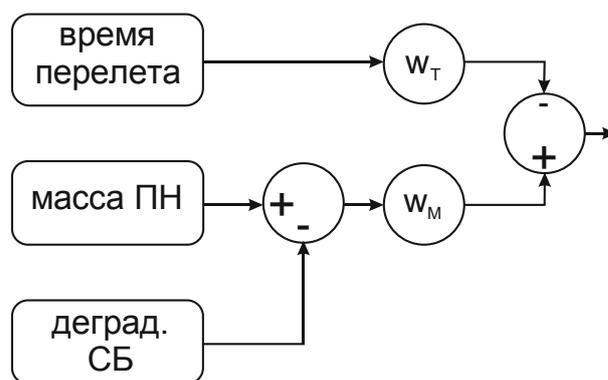


Рисунок 2 – Целевая функция

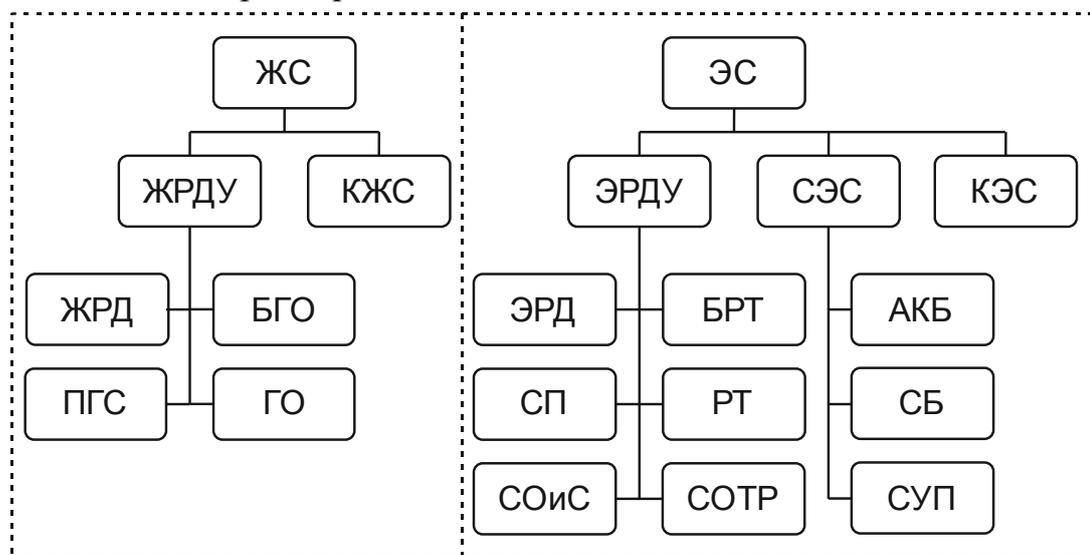


Рисунок 3 – Структура параметрической модели

Таблица 2 – Сокращения в структуре параметрической модели

ЖС	ступень с ЖРД	БРТ	баки рабочего тела ЭРД
ЭС	ступень с ЭРД	АКБ	аккумуляторная батарея
ЖРДУ	жидкостная ракетная ДУ	ПГС	пнеumoгидросистема ЖРД
КЖС	конструкция ЖС	ГО	горючее+окислитель
ЭРДУ	электроракетная ДУ	СП	система питания ЭРД
СЭС	система электроснабжения	РТ	рабочее тело ЭРД
КЭС	конструкция ЭС	СБ	солнечная батарея
ЖРД	жидкостной ракетный двигатель	СОТР	система обеспечения теплового режима
БГО	баки горючего+окислителя	СУП	система управления питанием
ЭРД	электроракетный двигатель	СОиС	система ориентации и стабил.

На основе собранных данных по ЖРД двигателям используемым в РБ (Рисунок 4), определена зависимость массы ЖРД от тяги: $M_{ЖРД} = 5.77 \cdot P^{0.28}$, где P – тяга двигателя, Н.

Масса топливной системы (кг): $M_{ПГС} = 0.5 \cdot \sqrt{P}$, где P – тяга ЖРД, Н. Масса топливных баков (кг): $M_{БГО} = 0.04 \cdot M_{ГО}^{0.66}$, где $M_{ГО}$ – масса топлива, кг.

Для задания параметрической зависимости массы ЭРД от его электрической мощности была собрана информация по существующим ЭРД мощностью более 1кВт (Рисунок 5). Масса ЭРД

(кг): $M_{ЭРД} = 0.21 \cdot N^{0.46}$, где N – мощность ЭРД, Вт.

Масса баллона ксенона: $M_{БРТ} = \gamma_{Б_Xe} \cdot M_{РТ}$, где $\gamma_{Б_Xe} = 0.1$ – удельная масса баллона, $M_{РТ}$ – масса ксенона, кг.

Масса системы питания: $M_{СП} = 6$ кг.

Масса СОТР (кг): $M_{СОТР} = \gamma_{СОТР} N_{СОТР}$. СОТР должна рассеивать мощность: $N_{СОТР} = (1 - \eta) N_{ЭЛ}$, где η – доля полезной и самостоятельно излучаемой ЭРД энергии; $N_{ЭЛ}$ – электрическая мощность СЭП, Вт; $\gamma_{СОТР} = 0.005$ – удельная масса СОТР, кг/Вт.

Масса АКБ (кг): $M_{АКБ} = \gamma_{АКБ} \cdot W$, где $\gamma_{АКБ} = 0.005$ – удельная масса АКБ, $\frac{кг}{Вт \cdot ч}$; $W = 1.2 \cdot N_{ЭЛ}$ – емкость АКБ, $Вт \cdot ч$ (выбрана на основе прототипа).

Масса СБ (кг): $M_{СБ} = \gamma_{СБ} \cdot N_{ЭЛ}$, где $\gamma_{СБ} = 0.02$ – удельная масса СБ, кг/Вт; $N_{ЭЛ}$ – требуемая электрическая мощность, Вт.

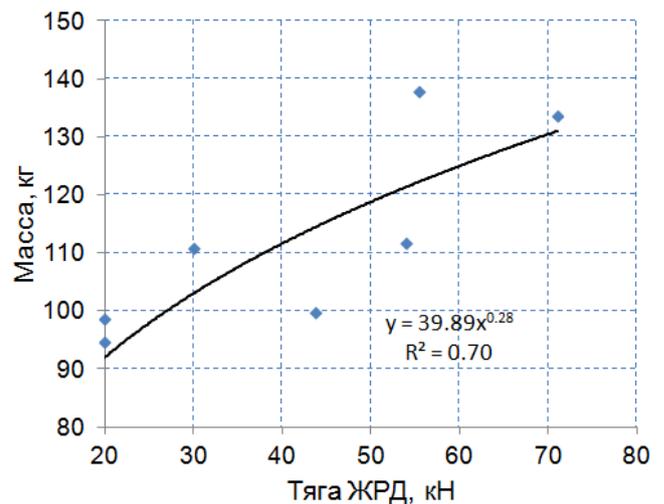


Рисунок 4 – Зависимость $M_{ЖРД}$ от тяги

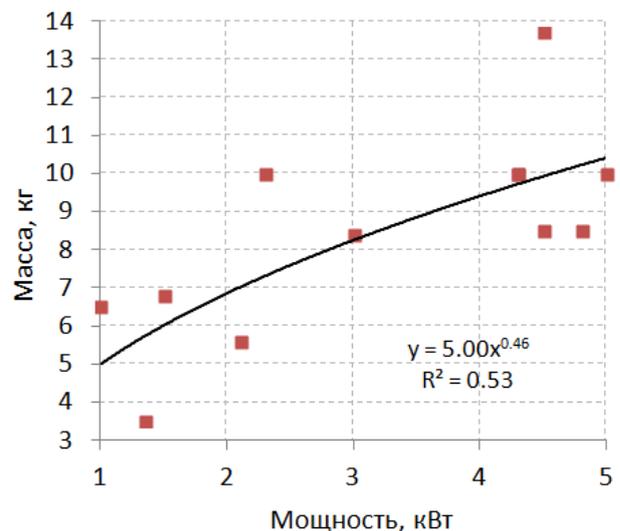


Рисунок 5 – Зависимость массы ЭРД от электрической мощности.

Оптимальная тяга ЖРД

Критерием оптимальности тяги ЖРД двигателя служит минимум массы системы с учетом гравитационных потерь из-за конечного времени выдачи разгонного импульса в перигее переходной орбиты (Рисунок 6).

Результаты расчетов

(для $m_0 = 23t; h_0 = 180\text{км}; I_{SP} = 3330\text{м/с}; V_{imp} = 1250\text{м/с}$) приведены на рисунке 7.

Видно, что минимум массы системы достигается при тяге 40кН. Анализ графика показывает, что справа от оптимума изменение массы происходит медленно. Учитывая возможные отклонения начальных условий можно рекомендовать оптимальное значение тяги ЖРД 40-50кН. Для дальнейших исследований принята тяга ЖРД 40кН.

Оптимальная тяга ЭРД

Для определения оптимальной удельной тяги рассматривались 2а случая: мощность ИЭ задана; мощность ИЭ линейно связана с его массой.

Случай линейной зависимости массы ИЭ от мощности

Для ЭРД зависимость тяговой мощности от электрической: $N_T = \eta N_{эл}$. $dP = I_{уд} dm$, где $I_{уд}$ - удельный импульс ЭРД, dm - дифференциал массы РТ. Тяга может быть определена, как: $R = \frac{dP}{dt} = I_{уд} \dot{m}$, где $\dot{m} = \frac{dm}{dt}$ - расход РТ.

Кинетическая энергия реактивная струи: $dE = \frac{1}{2} dm \cdot I_{уд}^2$. Откуда полезная мощность, превращаемая в тягу: $N_T = \frac{dE}{dt} = \frac{1}{2} I_{уд}^2 \dot{m} = \frac{1}{2} R I_{уд}$. Связь с электрической

мощностью: $N_{эл} = \frac{N_T}{\eta} = \frac{R I_{уд}}{2\eta}$.

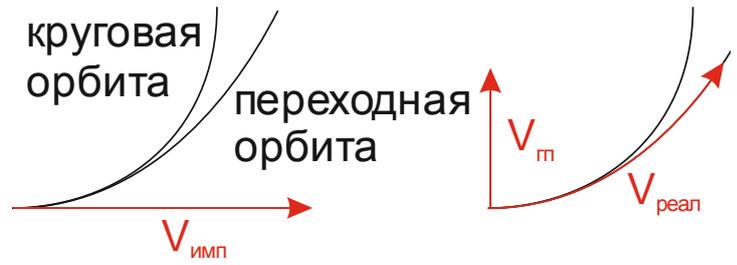


Рисунок 6 – Приращение скорости в перигее (слева - в импульсной постановке, справа - при конечной тяге)

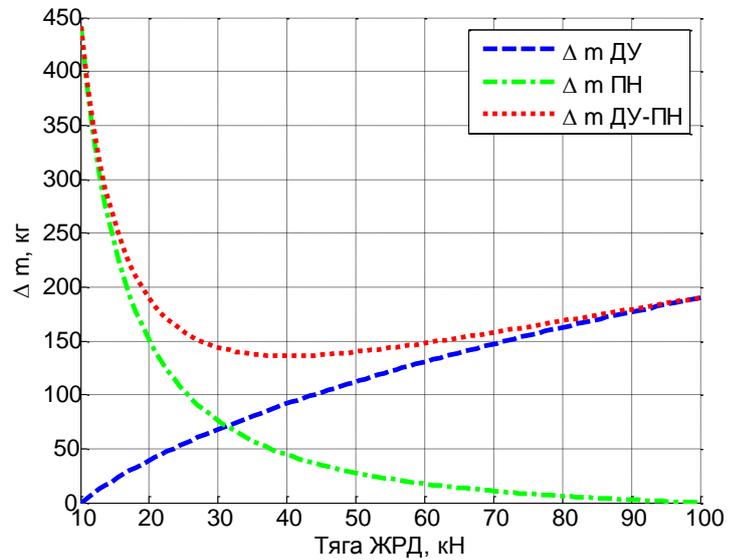


Рисунок 7 – Влияние тяги ЖРД на изменение массы

Масса СЭС:

$$M_{СЭС} = \gamma N_{ЭЛ} = \gamma \frac{RI_{уд}}{2\eta}, \text{ где } \gamma -$$

удельная масса СЭС, кг/Вт. Масса затраченного РТ:

$$M_{РТ} = \dot{m}\tau = \frac{R}{I_{уд}}\tau, \text{ где } \tau - \text{ время}$$

работы ЭРД. Общая переменная масса:

$$M_{ЭДС} = \frac{R}{I_{уд}}\tau + \gamma \frac{RI_{уд}}{2\eta}.$$

Оптимальный удельный импульс ЭРД:

$$I_{удопт} = \sqrt{\frac{2\eta\tau}{\gamma}} \text{ соответст-}$$

вует минимуму массы системы

На рисунке 8 приведены графики расчетов по приведенному методу. Расчет проводился для условий: длительность перелета $\tau = 120 \text{ дней}$; тяга ЭРД $R = 0.66 \text{ Н}$; $\gamma = 0.02 \text{ кг/Вт}$; $\eta = 0.6$. Наличие выраженного минимума массы позволяет определить значение удельного импульса ЭРД, при котором система будет иметь минимальную массу.

Начальные массы РТ могут быть определены по результатам баллистического проектирования. Параметрическая модель учитывает зависимость массы баков от массы РТ, результаты моделирования оказывают влияние на вход. Сбрасываемый бак не позволяет решить задачу аналитически. Для решения был разработан алгоритм, позволяющий корректировать начальные массы в контуре обратной связи (Рисунок 9).

В третьей главе обоснован выбор актуальной транспортной задачи. Рассмотрены: схема перелета с НОО на ГСО с промежуточной суперсинхронной высокоэллиптической орбитой и схема компланарного перелета с промежуточной круговой орбитой.

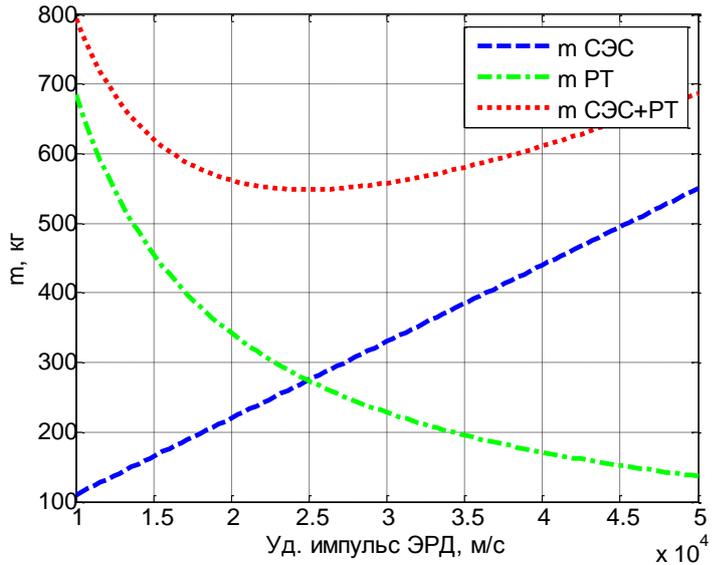


Рисунок 8 – Зависимость массы ЭДС от удельного импульса ЭРД

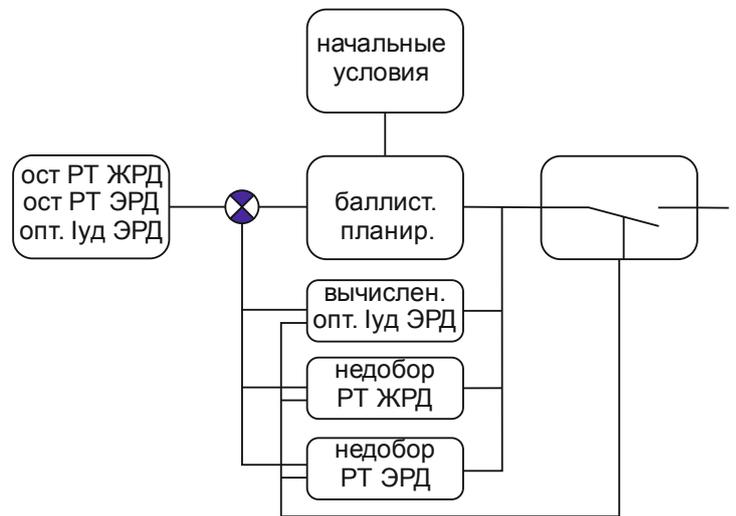


Рисунок 9 – Контур подстройки начальных масс РТ

Суперсинхронная высокоэллиптическая схема

Данная схема нашла применение при выводе КА на ГСО с космодрома Байконур. Согласно этой схеме сначала РБ переводит КА на суперсинхронную геопереходную орбиту, затем космическая платформа осуществляет довыведение на ГСО с помощью собственных ЭРД. На рисунке 10 в проекции на плоскость экватора, показана траектория перелета по высокоэллиптической орбите 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.

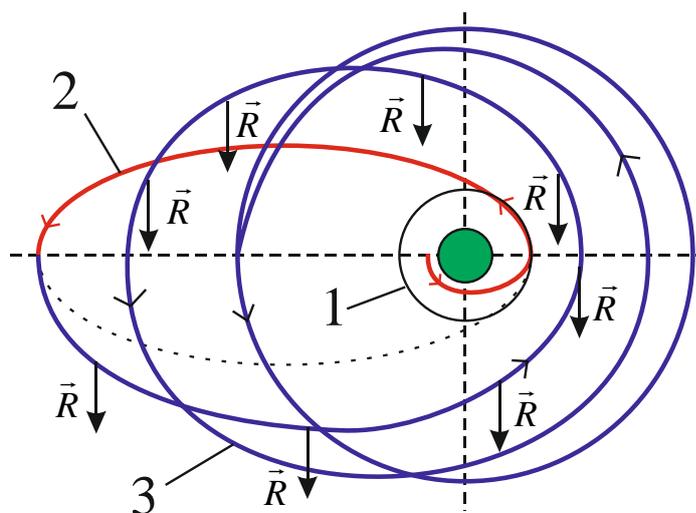
Поэтому, данная схема была принята в качестве основной схемы выведения. В предложенной баллистической схеме можно варьировать высоту перигея суперсинхронной ГПО r_π .

Для расчета данной схемы применены следующие основные зависимости.

Большая полуось орбиты: $a = \left[\mu \left(\frac{T}{2\pi} \right)^2 \right]^{1/3}$ 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. Высота апогея: $r_\alpha = 2a - r_\pi$. Эксцентриситет: $e = \frac{r_\alpha - r_\pi}{r_\alpha + r_\pi}$. Скорость КА на

опорной орбите: $V_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}}$, где r_1 – высота начальной круговой орбиты. Прира-



- 1 – промежуточная орбита
- 2 – геопереходная орбита
- 3 – скругление ГПО в ГСО

Рисунок 10 – Траектория перелета по высокоэллиптической орбите

чение скорости в 1м импульсе: $\Delta V_1 = V_1 \left(\sqrt{\frac{2r_{\pi 1}}{r_{\pi 1} + 1}} - 1 \right)$, где $r_{\pi 1} = \frac{r_{\pi}}{r_1}$. Время перелета

та до перицентра суперсинхронной орбиты: $t_1 = \pi \sqrt{\frac{a_1^3}{\mu}}$. Приращение скорости

во 2м импульсе: $\Delta V_2 = V_1 \frac{1}{\sqrt{r_{\pi 1}}} \left(1 - \sqrt{\frac{2}{r_{\pi 1} + 1}} \right)$. 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:

$\Delta V_3 = V_2 \left(\sqrt{\frac{2r_{\alpha \pi}}{r_{\alpha \pi} + 1}} - 1 \right)$, где $r_{\alpha \pi} = \frac{r_{\alpha}}{r_{\pi}}$, $V_{\pi} = \sqrt{\frac{\mu}{r_{\pi}}}$ - скорость на круговой орбите вы-

сотой r_{π} . Через время $t_2 = \pi \sqrt{\frac{a_2^3}{\mu}}$ КА достигает апоцентра суперсинхронной орби-

ты, где выдается 4й импульс, изменяющий наклонение орбиты $\Delta V_4 = 2V_2 \sin\left(\frac{i}{2}\right)$,

где i - наклонение исходной орбиты. Далее РБ отделяется и уходит на орбиту захоронения. КА раскрывает солнечные панели и выполняет довыведение на целевую орбиту с помощью двигателя малой тяги (ЭРД). Требуемое приращение скорости

$\Delta V_5 = \frac{2}{3} \sqrt{\frac{\mu}{a_2}} \arcsin(e_0)$. Признак выхода на круговую орбиту – проекция век-

тора Лапласа-Рунге-Ленца на ось X меняет свое направление: $\vec{f} = \vec{V} \times \vec{c} - \mu \frac{\vec{r}}{r}$, где

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

Формирование траектории перелета

По результатам планирования циклограммы полета выполняется численное интегрирование траектории в геоцентрической инерциальной СК (Рисунок 11) для решения следующих задач: верифицируется правильность баллистического планирования; формируется траектория перелета для модуля

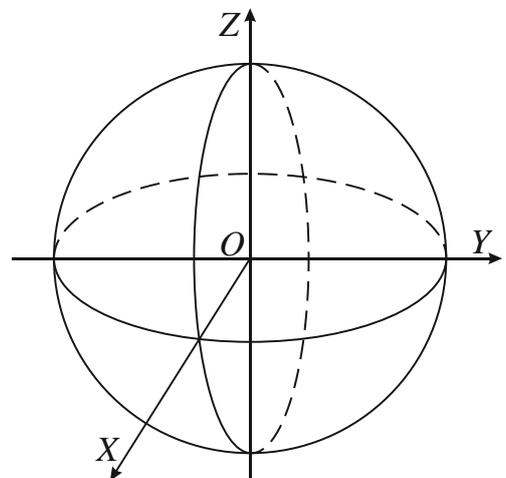


Рисунок 11 – Геоцентрическая инерциальная система координат

расчета радиационного воздействия.

Вектор состояния КА: $\bar{s} = [\bar{r}, \dot{\bar{r}}, m]^T = [x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, m]^T$, где \bar{r} – радиус-вектор текущего положения КА, m – текущая масса всей системы. Динамика системы с переменной массой задана системой дифференциальных уравнений 1-го порядка

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

в явной форме Коши. Начальный вектор состояния: $\bar{s}(0) = [-r_0, 0, 0, -v \cdot \cos(i), -v \cdot \sin(i), 0, m_0]^T$, 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.

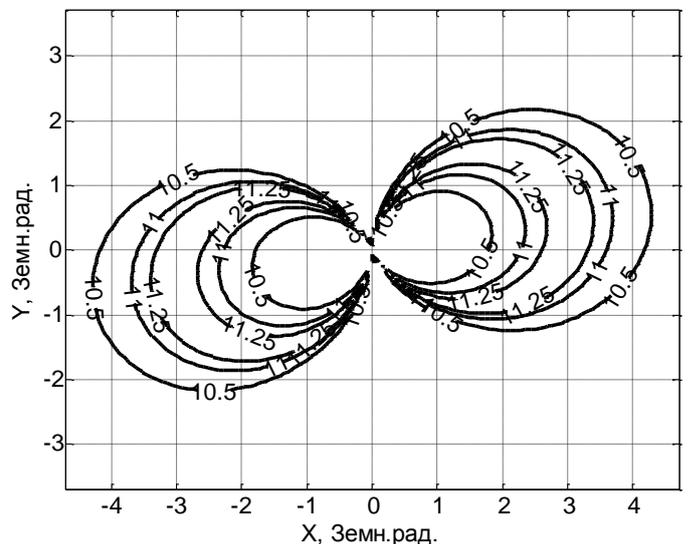
Численное интегрирование проводилось методом Рунге-Кутты 4-го и 5-го порядков с помощью решающего метода ode45 программного пакета MatLab. Интегрирование проводилось кусочно-непрерывно, в соответствии с циклограммой полета.

Радиационное воздействие

В ходе длительного перелета с применением двигателей малой тяги траектория КА может пролетать в естественных радиационных поясах Земли (ЕРПЗ). Радиационное воздействие снижает срок активного существования (САС). Поэтому радиационное воздействие является важным критерием эффективности.

Накопленная радиационная доза может быть определена, как: $D = \int_T P(\bar{r}) dt$, где

$P(\bar{r})$ – интенсивность радиации в точке пространства $\bar{r} = [x \ y \ z]^T$. Интенсивности потоков ЗЧ в ЕРПЗ описаны моделями AP-8 и AE-8 в системе координат (СК) Мак-Илвейна. Для выполнения расчетов был разработан алгоритм и компьютерная программа преобразования СК и расчета по моделям AP-8 и AE-8.



1МэВ электронов. Результаты отражены на рисунке 12. Структура поясов и интенсивность ЕРПЗ соответствуют данным других авторов.

Влияние радиации на эффективность солнечных батарей

Для целей данного исследования использована методика JPL, которая состоит в том, что производится экспериментальная оценка воздействия моноэнергетического потока электронов с энергией 1МэВ на фотоэлементы без защитного покрытия. 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 вычисляемых по формуле:

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

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 ЗЧ с энергией E с защитным покрытием толщиной t, C_{PE} – экспериментальный коэффициент преобразования флюенса протонов в флюенс электронов.

На основании экспериментальных данных по солнечным фотоэлементам была предложена модель деградации мощности СБ в зависимости от флюенса 1МэВ электронов (Рисунок 13). Аппроксимация может быть принята по критерию Фишера для уровня значимости $\alpha = 0.99$.

В четвертой главе для верификации метода формирования циклограммы полета и получения траекторной информации выполнялось имитационное моделирование. Были разработаны алгоритмы и компьютерная программа в среде Matlab. Полученные траектории сравнивались с ожидаемыми, проверялась форма, конечная точка траектории, промежуточная орбита. Проверка подтвердила правильность аналитических методов планирования циклограмм полета.

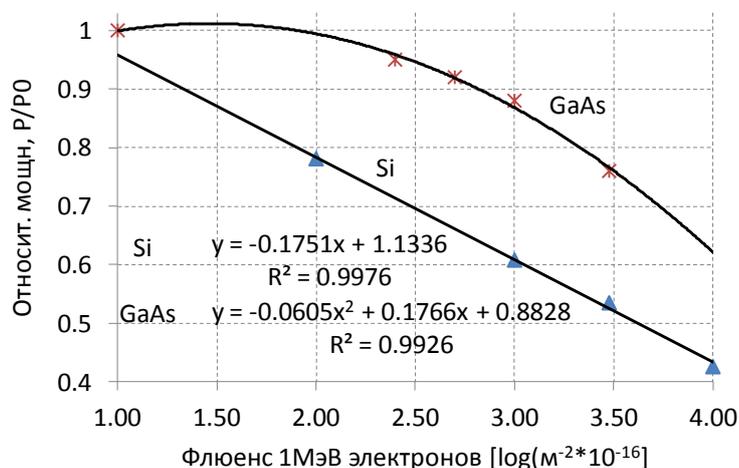


Рисунок 13 – Зависимость остаточной мощности СБ от флюенса 1МэВ электронов

Компланарная схема

Перелет между компланарными круговыми орбитами состоит из 2-х фаз: гомановский перелет с использованием двигателей большой тяги; довыведение КА на целевую высокоэллиптическую орбиту двигателем малой тяги. Параметр $K \in (0 \div 1)$, определяет положение промежуточной круговой орбиты:

$$K = \frac{R_2 - R_1}{R_3 - R_1},$$

где R_1 - радиус НОО, R_2 – радиус промежуточной орбиты, R_3 – радиус ГСО (Рисунок 14). На рисунках 15–16 отражены оптимальный удельный импульс ЭРД и время перелета, полученные в пространстве параметров "тяга ЭРД", "весовой коэффициент ω_M / ω_B ".

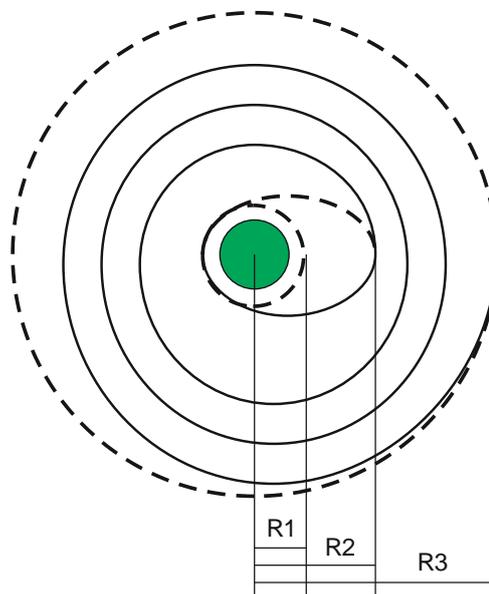


Рисунок 14 – Траектория перелета между компланарными круговыми орбитами

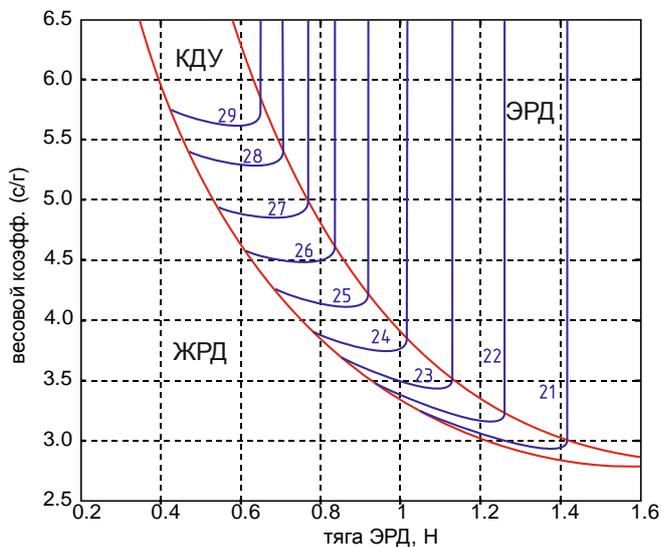


Рисунок 15 – Оптимальный удельный импульс (км/с)

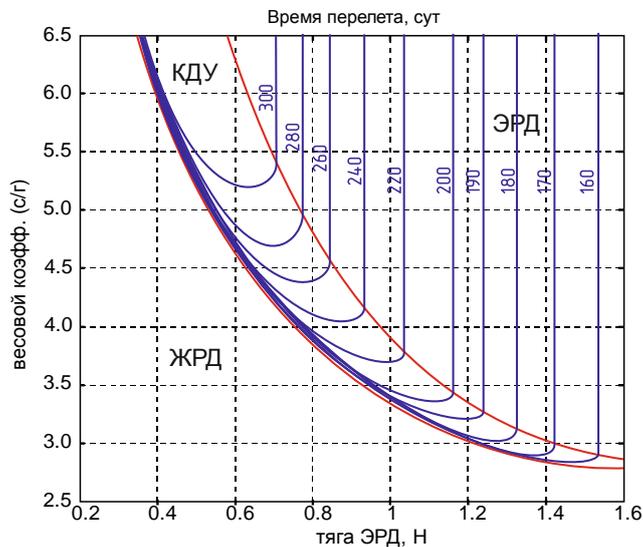


Рисунок 16 – Время перелета (сут.)

На рисунках выделена область, в которой целесообразно применение со- вмещенной ДУ. На основе полученных графиков в пространстве варьируемых па- раметров можно оценить их влияние на эффективность транспортной операции.

Схема высокоэллиптического суперсинхронного перелета

Для данной тестовой задачи приняты следующие исходные данные:

- 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 геопереходной орбиты;
 - изменение наклонения в апогее.
- после завершения работы ступень с ЖРД отделяется, и дальнейшее довыведение осуществляется ступенью с ЭРД.

На основе методов разработанных в главе 2 была реализована программа в среде MatLab. В качестве варьируемых параметров использовались: высота промежуточной орбиты и тяга ЭРД. Для тестового примера с $H=12500$ 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 17.

Для подтверждения постоянной видимости КА из центра управления полетом (ЦУП) была рассчитана эволюция долготы проекции местоположения КА на поверхность Земли (Рисунок 18).

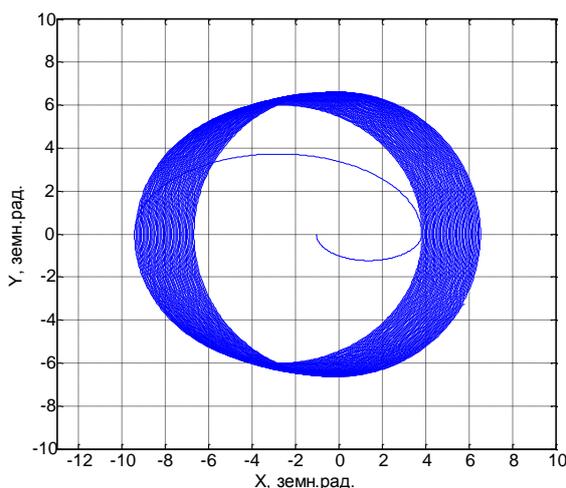


Рисунок 17 – Траектория КА

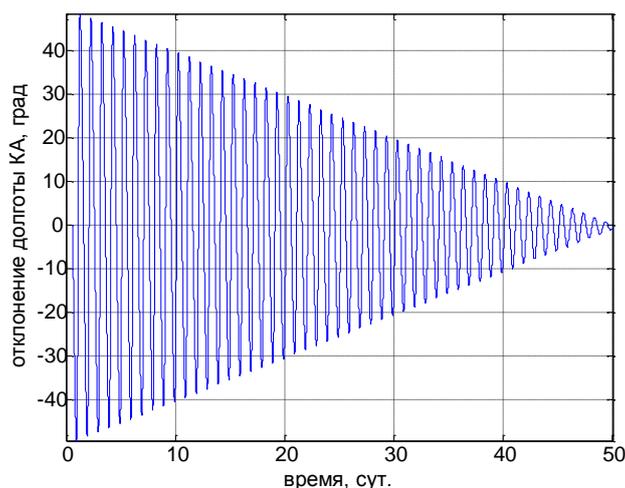


Рисунок 18 – Эволюция долготы наблюдения КА

Эволюция долготы проекции КА на поверхность Земли подтверждает возможность постоянного контакта с КА в течение всего периода выведения. Отклонения долготы не превышают $\pm 50^\circ$.

На рисунке 19 приведена остаточная мощность солнечных батарей в зависимости от высоты промежуточной орбиты.

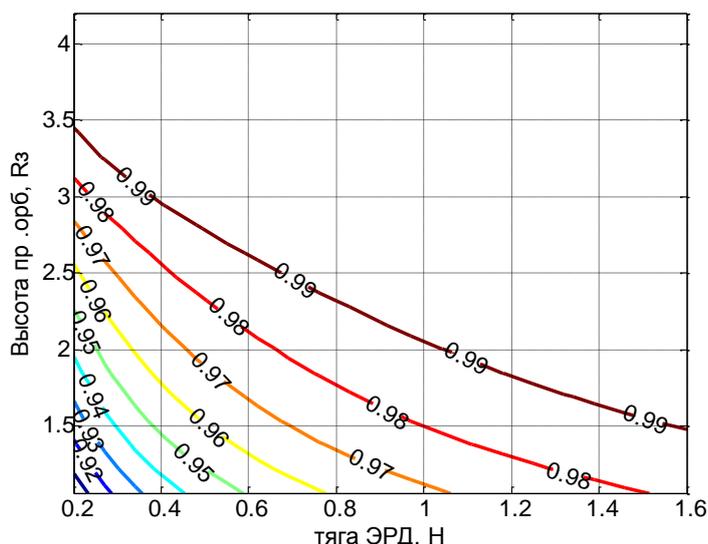


Рисунок 19 – Остаточная мощность СБ

Обоснованы начальные значения весовых коэффициентов (массы и времени) $W_M=25000$ кг; $W_T=2$ с. Для различных W_T получены значения целевой функции в пространстве параметров "тяга ЭРД", "высота промежуточной орбиты" (Рисунок 20).

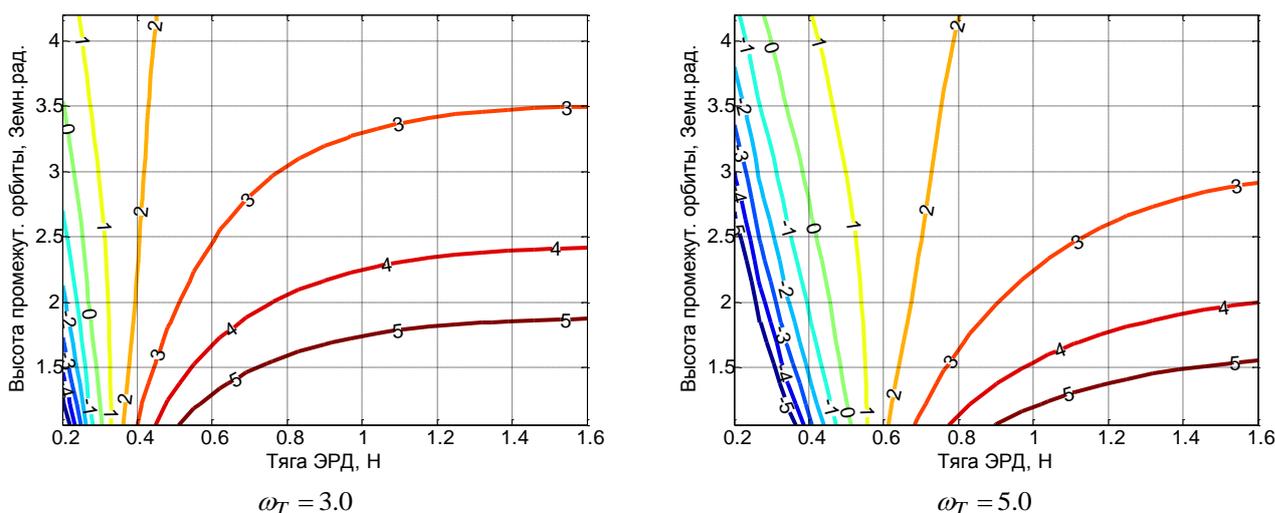


Рисунок 20 – Значение целевой функции для различных ω_T

Видно, что для заданного ω_T существует такая тяга ЭРД, при которой значение целевой функции не зависит от высоты промежуточной орбиты.

На рисунках 21, 22 показаны масса ПН и время транспортировки в зависимости от тяги ЭРД и высоты промежуточной орбиты. Видно, что при тяге ЭРД 0.6Н и перигее ГПО 1.5R₃ выводимая нагрузка 3.5т, при времени выведения 5.5 мес.

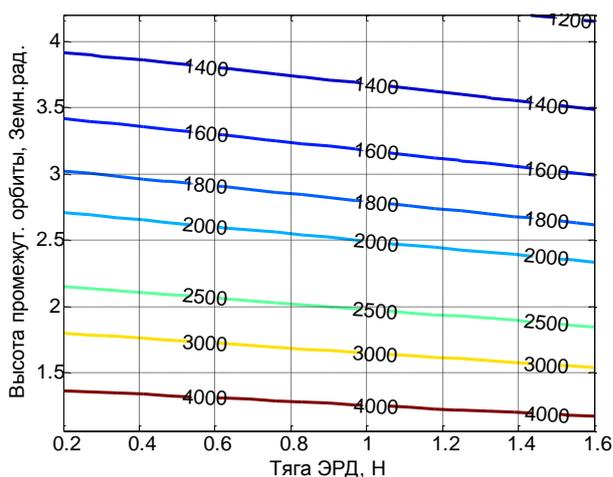


Рисунок 21 – Масса полезной нагрузки доставляемой на ГСО, кг

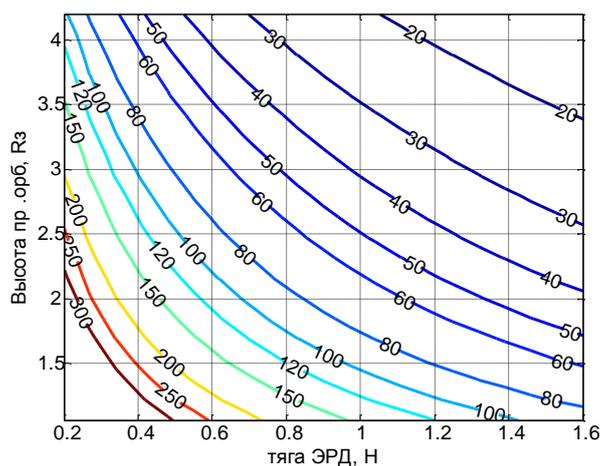


Рисунок 22 – Время транспортировки, сут

В пятой главе полученные результаты сопоставляются с другими имеющимися данными. Сравнение параметров энергодвигательных систем тандема РБ "Бриз-М" + Boeing BSS702-HP и РБ "Бриз-М" + "Экспресс-2000" показывает, что применяемая на РБ "Бриз-М" маршевая ЖРДУ С5.98М тягой 20кН имеет тягу ниже оптимальной для выполняемых транспортных задач. Оптимальное значение тяги для РБ с общей начальной массой 23т составляет 40кН. Применяемые ЭРДУ типа XIPS-25 и СПД-100 обладают высокими характеристиками, в частности КПД и сроком службы. Удельный импульс ЭРД XIPS составляет 3500с, что позволяет блоку из 4-х таких двигателей развивать тягу до 0.66Н при мощности 18 кВт. Запас РТ в системе BSS-702HP составляет 260кг, при потребности на поддержание точки стояния в 5кг/год и времени САС 15 лет остается 185кг ксенона, который может быть потрачен на довыведение ПН большей массы. Продолжительность выработки данного запаса РТ составляет 113 суток непрерывной работы.

В настоящее время масса ПН, выводимая на ГСО связкой РН "Протон"+РБ РБ "Бриз-М" достигает 3.5т. В случае применения МТА время выведения ПН такой массы составит 5.5мес. Преимуществом является то, что в составе КА остается ступень с ЭРД, обеспечивающая КА энергией, сохраняющая точку стояния и ориентацию.

Для увеличения возможностей использования электроракетного двигателя для довыведения необходимо увеличение тяги (снижение удельного импульса и увеличение запасов ксенона). С другой стороны, для сохранения точки стояния не требуется высокая тяга и удельный импульс двигателя следует сохранять высоким. Поэтому необходимо либо иметь двухрежимные ЭРД, либо включать в блок ЭРД двигатели с разным удельным импульсом.

В заключении сделан вывод о том, что 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.

В приложении приведены исходные коды разработанных программ.

СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

В рецензируемых научных изданиях, рекомендованных ВАК:

1. Кургузов А.В., Бирюков В.И., Назаров В.П. 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.
2. Kurguzov A.V., Birukov V.I., Nazarov V.P. 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.
3. Кургузов А.В., Бирюков В.И. 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.

Другие публикации:

4. 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.
5. 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.
6. 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.
7. 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.
8. Свидетельство №2020616615 РФ. Программа для выбора параметров энергодвигательной системы межорбитального транспортного аппарата : программа для ЭВМ : № 2020615450 : заявл. 05.06.2020 : опубл. 19.06.2020 / Кургузов А.В. – 50.9 Кб.