

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

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

На правах рукописи

Русских Антон Сергеевич

**МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ МЕЖОРБИТАЛЬНОГО
ТРАНСПОРТНОГО АППАРАТА С ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ
ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ ДЛЯ КОМБИНИРОВАННЫХ СХЕМ
ВЫВЕДЕНИЯ НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ**

**2.5.13 - Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация
летательных аппаратов**

Диссертация на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
Салмин Вадим Викторович,
доктор технических наук, профессор,
заслуженный деятель науки РФ

Оглавление

ВВЕДЕНИЕ.....	5
1 ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОСМИЧЕСКОЙ ТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМЫ, ВКЛЮЧАЮЩЕЙ РАКЕТУ-НОСИТЕЛЬ, ХИМИЧЕСКИЙ РАЗГОННЫЙ БЛОК И МЕЖОРБИТАЛЬНЫЙ ТРАНСПОРТНЫЙ АППАРАТ С ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ.....	14
1.1 Космическая транспортная система.....	14
1.2. Системный подход к проектированию	15
1.3 Межорбитальные транспортные аппараты	17
1.4 Анализ применения электроракетных двигателей в схемах довыведения космических аппаратов на рабочие орбиты с возможным возвращением МТА на орбиту старта	22
2 ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ КОМБИНИРОВАННЫХ СХЕМ ВЫВЕДЕНИЯ ПОЛЕЗНЫХ НАГРУЗОК НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ	30
2.1 Постановка многокритериальной задачи оптимизации проектно-баллистических параметров выведения полезной нагрузки на геостационарную орбиту	30
2.3 Расчет проектно-баллистических параметров доставки полезной нагрузки на геостационарную орбиту с возвращением на орбиту старта.....	33
2.4.1 Методика расчета перехода между круговыми некомпланарными орбитами	37
2.4.2 Методика расчета перехода между эллиптической и круговой некомпланарными орбитами.....	38
2.4.3 Методика расчета перехода между орбитами на основе локально-оптимального управления параметрами орбиты	40
2.5 Структурно-параметрический синтез межорбитального транспортного	

аппарата.....	42
2.6 Результаты проектно-баллистического анализа перелётов на геостационарную орбиту с возвращением на исходную орбиту	44
2.7 Расчет перелетов на геостационарную орбиту с эллиптической промежуточной орбиты	52
2.8 Выбор проектных параметров МТА с ЭРДУ на базе перспективных ЭРД	56
3 ФОРМИРОВАНИЕ ПРОЕКТНОГО ОБЛИКА И КОМПОНОВКА МЕЖОРБИТАЛЬНОГО ТРАНСПОРТНОГО АППАРАТА С ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ	59
3.1 Метод вариантного проектирования МТА.....	59
3.2 Конструктивно-компоновочная схема МТА.....	60
3.3 Выбор метода проектирования и системы автоматизированного проектирования для его реализации	61
3.4 Бортовой комплекс управления.....	64
3.4.1 Назначение бортового комплекса управления.....	64
3.4.2 Состав бортового комплекса управления.....	65
3.4.3 Бортовая вычислительная система.....	66
3.4.4 Бескарданный инерциальный блок	66
3.4.5 Оптический солнечный датчик.....	67
3.4.6 Звёздный датчик.....	67
3.4.8 Бортовой модуль контроля и управления.....	68
3.5 Система электроснабжения.....	69
3.6 Система обеспечения теплового режима.....	73
3.7 Объединенная двигательная установка	78
3.7.1 Электроракетная двигательная установка.....	78

3.7.2 Двигательная установка ориентации и стабилизации.....	83
3.8 Система отделения.....	85
3.9 Проектные варианты конструктивно-компоновочных схем МТА.....	86
4 РАЗРАБОТКА ЭЛЕКТРОННОЙ МОДЕЛИ МЕЖОРБИТАЛЬНОГО ТРАНСПОРТНОГО АППАРАТА	95
4.1 Электронная модель изделия.....	95
4.2 Технология формирования проектного облика МТА	96
4.3 Электронная модель МТА с ЭРДУ	100
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	114
Список литературы	116
ПРИЛОЖЕНИЕ А. МЕТОДИКИ РАСЧЕТА ПЕРЕХОДОВ МЕЖДУ ОРБИТАМИ.....	127
А.1 Методика расчета перехода между круговыми некомпланарными орбитами.....	127
А.2 Методика расчета перехода между эллиптической и круговой некомпланарными орбитами.....	133
А.3 Методика расчета перехода между орбитами на основе локально- оптимального управления параметрами орбиты	137
ПРИЛОЖЕНИЕ Б. ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ, РАЗГОННОГО БЛОКА И ПОЛЕЗНЫХ НАГРУЗОК....	142
ПРИЛОЖЕНИЕ В. РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ ПРОЕКТНО- БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЫВЕДЕНИЯ	149
ПРИЛОЖЕНИЕ Г. РЕАЛИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ПАРАЛЛЕЛЬНОГО НИСХОДЯЩЕГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ НА ОСНОВЕ WINDCHILL И CREO .	154
Г.1 Система автоматизированного проектирования PTC Creo	154
Г.2 Система управления данными об изделии Windchill PDMLink	159

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования

В настоящее время наблюдается тенденция к увеличению массы космических аппаратов, работающих на геостационарной орбите. В то же время, энергетические возможности современных средств выведения, использующих в своем составе термохимические двигатели, например, ракета-носитель «Протон» с разгонным блоком «Бриз», уже близки к своему пределу. Поэтому проблема повышения эффективности транспортных операций в космосе выходит на первый план.

Особенно актуальна эта проблема для России, космодромы которой расположены далеко от экватора. Дело в том, что с минимальными энергетическими затратами космический аппарат (КА) выводится на орбиту, наклонение которой соответствует географической широте космодрома. Наиболее критична широта космодрома при выведении на геостационарные орбиты (ГСО), лежащие в плоскости экватора. На них размещают спутники связи и ретрансляторы телепередач, то есть, прежде всего, коммерческие КА. Космодром для запуска геостационарных спутников должен располагаться в более низких широтах. В этом отношении лучшие места занимают европейский космодром Куру, расположенный на широте около 5 градусов, бразильский космодром Алякантара с широтой всего 2,2 градуса и плавучий космодром «Морской старт», который может вести запуски прямо с экватора. При старте с экватора ракета-носитель (РН) сразу получает дополнительную скорость 465 м/с в направлении на восток, обусловленную вращением Земли (Для Плесецка величина этой дополнительной скорости равна 211 м/с, для Байконура – 315 м/с) [18].

Одним из решений проблемы повышения эффективности выведения космических аппаратов с российских космодромов является использование комбинированной схемы выведения, которая предполагает использование на первом этапе разгонного блока с термохимическим двигателем большой тяги, который формирует промежуточную орбиту, а на втором этапе для доведения полезной нагрузки на целевую орбиту применяется электроракетная двигательная установка (ЭРДУ), обладающая малой тягой. Это позволяет в более

продолжительные, но приемлемые сроки, вывести на орбиту полезную нагрузку (ПН) большей массы по сравнению с традиционными схемами. Использование электроракетных двигателей (ЭРД) в качестве двигателей малой тяги обосновано их высокой эффективностью.

Целесообразность применение такой схемы выведения подтверждается целым рядом успешных запусков КА на ГСО: АЕНФ-1, Экспресс-АМ5, SES-9, Экспресс-80 и Экспресс-103 [5, 37, 41, 50, 75].

Применение схемы выведения с комбинацией двигателей большой и малой тяги позволяет в более продолжительные, но приемлемые сроки, вывести на орбиту полезную нагрузку большей массы по сравнению с традиционными схемами [24, 44, 57]. Представляется целесообразным рассмотреть возможность использования комбинированных схем выведения применительно к новой РН «Ангара-А5» с РБ ДМ.

Для реализации комбинированных схем выведения приведенных выше примеров использовалась ЭРДУ, установленная на борту самого КА. Но реализовать такие схемы выведения можно и за счет использования в составе космической транспортной системы (КТС) межорбитального транспортного аппарата (МТА) с ЭРДУ, представляющего автономное средство выведения. Это позволит увеличить запас топлива КА на коррекцию орбиты и повысить срок его активного существования. Учитывая, что время выведения на ГСО при выведении по комбинированной схеме занимает по времени до полугода, а срок службы современных приборов и агрегатов КА составляет 15 лет и более, целесообразно проектировать МТА с учетом его многоразового использования.

Для проектирования космической транспортной системы (КТС), способной реализовать комбинированную схему выведения, требуется провести структурно-параметрический синтез МТА с ЭРДУ на основе современных информационных технологий. Полученные проектные параметры необходимо проверить на предмет возможности их реализации в конструкции межорбитального транспортного аппарата (МТА) с учетом возможности реализации многоразового использования и ограничений, накладываемых другими составными частями космической

транспортной системы. Наиболее эффективно увязать между собой конструкцию составных частей космической транспортной системы позволяет создание их электронных трехмерных моделей с использованием системы автоматизированного проектирования (САПР).

В связи с большой науко- и трудоемкостью разработки ракетно-космической техники (РКТ), применение САПР играет огромную роль в космическом машиностроении. САПР позволяют проводить проектировочные расчеты, инженерный анализ, разработку и выпуск конструкторской документации и, в конечном счете, налаживание производства. Целью применения информационных технологий является сокращение сроков проектирования, конструирования и производства РКТ, а также повышение качества выпускаемых изделий.

Средства выведения, например, разгонные блоки и блоки выведения являются сложными техническими системами, состоящими из огромного количества взаимосвязанных элементов. В процессе их проектирования неизбежна корректировка конструкции, состава, наименования узлов и агрегатов, компоновки, способов крепления и размещения элементов, т.к. в ходе проектирования и испытаний выявляются новые характеристики составляющих элементов. Такие корректировки могут происходить многократно и на любом этапе разработки изделия и ведут к увеличению сроков реализации проекта.

Для решения данной проблемы целесообразно использовать системы автоматизированного проектирования, которые позволяют вносить изменения на любом этапе разработки. Кроме того, автоматизация процесса проектирования повышает точность расчетов и сборки конструкции, снижает трудоемкость и затраты на материальную базу для испытаний.

В связи с вышесказанным разработка методики проектирования многофазового МТА, включающей определение рациональных баллистических схем перелета, проектных параметров, формирование проектного облика МТА на основе электронных проектных моделей, применительно к современным средствам выведения является **актуальной задачей** для повышения эффективности транспортных операций в космосе.

Степень разработанности темы

За прошедшее время разработано большое количество разнообразных ЭРД, но их применение на КА было ограничено в основном задачами коррекции орбиты. Но в последнее время растет количество случаев использования ЭРД в качестве маршевых двигателей для довыведения КА с промежуточной орбиты на целевую. Этот практический опыт и проектные исследования показывают целесообразность использования ЭРД для совершения сложных околоземных и межпланетных перелетов.

Успешный опыт в создании и применении ЭРД для выполнения космических операций накоплен в США, Великобритании, ФРГ, Франции и ряде других странах. В России в настоящее время исследования в области применения ЭРД ведутся в НИИ Проблем механики и электродинамики МАИ (довыведение КА на рабочие орбиты, исследование высокочастотных ионных двигателей для систем сбора космического мусора) [39, 40, 70]. Значительные результаты в области применения ЭРД получены на предприятиях АО «ИСС» им. М.Ф. Решетнева» (коррекция орбиты КА, довыведение КА тяжелого класса на геостационарную орбиту) [5, 6, 13, 16, 41, 42, 80, 81, 82], ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева» (коррекция орбиты КА и разработка МТА с солнечной и ядерной энергоустановками, применение магнитоплазменных ЭРД большой мощности) [2, 64, 74], НПО им. С.А. Лавочкина (КА для межпланетных исследований) [30], ФГУП «Центр Келдыша» (холловские и ионные двигатели для коррекции орбиты различных КА) [33], АО «ЦНИИмаш» (создание новых ЭРД с повышенными требованиями к эффективности и ресурсу) [11], Самарский университет им. академика С.П. Королева (коррекция низких орбит КА ДЗЗ, оптимизация проектных параметров межорбитального транспортного аппарата, предназначенного для перелета между произвольными орбитами) [23, 24, 43, 44, 54, 55, 57, 61, 62, 63, 65].

Основоположниками направления механики полетов с малой тягой являются такие ученые, как Э. Штулингер [77], Т. Эдельбаум [78], Дж. Ирвинг [22] (США), Г.Л. Гродзовский [10], Ю.Н. Иванов [10, 20], В.В. Токарев [10], В.Н. Лебедев [31]

(СССР). Значительных результатов в исследовании проблем оптимизации межорбитальных перелетов с малой тягой добились Д.Е. Охоцимский [14], Г.А. Попов [40], В.Г. Петухов [45, 46, 47, 48, 49], М.С. Константинов [27, 28], Г.Б. Ефимов [14], В.В. Белецкий [3], В.А. Егоров [3] и другие ученые.

Одной из центральных проблем при проведении проектных исследований является решение баллистических задач. В работах В.В. Салмина [44, 62, 63, 64, 65] исследованы проблемы оптимизации космических перелетов с двигателями малой тяги, предложены приближенные методики оптимизации баллистических параметров перелета с комбинированной двигательной установкой и проектных параметров межорбитального транспортного аппарата с комбинированной двигательной установкой, включающего химический разгонный блок и электроракетный транспортный модуль. В работах С.А. Ишкова [23, 92] предложены решения задачи оптимизации перелетов с учетом динамики движения КА относительно центра масс, рассматривались вопросы определения оптимальных дат старта, при которых минимизируется время нахождения КА в тени Земли.

Задачи формирования проектного облика многоразовых межорбитальных буксиров с ЭРДУ исследовались в АО «ЦНИИмаш», ПАО «РКК «Энергия», АО «ГНЦ «Центр Келдыша», АО «КБ «Арсенал» [1].

В работах В.А. Комарова, А.Н. Филатова и Е.В. Космодемьянского [25, 26, 29, 73] рассматриваются проблемы внедрения САПР в процесс проектирования изделий РКТ на предприятии космической отрасли, особенности КА как объекта моделирования, предлагаются методы ускорения проектно-конструкторских работ за счет использования САПР, которые сокращают время разработки новых изделий на 20-30%.

Исследования в области проектирования межорбитальных транспортных аппаратов, в том числе использующих ЭРД в составе маршевой двигательной установки, проводятся путем математического моделирования с использованием сложных вычислительных алгоритмов. Поэтому разработка методики проектирования МТА с ЭРДУ, которая систематизировала бы результаты

проектно-баллистической оптимизации межорбитальных перелетов с двигателями большой и малой тяги [24, 27, 28, 43, 45, 46, 47, 48, 49] и давала бы готовые проектные варианты МТА, представляет значительный научный и практический интерес. При этом разрабатываемая методика предполагает создание электронной модели МТА для увязки конструкции МТА с другими составными частями КТС.

Целью диссертационной работы является разработка методики проектирования многоразового межорбитального транспортного аппарата с электроракетной двигательной установкой для выведения полезной нагрузки на геостационарную орбиту и увязки его конструкции с другими составными частями космической транспортной системы.

Задачи работы

Для достижения поставленной цели необходимо решить ряд задач:

1. Провести анализ процедуры структурно-параметрического синтеза космической транспортной системы, включающей ракету-носитель, химический разгонный блок и межорбитальный транспортный аппарат, с позиции системного подхода, в том числе возможного многоразового применения межорбитального транспортного аппарата для осуществления программ космической транспортировки.
2. Разработать методику и алгоритм выбора оптимальных проектных параметров межорбитального транспортного аппарата с учетом требований к комбинированным баллистическим схемам межорбитальных перелетов.
3. Разработать технологию формирования проектного облика и компоновки межорбитального транспортного аппарата с использованием электронной модели в системе автоматизированного проектирования.
4. Разработать конструктивно-компоновочную схему межорбитального транспортного аппарата с электроракетной двигательной установкой с учетом увязки конструкции межорбитального транспортного аппарата с другими составными частями космической транспортной системы и возможности его многоразового использования.

Научная новизна работы

1. Впервые разработана методика проектирования нового типа средств выведения – многоразового межорбитального транспортного аппарата с электроракетной двигательной установкой, основанная на методах многокритериальной оптимизации и включающая алгоритмы оптимизации баллистических параметров комбинированных схем выведения, выбора оптимальных проектных параметров и синтеза проектного облика МТА;

2. Разработана методика структурно-параметрического синтеза МТА с ЭРДУ, учитывающая возможности многоразового применения и геометрические ограничения, накладываемые другими составными частями космической транспортной системы,

3. Разработана технология формирования проектного облика путем создания электронной модели МТА в системе автоматизированного проектирования отличающаяся тем, что уже на стадии разработки управляющей геометрии осуществляется распараллеливание работ между специалистами различного профиля, а также выделение зон конструкции отдельных элементов изделия.

Методы исследования

Системный подход к выбору оптимальных проектно-баллистических параметров перелета с КА с ЭРДУ; численные методы параметрического синтеза, методы решения многокритериальных задач оптимизации и метод нисходящего проектирования.

Практическая значимость результатов работы

1. Разработана конструктивно-компоновочная схема МТА с ЭРДУ, согласно которой МТА представляет собой автономное средство выведения и разделен на два отсека – многоразовый приборно-агрегатный и одноразовый (сменный) топливный отсек, что обеспечивает многократное использование МТА.

2. Разработана электронная модель МТА с ЭРДУ, показывающая возможность реализации конструкции с полученными проектными параметрами и

удовлетворяющая геометрическим ограничениям, накладываемым другими составными частями КТС.

3. Получены результаты оценки возможности значительного увеличения массы выводимой полезной нагрузки по сравнению с традиционной схемой выведения ПН на ГСО разгонным блоком.

Реализация результатов работы.

Результаты диссертационной работы используются ПАО «РКК «Энергия» при разработке космических аппаратов с комбинированной двигательной установкой и внедрены в учебный процесс на кафедре космического машиностроения ФГАОУ ВО «Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева» в качестве одного из разделов учебной дисциплины «Проектирование КА с ЭРД на основе современных информационных технологий».

На защиту выносятся следующие положения:

1. Методика проектирования межорбитального транспортного аппарата с электроракетной двигательной установкой, включающая алгоритмы оптимизации баллистических параметров комбинированных схем выведения, выбора оптимальных проектных параметров и формирования проектного облика МТА, основанная на методах многокритериальной оптимизации

2. Методика структурно-параметрического синтеза МТА с ЭРДУ с учетом его многоразового использования и геометрических ограничений, накладываемых другими составными частями космической транспортной системы;

3. Технология реализации процесса параллельного нисходящего проектирования и создания электронной модели МТА в системе автоматизированного проектирования отличающаяся тем, что уже на стадии разработки управляющей геометрии осуществляется распараллеливание работ специалистов различного профиля, а также выделение зон конструкции отдельных элементов изделия.

Апробация работы. Достоверность результатов использования разработанной методики проектирования МТА с электроракетной двигательной

установкой обеспечена применением системного подхода к выбору оптимальных проектно-баллистических параметров перелета с КА с ЭРДУ, использованием апробированных численных методов параметрического синтеза, методов решения многокритериальных задач оптимизации; метода параллельного нисходящего проектирования для разработки алгоритма формирования проектного облика МТА.

Основные результаты диссертационной работы докладывались на следующих конференциях:

– VI Российско-германская конференция по электроракетным двигателям и их применению «Электрические ракетные двигатели, новые задачи» (г. Самара, 2016 г.).

– V Всероссийская научно-техническая конференция с международным участием «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» («V Козловские чтения») (г. Самара, 2017 г.).

– XXI Научно-техническая конференция молодых ученых и специалистов (г. Королев, 2017 г.).

– VI Всероссийская научно-техническая конференция с международным участием «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» («VI Козловские чтения») (г. Самара, 2019 г.).

– XLIV Академические чтения по космонавтике (г. Москва, 2020 г.).

Публикации. Основное содержание диссертационной работы отражено в 8 работах, из которых 2 статьи в научных изданиях, рекомендованных ВАК при Минобрнауки России; 1 статья опубликована в международном журнале, индексируемом в базе данных Scopus; 5 работ опубликованы в прочих изданиях и в материалах и трудах Всероссийских конференций.

Объём и структура работы.

Работа состоит из введения, четырёх глав, заключения, списка литературы из 99 наименований, приложений. Общий объем диссертации с приложениями составляет 172 страницы машинописного текста, включая 19 таблиц и 64 рисунка. Без приложений объем диссертации составляет 126 страниц, включая 10 таблиц и 54 рисунка.

1 ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОСМИЧЕСКОЙ ТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМЫ, ВКЛЮЧАЮЩЕЙ РАКЕТУ-НОСИТЕЛЬ, ХИМИЧЕСКИЙ РАЗГОННЫЙ БЛОК И МЕЖОРБИТАЛЬНЫЙ ТРАНСПОРТНЫЙ АППАРАТ С ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

1.1 Космическая транспортная система

Космическая транспортная система является сложной технической системой, которая представляет собой целостную многоуровневую структуру.

На первом уровне иерархии выделяются крупные подсистемы: космическая головная часть (КГЧ), ракетно-технический комплекс и наземный комплекс управления. В общем виде в состав КГЧ входит:

- головной обтекатель (ГО);
- полезная нагрузка (ПН) и ее адаптер;
- межорбитальные средства выведения;
- переходный отсек.

Под межорбитальными средствами выведения понимаются разгонный блок (РБ), межорбитальный аппарат (МТА) или их совокупность.

В свою очередь, межорбитальные средства выведения представляют собой систему, состоящую из подсистем двух уровней иерархии и элементов:

- 1) конструкция;
- 2) бортовые обеспечивающие системы:
 - бортовой радиотехнический комплекс;
 - двигательная система с исполнительными органами;
 - система обеспечения теплового режима;
 - система электропитания;
 - антенно-фидерная система и др.;
- 3) бортовой комплекс управления:
 - система ориентации и управления движением;
 - система управления бортовыми системами.

Важным моментом при создании системы является определение ее цели, которая достигается за счет реализации целей ее подсистем. То есть необходимо сформировать модель целей, представляющую собой совокупность требований, которые необходимо выполнить, чтобы достичь общей цели системы [68].

Список требований можно получить, конкретизируя и уточняя качественное описание назначения системы и указывая количественные показатели производимого действия, объекта, на который направлено действие, условия и ограничения, при которых выполняется действие.

Совокупность показателей может быть представлена в виде n -мерного вектора

$$K = k_i, i = 1 \dots n.$$

Каждая из компонент этого вектора должна удовлетворять одному из следующих условий:

$$k_k = k_k^d, \text{ т.е. показатель } k_k \text{ должен быть равен некоторой величине } k^d;$$

$$k_k \geq k_k^d \text{ или } k_k \leq k_k^d, \text{ т.е. имеет место ограничение на показатель } k_i;$$

$k_{extr} \Rightarrow k_{\min}$ или $k_{extr} \Rightarrow k_{\max}$, т.е. показатель k_{extr} должен быть минимально (максимально) возможным.

Первые две группы показателей принято относить к показателям качества, определяющим в совокупности качество системы, невыполнение которых приводит к тому, что система оказывается непригодной для решения поставленной задачи; а третью группу показателей относят к показателям эффективности, которые используются в качестве количественной меры для принятия решения [68].

1.2. Системный подход к проектированию

В настоящее время термин «проектирование» используется достаточно широко и в научной литературе можно найти множество его определений. Для целей данной работы наиболее подходящим и точным будет определение, сформулированное В.А. Комаровым в работе [26]:

Проектирование– деятельность, направленная на выбор такой структуры и таких параметров создаваемого изделия, которые обеспечивают экстремум какой-либо характеристике или свертке характеристик этого изделия и удовлетворяют всем требованиям, предъявляемым к нему.

При этом оптимизируемую характеристику принято называть *целевой функцией* или *критерием оптимальности*.

Под *структурой* понимается сущность, определяемая типом элементов, их количеством и способом соединения между собой.

Решение проектной оптимизационной задачи часто представляет итерационную процедуру, предполагающую большой объем вычислений и результатов, требующих обработки. Поэтому в проектировании широкое применение получили информационных технологии.

Для проектирования сложных технических систем используется системный подход, основанный на системном анализе. С точки зрения системного подхода, система рассматривается как единое целое, для которого формулируются цели и формируется перечень требований, выполнение которых обеспечивает достижение целей. Следующим шагом является разработка структуры системы, ее компонентов, определение их функционального назначения, взаимосвязей и параметров, т.е. осуществляется синтез системы. Эти компоненты являются объектами последующих исследований.

Общий алгоритм синтеза системы включает следующие процедуры:

- исследование задачи, для решения которой создается система;
- определение цели;
- формирование концепции;
- формирование структуры системы;
- проработка альтернативных вариантов системы на базе принятой структуры;
- анализ вариантов и выбор предпочтительного варианта;
- формирование требований к подсистемам.

Математическая постановка задачи в общем виде может быть представлена следующим образом [68]:

$$\begin{aligned}
 & Y(y_1, \dots, y_p); \quad X(x_1, \dots, x_n, x_{n+1}, \dots, x_N); \\
 & (x_i)_{\min} \leq x_i \leq (x_i)_{\max}, \quad i = 1, \dots, n, \\
 & x_i = \|x_{is}\|, \quad i = n+1, \dots, N, \quad s = 1, \dots, S_i; \\
 & Z_j(X, Y) \geq A_j(Y), \quad j = 1, \dots, m, \\
 & Z_j(X, Y) = A_j(Y), \quad j = m, \dots, M, \\
 & \text{extr}K(X, Y),
 \end{aligned} \tag{1.1}$$

где Y - вектор технического задания, элементы которого представляют собой количественные и качественные требования к системе, X - вектор оптимизируемых переменных (синтезируемых компонентов) системы, содержащий n непрерывных и $N-n$ дискретных компонентов. Матрица $\|x_{is}\|$ представляет собой таблицу допустимых значений для дискретных оптимизируемых переменных. Требования к системе формулируются в виде совокупности равенств и неравенств. Характеристики синтезируемой системы описываются функциями Z_j , а требования к характеристикам - соответственно функциями A_j .

1.3 Межорбитальные транспортные аппараты

Межорбитальными транспортными аппаратами называют аппараты, которые способны обеспечить не только выведение ПН на целевую орбиту, но ее возвращение с высокой орбиты на низкую, в отличие от традиционных средств выведения, таких как разгонные блоки [68].

Кроме того, такие аппараты должны быть универсальны по отношению к ПН и средствам выведения и обладать автономностью. То есть, это полноценный КА, имеющий необходимые бортовые системы, в функции которого входят различные транспортные операции в космическом пространстве.

Перечень таких операций может выглядеть следующим образом:

- выведение ПН на высокоэнергетические околоземные орбиты (в том числе на ГСО) с возможным возвратом на низкую базовую околоземную орбиту;

- сборка и обслуживание крупногабаритных космических станций и других объектов;
- транспортировка исследовательских КА к планетам солнечной системы и другим космическим объектам.

Сценарий космической миссии, состав задач в ходе ее проведения, определяет выбор схемного решения МТА.

Наиболее простой схемой выведения является схема одноимпульсного перехода между орбитами (рисунок 1.1). при такой схеме импульс сообщается на низкой опорной околоземной орбите для перехода на эллиптическую орбиту с высотой перигея, равной высоте опорной орбиты, или на промежуточную орбиту для перехода на целевую орбиту (например, геостационарную).

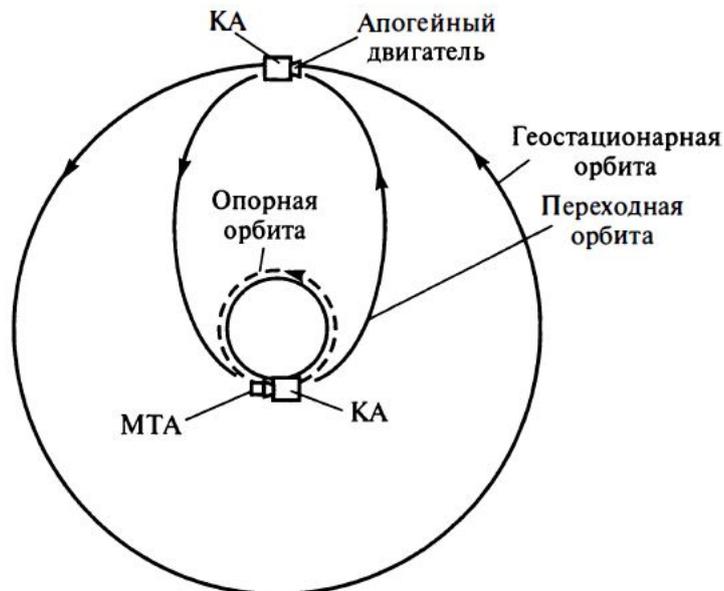


Рисунок 1.1 – Схема одноимпульсного перехода [68]

На рисунке 1.2 показана более распространенная схема с двумя включениями ДУ МТА. В таком случае первый импульс выдается в перигентре переходной орбиты, а второй - в апоцентре для перехода на целевую орбиту. Для выполнения такого маневра ДУ должна обеспечивать двукратный запуск или МТА должен состоять из двух ступеней.



Рисунок 1.2 – Схема двухимпульсного перехода [68]

Также возможны схемы выведения с многократным запуском ДУ и формированием дополнительных переходных орбит, что обеспечивает снижение гравитационных потерь скорости (рисунок 1.3).



Рисунок 1.3 – Схема переходов с несколькими импульсами [68]

Для осуществления маневров на достаточно удаленных от Земли орбитах, становится возможным использование ДУ малой тяги, что существенно расширяет перечень ДУ, допускаемых к установке на МТА, например, электроракетных двигателей. Кроме того, возможно использовать комбинацию ступеней с

двигателями большой тяги и малой тяги, что позволяет безопасно преодолеть радиационные пояса Земли и увеличить массу ПН при более продолжительном времени выведения [68].

В связи с возросшими к настоящему времени сроками службы компонентов КА, логическим развитием средств выведения является многократное использование их материальной части. Например, многоразовый МТА, осуществляющий транспортировку ПН с базовой околоземной орбиты на целевую и обратно в течение срока службы элементов конструкции и компонентов бортовых систем МТА.

К настоящему времени имеются примеры проектирования МТА с электроракетной двигательной установкой.

Таким примером является проект универсальной космической ступени SEPS (Solar Electric Propulsion Stage), разработанный 70-е годы XX века в США. Ступень оснащалась ЭРДУ и солнечными батареями для электроснабжения (рисунок 1.4) и предназначалась для различных межпланетных и межорбитальных полётов [56].

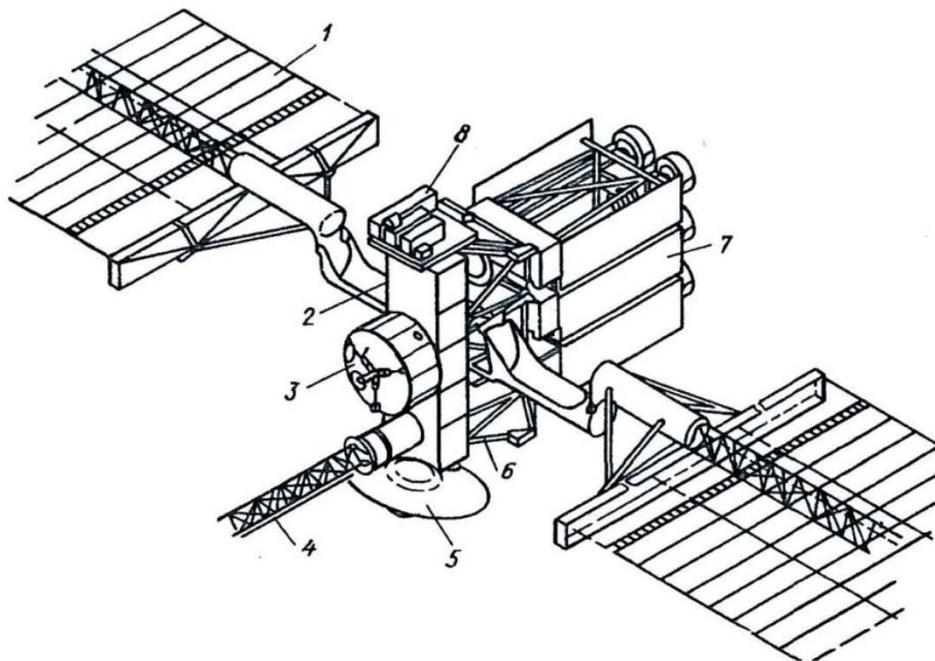


Рисунок 1.4 - Универсальная ступень SEPS [56]:

1 – панели солнечных батарей; 2 – корпус КА; 3 – зонд для исследования комет; 4 – штанга магнитометра; 5 – остронаправленная антенна; 6 – силовая рама двигательного отсека; 7 – двигательный отсек; 8 – отсек научной аппаратуры

ЭРДУ включала девять ионных ЭРД, каждый из которых устанавливался в карданный подвес для управления вектором тяги. Солнечная энергоустановка обеспечивала 25 кВт электроэнергии. Общая площадь солнечных батарей достигала 223 м². Сухая масса аппарата составляет 1257 кг, масса рабочего тела 1500 кг.

Энергетические возможности такого аппарата позволяли выводить на ГСО полезную нагрузку массой до 1000 кг, что недостаточно для выведения современных геостационарных КА (спутников связи).

В 2003-2005 гг. Европейским космическим агентством разработана межпланетная станция SMART-1 (2003-2005) для отработки новых технологий для полёта к Меркурию и Солнцу и исследования Луны (рисунок 1.5) [56].

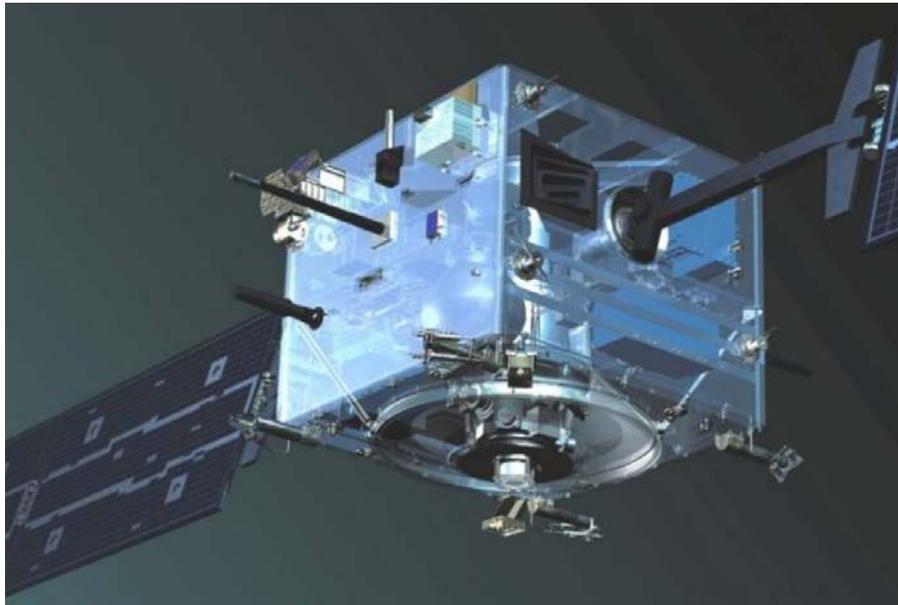


Рисунок 1.5 - Общий вид КА «SMART-1»

ЭРДУ включала холловский ЭРД PPS-1350-G, созданный на базе СПД-100. Запас рабочего тела составлял 82 кг ксенона. Двигатель PPS-1350-G развивал тягу до 70 мН и устанавливался в двухступенной механизм поворота для управления вектором тяги. Потребляемая мощность составляла 1350 Вт [56].

Из современных примеров можно привести разработанный в РКК «Энергия» электроракетный буксир с солнечной энергоустановкой мощностью 400 кВт [74].

МТА с ЭРДУ в силу небольшой тяги электроракетных двигателей может использоваться только на высокоэнергетических орбитах, на которые его вместе с

ПН доставляет химический разгонный блок, обладающий большой тягой. В целях максимизации массы выводимой ПН, после формирования промежуточной орбиты необходимо отделить двигательную установку большой тяги. Поэтому ХРБ и МТА с ЭРДУ должны быть разделяемыми.

МТА представляет собой полноценное отделяемое средство выведения, которое предназначено для выполнения следующих задач:

- создание суммарного импульса тяги для перевода КА с промежуточной орбиты на рабочую орбиту с использованием электроракетных двигателей (ЭРД);
- создание суммарного импульса тяги для возвращения МТА с рабочей орбиты на промежуточную с использованием электроракетных двигателей;
- создание суммарного импульса тяги для увода на орбиту захоронения после истечения ресурса МТА.

Для снижения затрат средств и времени на разработку КТС в ее составе предполагается максимально возможное использование уже разработанных и серийно выпускаемых изделий. Это ракетно-технический комплекс и наземный комплекс управления, переходный отсек и разгонный блок, головной обтекатель. Таким образом, для разработки КТС недостающим звеном является лишь МТА, для формирования проектного облика которого необходимо получить проектные параметры.

В связи с предстоящим отказом от использования РН «Протон», предлагается рассмотреть космическую транспортную систему на базе новой РН «Ангара-А5» и разгонного блока ДМ.

1.4 Анализ применения электроракетных двигателей в схемах довыведения космических аппаратов на рабочие орбиты с возможным возвращением МТА на орбиту старта

В настоящее время уже имеется опыт применения ЭРД различных типов для довыведения на ГСО и выполнения других транспортных операций.

Например, космический аппарат Artemis Европейского космического агентства (ЕКА) с начальной массой 3100 кг и бортовой мощностью 4 кВт, из-за

аварии верхней ступени РН Ariane-5, запущенной 12 июля 2001 года, оказался на орбите с апогеем в 17487 км при необходимых 35853 км. В течение следующих дней специалистам центра управления полетами ЕКА удалось поднять аппарат на высоту до 31000 км. Следующие 5000 км аппарат преодолевал с помощью экспериментальных ионных двигателей RIT-10 мощностью 0,5 кВт и тягой 18 мН. Темпы подъема составляли до 15 км в день. За время подъема были произведены испытания основных систем спутника. Время операции довыведения составило 18 месяцев.

Среди отечественных КА довыведение электроракетными двигателями применяет ОАО «ИСС им. М.Ф. Решетнева». 26 декабря 2014 года с космодрома Байконур выполнен пуск ракеты-носителя (РН) «Протон» с разгонным блоком (РБ) «Бриз-М» и КА «Экспресс-АМ5». Спутник отделился от РБ на орбите со следующими параметрами: наклонение $0,21^\circ$, высота перигея 33694,66 км, апогея - 37782,33 км. Дальнейшее движение в точку стояния на ГСО спутник совершил за счет собственных электроракетных двигателей (ЭРД) коррекции СПД-100 за 73 дня. Изначально разработчики рассчитывали запустить «Экспресс-АМ5» ракетой «Протон» по «южной» трассе, обеспечивающей выведение орбитального блока на опорную орбиту наклонением 48° , но в 2009 году использование данной трассы было запрещено Казахстаном после запуска DirectTV-12. «Экспресс-АМ5» пришлось перепроектировать на менее выгодную трассу с наклонением опорной орбиты $51,5^\circ$. Масса аппарата получилась 3400 кг, а «Протон» обеспечивал выведение на ГСО лишь 3250 кг. Это заставило разработчиков КА пойти на довыведение «Экспресса» двигателями коррекции по схеме, показанной на рисунке 1.6 [16].

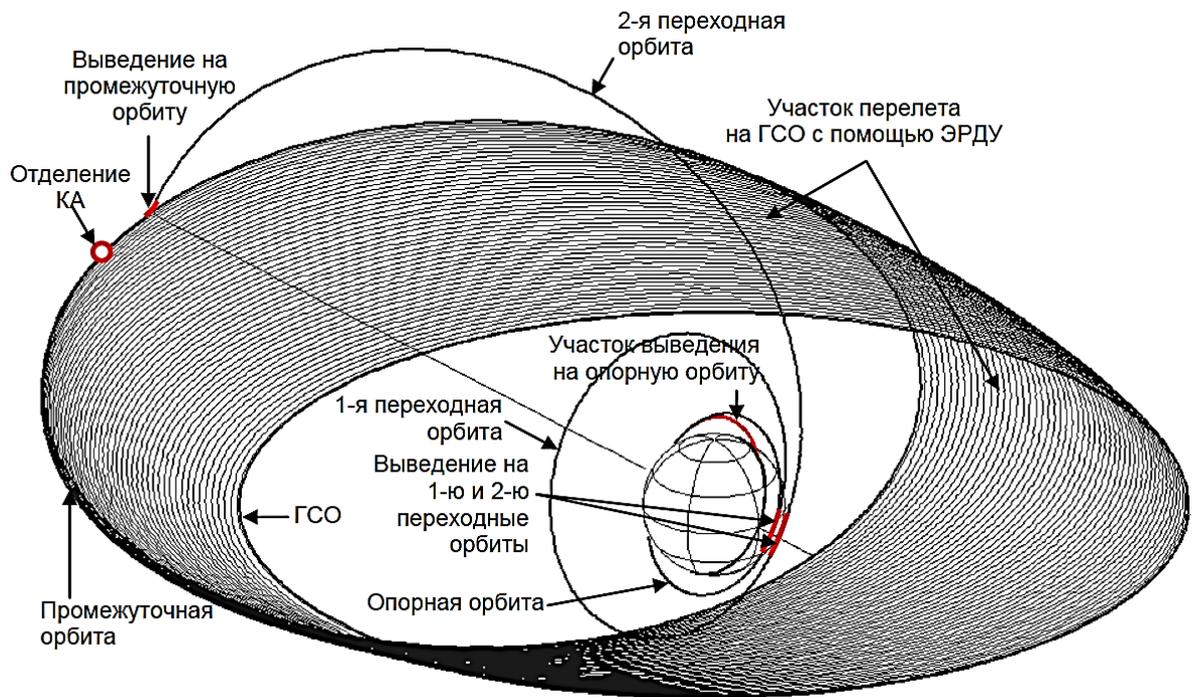


Рисунок 1.6 – Комбинированная баллистическая схема перелета КА серии «Экспресс» [42]

Знаковым событием для российской космонавтики стал пуск 31 июля 2020 года РН «Протон-М» с разгонным блоком «Бриз-М» и двумя спутниками связи «Экспресс-80» и «Экспресс-103», при котором была реализована уникальная баллистическая схема. В качестве промежуточной орбиты был выбран суперсинхронный эллипс, то есть орбита с периодом обращения около суток и апогеем, находящимся значительно выше геостационарной орбиты. За счет многократного включения двигателя РБ «Бриз-М» в течение 18 часов была сформирована промежуточная орбита с апогеем 54,9 тыс. км и перигеем 16,6 тыс. км, откуда спутники добирались до целевой ГСО за счет собственных ЭРД. Время довыведения для «Экспресс-80» составило 152 суток, для «Экспресс-103» - 160 суток. Такая схема позволила вывести КА общей массой около 4400 кг, при том, что РН «Протон-М» с разгонным блоком «Бриз-М» по традиционной схеме способен вывезти ПН массой до 3500 кг [13, 37].

Из совсем недавних примеров можно привести запуск двух геостационарных спутников «Экспресс-АМУ3» и «Экспресс-АМУ7» 13 декабря 2021 года с космодрома Байконур. РН «Протон-М» с разгонным блоком «Бриз-М» вывели

российские спутники связи на промежуточную орбиту с параметрами 18700x52871 км. Дальнейший перевод КА в рабочую точку осуществлялось за счет собственных двигателей: двух двигателей СПД-100В и одного СПД-140Д. Продолжительность перевода с промежуточной орбиты на ГСО составила не более 56 суток для КА «Экспресс-АМУ7» и 59 сток для КА «Экспресс-АМУ3». Общая масса КА составила 4130 кг [17].

Рассмотренные случаи и тенденция увеличения массы геостационарных КА привели разработчиков КА к созданию космических платформ, реализующих комбинированную схему выведения.

Развитие таких космических платформ пошло по пути установки ДУ малой тяги на борту самого КА, по аналогии с апогейными ДУ. Логичным продолжением развития космических платформ с ЭРДУ является создание автономных средств выведения с ЭРДУ вместо размещения ЭРДУ на борту КА. Таким образом, можно выделить новый тип космических аппаратов – межорбитальные транспортные аппараты с ЭРДУ.

Комбинированная схема межорбитального перелета предполагает использование на первом этапе ХРБ для формирования промежуточной орбиты, а на втором – МТА для доведения орбиты до целевой. В качестве целевой может рассматриваться любая, достаточно удаленная от начальной орбита, отличающаяся от нее по величине большой полуоси, наклонению и эксцентриситету.

Такая схема является компромиссной и сочетает в себе достоинства как импульсных маневров (малое время перелета), так и маневров с малой тягой (большая масса полезной нагрузки).

Можно выделить три основные баллистические схемы выведения КА на ГСО с помощью ЭРДУ [65]:

- 1) переходная орбита формируется последней ступенью РН, дальнейшее довыведение ПН осуществляется собственной электроракетной двигательной установкой КА;

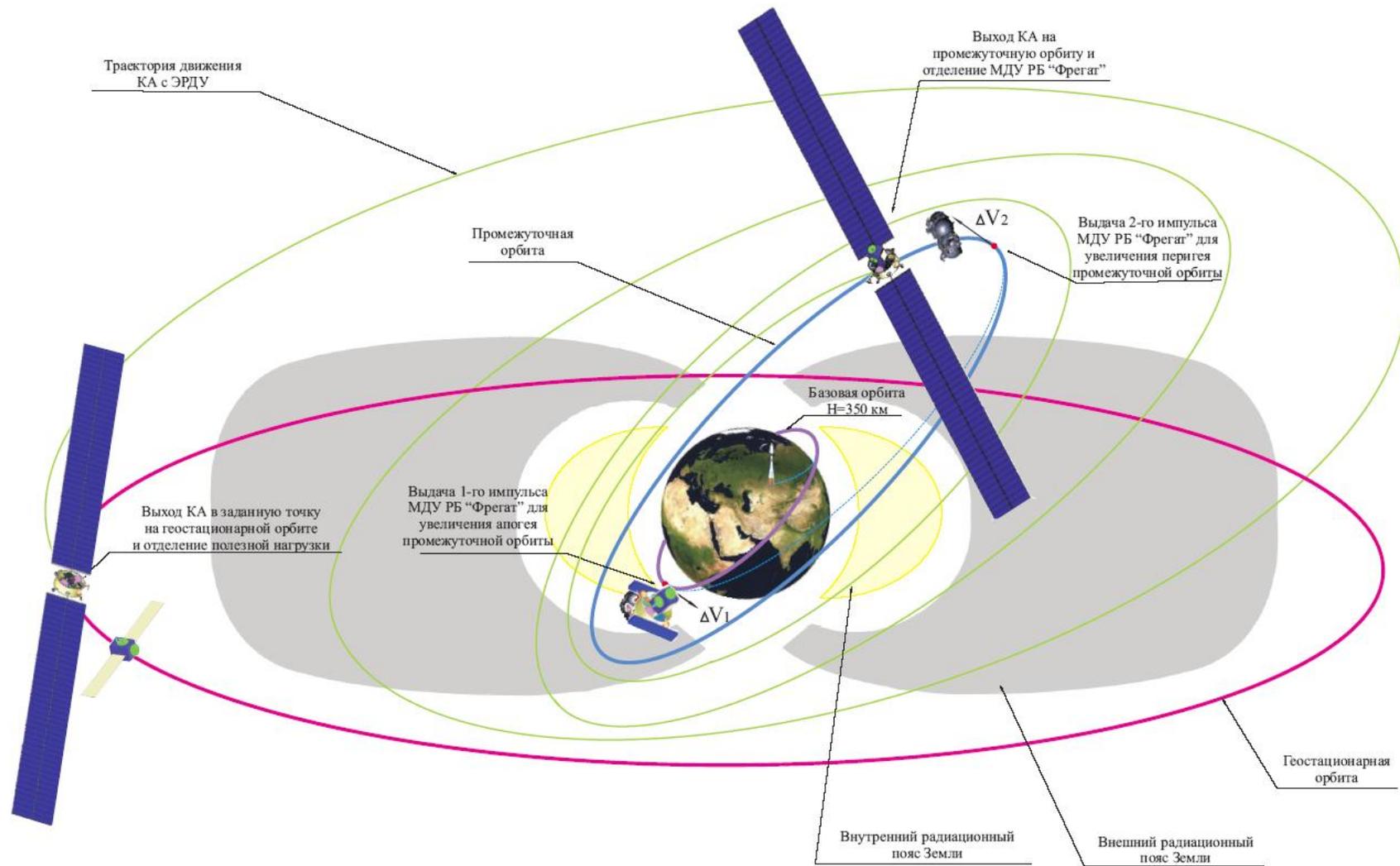


Рисунок 1.7– Комбинированная баллистическая схема перелета на ГСО [43]

2) РН выводит связку «ХРБ+КА» на низкую опорную орбиту, затем химический разгонный блок выводит КА на промежуточную орбиту. Дальнейшее довыведение осуществляется собственной ЭРДУ КА;

3) РН выводит орбитальный блок на низкую опорную орбиту, а химический разгонный блок формирует промежуточную орбиту. Для довыведения КА на ГСО далее используется многоразовый МТА, который после выведения КА на ГСО возвращается на базовую (переходную) орбиту, где ожидает следующую ПН.

За счет использования только РН первая схема выгодна с точки зрения снижения стоимости пуска и повышения надежности за счет исключения ХРБ.

Также выведение сразу на переходную эллиптическую орбиту сокращает время пребывания в радиационных поясах Земли, что сказывается в дальнейшем на сроке активного существования, выводимого КА. Недостатком является меньшая эффективность с точки зрения массы выводимой ПН, что ведет к необходимости использования РН большей грузоподъемности или возможности выведения ПН небольшой массы по сравнению с другими схемами выведения. Несмотря на эти недостатки, данная схема была использована при пусках с космодромов, расположенных близко к экватору Земли (SES-8 и Thaicom-6).

Во второй схеме, по сравнению с первой, энергетические затраты на формирование переходной орбиты берет на себя ХРБ, что позволяет повысить эффективность выведения, с точки зрения массы ПН, и безопасность прохождения радиационных поясов Земли. Особенно выгодна такая схема при пусках с космодромов, расположенных в высоких широтах, в том числе российских. Такая схема применялась при выведении отечественных КА с установленной маршевой ЭРДУ («Экспресс-АМ5», «Экспресс – 80» и «Экспресс –103»). Если в качестве переходной орбиты рассматривается круговая орбита достаточной большой высоты, то нижней ее границей будет высота порядка 12 000-15 000 км, поскольку радиационная опасность на этих высотах существенно убывает.

Отличием третьей схемы от второй в том, что для довыведения КА с переходной орбиты на ГСО используется многоразовый МТА, что позволяет вместо маршевой ЭРДУ и связанных с ней систем на борту КА увеличить на нем

количество целевой аппаратуры или запасов топлива на коррекцию орбиты. Также при следующем запуске не нужно выводить МТА и за счет этого можно вывести на промежуточную орбиту ПН большей массы по сравнению с первым запуском.

Последние исследования комбинированных схем выведения, а также практические примеры реализации, показывают более высокую эффективность использования эллиптической орбиты в качестве промежуточной, причем апогей такой орбиты намного больше высоты ГСО. В этом случае снижается время перелета, а значит и требуемый запас рабочего тела ЭРДУ, что позволяет увеличить массу ПН. Также немаловажным преимуществом выведения с эллиптической промежуточной орбиты является меньшее время нахождения МТА и КА в радиационных поясах Земли, снижает требования радиационной стойкости МТА и КА, и повышает надежность их функционирования. Кроме того, сокращается время теневых участков полета, что позволяет использовать бортовые источники питания меньшей емкости и массы. Пример такой схемы представлен на рисунке 1.7.

Исходя из определения комбинированной схемы, предполагающей выведение в два этапа, и разные методики определения параметров перелета с ХРБ и ЭРДУ, алгоритм проектирования МТА с ЭРДУ должен включать блоки расчета параметров этих перелетов. Блок схема общего алгоритма проектирования МТА представлена на рисунке 1.8



Рисунок 1.8 – Блок схема алгоритма проектирования МТА с ЭРДУ

Основные задачи, решаемые с использованием довыведения КА на ГСО с помощью ЭРДУ [65]:

- Обеспечение выведения на ГСО КА увеличенной массы с использованием существующих средств выведения тяжелого класса (альтернатива созданию новых средств выведения увеличенной грузоподъемности);
- Обеспечение выведения на ГСО КА с использованием средств выведения среднего класса;
- Снижение стоимости выведения на ГСО за счет использования средств выведения более легкого класса или парного (группового) выведения нескольких КА в одном пуске;
- Обеспечение конкурентоспособности российских геостационарных КА (компенсация северного размещения космодромов);
- Обеспечение резерва массы геостационарных КА для повышения их надежности, эффективности.

Таким образом, можно сделать вывод о том, что развитие космического аппаратостроения идет по пути отказа от апогейных ЖРД в пользу ЭРДУ, применение которых будет лишь расширяться с увеличением массы КА и совершенствованием ЭРД компонентов, применяемых на КА (ресурс и мощность ЭРД, солнечных батарей и т.д.). Круг задач, решаемых ЭРДУ, будет лишь увеличиваться.

2 ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ КОМБИНИРОВАННЫХ СХЕМ ВЫВЕДЕНИЯ ПОЛЕЗНЫХ НАГРУЗОК НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ

2.1 Постановка многокритериальной задачи оптимизации проектно-баллистических параметров выведения полезной нагрузки на геостационарную орбиту

Сложность проектирования МТА, обеспечивающего максимум ПН, в том, что его схемное решение и проектные параметры определяются баллистической схемой выведения и наоборот, параметры МТА влияют на баллистические параметры и траектории перелета. Поэтому оптимизация проектных параметров МТА и баллистических параметров и траекторий выведения должна выполняться совместно.

Так как масса ПН, параметры ХРБ и МТА связаны друг с другом, при постановке задачи оптимизации рассматривается «сложный» КА с комбинированной двигательной установкой, включающий в себя ХРБ, МТА и ПН.

В работе [65] предлагается следующая постановка задачи оптимизации проектно-баллистических параметров:

Под динамическим манёвром z из множества манёвров Z понимается переход КА из начального состояния $x(t_0) \in X_0$ в конечное состояние $x(t_k) \in X_k$. Вектор баллистических параметров маневра b включает начальное X_0 и конечное X_k многообразия в пространстве состояний, внешние условия и ограничения и определяет схему и продолжительность манёвра:

$$\begin{aligned} z &= (z_1, z_2, \dots, z_m)^T \in Z, \\ X_0 &= X_0(z), \quad t_0 = t_0(z), \\ X_k &= X_k(z), \quad t_k = t_k(z). \end{aligned} \tag{2.1}$$

Символом p обозначается вектор проектных параметров $p = (p_1, p_2, \dots, p_l)^T \in P$, соответствующих принятой конструктивно-компоновочной схеме сложного КА. Здесь P - множество допустимых проектных параметров.

Динамика движения КА описывается системой обыкновенных дифференциальных уравнений:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= \frac{dx}{dt} = f(t, x, u, p), \\ x(t_0) &\in X_0(z), \quad x(t_k) \in X_k(z), \\ u &= u(t, x) \in U(p), \quad (x, u) = y \in Y(p) \subset D, \\ p &\in P, \quad z \in Z. \end{aligned} \quad (2.2)$$

Здесь $x = (x_1, x_2, \dots, x_n)^T \in X$ - вектор состояния (фазовых координат) системы; $u(t, x) = (u_1, u_2, \dots, u_r)^T \in U(p)$ - вектор функций управления; $U(p)$ - множество допустимых управлений.

Оптимизация комбинированных схем выведения заключается в выборе:

- вектора баллистических параметров b (параметры начальной A_0, e_0, i_0 , конечной A_k, e_k, i_k и промежуточной A_{np}, e_{np}, i_{np} орбит, начальные дата старта D_0 и долгота восходящего узла Ω_0);
- вектора управлений $u(t)$ (углы ориентации вектора тяги КА с ЭРДУ в плоскости орбиты $\lambda(t)$ и в плоскости местного горизонта $\psi(t)$; функции включения-выключения двигателей $\delta = \{0, 1\}$; количество импульсов ХРБ $n_{имп}^{ХРБ}$ и их величины $\Delta V_i^{ХРБ}$);
- вектора проектных параметров p (тяга ХРБ $P_{ХРБ}$; удельный импульс ХРБ $I_{уд}^{ХРБ}$; масса заправляемого топлива ХРБ $m_T^{ХРБ}$; тяга ЭРДУ $P_{ЭРДУ}$; скорость истечения ЭРДУ c ; мощность, потребная для работы ЭРДУ, $N_{ЭРДУ}$; суммарная мощность энергоустановки $N_{эв}$; площадь солнечных батарей $S_{сб}$; количество ЭРД соответствующей марки $n_{эрд}$; масса рабочего тела ЭРДУ $m_T^{ЭРДУ}$).

Общая задача максимизации полезной нагрузки $m_{пн}$ разделяется на три частных задачи:

- 1) *баллистическую* – нахождение оптимальных баллистических параметров схемы перелета;
- 2) *динамическую* - нахождение оптимальных программ управления и траекторий;
- 3) *параметрическую* - нахождение оптимальных проектных параметров.

Сформулируем *многокритериальную задачу оптимизации*. В качестве основных критериев примем:

- 1) массу полезной нагрузки на целевой орбите:

$$m_{\text{ПН}}(u(t), x(t), A_{\text{пр}}, e_{\text{пр}}, i_{\text{пр}}, T, P_{\text{ЭРДУ}}, c_{\text{ЭРДУ}}) \rightarrow \max;$$

- 2) продолжительность перелёта:

$$T_{\Sigma}(u(t), x(t), P_{\text{ЭРДУ}}, c_{\text{ЭРДУ}}, A_{\text{пр}}, e_{\text{пр}}, i_{\text{пр}}) \rightarrow \min;$$

- 3) время пребывания КА в радиационных поясах Земли:

$$T_{\text{рад}}(T_{\Sigma}, u(t), x(t), P_{\text{ЭРДУ}}, c_{\text{ЭРДУ}}, A_{\text{пр}}, e_{\text{пр}}, i_{\text{пр}}) \rightarrow \min;$$

- 4) время пребывания КА в тени Земли:

$$T_{\text{тени}}(T_{\Sigma}, u(t), x(t), T, P_{\text{ЭРДУ}}, c_{\text{ЭРДУ}}, A_{\text{пр}}, e_{\text{пр}}, i_{\text{пр}}, \Omega_0, D_0) \rightarrow \min.$$

Для целей проектирования МТА такая сложная задача может быть упрощена:

- 1) Для исключения критерия времени пребывания в радиационных поясах Земли будем рассматривать схемы выведения с промежуточной орбитой высотой от 12000 км и выше, где воздействие радиации значительно снижается;

- 2) В работе [23] показано, что возможно выбрать такую дату старта, при которой время пребывания в тени Земли может быть сведено к нулю или к весьма коротким промежуткам, в которые обеспечение МТА с ЭРДУ электроэнергией может осуществляться за счет аккумуляторных батарей. Поэтому критерий времени пребывания в тени Земли также можно в первом приближении исключить из задачи оптимизации.

Тогда приближенно решается двухкритериальная задача оптимизации:

$$m_{\text{ПН}}(u(t), x(t), A_{\text{пр}}, e_{\text{пр}}, i_{\text{пр}}, T, P_{\text{ЭРДУ}}, c_{\text{ЭРДУ}}) \rightarrow \max,$$

$$T_{\Sigma}(u(t), x(t), P_{\text{ЭРДУ}}, c_{\text{ЭРДУ}}, A_{\text{пр}}, e_{\text{пр}}, i_{\text{пр}}) \rightarrow \min$$

Таким образом, оптимизация сводится к решению задачи максимизации массы ПН при фиксированной (варьируемой) продолжительности перелёта, которая дает множество решений в области «масса ПН – время перелета». Далее полученное множество решений сужается с учетом действующих ограничений. [65].

2.3 Расчет проектно-баллистических параметров доставки полезной нагрузки на геостационарную орбиту с возвращением на орбиту старта

Конкретизируем постановку задачи оптимизации применительно к космическому аппарату с комбинированной двигательной установкой (КДУ) [43].

Представим стартовую массу КА как сумму масс отдельных систем:

$$m_0 = m_K^{ХРБ} + m_T^{ХРБ} + m_\varepsilon^{ЭРДУ} + m_D^{ЭРДУ} + m_{СПХ}^{ЭРДУ} + m_T^{ЭРДУ} + m_K^{ЭРДУ} + m_{ПН}, \quad (2.3)$$

где $m_K^{ХРБ}$ - масса конструкции ХРБ (сухая масса); $m_T^{ХРБ}$ - масса топлива ХРБ; $m_\varepsilon^{ЭРДУ}$ - масса источника и преобразователя энергии ЭРДУ; $m_D^{ЭРДУ}$ - масса двигательной установки ЭРДУ; $m_{СПХ}^{ЭРДУ}$ - масса системы подачи и хранения рабочего тела ЭРДУ; $m_T^{ЭРДУ}$ - масса рабочего тела ЭРДУ; $m_K^{ЭРДУ}$ - масса корпуса КА, прочих элементов и систем КА с ЭРДУ; $m_{ПН}$ - масса полезной нагрузки.

$$m_T^{ХРБ} = M_0 \cdot \left(1 - e^{-\frac{\Sigma V^{ХРБ}}{I_{yo}^{ХРБ}}}\right) \quad (2.4)$$

$\Sigma V^{ХРБ} = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_3$ - суммарные затраты характеристической скорости для перехода ХРБ между орбитами.

Первый импульс ХРБ увеличивает скорость до такой величины, чтобы апоцентр переходной орбиты равнялся R_α :

$$\Delta V_1 = V_{кр}(R_0) \left[\sqrt{\frac{2R_\alpha}{R_\alpha + R_\pi}} - 1 \right], \quad (2.5)$$

где R_0 - радиус начальной орбиты; R_α - радиус апогея промежуточной орбиты; R_π - радиус перигея промежуточной орбиты; $V_{кр}(R_0)$ - круговая скорость на начальной орбите.

В апогее переходной орбиты второй импульс скорости ХРБ увеличивает скорость до такой, чтобы перицентр орбиты был равен R_π :

$$\Delta V_2 = V_{кр}(R_\pi) \left[\sqrt{\frac{2R_\pi}{R_\alpha + R_\pi}} - 1 \right] \quad (2.6)$$

Также возможен одноимпульсный переход, если радиус перигея промежуточной орбиты совпадает с радиусом начальной орбиты.

Если требуется изменить наклонение орбиты на угол Δi за счет ХРБ, то такой импульс можно рассчитать по формуле:

$$\Delta V_3 = 2 \cdot V \cdot \sin\left(\frac{\Delta i}{2}\right), \quad (2.7)$$

где V – орбитальная скорость в точке приложения импульса.

Массы отдельных компонентов КА с ЭРДУ зависят от проектных параметров. Обычно применяются следующие зависимости [43]:

$$m_{\text{Э}}^{\text{ЭРДУ}} = \alpha_{\text{ЭВ}} N, \quad (2.8)$$

$$m_{\text{Д}}^{\text{ЭРДУ}} = \gamma_{\text{ДУ}} (P + kP_{\text{УПР}}), \quad (2.9)$$

$$m_{\text{СПХ}}^{\text{ЭРДУ}} = \gamma_{\text{СПХ}} m_{\text{Т}}^{\text{ЭРДУ}}, \quad (2.10)$$

$$m_{\text{К}}^{\text{ЭРДУ}} = \gamma'_{\text{К}} P + \gamma''_{\text{К}} N, \quad (2.11)$$

$$m_{\text{РТ}}^{\text{ЭРДУ}} = \frac{P}{c} T_{\text{М}}, \quad (2.12)$$

где P - тяга маршевых двигателей; $P_{\text{УПР}}$ - тяга управляющих двигателей; N – мощность энергоустановки; $T_{\text{М}}$ - моторное время (полное время работы ЭРДУ); $\alpha_{\text{ЭВ}}$, $\gamma_{\text{ДУ}}$, $\gamma_{\text{СПХ}}$, $\gamma'_{\text{К}}$, $\gamma''_{\text{К}}$ - соответствующие удельные массовые характеристики.

Мощность энергоустановки зависит от тяги двигателей и скорости истечения рабочего тела:

$$N = \frac{Pc}{2} \frac{1 + \chi}{\eta_{\text{Т}} \eta_{\text{ПЭ}}}, \quad (2.13)$$

где $\chi = \frac{P_{\text{упр}}}{P}$ - характеризует относительный расход массы управляющих двигателей, η_T - тяговый коэффициент полезного действия, $\eta_{\text{пэ}}$ - КПД преобразователя энергии.

Если из уравнения баланса масс на начальной орбите (2.10) выразить массу полезной нагрузки, получим следующее выражение:

$$m_{\text{пн}} = m_0 - m_{\text{к}}^{\text{ХРБ}} - m_{\text{т}}^{\text{ХРБ}} - m_{\text{э}}^{\text{ЭРДУ}} - m_{\text{д}}^{\text{ЭРДУ}} - m_{\text{спх}}^{\text{ЭРДУ}} - m_{\text{рт}}^{\text{ЭРДУ}} - m_{\text{к}}^{\text{ЭРДУ}}. \quad (2.14)$$

Здесь $m_0, m_{\text{к}}^{\text{ХРБ}} = \text{fixe}$. Если количество двигателей одной и той же марки в составе ЭРДУ зафиксировать, то получим: $m_{\text{э}}^{\text{ЭРДУ}}, m_{\text{к}}^{\text{ЭРДУ}}, m_{\text{д}}^{\text{ЭРДУ}} = \text{fixe}$.

Если из уравнения баланса масс на начальной орбите (2.14) выразить массу полезной нагрузки и поделить ее на стартовую массу аппарата, получим следующее выражение для главного критерия оптимальности – относительной массы полезной нагрузки:

$$\mu = 1 - \frac{m_{\text{к}}^{\text{ХРБ}}}{m_0} - \frac{m_{\text{т}}^{\text{ХРБ}}}{m_0} - \frac{\alpha_{\text{эу}} P c (1 + \chi)}{2m_0 \eta_T \eta_{\text{пэ}}} - \frac{\gamma_{\text{ду}} (P + k P_{\text{упр}})}{m_0} - \frac{P T_{\text{м}} (1 + \gamma_{\text{спх}})}{m_0 c} - \gamma'_{\text{к}} \frac{P}{m_0} - \frac{\gamma''_{\text{к}} P c (1 + \chi)}{2m_0 \eta_T \eta_{\text{пэ}}}. \quad (2.15)$$

Из формулы (2.10) видно, что масса системы подачи и хранения рабочего тела ЭРДУ зависит от массы рабочего тела ЭРДУ:

$$m_{\text{спх}}^{\text{ЭРДУ}} = f(m_{\text{рт}}^{\text{ЭРДУ}}).$$

На этапе движения КА с КДУ с начальной орбиты на промежуточную, которое осуществляется ХРБ оптимизируемым параметром является начальный импульс скорости (или получающаяся в результате величина большой полуоси переходного эллипса), который определяет требуемую массу топлива ХРБ.

На этапе движения КА с КДУ с промежуточной орбиты на целевую за счет работы ЭРДУ оптимизируемым параметром является время перелета КА в заданную точку целевой орбиты, так как оно определяет требуемую массу рабочего тела ЭРДУ. Чтобы масса полезной нагрузки на ГСО была максимальной, необходимо обеспечить минимум массы рабочего тела ЭРДУ.

Траектория движения КА с промежуточной орбиты на целевую имеет вид многовитковой спирали, как показано на рисунке 2.1. При этом время активного полета совпадает со временем полета. В качестве примера будет рассмотрен перелет с нерегулируемым двигателем. В этом случае минимальные затраты рабочего тела ЭРДУ будут при минимальном моторном времени.

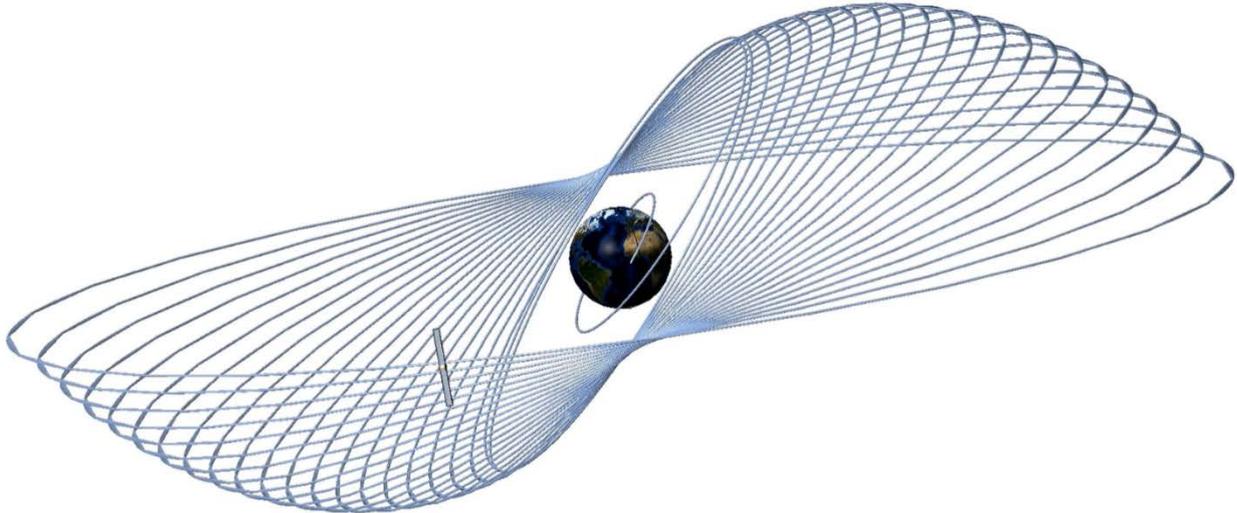


Рисунок 2.1 – Траектория движения МТА с ЭРДУ

При компланарном переходе, когда начальная и конечная орбиты близки к круговым, практичным и наиболее исследованным является так называемый трансверсальный закон направления нерегулируемой тяги. Такой маневр с помощью метода осреднения (когда траектория МТА представляется совокупностью оскулирующих круговых орбит, на которых угловая скорость МТА постоянна) может быть описан следующим соотношением:

$$\frac{dr}{du} = \frac{2r^3 a}{\mu} \quad (2.16)$$

где μ - гравитационная постоянная Земли.

В рамках упомянутого выше метода осреднения получено выражение для текущего радиуса орбиты:

$$r = \left[\frac{1}{\sqrt{r_1}} + \frac{c}{\sqrt{\mu}} \ln \left(1 - \frac{a_0}{c} t \right) \right]^{-2} \quad (2.17)$$

Для перехода с изменением угла наклона плоскости на Δi

$$V_x = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \sqrt{1 - \frac{2 \cos(\pi \Delta i / 2)}{\sqrt{r_2 / r_1}} + \frac{r_1}{r_2}} \quad (2.18)$$

Моторное время запишется в следующем виде:

$$T_M = \frac{c}{a_0} \left\{ 1 - \exp \left[-\frac{V_x}{c} \right] \right\} \quad (2.19)$$

При проектировании МТА с ЭРДУ, одной из ключевых проблем является оценка длительности выведения на целевую работу, а также соответствующих затрат рабочего тела. Для решения этих проблем исследуются актуальные задачи поиска оптимальных баллистических схем перелета и начальных условий старта, формирования программных траекторий и законов управления вектором тяги МТА [43].

Решение задачи оптимизации перевода КА с промежуточной круговой или эллиптической орбиты на геостационарную с помощью двигателей малой тяги представляет собой достаточно сложную вычислительную процедуру. Можно воспользоваться методиками расчета для различных типов граничных условий, описанных ниже.

2.4.1 Методика расчета перехода между круговыми некомпланарными орбитами

Для расчета перехода между круговыми некомпланарными орбитами в работе [31] В.Н. Лебедевым получены решения, которые позволяют рассчитать характеристическую скорость функцией радиусов начальной и конечной орбит и приращения наклона. При этом используется модель движения, полученная методом усреднения системы дифференциальных уравнений пространственного движения КА с двигателем малой тяги.

Средний радиус и наклонение орбиты при этом меняются следующим образом:

$$\frac{r}{r_0} = \left[1 - \frac{2(1-B)\bar{V}_x}{C} + \bar{V}_x^2 \right]^{-1}, \quad (2.20)$$

$$i = i_0 + \frac{2}{\pi} \arctg \left(A \cdot \bar{V}_x \cdot (C - (1-B)\bar{V}_x)^{-1} \right), \quad (2.21)$$

$$A = \frac{\sin \pi \frac{i_k - i_0}{2}}{\sqrt{\frac{r_k}{r_0}}}, \quad B = \frac{\cos \pi \frac{i_k - i_0}{2}}{\sqrt{\frac{r_k}{r_0}}}, \quad C = \sqrt{1 - 2\sqrt{\frac{r_0}{r_k}} \cos \pi \frac{i_k - i_0}{2} + \frac{r_0}{r_k}}, \quad \bar{V}_x = \frac{V_x}{V_0},$$

где $V_0 = \sqrt{\frac{\mu_3}{r_0}}$ - скорость на круговой опорной орбите радиусом r_0 ; i_0 - наклонение опорной орбиты; r_k, i_k - радиус и наклонение конечной орбиты.

Траектория, описываемая уравнениями (2.20) и (2.21), называется номинальной траекторией. Характеристическую скорость перелёта можно вычислить по формуле [28]:

$$V_x = V_0 \sqrt{1 - 2\sqrt{\frac{r_0}{r_k}} \cos \pi \frac{i_k - i_0}{2} + \frac{r_0}{r_k}} \quad (2.22)$$

Более подробное описание методики приведено в приложении А.

2.4.2 Методика расчета перехода между эллиптической и круговой некомпланарными орбитами

В случае использования в качестве промежуточной орбиты эллиптической можно пользоваться аппроксимационными формулами, в которых помимо перечисленных в предыдущем разделе параметров используется еще эксцентриситет орбиты.

В качестве первого приближения будем использовать формулу (2.22), но для учета эксцентриситетности добавим полином третьего порядка, а вместо радиусов начальной и конечной орбит возьмем значения больших полуосей, т.е. $r_0 \sim A_0, r_k \sim A_k = R_{ГСО} = 42164$ км. Получим формулу для приближенного расчета характеристической скорости при перелете с эллиптической орбиты на круговую:

$$V_x = V_0 \sqrt{1 - 2 \sqrt{\frac{A_0}{A_k}} \cos \frac{\pi(i_k - i_0)}{2} + \frac{A_0}{A_k}} \cdot (1 + a_1 e_0 + a_2 e_0^2 + a_3 e_0^3), \quad (2.23)$$

Для определения коэффициентов полинома будем использовать метод наименьших квадратов.

Сумма квадратов невязок имеет вид:

$$S = \sum_{k=1}^n (f_k(a, b, \dots, x_1, x_2, \dots, x_m) - y_k)^2$$

Условия минимума функции S

$$\frac{\partial S}{\partial x_1} = \frac{\partial S}{\partial x_2} = \dots = \frac{\partial S}{\partial x_m} = 0$$

приводят к системе m уравнений с m неизвестными, которые называются нормальными уравнениями.

Так как сумма квадратов невязок есть квадратичная форма аргументов x_1, x_2, \dots, x_m , то она может иметь только один экстремум. Кроме того, эта форма положительна, поэтому у нее должен быть минимум и корни квадратных уравнений определяют именно минимум.

Для более подробного изложения метода решения рассмотрим переопределенную систему условных линейных уравнений:

$$\begin{aligned} a_{11}x_1 + a_{12}x_2 + \dots + a_{1m}x_m &= b_1, \\ a_{21}x_1 + a_{22}x_2 + \dots + a_{2m}x_m &= b_2, \\ &\dots, \\ a_{n1}x_1 + a_{n2}x_2 + \dots + a_{nm}x_m &= b_n \end{aligned}$$

где $n > m$.

Сумма квадратов невязок в данном случае имеет вид:

$$S = \sum_{i=1}^n [b_i - (a_{i1}x_1 + a_{i2}x_2 + \dots + a_{im}x_m)]^2 \quad (2.24)$$

В результате серии расчетов комбинированных схем выведения для различных значений исходных данных получены результаты, представленные в таблице А.1. (приложении А).

Рассчитаем коэффициенты a'_1, a'_2, a'_3 .

$$S = \sum_{i=1}^n \left[(1 + e_{0i} \cdot a_1 + e_{0i}^2 \cdot a_2 + e_{0i}^3 \cdot a_3) - \overline{V}_{xi} \right]^2 \rightarrow \min, \quad (2.25)$$

$$\text{где } \overline{V}_{xi} = \frac{V_{xi}}{V_0 \sqrt{1 - 2 \sqrt{\frac{A_0}{A_k}} \cos \frac{\pi(i_k - i_0)}{2} + \frac{A_0}{A_k}}}.$$

Подставив числовые значения из таблицы Г.1 в формулу (2.25), получим:

$$\begin{cases} 17,660 + a_1 11,027 + a_2 7,304 + a_3 5,001 - 19,642 = 0 \\ 11,027 + a_1 7,304 + a_2 5,001 + a_3 3,498 - 12,409 = 0 \\ 7,304 + a_1 5,001 + a_2 3,498 + a_3 2,484 - 8,285 = 0 \end{cases}$$

$$a_1 = 0,10688, a_2 = -0,36508, a_3 = 0,69387$$

С учетом найденных значений коэффициентов a_1', a_2', a_3' формула (2.23)

примет вид:

$$V_x = V_0 \sqrt{1 - 2 \sqrt{\frac{A_0}{A_k}} \cos \frac{\pi(i_k - i_0)}{2} + \frac{A_0}{A_k}} \cdot (1 + 0,10688e_0 - 0,36508e_0^2 + 0,69387e_0^3) \quad (2.26)$$

Из массива данных, представленных в таблице А.2 (приложении А), видно, что погрешность расчета не превышает 1,5 %, поэтому можно использовать полученную формулу (2.26) для расчета в первом приближении характеристической скорости при перелете между эллиптическими орбитами. Более подробное описание методике приведено в приложении А.

2.4.3 Методика расчета перехода между орбитами на основе локально-оптимального управления параметрами орбиты

Достаточно точным также является метод, описанный в работах [24, 65], основанный на использовании локально-оптимальных алгоритмов управления большой полуосью A , эксцентриситетом e и наклонением орбиты i . Для этого рассматривается возмущенное управляемое движение КА в оскулирующих элементах с непрерывно работающим двигателем малой тяги.

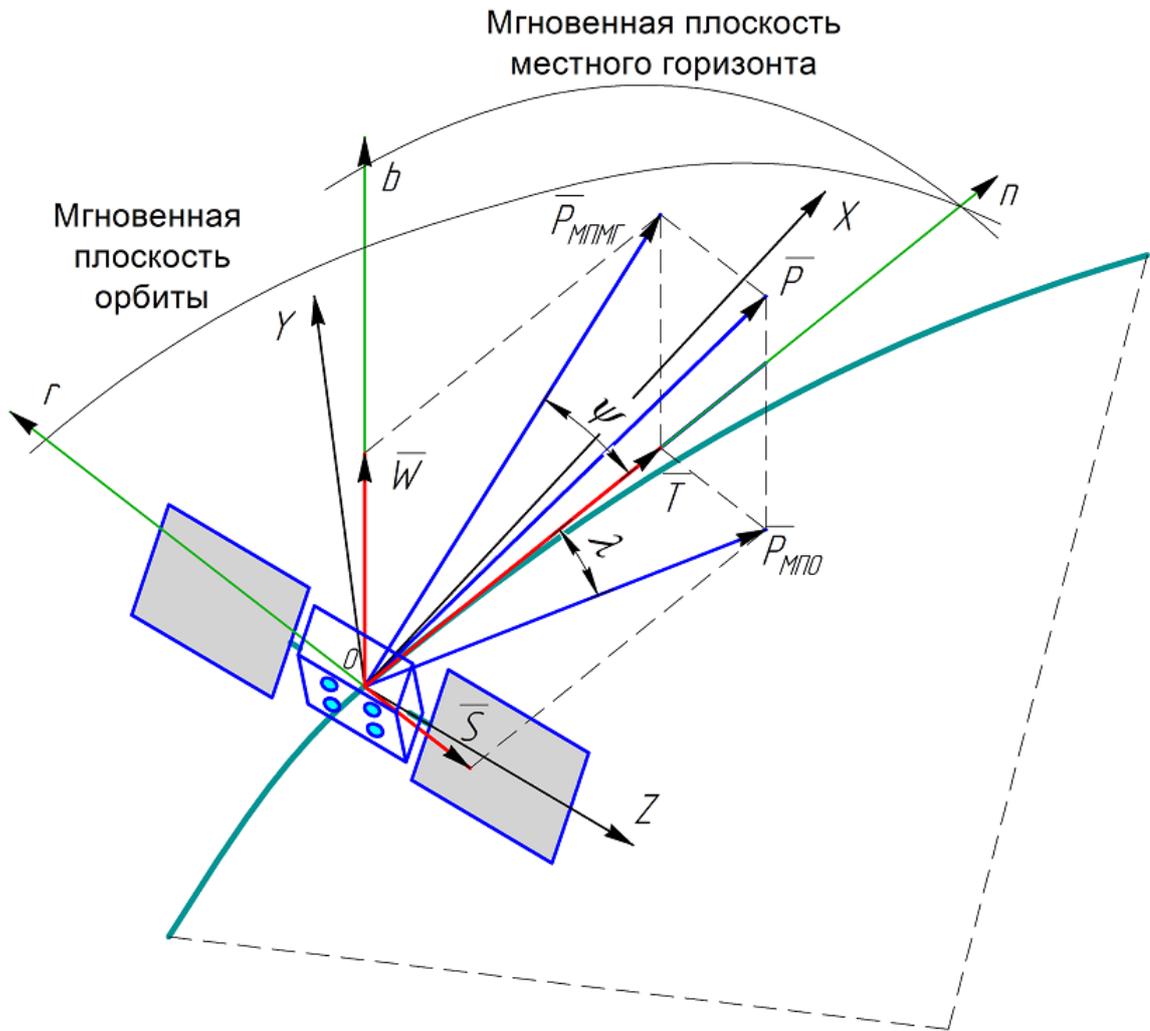


Рисунок 2.2 – Углы ориентации вектора тяги, компоненты реактивного ускорения в орбитальной системе координат [24]

Выражения для компонентов реактивного ускорения:

$$\begin{aligned} T_r &= \delta a \cos \lambda \cos \psi, \\ S_r &= \delta a \sin \lambda \cos \psi, \\ W_r &= \delta a \sin \psi. \end{aligned} \quad (2.27)$$

Здесь a - модуль полного реактивного ускорения, δ - функция включения-выключения двигателей ($\delta = \{0, 1\}$); λ - угол между проекцией вектора тяги на мгновенную плоскость орбиты и трансверсалью \vec{T} ($\lambda \in [-180^\circ; 180^\circ]$); ψ - угол между проекцией вектора тяги на мгновенную плоскость местного горизонта и трансверсалью \vec{T} ($\psi \in [-90^\circ; 90^\circ]$) (рисунок 2.2).

Управлениями являются углы ориентации вектора тяги λ, ψ .

Задача оптимального управления большой полуосью, эксцентриситетом и наклоном орбиты редуцируется к задаче локальной оптимизации.

Результатом являются аналитические выражения (2.28, 2.29) для углов ориентации вектора тяги:

$$\begin{cases} \sin \lambda = \frac{A_T^*}{\sqrt{(A_T^*)^2 + (A_S^*)^2}} \\ \cos \lambda = \frac{A_S^*}{\sqrt{(A_T^*)^2 + (A_S^*)^2}} \end{cases} \quad (2.28)$$

$$\begin{cases} \sin \psi = \frac{A_W^*}{\sqrt{(A_T^*)^2 + (A_S^*)^2 + (A_W^*)^2}} \\ \cos \psi = \frac{\sqrt{(A_T^*)^2 + (A_S^*)^2}}{\sqrt{(A_T^*)^2 + (A_S^*)^2 + (A_W^*)^2}} \end{cases}, \quad (2.29)$$

где

$$A_S^* = \alpha_1 \Delta A \frac{2A(1+e)}{A_0(1-e)} e \sin \vartheta + \alpha_2 \Delta e \sin \vartheta$$

$$A_T^* = \alpha_1 \Delta A \frac{2A(1+e)}{A_0(1-e)} (1 + e \cos \vartheta) + \alpha_2 \Delta e \frac{e \cos^2 \vartheta + 2 \cos \vartheta + e}{1 + \cos \vartheta}$$

$$A_W^* = \alpha_3 \Delta i \frac{\cos u}{1 + \cos \vartheta}$$

Полученный закон управления $\tilde{\psi}(t), \tilde{\lambda}(t)$ имеет достаточно простую структуру и позволяет провести расчет динамического маневра без процедуры решения краевой задачи.

За счет подбора весовых коэффициентов можно добиться одновременного выполнения конечных условий. Как показывают оценки, точность такого подхода при определении моторного времени перелета составляет не более 1,0-1,5% [65]. Более подробное описание методике приведено в приложении А.

2.5 Структурно-параметрический синтез межорбитального транспортного аппарата

Проектные параметры МТА можно представить в виде вектора постоянных по времени управляющих параметров и наиболее полно характеризующих его

схемное решение, массу, форму и т.д. именно по этим параметрам разработчик принимает решения.

Проектные параметры наряду с законами управления определяют траекторию МТА, но их изменение затруднительно после завершения проектирования в отличие от функций управления. А если МТА предназначен для выполнения определенного круга задач, а не одной, то программа управления формируется непосредственно перед выполнением миссии [68].

Проектные параметры МТА должны обеспечивать максимальную величину относительной массы ПН:

$$\mu_{ПН} = \frac{m_{ПН}}{m_0}$$

Синтез проектных характеристик представляет собой итерационную процедуру. Для выбора параметров в первом приближении используется упрощенные массовые и динамические модели. При этом не учитываются дополнительные затраты рабочего тела на управление и коррекцию движения, динамика углового движения МТА и ограничения на ориентацию вектора тяги. В такой идеальной модели энергетические затраты перелета полностью определяются граничными условиями перелета и не зависят от параметров МТА.

В последующих приближения модель усложняется, учитываются угловое движение МТА, дополнительные ограничения на проектные параметры и управления, дополнительные затраты рабочего тела на коррекцию траектории и реализацию заданного перелета. Задача определения дополнительных затрат рабочего тела связана с разработкой законов управления в форме обратной связи и проведением моделирования движения с учетом действия возмущающих факторов и исполнительных ошибок.

Расчёт повторяется для других граничных условий перелёта.

Таким образом, в ходе итерационной процедуры оптимизации получаем значения баллистических характеристик перелёта, а также параметров, характеризующих проектный облик МТА, обеспечивающего максимальное значение критерия оптимальности [56].

2.6 Результаты проектно-баллистического анализа перелётов на геостационарную орбиту с возвращением на исходную орбиту

Как говорилось выше, КТС является сложной технической системой, включающей множество элементов, оказывающих влияние друг на друга и на общую эффективность КТС. В связи с этим параметры МТА с ЭРДУ зависят от состава КТС, элементы которой накладывают определенные ограничения на МТА, как конструктивные, так и энергетические.

Для расчета проектно-баллистических параметров космической транспортной системы сначала определяются энергетические характеристики ракет-носителей и разгонных блоков. Затем формируется ряд промежуточных круговых орбит, с которых начинается работа электроракетных двигателей. Варьируя величину высоты промежуточной орбиты, получаем оптимальное сочетание проектных характеристик МТА с точки зрения максимизации массы выводимой полезной нагрузки и приемлемым временем выведения.

В работе на примере КТС, включающей РН «Ангара-А5» и РБ «ДМ-03», рассмотрим возможность увеличения массы ПН, выводимой на ГСО, за счет включения в состав КТС МТА с ЭРДУ. Данный МТА осуществляет довыведение ПН на ГСО с промежуточной орбиты, формируемой ХРБ. Для формирования промежуточной орбиты ХРБ требуется меньшее количество топлива, но при этом часть сэкономленной массы занимает массу МТА. Основную массу ХРБ и МТА составляет масса топлива и рабочего тела для ЭРДУ. Поэтому для увеличения массы ПН требуется использовать минимум топлива и рабочего тела. Добиться этого можно варьируя параметрами промежуточной орбиты, типом и количеством ЭРД МТА.

Рассмотрим варианты расчета проектно-баллистических вариантов КТС с учетом многократного использования МТА. В этом случае в качестве промежуточных орбит целесообразно использовать круговые орбиты. Время выведения полезной нагрузки на целевую орбиту с учетом возвращения МТА на исходную орбиту ограничим 220 сутками. Для МТА в качестве исходной орбиты

предполагается промежуточная круговая орбита, формируемая ХРБ на этапе выведения.

Помимо варьирования параметрами промежуточной орбиты, будем рассматривать различные проектные варианты ЭРДУ в зависимости от типа применяемого ЭРД. Исходя из глубины проработки и готовности технологии изготовления, в качестве маршевых двигателей для МТА предлагается использовать прошедший летные испытания СПД-140Д разработки ФГУП ОКБ «Факел», а также перспективные СПД-230 разработки ФГУП ОКБ «Факел», КМ-10 и ИД-500 разработки АО ГНЦ «Исследовательский центр имени М.В. Келдыша». Центр Келдыша в настоящее время завершил полный цикл наземной отработки двигателя КМ-10, ИД-500 в данный момент завершает цикл наземной экспериментальной отработки. Основные технические характеристики данных двигателей представлены в таблице 2.1.

Таблица 2.1 – Основные технические характеристики ЭРД

Модель ЭРД	СПД-140Д	СПД-230	КМ-10	ИД-500
Скорость истечения, м/с	17700	31000	25200	70000
Тяга, мН	290	750	520	750
Потребляемая мощность, Вт	4500	20000	10500	35000
КПД, %	57	58	62	75

Таким образом, варьируя параметрами промежуточной орбиты, для каждого типа двигателя получим множество решений в плоскости «масса ПН – время перелета», из которого выделим множество неулучшаемых решений Парето. Исходные данные для расчетов представлены в таблице 2.2.

Таблица 2.2 - Исходные данные для расчета параметров МТА с ЭРДУ

Параметр	Значение
Высота начальной орбиты, км	200
Наклонение начальной орбиты, град.	51,5
Масса ПН на начальной орбите, кг	24500
Максимальная масса рабочего запаса топлива ХРБ, кг	18991
Масса конструкции ХРБ, кг	3377
Тяга двигателя ХРБ, Н	50000
Удельная тяга двигателя ХРБ, с	356
Тяга одного ЭРД (СПД-140Д), мН	280
Удельный импульс ЭРД, с	1700
Потребляемая мощность одного ЭРД, кВт	4.5
Масса одного ЭРД, кг	8,5
Коэффициент резервирования ЭРД	1,5
Режим работы ЭРДУ в тени Земли	Не выкл
Удельная масса энергоустановки, кг/кВт	10
Удельная масса системы подачи и хранения рабочего тела	0,10
Относительная масса конструкции МТА (после отделения ХРБ)	0,20

Для определения массы ПН, которую может вывести система РН «Ангара-А5» - РБ «ДМ» воспользуемся формулами (2.4-2.6) и рассчитаем массу топлива, необходимого для формирования промежуточных орбит в заданном диапазоне 12000...20000 км. Тогда массу ПН на промежуточной орбите получим как разницу между массой ПН, которую выводит РН на низкую околоземную орбиту высотой 200 км, и массой заправленного РБ. Характеристики РН «Ангара-А5» и РБ «ДМ», используемые для расчетов, указаны в приложении Б. Результаты расчетов приведены в таблице 2.3.

Таблица 2.3 - Параметры промежуточных орбит и соответствующие им энергетические характеристики системы «ракета-носитель – разгонный блок»

Высота круговой промежуточной орбиты, км	Стартовая масса на НОО (Нкр = 200 км), кг	Масса заправленного ХРБ, кг	Масса ПН на промежуточной орбите, кг
12000	24500	17153	7347
13000	24500	17438	7062
14000	24500	17687	6813
15000	24500	17908	6592
16000	24500	18105	6395
17000	24500	18280	6220
18000	24500	18437	6063
19000	24500	18579	5921
20000	24500	18707	5793

Разместить большое количество ЭРД с системой подачи и хранения рабочего тела в конструкции МТА, который ограничен пространством под головным обтекателем РН, весьма затруднительно с технической точки зрения. К проблеме размещения такого количества ЭРД добавляется проблемы электропитания – необходимы солнечные батареи большой площади. Все это не позволяет спроектировать конструкцию МТА, которую можно было бы разместить в полезном объеме головного обтекателя.

Поэтому необходимо ограничиться небольшим количеством ЭРД (8...16 шт.), установка которых не вызовет технических проблем. Выбор модели ЭРД при этом определяется двумя основными факторами: энергоэффективностью и степенью отработки. Для подтверждения эффективности применения МТА с ограниченным количеством ЭРД произведены расчеты массы ПН для случая использования ЭРДУ на базе СПД-140Д, который проигрывает другим рассмотренным ЭРД по энергоэффективности, но является единственным летным образцом. К тому же он является и менее энергозатратным, согласно таблице 2.1 потребляемая мощность составляет 4,5 кВт.

Для выбора оптимальных характеристик МТА с ЭРДУ также будем рассматривать динамический маневр выведения полезной нагрузки на геостационарную орбиту и возвращения МТА обратно на промежуточную орбиту.

Результаты проектно-баллистического расчета для МТА с ЭРДУ на базе СПД-140Д для различных высот промежуточной орбиты представлены в таблице 2.4. Варианты схем выведения, входящие в множество Парето, выделены зеленым цветом. На рисунке 2.4 представлена зависимость массы ПН от времени перелета, выделены неулучшаемые решения и показаны области, в которой применение МТА дает выигрыш в массе ПН и в которой его применение нецелесообразно. Таким образом множество Парето сужается за счет исключения вариантов схем выведения, которые не позволяют увеличить массу ПН по сравнению с традиционной схемой выведения без МТА. Полученные оптимальные проектные параметры МТА представлены в таблице 2.5.

Таблица 2.4 - Результаты расчета выведения полезной нагрузки на ГСО с помощью МТА с ЭРДУ на базе СПД-140Д

Количество ЭРД = 16									
Высота промежуточной орбиты, км	12000	13000	14000	15000	16000	17000	18000	19000	20000
Время перелета, сутки	110,281	104,634	99,726	95,402	91,571	88,175	85,138	82,402	79,938
Масса полезной нагрузки, кг	2988	2868	2763	2669	2584	2509	2441	2380	2324
Относительная масса ПН	0,122	0,117	0,113	0,109	0,105	0,102	0,100	0,097	0,095
Количество ЭРД = 12									
Высота промежуточной орбиты, км	12000	13000	14000	15000	16000	17000	18000	19000	20000
Время перелета, сутки	142	134,739	128,294	122,620	117,595	113,144	109,165	105,583	102,358
Масса полезной нагрузки, кг	3314	3193	3086	2990	2904	2827	2758	2696	2639
Относительная масса ПН	0,135	0,130	0,126	0,122	0,119	0,115	0,113	0,110	0,108
Количество ЭРД = 8									
Высота промежуточной орбиты, км	12000	13000	14000	15000	16000	17000	18000	19000	20000
Время перелета, сутки	205,917	194,950	185,431	177,055	169,643	163,081	157,220	151,945	147,199
Масса полезной нагрузки, кг	3641	3517	3409	3311	3224	3146	3076	3012	2954
Относительная масса ПН	0,149	0,144	0,139	0,135	0,132	0,128	0,126	0,123	0,121

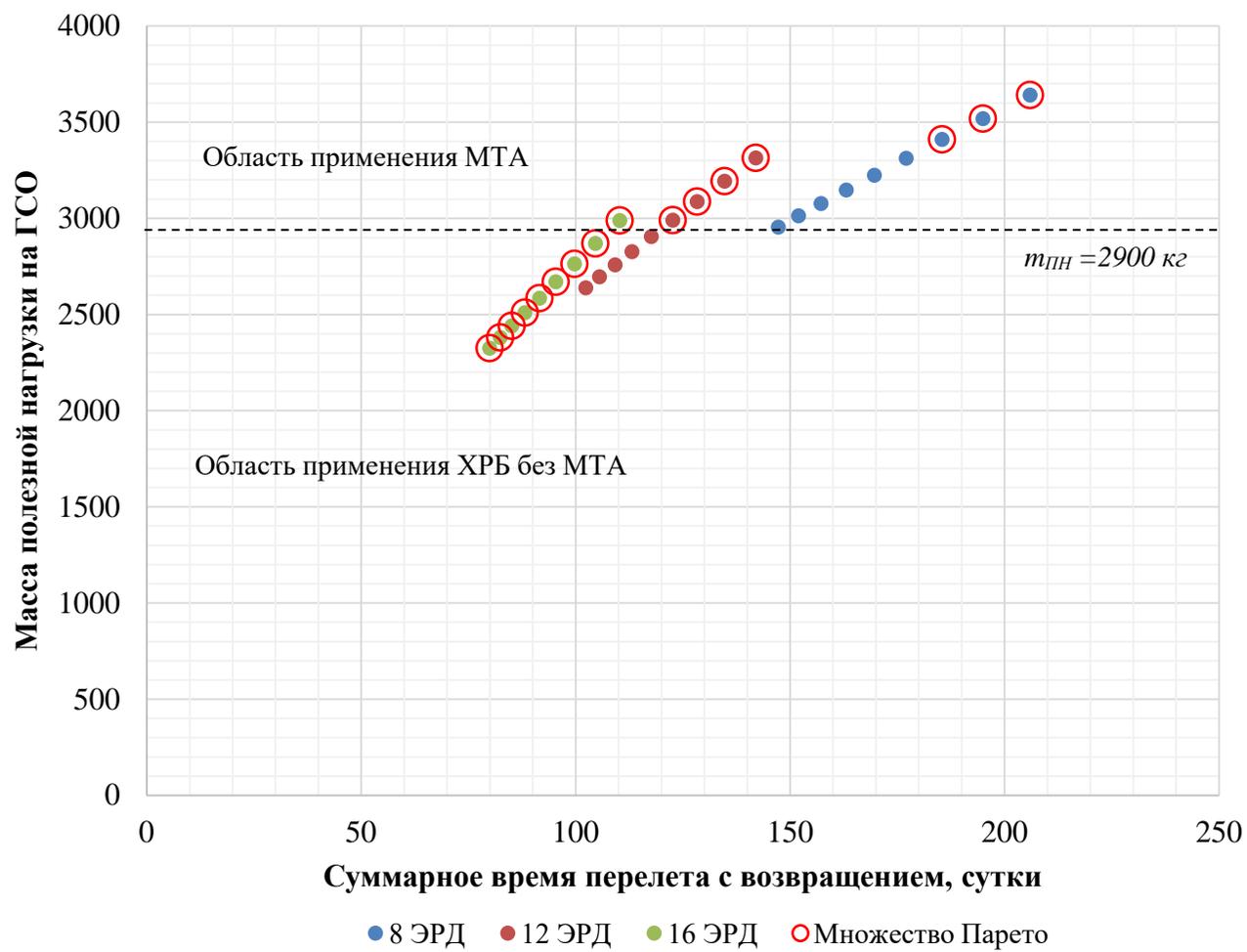


Рисунок 2.4 – Зависимость массы ПН от времени перелета

Таблица 2.5 - Оптимальные проектные параметры МТА с ЭРДУ на базе двигателей СПД-140Д

Вариант комбинированной схемы	№1	№2	№3	№4	№5	№6	№7	№8
Высота промежуточной орбиты, км	12000	15000	14000	13000	12000	14000	13000	12000
Время перелета, сутки	110,281	122,620	128,294	134,739	142,159	185,431	194,950	205,917
Масса полезной нагрузки на ГСО, кг	2988	2990	3086	3193	3314	3409	3517	3641
Масса рабочего тела, кг	2498	2083	2179	2289	2415	2100	2208	2332
Масса рабочего тела на прямой перелет, кг	1865	1597	1675	1763	1865	1675	1763	1865
Масса рабочего тела на обратный перелет, кг	633	486	505	526	550	425	445	467
Время прямого перелета, сутки	82,326	94,025	98,593	103,785	109,769	147,890	155,678	164,653
Время обратного перелета, сутки	27,954	28,595	29,701	30,954	32,391	37,541	39,272	41,264
Тяга двигательной установки, Н	4,640	3,480	3,480	3,480	3,480	2,320	2,320	2,320
Мощность энергоустановки, Вт	72000	54000	54000	54000	54000	36000	36000	36000
Количество работающих двигателей	16	12	12	12	12	8	8	8
Масса двигательной установки, кг	232	174	174	174	174	116	116	116
Масса энергоустановки, кг	720	540	540	540	540	360	360	360
Масса системы подачи и хранения, кг	175	146	153	160	169	147	155	163
Масса конструкции, кг	735	659	681	706	735	681	706	735
Начальное ускорение прямого перелета, мм/с ²	0,632	0,528	0,511	0,493	0,474	0,341	0,329	0,316
Начальное ускорение обратного перелета, мм/с ²	1,860	1,736	1,696	1,652	1,605	1,341	1,302	1,260
Стартовая масса КА на промежуточной орбите, кг	7347	6592	6813	7062	7347	6813	7062	7347
Относительная масса ПН	0,122	0,122	0,126	0,130	0,135	0,139	0,144	0,149

Исходя из полученных результатов, использование двигателя СПД-140Д на МТА позволяет выводить полезную нагрузку на ГСО для диапазона продолжительности прямого перелета от 82 до 165 суток (с возвращением от 110 до 206 суток) минимальной массы 2988 кг и максимальной массы 3641 кг. Запас рабочего тела для ЭРДУ с двигателями СПД-140Д составляет от 1,8 до 2,3 т. Время возвращения МТА на исходную орбиту в разы меньше прямого перелета (20...40 суток), так как возвращение осуществляется без ПН и с меньшими запасами рабочего тела ЭРДУ.

Исходя из полученных результатов, в качестве ПН могут выступать, например, КА «Экспресс-АМУ7» или «Ямал-401», описание которых предано в приложении Б.

При использовании РН тяжелого класса или РН «Ангара-5» с РБ ДМ-03 масса полезной нагрузки, доставляемой на геостационарную орбиту, при реализации трехимпульсной схемы выведения составляет порядка 2900 кг. Таким образом, выигрыш в массе ПН может быть от 3% до 25% при первом выведении ПН на ГСО с помощью многоразового МТА. При последующем использовании этого МТА для выведения ПН на ГСО возможно ее увеличение на величину сухой массы МТА, составляющей порядка 700 кг. Тогда выигрыш в массе может достигать 50%.

Для повышения эффективности первого выведения можно использовать эллиптическую промежуточную орбиту вместо круговой. Использование эллиптической орбиты для последующих и выведения с помощью МТА нецелесообразно, т.к. перелет с ГСО на эллиптическую промежуточную орбиту более затратный энергетически по сравнению с возвратом на круговую орбиту.

2.7 Расчет перелетов на геостационарную орбиту с эллиптической промежуточной орбиты

Проводимые в последнее время исследования показывают, что использование эллиптической промежуточной орбиты вместо круговой позволяет получить существенный выигрыш в массе выводимой ПН [24, 65].

Рассмотрим задачу определения проектных параметров МТА для различных вариантов комбинированных схем с эллиптической промежуточной орбитой. Варьируемыми параметрами в данной случае будут большая полуось и эксцентриситет промежуточной орбиты. Будем рассматривать ЭРДУ на базе СПД-140Д, наименее энергозатратного и наиболее отработанного.

Исходные данные для расчета параметров космической транспортной системы представлены в таблице 2.2.

Результаты расчета проектно-баллистических параметров космической транспортной системы, в состав которой входят ракета-носитель «Ангара-А5», разгонный блок «ДМ» и МТА, приведены в таблице 2.6.

Зависимость массы полезной нагрузки от времени перелета представлена на рисунке 2.6.

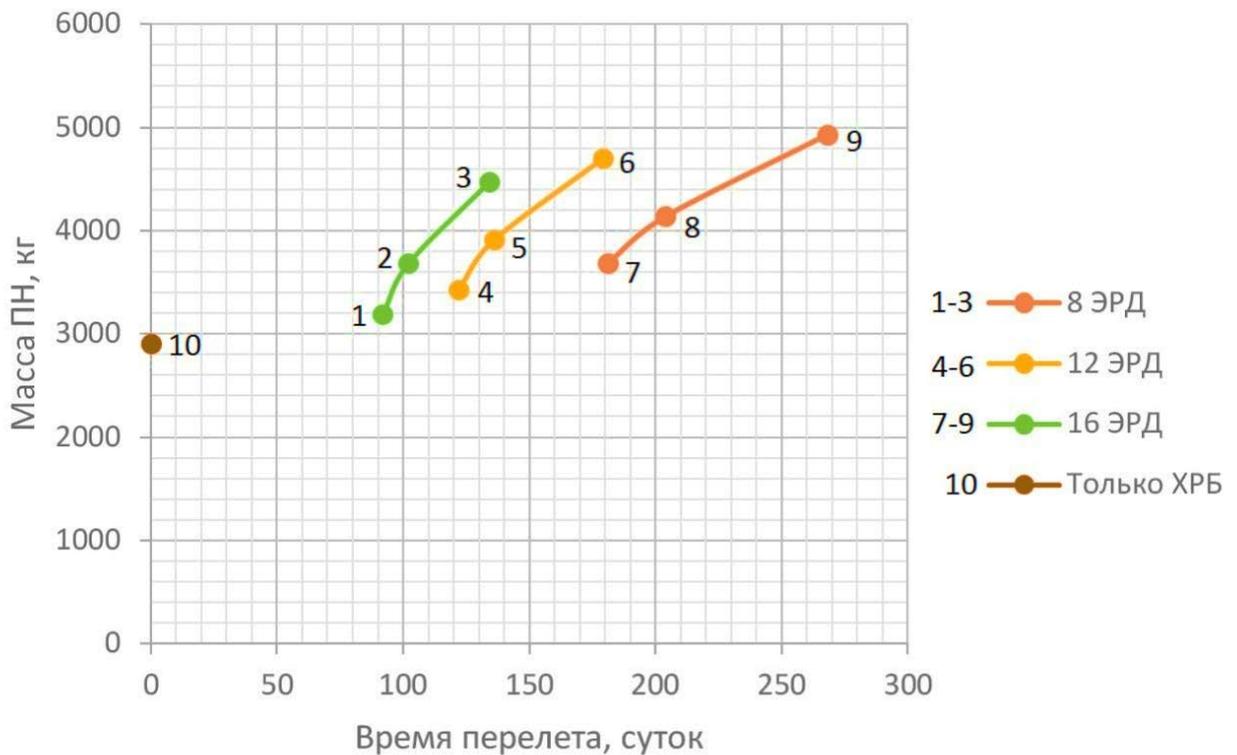


Рисунок 2.6 – Зависимость массы полезной нагрузки от времени перелета

Таблица 2.6 - Результаты расчета проектно-баллистических параметров космической транспортной системы

Варьируемые параметры									
Количество рабочих ЭРД	8			12			16		
	Большая полуось промежуточной орбиты, км	16000	24000	32000	16000	24000	32000	16000	24000
Эксцентриситет промежуточной орбиты	0,6	0,7	0,8	0,6	0,7	0,8	0,6	0,7	0,8
Баллистические параметры перелета									
Время перелета, сутки	268	204	181	179	136	122	134	102	92
Моторное время, сутки	268	204	181	179	136	122	134	102	92
Время пребывания КА в радиационных поясах Земли, сутки	101	93	74	76	42	49	49	38	32
Время пребывания в тени Земли, сутки	4.96	2.35	1.67	4.45	3.67	4.54	5.16	4.47	3.11
Количество витков	458	244	189	305	163	128	229	122	96
Характеристическая скорость, км/с	5.53	5.08	5.02	5.54	5.08	5.08	5.53	5.08	5.11
Проектные параметры перелета									
Масса КА на промежуточной орбите, кг	11018	9005	8065	11018	9005	8065	11018	9005	8065
Масса энергоустановки, кг	360	360	360	540	540	540	720	720	720
Масса ЭРДУ, кг	102	102	102	153	153	153	204	204	204
Масса СПХ, кг	311	237	210	311	237	212	311	237	213
Масса рабочего тела ЭРДУ, кг	3111	2366	2096	3112	2366	2119	3110	2366	2127
Масса конструкции, кг	2204	1801	1613	2204	1801	1613	2204	1801	1613
Масса полезной нагрузки, кг	4930	4139	3684	4698	3909	3429	4469	3679	3189
Полная тяга, мН	2240	2240	2240	3360	3360	3360	4480	4480	4480
Начальное ускорение, мм/с ²	0.203	0.249	0.278	0.305	0.373	0.417	0.407	0.497	0.555
Площадь солнечных батарей, м ²	130	130	130	196	196	196	261	261	261

В случае использования промежуточной эллиптической орбиты для выведения ПН на ГСО массу ПН можно увеличить до 3189-4139 кг при средней

продолжительности перелета 90-205 суток, что составляет 10-43% от массы ПН, выводимой РН «Ангара-А5» и РБ «ДМ».

Также расчеты показывают еще большую эффективность в случае использования сильноэллиптических промежуточных орбит, апогей которых лежит значительно выше ГСО, как показано на рисунке 2.5 [24].

При этом, сначала интенсивно изменяется наклонение орбиты, а эксцентриситет уменьшается медленно. Постепенное скругление орбиты начинается после выполнения основной доли изменения наклонения.

Результаты расчетов в таблице 2.7 так же приведены для космической транспортной системы, включающей РН «Ангара-А5», разгонный блок типа «ДМ» и МТА с ЭРДУ.



Рисунок 2.5 - Схема выведения с использованием эллиптической промежуточной орбиты [24]

Таблица 2.7– Результаты для перелетов с ХРБ

Тип РН		Ангара-А5		
Тип РБ		РБ ДМ $m_K^{ХРБ} = 2410$ кг		
M_0 , кг		24500 (24000 со сбрасываемым хвостовым отсеком РБ ДМ $m = 1090$ кг)		
$m_T^{ХРБ}$, кг		14500	15000	16000
Параметры ГПО	$H_{лxH_A}$, км	200x35786	21000x93000	35786x59000
	i_0 , °	0	0	0
Начальная масса КА на ГПО, кг		6000	5500	4500
$m_T^{ЭРДУ}$, кг		716,4	416,7	159,5
$m_{ПН}$, кг (на ГСО)		5283,6	5083,3	4340,5
T_{Σ} , сут		129,0	129,0	38,3

Анализ результатов позволяет сделать вывод о том, что применение комбинированной схемы перелета с промежуточной орбитой, апогей которой лежит значительно выше ГСО, выигрыш в массе ПН на ГСО может составлять до 55% по сравнению с традиционной схемой выведения с помощью лишь разгонного блока.

2.8 Выбор проектных параметров МТА с ЭРДУ на базе перспективных ЭРД

Электроракетные двигатели СПД-230, КМ-10 и ИД-500 в настоящее время проходят экспериментальную отработку и в ближайшем будущем могут быть применены в проектируемом МТА с ЭРДУ. Поэтому целесообразно рассмотреть варианты схем выведения с этими ЭРД. Аналогично рассмотренному ранее решению по МТА с ЭРДУ на базе СПД-140Д, возьмем фиксированное количество

ЭРД для трех проектных вариантов, когда ЭРДУ состоит из 8, 12 и 16 одновременно работающих ЭРД, кроме ИД-500. Для ИД-500 в связи с его высоким энергопотреблением не будем рассматривать вариант с 16 ЭРД. Так же исключим из множества Парето варианты схем перелета, не дающие выигрыш в массе ПН, выводимой по традиционной схеме без МТА. Выбор оптимальных вариантов будем осуществлять не отдельно по каждому ЭРД, а в общем множестве решений для всех ЭРД. В результате получим не только оценку возможности увеличения массы выводимой ПН, но и сможем определить среди них наиболее перспективный применительно к использованию в составе маршевой ЭРДУ проектируемого МТА.

Результаты проектно-баллистического расчета масс полезной нагрузки и рабочего тела для МТА с ЭРДУ на базе КМ-10 для различных высот промежуточной орбиты представлены в таблице В.1, на базе СПД-230 – в таблице В.2, на базе ИД-500 – в таблице В.3.

На рисунке 2.8 представлена зависимость массы полезной нагрузки, выводимой на ГСО с помощью МТА, и суммарного времени перелета с возвращением, полученная для каждого из рассмотренных ЭРД, показаны неуплощаемые решения множества Парето. Исключая из множества Парето варианты схем выведения, которые не дают выигрыша в массе ПН на ГСО, получаем оптимальные варианты схем, выделенные в таблицах В.1-В.3 зеленым цветом.

Анализ результатов показывает, что для проектируемого МТА с учетом заданного диапазона промежуточных орбит от 12000 км до 20000 км наиболее подходящим ЭРД является КМ-10. Но максимальная масса ПН, выводимая по комбинированной схеме с помощью МТА с ЭРДУ на базе ЭРД КМ-10 не превышает максимальную массу ПН, которую способен вывести МТА с ЭРДУ на базе ЭРД СПД-140Д, поэтому его потенциальная замена на КМ-10 нецелесообразна для проектируемого МТА.

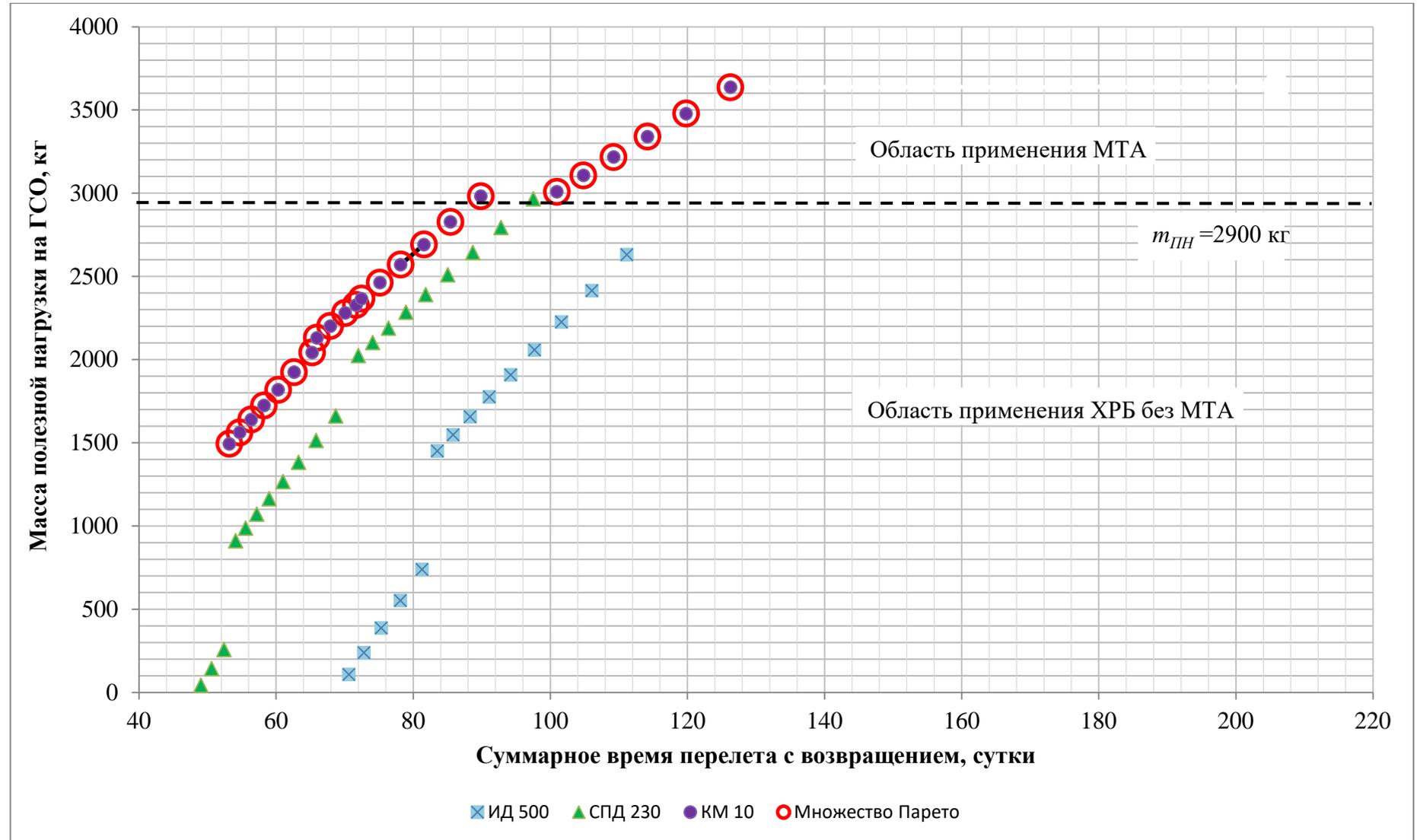


Рисунок 2.8 – Зависимость массы полезной нагрузки, выводимой на ГСО с помощью МТА с оптимальными проектно-баллистическими параметрами

3 ФОРМИРОВАНИЕ ПРОЕКТНОГО ОБЛИКА И КОМПОНОВКА МЕЖОРБИТАЛЬНОГО ТРАНСПОРТНОГО АППАРАТА С ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

3.1 Метод вариантного проектирования МТА

Формирование проектного облика МТА с ЭРДУ осуществляется на основе полученных значений компонентов *вектора проектных параметров*, который содержит: масса заправляемого топлива ХРБ $m_t^{ХРБ}$; тяга ЭРДУ $P_{ЭРДУ}$; мощность, потребная для работы ЭРДУ, $N_{ЭРДУ}$; суммарная мощность энергоустановки $N_{ЭУ}$; площадь солнечных батарей $S_{СБ}$; количество ЭРД соответствующей марки $n_{ЭРД}$; масса рабочего тела ЭРДУ $m_t^{ЭРДУ}$.

Для формирования проектного облика по полученным проектным параметрам, а также с учетом целей и задач МТА, необходимо определить его конструктивно-компоновочную схему.

Методом вариантного проектирования определяется рациональное техническое решение, в данном случае конструктивно-компоновочная схема МТА, удовлетворяющая предъявляемым требованиям и реализующая полученные проектные параметры при минимальной массе конструкции.

САПР эффективно используется при разработке конструкций и их элементов, т.к. позволяют в короткие сроки проработать несколько вариантов и дать оценку массы конструкции. Следует отметить необходимость использования стандартного оборудования (приборов и агрегатов), применяемых ранее на других аппаратах. При выборе оптимальной схемы задачу решают методом вариантного проектирования, используя комбинацию размещения различных элементов в их взаимосвязи. В результате последовательного приближения выбирают наиболее эффективные решения и уточняют фактические массовые характеристики конструкции МТА.

3.2 Конструктивно-компоновочная схема МТА

Основным фактором, определяющим построение конструктивно-компоновочной схемы МТА, является необходимость обеспечить размещение его элементов и предполагаемой полезной нагрузки во внутреннем объеме головного обтекателя ракеты-носителя.

Конструктивно-компоновочная схема МТА также разрабатывается с учетом необходимости [32]:

- обеспечить минимальные массовые и инерционные характеристики МТА;
- обеспечить жесткостные и прочностные характеристики, удовлетворяющие требованиям, предъявляемым на всех участках эксплуатации МТА;
- обеспечить центровочные характеристики, удовлетворяющие требованиям, предъявляемым к МТА со стороны ракеты-носителя на участке выведения и требованиям со стороны СУД на участке орбитального полета;
- обеспечить необходимый доступ к системам, приборам и агрегатам на этапах наземной эксплуатации, в том числе возможность демонтажа и повторного монтажа (замены) БА с минимальным демонтажем рядом установленных приборов и окружающей конструкции МТА;
- обеспечить точность и стабильность приборных осей чувствительных элементов СУД (измерители угловой скорости и звездные датчики (ЗД)).
- обеспечить размещение бортовой аппаратуры с учетом выполнения требований, предъявляемых разработчиком;
- обеспечить размещение бортовой аппаратуры с учетом выполнения требований со стороны СОТР в части условий, необходимых для обеспечения теплового режима БА;
- обеспечить размещение панели СБ требуемой площади с учетом принятой схемы функционирования МТА на орбите;

- обеспечить размещение антенных устройств с учетом диаграммы направленности АУ;
- обеспечить многоразовое использование МТА в целом или его отдельных составных частей.

Структура МТА с ЭРДУ представлена на рисунке 3.1



Рисунок 3.1 – Структура МТА с ЭРДУ

3.3 Выбор метода проектирования и системы автоматизированного проектирования для его реализации

В настоящее время наибольшее распространение получили два принципиально отличающихся метода проектирования с использованием САПР: метод восходящего проектирования и метод нисходящего проектирования. Принципиальное отличие этих методов описано в работе [25] и показано на рисунке 4.2.

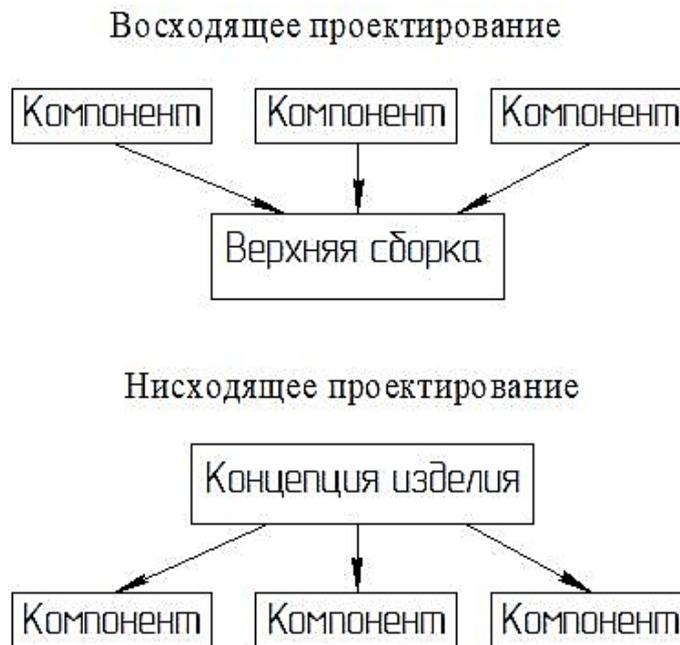


Рисунок 3.2 – Методы проектирования изделий

Метод восходящего проектирования предполагает на начальном этапе создание электронных моделей отдельных деталей, из которых далее собираются модели подборок и сборочной модели изделия в целом. При этом, модели деталей разрабатываются независимо друг от друга.

Основным недостатком такого метода является вероятность пересечения деталей в сборке верхнего уровня, что потребует корректировки моделей деталей. А с учетом отсутствия параметрических связей между моделями, придется корректировать каждую из них в отдельности и повторно проверять на отсутствие пересечений.

Поэтому метод восходящего проектирования более распространен при разработке простых изделий с небольшим количеством деталей и конструкция которых заранее полностью определена.

Противоположным рассмотренному методу является метод нисходящего проектирования, когда изделие разрабатывается сначала как концептуальная модель, из которой затем получается полноценная модель с деталями и подборками. Согласно такому методу на верхнем уровне задается концептуальная информация об изделии, которая затем передается на нижние уровни структуры проекта для разработки деталей и подборок, связанных между собой и с концептуальной моделью. При внесении изменений в концептуальную модель,

система автоматически изменяет и модели компонентов, связанных с ней. Это позволяет оперативно вносить изменения в проектируемое изделие и получать его различные модификации.

Использование метода нисходящего проектирования для разработки нового изделия методом позволяет обеспечить:

- разработка концепции изделия;
- разработка структуры изделия;
- детальная проработка конструкции изделия;
- возможность распараллеливания работ между разными специалистами за счет использования концептуальной модели;
- возможность быстрого внесения изменений в проект изделия;

Для реализации нисходящего проектирования в полной мере к САПР предъявляются следующие требования:

- наличие инструментов для создания каркасных, поверхностных и твердотельных моделей;
- возможность параметризации геометрических размеров и задания их зависимостей;
- наличие библиотек стандартных компонентов и материалов, а также возможность создания собственных библиотек;
- наличие инструментов создания специфических компонентов, таких как детали из листового материала, трубопроводы, кабели и т.д.;
- средства оптимизации конструкции;
- проектирование деталей из листового металла;
- визуализация на основании данных электронного макета;
- разработка чертежей с ассоциативной связью с электронной моделью;

Проанализировав информационные материалы по существующим САПР, можно сделать вывод о том, что в той или иной степени удовлетворяют сформированным выше требованиям только три поставщика технологий САПР – компании PTC, Dassault Systemes, Siemens PLM Solutions [73].

Для создания электронной модели МТА с КДУ в диссертационной работе выбрана САПР PTC Creo в связи опытом работы с ней автора. Подробное описание этой системы приведено в приложении Г.

Как говорилось ранее, в составе МТА используется уже разработанный ХРБ. Его электронная модель создается по готовым чертежам, т.е. по методу восходящего проектирования. Электронная модель МТА напротив, разрабатывается как модель вновь проектируемого изделия, реализуя метод нисходящего проектирования.

Состав систем и характеристики их компонентов подбираются исходя из целей и задач МТА, схемы выведения, а также условий его эксплуатации. Выбор компонентов осуществляется на основе систем космических аппаратов-аналогов. Далее приведены компоненты систем и их характеристики, использованные в работе [52] для комплектации электроракетного транспортного модуля.

3.4 Бортовой комплекс управления

Бортовой комплекс управления является основным элементом структурной схемы бортовой аппаратуры МТА.

Одновременно с выполнением требований по минимизации массово-энергетических параметров, стоимости разработки и сроков реализации в бортовом комплексе управления предусматривается возможность изменения функциональных возможностей с целью использования его на космических аппаратах другого назначения без кардинальных изменений структуры и программно-алгоритмического обеспечения.

3.4.1 Назначение бортового комплекса управления

Аппаратные средства и программно-алгоритмического обеспечения БКУ в части управления движением центра масс и вокруг центра масс МТА должны обеспечивать:

- управление работой двигательных установок, ориентацию и стабилизацию связанной системы координат (ССК) МТА в процессе выведения на рабочую орбиту ПН;
- управление работой двигателей малой тяги, ориентацию и стабилизацию ССК КС при проведении коррекций орбиты;
- ориентацию и стабилизацию ССК МТА в заданное положение в инерциальном пространстве в процессе работы ДУ;
- парирование возможных нештатных ситуаций в аппаратных средствах комплекса.

В части управления функционированием служебных систем МТА и полезной нагрузки БКУ должен обеспечивать:

- управление угловым положением поворотных солнечных батарей (СБ);
- формирование штатно требуемых управляющих воздействий;
- сбор и обработку информации о состоянии аппаратных средств, формирование управляющих воздействий в случае возникновения нештатных ситуаций в системах МТА;
- взаимодействие с полезной нагрузкой по согласованным параметрам;
- передачу массивов телеметрической информации в бортовой модуль контроля и управления (БМКУ) для последующего воспроизведения и передачи в НКУ.

3.4.2 Состав бортового комплекса управления

В состав БКУ входят следующие приборы:

- бортовая вычислительная система;
- бескарданный инерциальный блок, включающий гиросприборы и акселерометры;
- приборы ориентации на звезды;
- приборы ориентации на Солнце;
- привода солнечной батареи;

- электронные согласующие устройства управления системами КС.

3.4.3 Бортовая вычислительная система

Бортовая вычислительная система обеспечивает взаимодействие с абонентами по магистрали в соответствии с ГОСТ 26765.52-87, которая допускает изменение их количества. Обеспечение взаимодействия с абонентами аппаратного типа, не имеющими в своей структуре цифровых устройств, например, с электроклапанами, нагревателями, электродвигателями и т.п., осуществляет устройство ввода-вывода, обеспечивающее их электрофизическое сопряжение.

3.4.4 Бескарданный инерциальный блок

Бескарданный инерциальный блок предназначен для измерения параметров движения КС вокруг центра масс и движения центра масс и обеспечивает работу бортового комплекса управления на активных и пассивных участках. В основе блока используется волоконно-оптический гироскоп (ВОГ), состоящий из одноосных измерителей угловой скорости.

Одноосный измеритель угловой скорости (ОИУС) предназначен для измерения проекций вектора абсолютной угловой скорости вращения КС на ось чувствительности ВОГ.

Технические характеристики прибора ОИУС:

- | | |
|--|---------------------------------|
| - диапазон измерения | от - 25 до 25 °/с; |
| - предельная погрешность (σ): | |
| а) масштабного коэффициента | $1 \cdot 10^{-3} \%$; |
| б) случайной составляющей (уход) | $5 \cdot 10^{-5} \text{ °/с}$; |
| в) шумовой составляющей | $2 \cdot 10^{-4} \text{ °/с}$; |
| - обмен информацией | RS-232; |
| - масса прибора | 0,6 кг; |
| - энергопотребление | 1.5 Вт; |
| - ресурс | 50 000 ч; |
| - допустимый диапазон температур | от минус 15 до +50 °С. |

3.4.5 Оптический солнечный датчик

Оптический солнечный датчик (ОСД) предназначен для определения направления на центр видимого диска Солнца в заданном диапазоне углов. Выходная информация представляется в БКУ в виде направляющих косинусов в системе координат прибора, конструктивно реализуемой посадочным местом ОСД.

Технические характеристики прибора ОСД:

- поле зрения прибора:
 - а) в плоскости XOZ от -60 до $+60^\circ$;
 - б) в плоскости YOZ от -31 до $+31^\circ$;
- предельная суммарная погрешность определения направления на Солнце не превышает ($P=3\sigma$):
 - а) 3 угл. мин. при скорости вращения КС до $0,1^\circ/\text{с}$, угловой скорости стабилизации не более $0,005^\circ/\text{с}$, угловом ускорении до $0,06^\circ/\text{с}^2$;
 - б) 5 угл. мин. при скоростях вращения КС до $1^\circ/\text{с}$, угловой скорости стабилизации не более $0,2^\circ/\text{с}$, угловом ускорении до $0,4^\circ/\text{с}^2$;
- масса прибора не более 0,68 кг;
- энергопотребление прибора не более 6 Вт;
- ресурс работы прибора не менее 20000 ч;
- обмен информацией МКО ГОСТ Р52070-2003;
- допустимый диапазон температур от минус 15 до $+45^\circ\text{C}$

3.4.6 Звёздный датчик

Приборы ориентации на звезды представляют собой систему из двух звездных датчиков (ЗД). В качестве чувствительных элементов в оптических блоках звездных датчиков используется ПЗС матрица.

Каждый оптический блок обеспечивает измерение пространственного положения КС.

Технические характеристики прибора ЗД:

- предельная суммарная погрешность определения ориентации (σ):

- а) 2" случайная составляющая ошибки измерения;
- б) 10" случайная составляющая ошибки измерения вокруг оптической оси;
- 35" систематическая составляющая ошибки измерения;
- масса прибора не более 0,5 кг;
- энергопотребление прибора не более 5 Вт;
- обмен информацией МКО ГОСТ Р52070-2003;
- допустимый диапазон температур от минус 15 до +45 °С.

3.4.7 Блок электроавтоматики

Блок электроавтоматики предназначен для непосредственного управления по сигналам от БКУ следующими элементами бортовой электроавтоматики:

- пиротехническими устройствами раскрытия панелей СБ;
- электроклапанами, пиротехническими устройствами, нагревателями мощностью свыше 10 Вт, рулевыми машинками СБ;
- антенными переключателями.

3.4.8 Бортовой модуль контроля и управления

БМКУ должна обеспечивать решение следующих основных задач в течение срока активного существования:

- 1) прием от НКУ управляющей информации, массивов исходных данных для БКУ и ДУ и выдача их в БКУ;
- 2) прием, хранение и передача в НКУ информации из БКУ;
- 3) прием, хранение и передача в НКУ информации из ПН;
- 4) прием, хранение и передача в НКУ телеметрической информации со всей БА (функция контроллера телеметрии, конструктивно входящего в БМКУ);
- 5) прием от НКУ управляющей и баллистической информации и передача её в БКУ;
- б) проведение навигационных измерений по ГНСС ГЛОНАСС, GPS, передача этих параметров в НКУ и БА в геоцентрической системе координат;

7) выдача в бортовые системы команд управления согласованного объема и номенклатуры;

8) управление и контроль СОТР (функция контроллера СОТР, конструктивно входящего в БМКУ);

9) управление коммутацией питания БА;

10) формирование БШВ.

В состав БМКУ входят:

1) Аппаратура ДОКА-Б («Дистанционное обслуживание космического аппарата – борт»)

2) Антенно-фидерное устройство (АФУ) диапазона 145 МГц;

3) АФУ диапазона 435 МГц.

Аппаратура ДОКА-Б конструктивно состоит из следующих блоков:

1) Бортовой радиотехнический комплекс метрового диапазона, резервированный (БРКМ);

2) Контроллер навигации и времени (КНВ);

3) Контроллер раздачи питания (КРП);

4) Контроллер температурных режимов (КТР);

5) Контроллер телеметрических измерений (КТИ);

6) Антенные устройства диапазона от 1560 до 1620 МГц (блок АУ) – антенны блока навигационной аппаратуры.

3.5 Система электроснабжения

Система электроснабжения (СЭС) предназначена для производства электроэнергии постоянного тока и обеспечения (совместно с бортовой системой контроля и управления) бортовой аппаратуры электроэнергией при наземной подготовке и в орбитальном полете.

Условия баллистического функционирования МТА обуславливают необходимость построения СЭС по схеме «источник – буферная батарея». В качестве первичного источника и накопителя электроэнергии в СЭС применены

фотоэлектрическая и аккумуляторная батареи. БФ обеспечивает питание аппаратуры и восполнение энергии АБ на освещенных участках орбиты. Питание аппаратуры в тени Земли, а также на участках выведения осуществляется от АБ.

В состав СЭС входят:

- солнечная батарея (СБ);
- литий–ионная аккумуляторная батарея (ЛИАБ) состава 8×2ЛИ-40;
- комплекс автоматики и стабилизации (КАС).

В состав СБ входят конструкция и батарея фотоэлектрическая (БФ).

Батарея фотоэлектрическая предназначена для генерирования на световых участках орбиты электроэнергии, используемой для питания бортовой аппаратуры и восполнения емкости ЛИАБ. Батарея фотоэлектрическая выполнена на основе арсенид – галлиевых фотопреобразователей (ФП) производства ОАО «Сатурн». Батарея фотоэлектрическая устанавливается на углепластиковых панелях сотовой конструкции. Панели устанавливаются на одностепенном приводе, обеспечивающем ориентацию панелей на Солнце.

Литий-ионная аккумуляторная батарея состава 8×2ЛИ-40 предназначена для аккумуляции электрической энергии при избытке мощности БФ и электропитания постоянным током бортовой аппаратуры (БА) при отсутствии или недостатке мощности БФ.

Отличительными особенностями литий-ионных АБ являются более высокие удельные характеристики по сравнению с АБ других типов и низкий саморазряд, что позволяет:

- исключить подзаряд АБ на стартовом комплексе;
- обеспечить требуемую среднесуточную мощность СЭС.

КАС предназначен для:

- реализации структурного построения СЭС с общими шинами БФ, ЛИАБ и питания нагрузки;
- образования выходной шины питания нагрузки;
- коммутации ЛИАБ и выходной шины «Е»;
- регулирования мощности БФ;

- контроля температуры ЛИАБ;
- контроля и управления зарядно-разрядными режимами ЛИАБ;
- контроля емкости ЛИАБ;
- контроля выходного напряжения СЭС, ЛИАБ, напряжений групп аккумуляторов ЛИАБ;
- контроля токов БФ, нагрузки, заряда и разряда ЛИАБ;
- управления нагревателями ЛИАБ;
- управления устройством выравнивания напряжения аккумуляторов ЛИАБ;
- формирования аварийных сигналов и их выдача в БМКУ;
- приема и исполнения команд управления из КПА СЭС при наземных испытаниях в составе МТА;
- информационно-управляющего обмена с БМКУ и КПА СЭС по каналу обмена CAN 2.0 В;
- формирования информации о состоянии системы и выдачи ее в БМКУ по каналу обмена CAN 2.0 В;
- контроля работоспособности СЭС и ее составных частей на всех этапах эксплуатации с выдачей соответствующей информации в БМКУ;
- обеспечения испытаний МТА.

Система электроснабжения обеспечивает:

- среднесуточную мощность (без учета потребления СЭС) в ориентированном полёте не менее 100 кВт при среднесуточном значении $\cos\alpha \geq 0,85$;
- напряжение на выходе СЭС от 23,5 до 32 В при установившихся значениях токах нагрузки от 50 до 1500 А;
- напряжение на выходе СЭС от 22,5 до 32 В при импульсных токах нагрузки до 1800 А длительностью не более 200 мс с фронтом нарастания тока не более 600 А/мс.

Технические характеристики СЭС обеспечиваются при условии:

- ежесуточного восполнения емкости ЛИАБ;
- температуры мест установки ЛИАБ от 0 до 40 °С;

- температуры места установки КАС от минус 50 до плюс 50 °С.

Выбранная структурная схема СЭС обеспечивает:

- автономность функционирования в условиях штатного орбитального полета по внутренней логике, при этом допускается задание с НКУ минимального объема команд управления для коррекции режимов работы СЭС;
- защиту ЛИАБ от переразряда и перезаряда;
- информационно-управляющий обмен с БМКУ по каналу обмена CAN 2.0 В;
- формирование информации о состоянии системы и выдачи ее в БМКУ по каналу обмена CAN 2.0 В;
- телеметрический контроль режимов работы СЭС и ее элементов, обеспечивающий как необходимый оперативный, так и детальный послеполетный анализ;
- защиту СЭС (основных выходных характеристик по мощности, напряжению и глубинам разряда) от влияния любых возможных единичных отказов ЭРИ в СЭС.

По факту срабатывания датчика КО (контакт отделения) осуществляется включение СЭС с подачей напряжения на выходную шину КАС. Напряжение с выходной шины КАС подается в БМКУ, которая осуществляет функции коммутации питания БА КС.

В таблице 3.1 представлены состав и электропотребление бортовой аппаратуры многоцелевой космической платформы.

Таблица 3.1 – Электропотребление бортовой аппаратуры

Наименование	Потребление, Вт
Бортовая вычислительная система	40
Звездные датчики	30
Солнечные датчики	6
Бортовой модуль контроля и управления	50
Система ориентации солнечных батарей	60
Управление рулевыми машинами	45
Бортовой радиокomплекс БМКУ	
• сеансный режим	65
• дежурный режим	15
Система обеспечения теплового режима	100
Система электроснабжения	35
Электроракетная двигательная установка	до 72000
Полезная нагрузка	до 50
Всего	до 72 496

3.6 Система обеспечения теплового режима

Система обеспечения теплового режима (СОТР) в совокупности с элементами конструкции МТА предназначена для обеспечения в процессе летной эксплуатации заданного теплового режима элементов конструкции и приборно-агрегатного оборудования. При испытаниях в наземных условиях тепловой режим обеспечивается наземными средствами с участием СОТР МТА.

Система обеспечения теплового режима поддерживает тепловой режим элементов конструкции ЭРТМ и условия для нормального функционирования приборно-агрегатного оборудования в диапазонах гарантированных рабочих температур, верхние и нижние границы которых являются прогнозируемыми величинами для наихудших условий полета.

Система обеспечения теплового режима МТА является постоянно действующей системой. При автономном орбитальном полете МТА СОТР обеспечивает следующие основные температурные условия:

- температуру конструкции МТА в месте установки аккумуляторной батареи - от 0 до + 40 °С;
- температуру конструкции МТА в местах установки БА располагаемой вне отсека - от минус 150 до + 125 °С.
- температуру конструкции МТА в местах установки ПН - от минус 5 до + 45 °С.

СОТР должна поддерживать температуру несущей конструкции, служебных приборов, систем и агрегатов МТА при расчетных тепловыделениях систем и агрегатов.

Функционально к СОТР относятся тепловые трубы (ТТ) и электронагреватели (ЭН), входящие в состав приборных панелей.

Для обеспечения теплового режима МТА также используются:

- теплопроводные свойства конструкции (обкладные листы панелей, установочные кронштейны и т.п.);
- аксиальные тепловые трубы ЛИАБ (АТТ ЛИАБ);
- экранно-вакуумная тепловая изоляция (ЭВТИ)
- терморегулирующие покрытия, наносимые на внешние поверхности элементов МТА;
- радиационные поверхности кронштейнов отдельных блоков;
- термоизоляторы;
- теплопроводящие пасты и прокладки;
- средства бортового комплекса управления, включая датчики температуры СБИ.

СОТР разработана для условий негерметичного корпуса аппарата с использованием неконвективных методов теплоотвода от блоков приборно-агрегатного оборудования так, чтобы отвод тепла, выделяемого в них, осуществлялся через установочные поверхности на панелях и кронштейнах, на

которых устанавливаются блоки приборно-агрегатное оборудование. Система обеспечения теплового режима МТА относится к СОТР пассивного типа.

Основным способом теплообмена обеспечиваемого оборудования и элементов конструкции МТА является кондуктивный теплообмен, обеспечивающий стабилизацию температуры установочных поверхностей панелей и кронштейнов блоков приборно-агрегатного оборудования МТА в заданном диапазоне и поддержание минимальной разности температуры между контактными поверхностями блоков приборно-агрегатного оборудования, панелей и установочных кронштейнов.

Основным способом теплообмена между внутренними поверхностями элементов МТА, а также между наружными поверхностями элементов конструкции МТА и окружающим космическим пространством является лучистый теплообмен.

ЭН СОТР используются для местного обогрева элементов МТА с целью исключения понижения значений их температуры ниже допустимых при отрицательном тепловом балансе для этих элементов.

Каждая из приборных панелей представляет собой сотовую конструкцию толщиной 20 мм, состоящую из наружного и внутреннего обкладных листов и сотового вкладыша между ними.

Внутри сотового вкладыша каждой приборной панели проложено шесть тепловых труб, контактирующих с обкладными листами. На каждой трубе установлены ЭН. ТТ предназначены для перераспределения тепла по панели и подвода тепла к радиационной поверхности для последующего излучения в окружающее космическое пространство, а также для обогрева панелей при недостаточном тепловыделении блоков приборно-агрегатного оборудования. Размещение ТТ и ЭН одинаково для всех панелей. Фиксация ТТ и сотового вкладыша к обкладным листам панелей обеспечивается клеевой пленкой по всей поверхности. Профиль установленных внутри панелей тепловых труб представлен на рисунке 3.3.

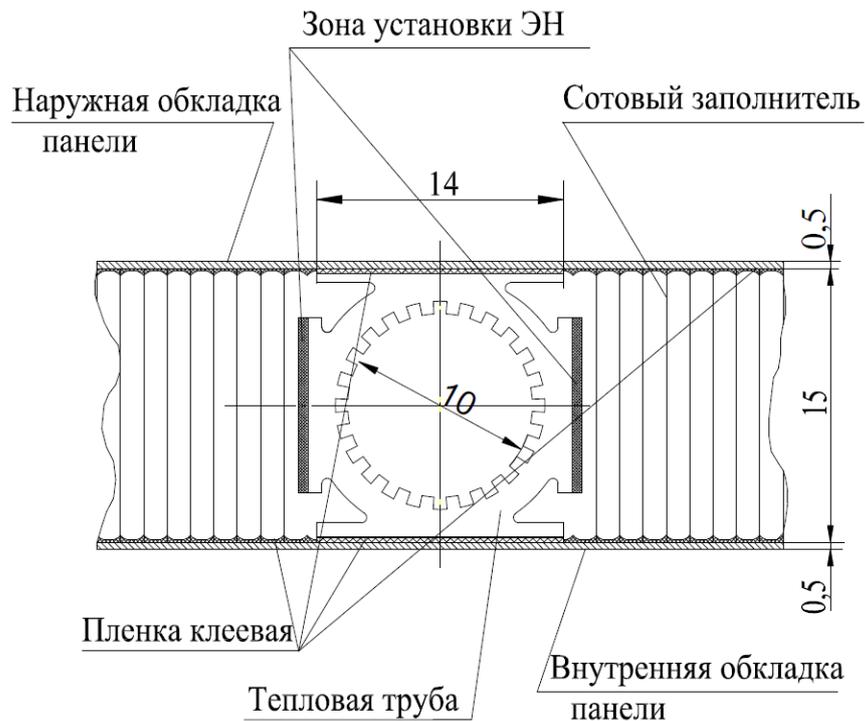


Рисунок 3.3 – Профиль ТТ внутри панели

На части внешней поверхности панелей нанесено терморегулирующее покрытие, обеспечивающее сброс тепла в космическое пространство. Внешние поверхности ПАО, не предназначенные для сброса тепла, укрываются экранно-вакуумной теплоизоляцией.

Функционально каждая из панелей, посредством размещенных внутри панелей тепловых труб с электронагревателями обеспечивает:

- перераспределение выделяемого приборами тепла и подвод его к радиационной поверхности, которой является наружная поверхность панели, для последующего излучения его в окружающее космическое пространство;
- теплоснабжение панели для компенсации утечек тепла с радиационной поверхности в случае недостатка тепловыделения от приборов.

Радиаторы с контурными тепловыми трубами обеспечивают локальный забор подводимого к ним тепла через контактные поверхности АТТ ЛИАБ, транспортировку и последующее излучение его с отдельных радиационных панелей в окружающее космическое пространство.

ЭВТИ обеспечивает сведение к минимуму теплообмена поверхностей МТА с окружающим космическим пространством.

Терморегулирующие покрытия обеспечивают необходимые радиационные характеристики поверхностей ТМ: степень черноты ϵ и коэффициент поглощения солнечного излучения A_s .

Термоизоляторы предназначены для сведения к минимуму кондуктивных тепловых потоков между элементами МТА, имеющими различные уровни температуры. Термоизоляторы выполнены из титановых сплавов, стеклотекстолита и текстолита.

Теплопроводящие пасты и прокладки предназначены для обеспечения минимального термического сопротивления (гарантированного теплового контакта) тепловыделяющих приборов с панелями и с другими элементами конструкции МТА.

Регулируемое теплоснабжение элементов МТА в случае недостатка теплоподвода (для исключения ухода температуры за нижние границы допустимых диапазонов) обеспечивается электронагревателями.

Для обеспечения необходимого лучистого теплообмена между МТА и окружающим пространством на внешнюю поверхность МТА нанесены терморегулирующие покрытия и установлена экранно-вакуумная тепловая изоляция. Поверхности целевого назначения (сопла тяговых модулей, объективы оптических датчиков, рабочие поверхности антенн) ЭВТИ не закрыты.

Терморегулирующие покрытия, нанесенные на радиационные поверхности, обеспечивают излучение излишнего тепла в окружающее космическое пространство для обеспечения температурных условий не выше верхних границ допустимых диапазонов. В качестве радиационных используются имеющиеся поверхности элементов конструкции (приборные панели) или автономные радиационные панели (радиаторов ЛИАБ, кронштейнов ТМ и блоков звездных датчиков).

Для интенсификации теплообмена внутри МТА внешние поверхности корпусов приборов и внутренние поверхности панелей имеют степень черноты не менее 0,7.

Для обеспечения теплового режима баков хранения рабочего тела ЭРДУ, элементов панели ОДУ, установленных на панели ДУ, наружная поверхность панели изолирована ЭВТИ (за исключением сопел ДДУ и посадочного места под кронштейн ТМ) и установлены поверхностные ЭН.

Для обеспечения обогрева баков хранения рабочего тела ЭРДУ на его поверхность наклеены поверхностные ЭН. Для управления ЭН предусмотрено температурные датчики на поверхности баков.

Для обеспечения теплового режима установочных поверхностей каждого кронштейна ТМ, используются радиационные поверхности кронштейнов, ЭВТИ штатного состава и электронагреватели.

Радиационные поверхности обеспечивают сброс избыточного тепла, выделяемого при работе ТМ. На наружную поверхность радиаторов нанесены терморегулирующие покрытия класса «солнечные отражатели». Наружная поверхность кронштейнов изолирована ЭВТИ (за исключением посадочных мест ТМ и радиационных поверхностей).

Для поддержания теплового режима двигателей ДДУ в заданном диапазоне температур устанавливаются электронагреватели на топливном баке и на кронштейнах крепления двигателей.

3.7 Объединенная двигательная установка

Объединенная двигательная установка состоит из ЭРДУ, обеспечивающей маршевую тягу МТА, и дополнительной двигательной установки на базе ЖРДМТ, обеспечивающей ориентацию и стабилизацию МТА в пространстве.

3.7.1 Электроракетная двигательная установка

Электроракетная двигательная установка создает маршевую тягу МТА. Принципиальная пневматическая схема ЭРДУ представлена на рисунке 3.4.

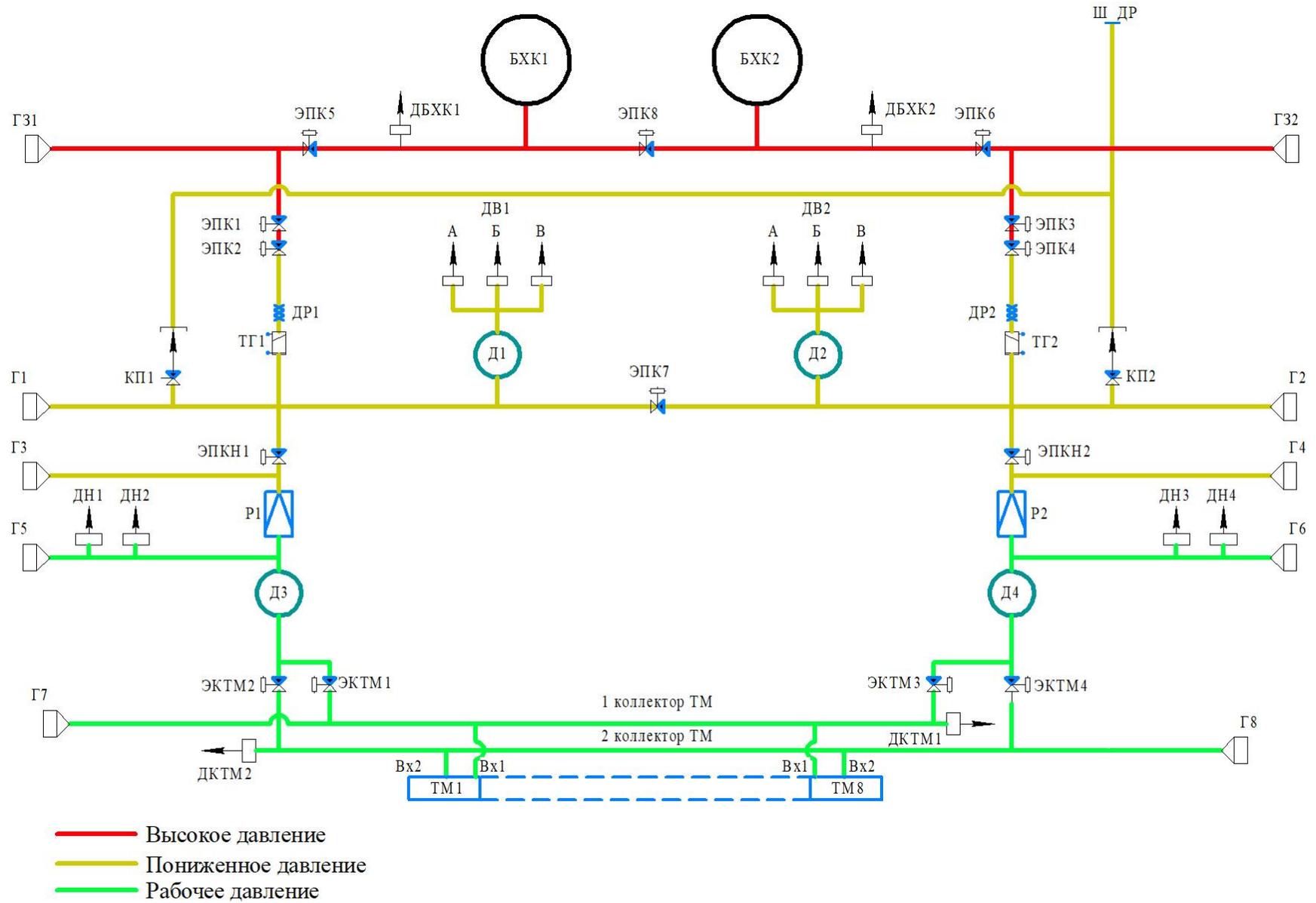


Рисунок 3.4 – Принципиальная схема ЭРДУ

Средства хранения и подачи предназначены для хранения и подачи рабочего тела в ТМ и ГД. Состав СХП представлен в таблице 3.2.

Таблица 3.2 – Состав средств хранения и подачи рабочего тела

Наименование, условное обозначение	Кол., шт.
Тяговый модуль - ТМ	8
Бак хранения ксенона БХК1, БХК2	2
Горловина заправочная – ГЗ1, ГЗ2, Г1-Г8	10
Электропневмоклапан – ЭПК1-ЭПК8	8
Редуктор – Р1, Р2	2
Теплообменник-газификатор – ТГ1, ТГ2	2
Клапан предохранительный – КПВ1, КПВ2	2
Дросселирующее устройство – ДР1, ДР2	2
Электропневмоклапан ЭПКН1-ЭПКН4, ЭКТМ1-ЭКТМ4	8
Трубопроводы	-
Датчики давления - ДБХК, ДН, ДВ, ДКТМ	12

Тяговый модуль, представленный на рисунке (разработка ОКБ «Факел» г. Калининград) предназначен для создания маршевой тяги ТМ с ЭРДУ в рабочую точку и для решения орбитальных задач.

В состав каждого тягового модуля входят:

- блок газораспределения (БГР), состоящий из двух модулей газораспределения, обеспечивающих подачу и регулирование расхода рабочего тела в двигатель;

- двигатель СПД-140Д – стационарный плазменный двигатель обеспечивающий ионизацию рабочего тела, ускорение ионов и нейтрализацию их пучка, создание тяги (рисунок 3.5).



Рисунок 3.5 – ЭРД СПД-140Д

Двигатель СПД-140Д состоит из:

- анодного блока, включающего разрядную камеру с анодом и магнитную систему;
- блока катодов, включающего два катода.

Спецификой этих двигателей, как и других электроракетных двигателей, является значительно большая скорость истечения рабочего тела по сравнению с использовавшимися ранее химическими двигателями, позволяющая значительно уменьшить запасы рабочего тела, необходимые для выполнения межорбитальных маневров

Основные технические характеристики ЭРДУ на базе СПД-140Д приведены в таблице 3.3.

БГР состоит из двух независимых линий подачи и регулирования расхода рабочего тела в двигатель, каждая из которых подключена к одному из коллекторов СХП, и из пластинчатых нерегулируемых жиклеров для подачи рабочего тела от любой из двух линий в анод и катоды.

Каждая из линий подачи и регулирования расхода содержит:

- отсечной электроклапан на входе;
- термодроссель;
- два электроклапана, обеспечивающих подачу рабочего тела в катод и в анод соответственно.

Регулирование расхода рабочего тела обеспечивается работой контура контроля разрядного тока с обратной связью, регулирующего ток термодросселя по сигналам датчика разрядного тока. Регулирование расхода происходит за счет изменения вязкости и плотности рабочего тела при изменении температуры капилляра термодросселя, являющегося исполнительным органом регулятора расхода.

Таблица 3.3 – Основные технические характеристики ЭРДУ

Характеристика	Номинальный режим
Тяга маршевого двигателя СПД-140Д, мН	230
Удельный импульс двигателей СПД-140Д, м/с	18400
Энергопотребление на этапе перевода, кВт	7,5
Рабочее тело	ксенон
Расход ксенона на этапе перевода, мг/с	25
Время набора 90% номинального значения разрядного тока от момента появления разряда, с	не более 60
Продолжительность подготовки ЭРДУ перед первым включением (вакуумирование, заполнение, проверочные включения на каждом катоде), ч	6
Минимальная пауза между отключением и последующим включением двигателя, мин. <ul style="list-style-type: none"> • на одном и том же катоде • на разноименных катодах 	15 10
Рабочий ресурс любого из трех двигателей должен быть: <ul style="list-style-type: none"> • по времени работы • по количеству включений 	не менее 4500 часов не менее 5000 часов
Телесный угол расходимости плазменной струи (распределение мощности струи) на расстоянии 1 м от двигателя, град.	$\pm 45^\circ$ (95% ионного тока, создаваемого двигателем)
Отклонение направления вектора тяги двигателя от его геометрической оси (с учетом погрешности измерения) в течение ресурса, град. не более	$\pm 1^\circ$

Система хранения и подачи предназначена для хранения и подачи рабочего тела в ТМ и включает баки хранения ксенона, трубопроводы с клапанами, дросселирующими устройствами, теплообменниками-газификаторами и редукторами для подачи ксенона с необходимыми характеристиками (температурой, давлением и расходом) в коллекторы ТМ, а также датчики давления и предохранительный клапан.

Штатный диапазон давления в системе хранения и подачи:

– от баков БХК1 и БХК2 до соответствующих клапанов ЭПК1-ЭПК4 - не более 115 кгс/см²;

– от клапанов ЭПК1-ЭПК4 до редукторов Р1, Р2 - от 3 до 10 кгс/см², возможно повышение давления до 26,5 кгс/см² (время нахождения под повышенным давлением не регламентируется);

– от редукторов Р1 и Р2 до ТМ1-ТМ8 - (1,75 ± 0,10) кгс/см², возможно повышение давления до 3,5 кгс/см².

Для сброса избыточного давления из коллекторов ТМ (при необходимости) предусмотрен алгоритм дренажа (сброс избыточного давления через ТМ).

Ресиверы Д1и Д2 объемом 1,5 л предназначен для организации более плавной работы клапанов ЭПК1-ЭПК4 в режиме электроредуктора.

Ресиверы Д3 и Д4 объемом 0,5 л предназначены для сглаживания возможных при работе редуктора пульсаций давления ксенона, подаваемого на входы в ТМ.

Для обеспечения надежности ДУ предусматривается дублирование магистралей подачи газа.

Схема газовая принципиальная позволяет обеспечить подачу газа ко всем ТМ даже при разгерметизации одного из коллекторов.

Заправка баллона осуществляется через индивидуальную горловину без открытия электропневмоклапанов.

Агрегаты, приборы размещаются на панели ДУ. Заправочные и контрольные горловины, предохранительные клапаны и электрические соединители выведены на отдельные платы и доступны для наземного обслуживания и контроля в течение всего цикла наземной подготовки.

При монтаже на изделие на корпус теплообменника-газификатора со стороны электронагревателя устанавливается дросселирующее устройство при плоскости контакта 150х40 мм с максимальным тепловым контактом. На кронштейн устанавливаются по два ТМ.

3.7.2 Двигательная установка ориентации и стабилизации

Дополнительная двигательная установка функционально является исполнительным органом бортового комплекса управления МТА, и предназначена для выполнения следующих задач:

- гашение остаточных угловых скоростей после отделения РБ;
- построение и поддержание начальной ориентации;
- коррекция параметров орбиты;
- обеспечение орбитального маневрирования;
- разгрузка маховиков на целевой орбите в нештатной ситуации;
- поддержание ориентации в нештатной ситуации.

Перечисленные задачи выполняются за счет создания двигателями ДДУ импульсов тяги, воздействующих на центр масс КА или создающих управляющие моменты вокруг центра масс [2].

В состав ДДУ входят:

- шесть ЖРДМТ, работающих на гидразине;
- два коллектора ракетных двигателей по три двигателя в каждом коллекторе;
- средства хранения и подачи топлива (СХПТ), состоящие топливного бака, шар-баллона с газом наддува, линий наддува с блоком клапанов пуска, магистралей подачи топлива с шестью блоками электроклапанов;
- датчики системы телеметрического контроля;
- необходимая заправочно-сливная, зарядная, проверочная арматура.

В двигателях используется каталитическое разложение гидразина. Применяемый катализатор на основе иридия обеспечивает включение без предварительного электроподогрева. Для стабилизации динамических и энергетических характеристик двигателя снабжены электронагревателем, повышающим предпусковую температуру катализатора (рисунок 3.6).



Рисунок 3.6 – Двигатели малой тяги системы ориентации и стабилизации

Наряду с высокими энергомассовыми характеристиками однокомпонентные двигатели обладают прозрачным факелом, обеспечивающим надежную работу бортовых астрофизических приборов.

Надёжность работы и высокие характеристики обеспечиваются применением камеры сгорания из ниобиевого сплава с защитным покрытием, радиационного и внутреннего плёночного охлаждения [15].

3.8 Система отделения

Стыковка МТА с ПН и МТА с ХРБ осуществляется посредством системы отделения (СО).

СО предназначено для обеспечения жесткой связи между МТА и ПН, а также МТА и ХРБ на всех участках эксплуатации, разделения их по команде БКУ в заданный момент времени и безударного отделения МТА с ПН от ХРБ и ПН от МТА с заданными параметрами.

СО является устройством одноразового срабатывания.

СО состоит из элементов, устанавливаемых на МТА: пирозамков крепления МТА, шпилек, пружинных толкателей отделения, контактных датчиков для контроля факта отделения.

При отделении также расстыковываются электросоединители, расположенные в стыках «ХРБ-МТА» и «МТА-ПН».

Контроль факта отделения осуществляется с помощью контактных датчиков.

При срабатывании устройства отделения линейная скорость отделения ЭРДУ и СО в направлении продольной оси составляет от 0,1 до 0,5 м/с. Приращение угловых скоростей от срабатывания СО составляет не более 2°/с.

3.9 Проектные варианты конструктивно-компоновочных схем МТА

В ходе работы были рассмотрены несколько проектных вариантов компоновок МТА.

Вариант 1.

Конструкция МТА представляет собой негерметичный отсек в виде несущей восьмигранной фермы из трубчатых стержней, соединенных фитингами, закрыта с боков, сверху и снизу сотовыми панелями. На наружной поверхности панелей располагаются необходимые датчики (звездные, солнечные и т.п.), антенно-фидерные устройства, радиационные теплообменники для сброса лишнего тепла в космическое пространство, блок спутниковой навигации. Внутренняя поверхность панелей предназначена для размещения необходимых приборов. На нижнюю панель устанавливается маршевая ЭРДУ. Здесь же размещаются двигатели дополнительной двигательной установки, предназначенные для стабилизации МТА, и пневмогидравлические средства подачи рабочего тела из БХК к ЭРДУ. БХК размещаются внутри корпуса МТА и крепятся к силовой конструкции посредством двух конических ферм. В верхней части четырех боковых панелей на кронштейнах установлены механизмы управления положением солнечных батарей.

МТА стыкуется к приборной ферме разгонного блока с помощью восьми разрывных болтов, позволяющих отделить РБ после окончания его работы в полете.

Проектный облик такого МТА показан на рисунках 3.7, 3.8, 3.9 и 3.10.

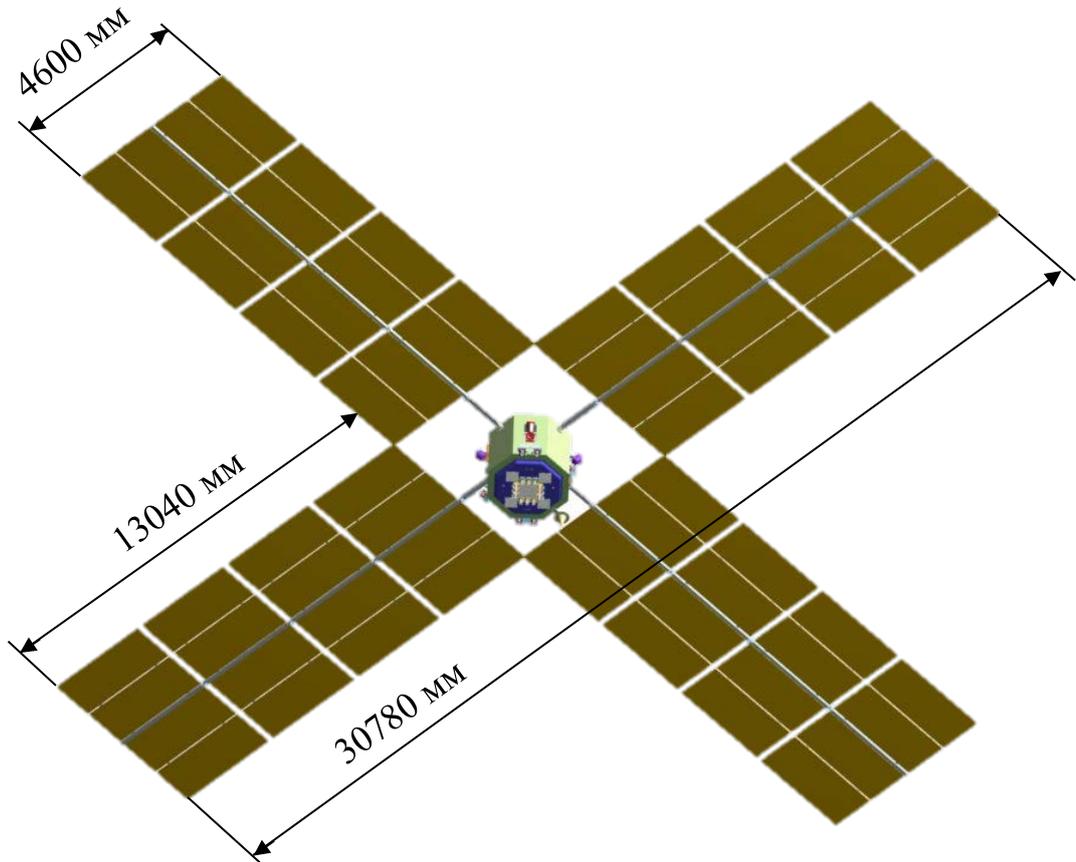


Рисунок 3.7 – Проектный облик МТА

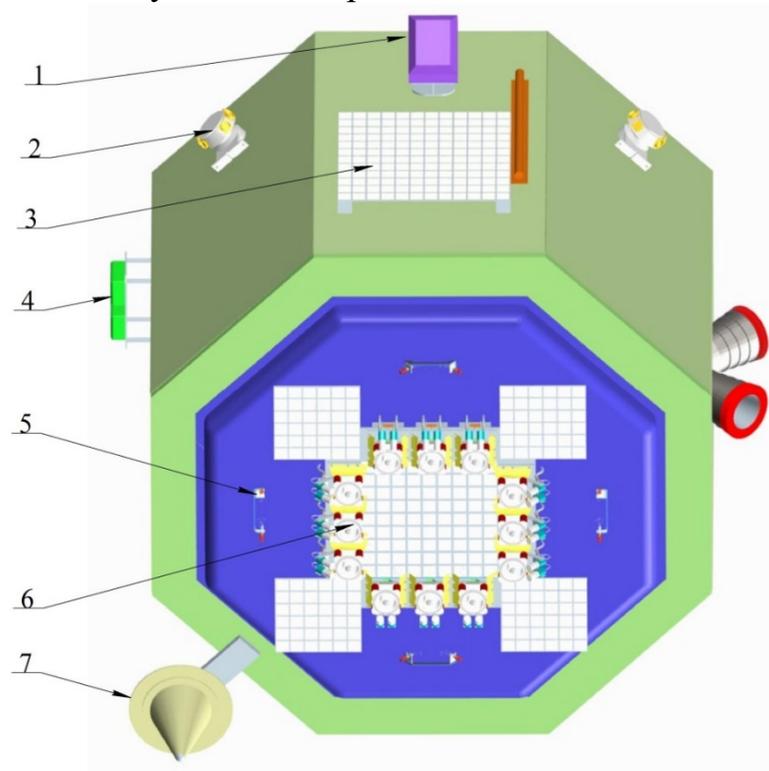


Рисунок 3.8 – Проектный облик МТА (вид снизу, СБ не показаны):
 1- солнечный датчик, 2 – механизм управления СБ, 3 – радиационный теплообменник, 4 – блок спутниковой навигации, 5 – газовый двигатель, 6 – маршевая ЭРДУ, 7 – антенна

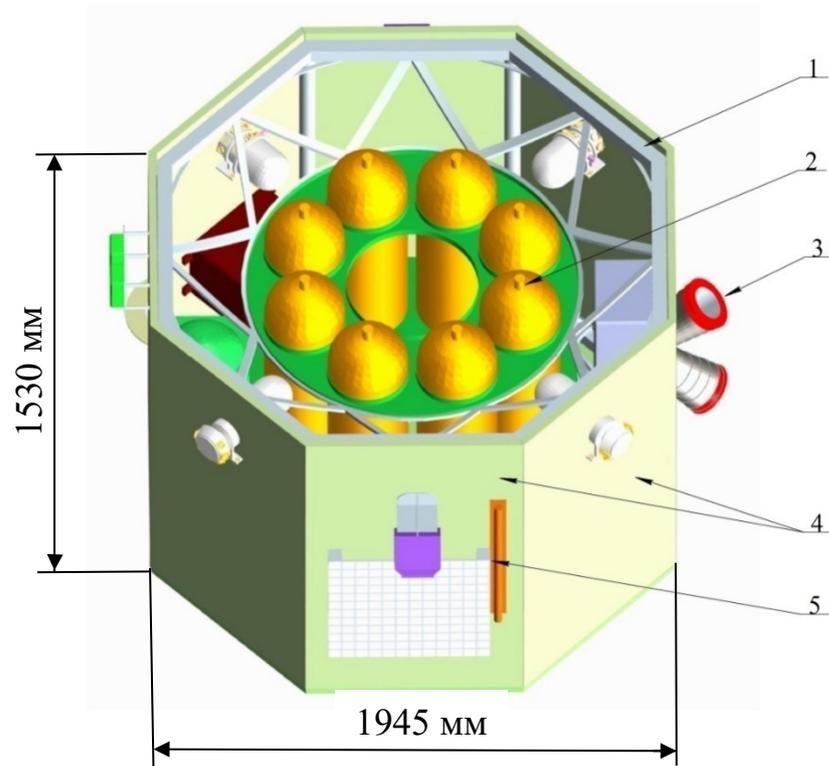


Рисунок 3.9 – Проектный облик ЭРТМ (вид сверху, СБ и верхняя панель не показаны):

1 – несущая ферма, 2 – баки хранения ксенона, 3 – звездный датчик, 4 – солнечные панели, 5 – антенна.

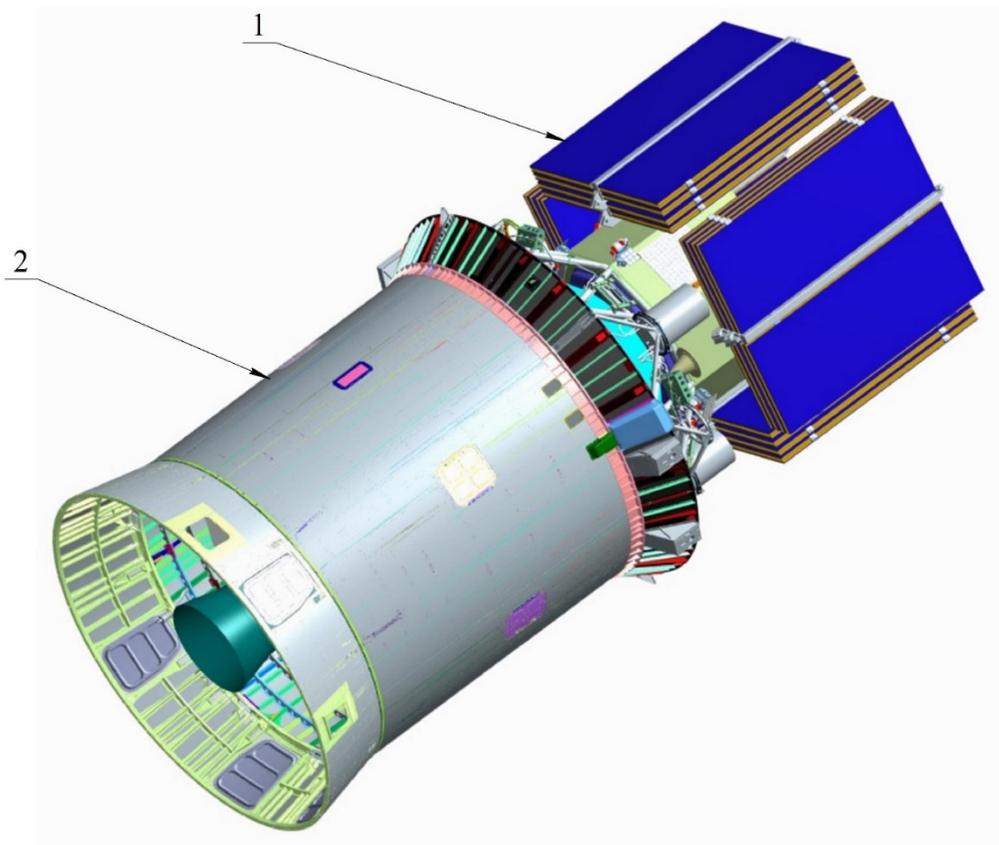


Рисунок 3.10 – РБ «ДМ» с МТА с ЭРДУ: 1 – РБ «ДМ», 2 – МТА с ЭРДУ

Вариант 2.

Принципиальное конструктивное отличие от предыдущего варианта компоновки – это то, что МТА состоит из двух отсеков: энергодвигательного и приборного. В энергодвигательном отсеке размещаются агрегаты системы электроснабжения и объединенной двигательной установки. Приборный отсек служит для размещения необходимой бортовой аппаратуры. Корпус отсеков представляет собой шестигранную призму, выполненную из композиционных материалов. Силовая конструкция состоит из алюминиевой рамы, облицованной трехслойными панелями толщиной 20 мм. На боковых сотовых панелях располагается служебное приборное оборудование и аккумуляторные батареи. На нижней панели ОДУ располагается основная часть агрегатов объединенной двигательной установки (электроракетные двигатели, баллоны с ксеноном и гидразином, арматура и ЖРДМТ). Проектный облик такого МТА показан на рисунках 3.11 и 3.12.

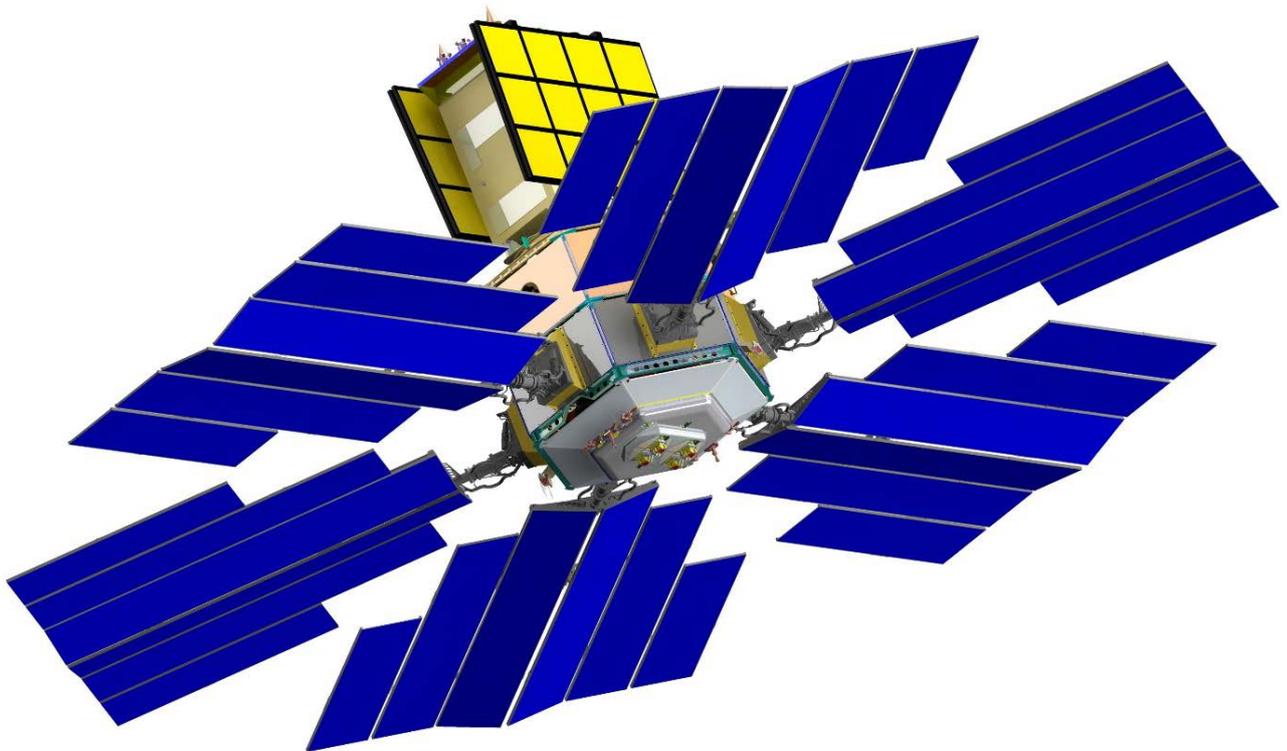


Рисунок 3.11 – Проектный облик МТА с ПН

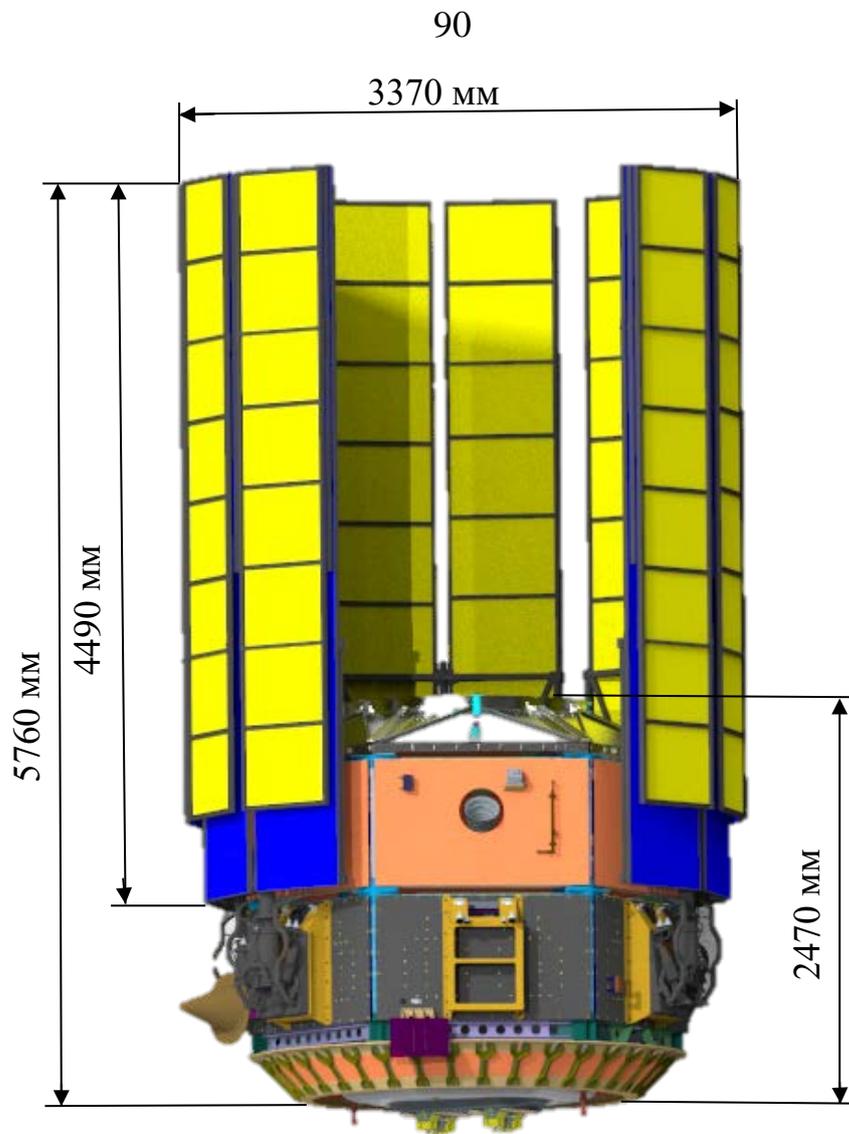


Рисунок 3.12 – Проектный облик МТА

Основное пространство энергодвигательного отсека занимает объединенная двигательная установка, состоящая из ЭРДУ, ДДУ и емкостей для хранения рабочего тела.

Панель объединенной двигательной установки с наружной стороны закрывается кожухом, при этом жидкостные реактивные и электроракетные двигатели, радиаторы кранштейнов ЭРД и заправочные клапана остаются открытыми. Полная модель ОДУ показана на рисунке 3.13.

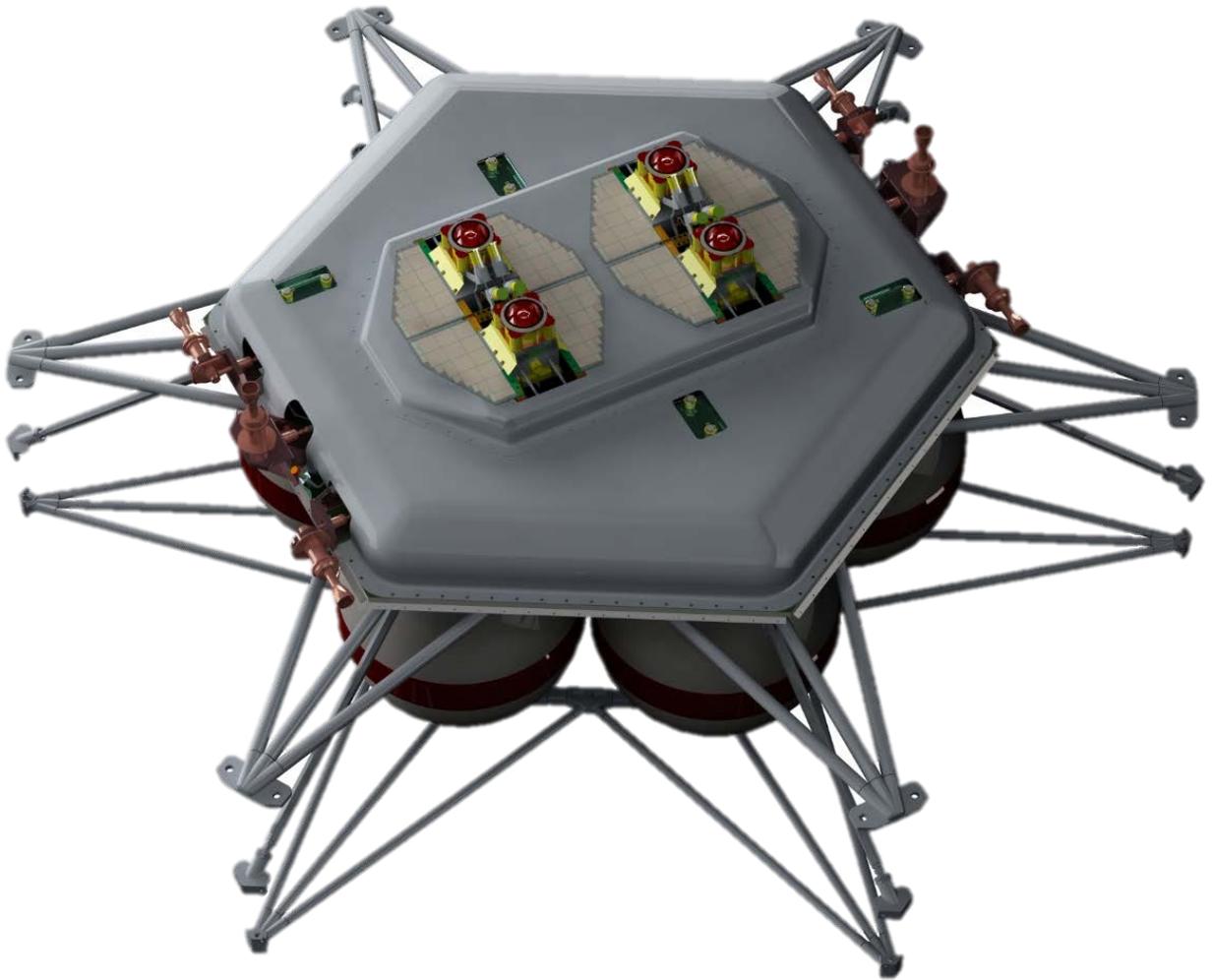


Рисунок 3.13 – Модель ОДУ

В приборном отсеке размещаются приборы бортовых систем. Компоновка отсека показана на рисунке 3.14.

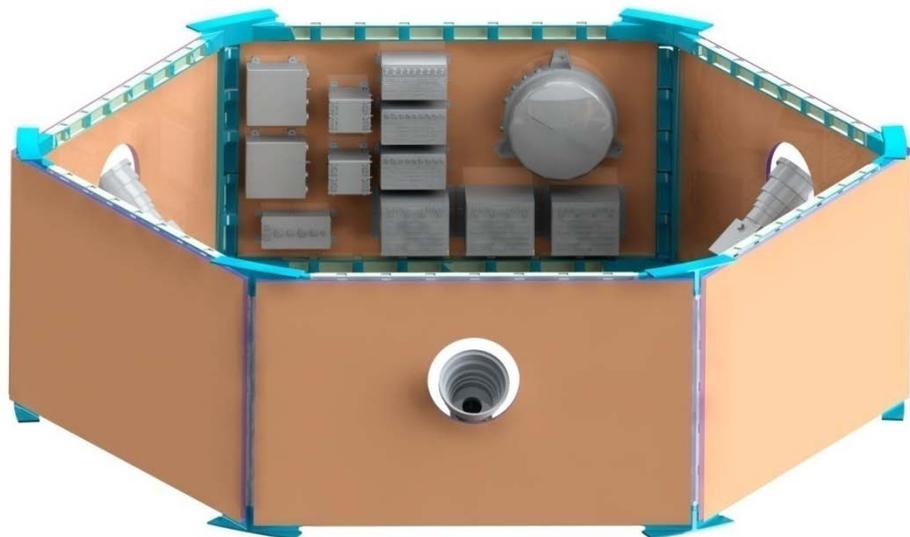


Рисунок 3.14 – Приборный отсек

Вариант 3.

Варианты компоновки 1 и 2 имеют существенный недостаток для реализации многоразовости МТА – баки хранения ксенона интегрированы с другими составными частями МТА. Для многоразового использования МТА необходима его заправка рабочим телом – ксеноном. Для заправки МТА 1 и 2 вариантов необходим специальный КА-заправщик, который должен будет выводиться с помощью РН на базовую орбиту МТА, производить стыковку с МТА, его заправку и отстыковку с последующим сведением с орбиты. Более простым и надежным способом снабжения МТА рабочим телом ЭРДУ является использование одноразового топливного отсека (ТО), отделяемого от многоразового приборно-агрегатного отсека (ПАО). Конструкция топливного отсека должна быть максимально простой и недорогой, все дорогостоящее оборудование должно быть размещено в приборно-агрегатном отсеке. После выполнения миссии и возвращения МТА на базовую орбиту, топливный отсек отделяется и сводится с орбиты. Для выполнения следующей миссии разгонный блок выводит на базовую орбиту новый топливный отсек вместе с новой ПН который будет выводиться на базовую орбиту совместно с ПН для стыковки с ПАО МТА и выведения ПН на рабочую орбиту.

ТО представляет собой два сферических бака хранения рабочего тела, соединенных между собой межбаковой фермой изогридной конструкции. Для стыковки с ПАО и ПН топливный отсек имеет переходные фермы.

ПАО представляет собой негерметичный отсек, имеющий форму восьмиугольного параллелепипеда, состыкованный с негерметичной конструкцией маршевой двигательной установки. Компоновка МТА показана на рисунке 3.16.

Конструктивная структура МТА такой компоновки представлена на рисунке 3.15.

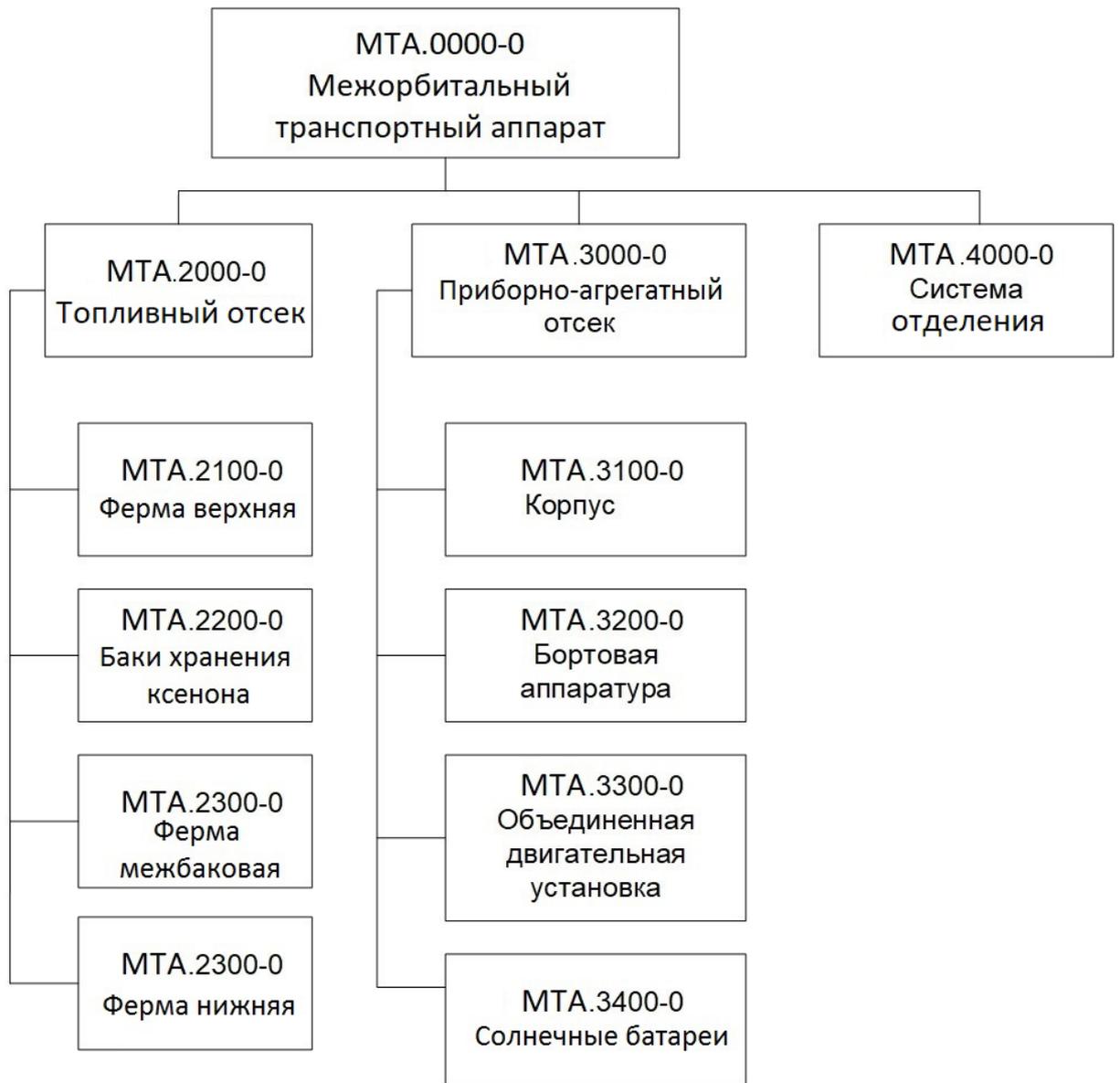
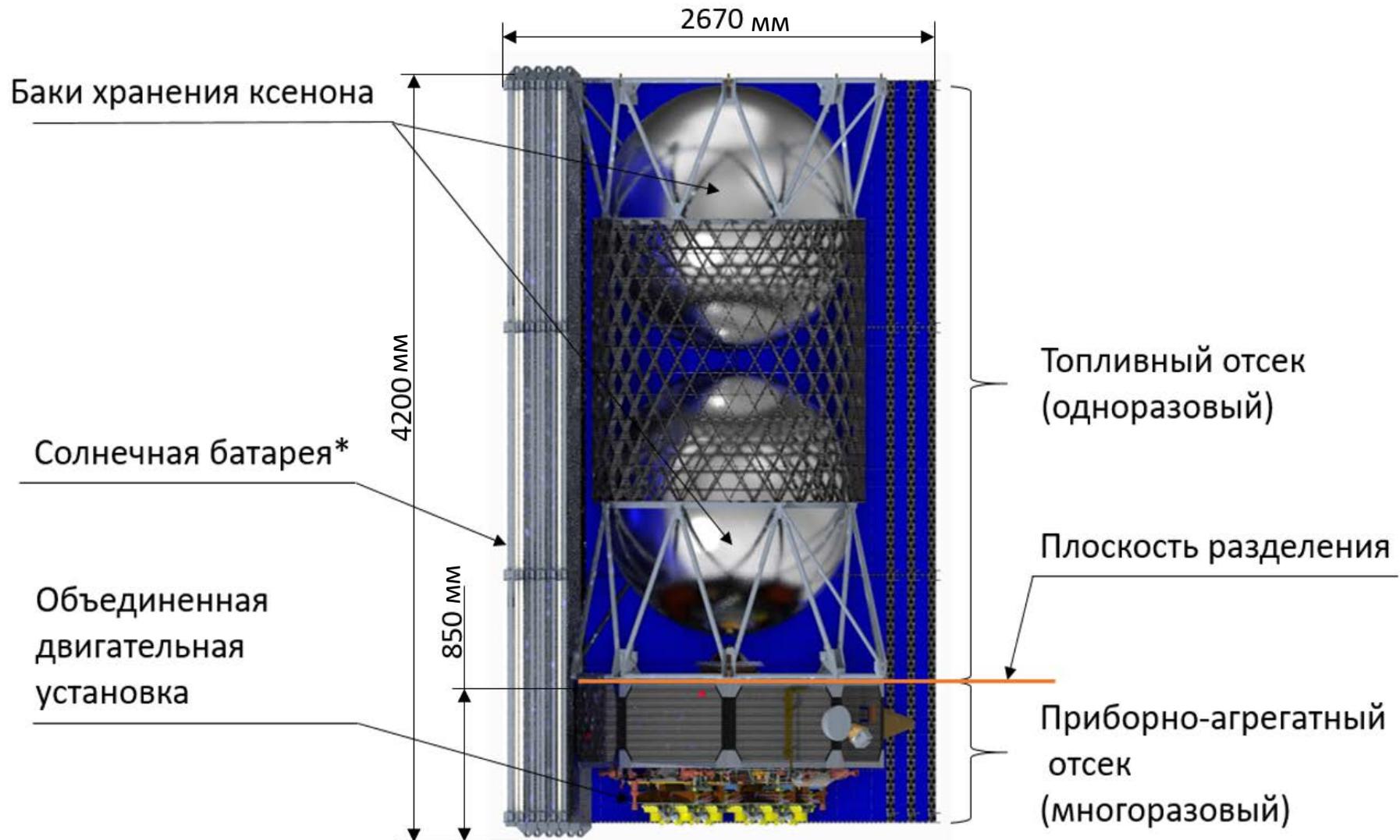


Рисунок 3.15 – Конструктивная структура МТА с ЭРДУ



*входит в состав приборно-агрегатного отсека, показана одна из двух солнечных батарей)

Рисунок 3.16 – Компонировка МТА со сбрасываемым топливным отсеком

4 РАЗРАБОТКА ЭЛЕКТРОННОЙ МОДЕЛИ МЕЖОРБИТАЛЬНОГО ТРАНСПОРТНОГО АППАРАТА

4.1 Электронная модель изделия

Согласно ГОСТ 2.052-2006 [9] электронная модель изделия (ЭМИ) представляется в виде набора данных, которые вместе определяют геометрию изделия и иные свойства, необходимые для изготовления, контроля, приемки, сборки, эксплуатации, ремонта и утилизации изделия.

ЭМИ, как правило, используется:

- для интерпретации всего составляющего модель набора данных (или его части) в автоматизированных системах;
- для визуального отображения конструкции изделия в процессе выполнения проектных работ, производственных и иных операций;
- для изготовления чертежной конструкторской документации в электронной и/или бумажной форме.

ЭМИ, как правило, состоит из геометрической модели изделия, произвольного количества атрибутов модели и может включать технические требования. Схематический состав модели приведен на рисунке 4.1



4.1 - Схема состава электронной модели изделия

Электронная модель МТА должна позволять провести анализ состава, основных узлов и отражать детальную проработку вариантов конструктивного построения МТА. При создании модели МТА акцент направлен реализацию следующих задач:

- проработка возможности использования МТА с ХРБ;
- размещение сборки «МТА+ПН» под головным обтекателем;
- рассмотрение различных вариантов построения двигательной установки;
- проработка механических и электрических интерфейсов составных частей КТС

4.2 Технология формирования проектного облика МТА

Проектный облик МТА формируется путем создания в САПР РТС Creo твердотельной электронной модели МТА такой детальности, которой достаточно для решения изложенных выше задач. Модель МТА с ЭРДУ разрабатывается с использованием методики нисходящего проектирования. При нисходящем проектировании, вся основная информация о геометрии изделия создана в каркасной модели (скелетоне), все остальные модели построены с привязками только к этой каркасной модели в контексте одной подсборки. Алгоритм создания электронной модели показан на рисунке 4.2.

Каркасные модели — это компоненты сборки, являющиеся основным ядром методики нисходящего проектирования, содержащие в себе конструкторскую информацию, такую как базовые размеры, посадочные (монтажные) поверхности, необходимые зазоры и диапазон перемещения компонентов внутри сборки. Каркасные модели сосредотачивают информацию в одном месте, и при необходимости позволяют переносить эту информацию на уровни подсборок и отдельных моделей. После установки ассоциативной связи между подсборками и их каркасными моделями, все изменения, внесённые в каркасные модели, отразятся на ссылочных моделях [73].

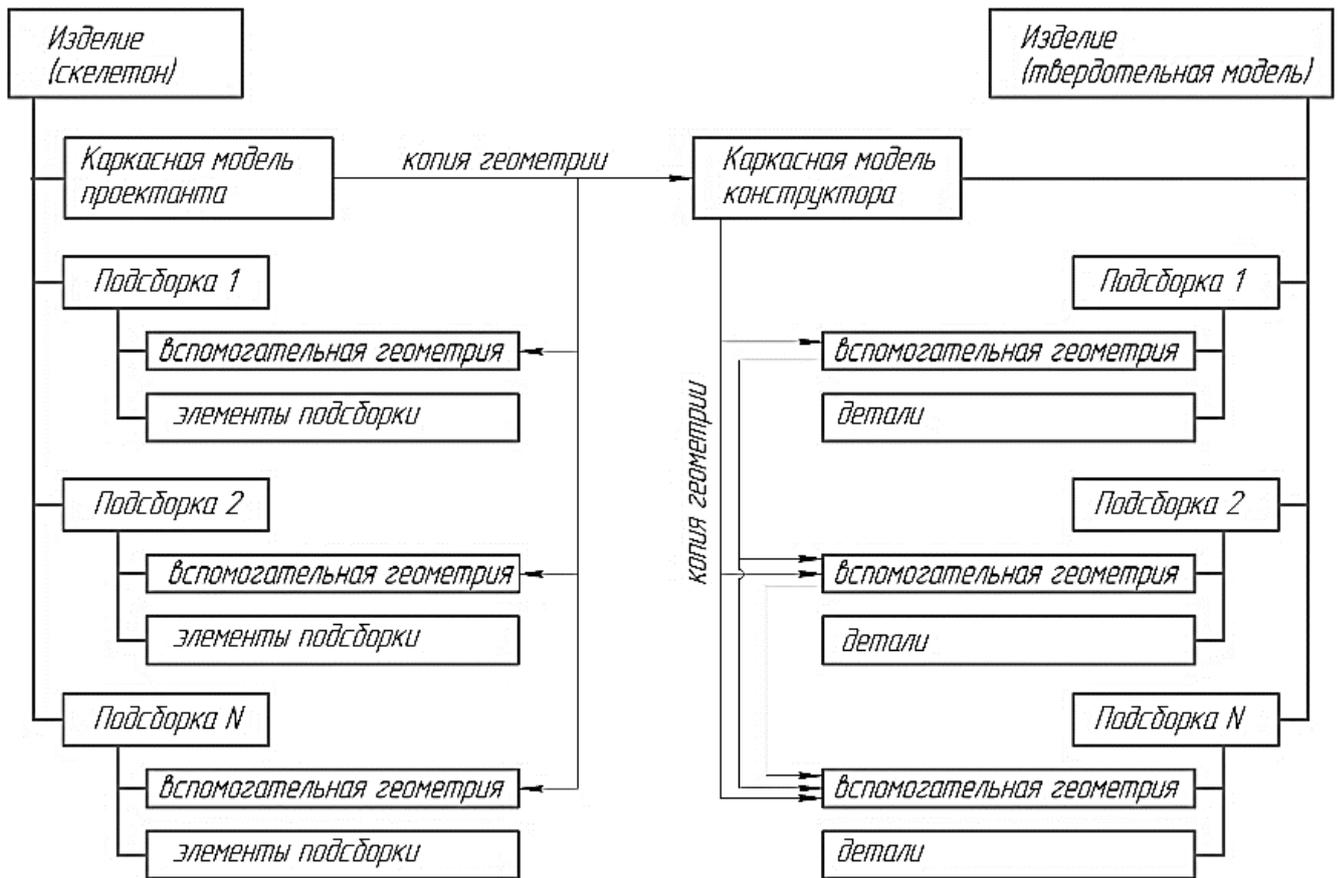


Рисунок 4.2 – Алгоритм разработки электронной модели изделия

На этапе проектной разработки изделия создается электронная модель каркасная модель проектанта (скелетон). Создание электронной модели изделия этапа проектной разработки начинается с создания пустых объектов (файлов) моделей Creo. Сборки и компоненты создаются на основании разработанной конструктивной схемы изделия с использованием шаблонов файлов Creo.

Разработка каркасной модели начинается в файле мастер-геометрии верхнего уровня. В данном файле (рисунок 4.3) необходимо создать основные базы будущего изделия – основные плоскости, оси, точки, выделенные для подборок зоны конструкции, дать всем объектам однозначные названия. Данные базовые элементы геометрии будут использоваться на следующих этапах разработки модели.

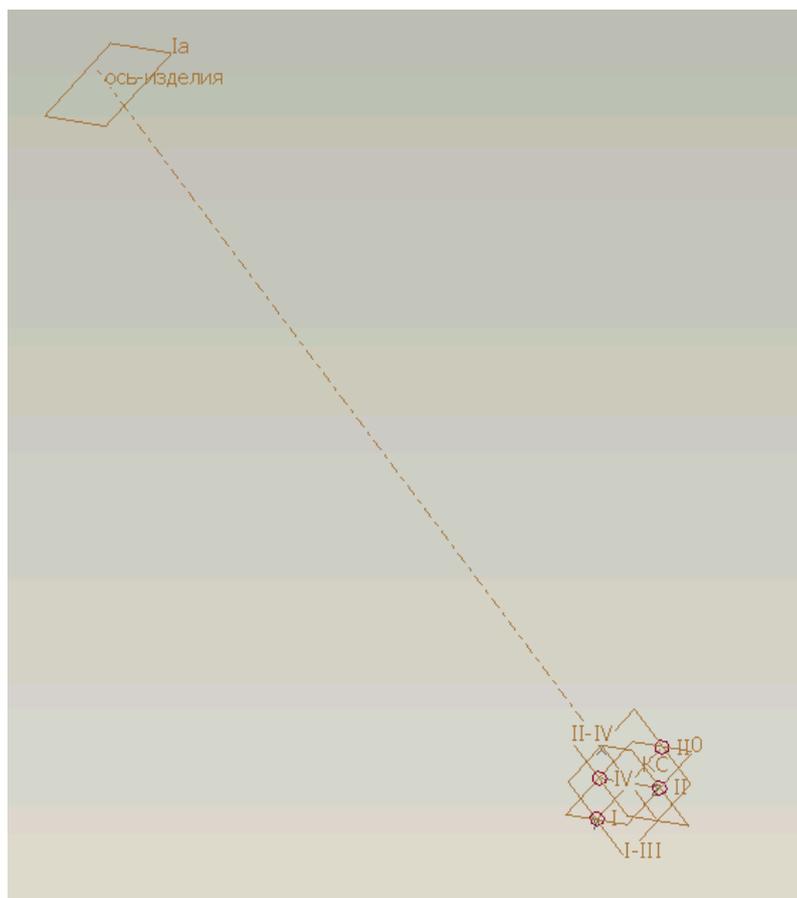


Рисунок 4.3 - Основные базы изделия

Далее, геометрия передается на уровни ниже. Как правило, структура каркасных моделей (мастер-геометрии) этапа проектирования состоит из 2-3 уровней, создание которых может осуществляться параллельно несколькими проектантами. При этом не возникает пересечений разрабатываемых ими моделями, так как при переходе к созданию мастер-геометрии нижестоящей сборки в неё копируется публикуемый набор базы изделия и каждый из проектантов работает в выделенной зоне конструкции и по привязкам к основным базам изделия.

По завершению проектного этапа разработки каркасная модель блокируется от внесения изменений и данные из нее становятся основой для разработки твердотельной электронной модели изделия.

Следующий этап – конструкторский, на котором создается конструкторская сборка изделия - твердотельная ЭМИ путем доработки, уточнения и развития мастер-геометрии изделия (скелетона) путем добавления пустых объектов Creo.

Конструкторская сборка изделия создается в точном соответствии с конструктивной схемой изделия и выделенных зон конструкции и также может быть разделена между несколькими конструкторами. В соответствующей зоне конструкции создаются пустые модели всех новых деталей. Модели приборов и агрегатов должны быть твердотельными и располагаться в правильной подсборке.

Работа над конструкторской сборкой начинается с того, что копируются необходимые исходные данные каркасной модели проектанта верхнего уровня, включая вспомогательную геометрию входящих подсборок, в конструкторскую каркасную модель. При создании копий необходимо выбрать необходимые элементы геометрии. Пример конструкторской каркасной модели показан на рисунке 4.4.

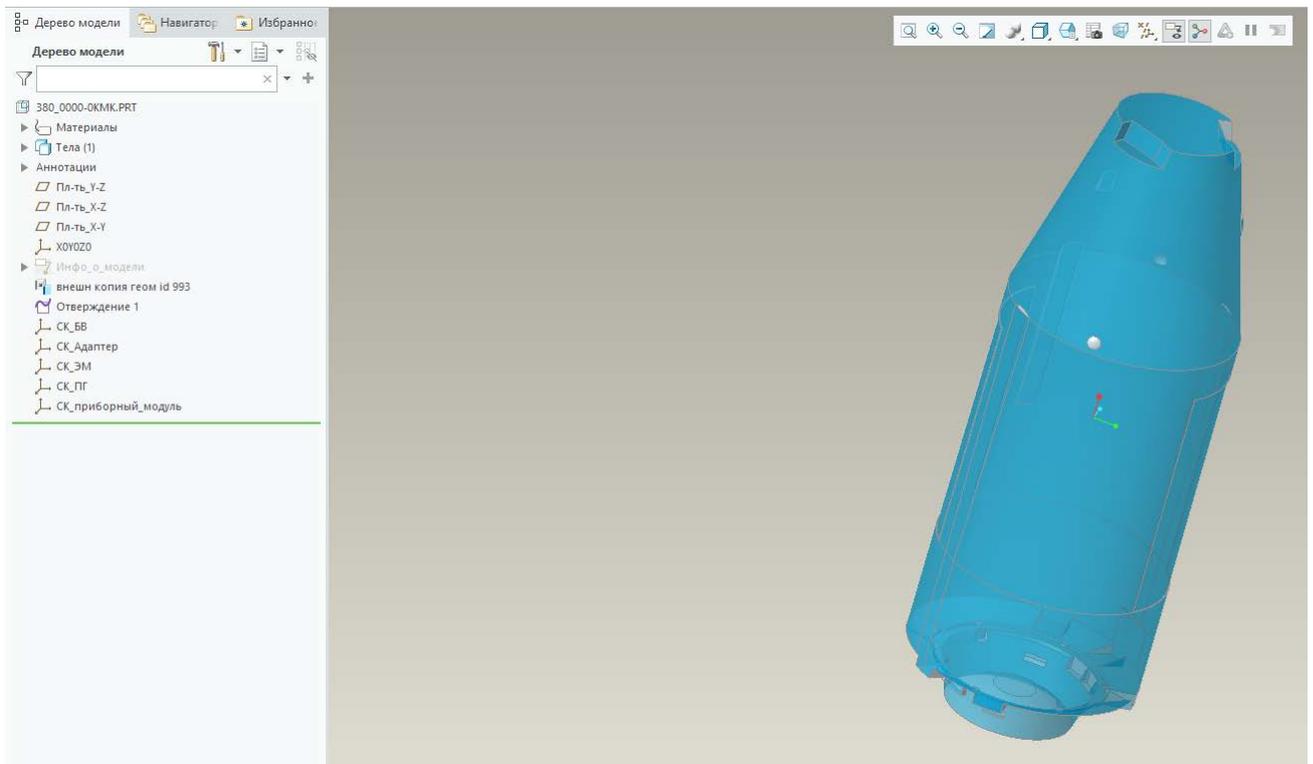


Рисунок 4.4 – Конструкторская каркасная модель

Для расстановки ЭМИ агрегатов изделия конструкторы должны использоваться системы координат из проектной мастер-геометрии.

Геометрия из файлов мастер-геометрии копируется в конкретные электронные модели деталей (ЭМД). На основании скопированных данных создаются твердотельные ЭМД.

Ранее созданная конструкторская сборка изделия из пустых объектов Creo должна соответствовать структуре изделия, и по мере появления реальной геометрии в конструкторских моделях, сборка изделия наполняется. Созданная геометрия деталей полностью контролируется конструкторским скелетом.

Таким образом формируется полный электронный конструкторский состав изделия (ЭСИ), производится визуализация ЭМИ на основе данных Creo, что позволяет управлять составом изделия в привязке к составу работ по разработке изделия и обеспечивать визуальную навигацию по составу изделия [73].

4.3 Электронная модель МТА с ЭРДУ

Структура электронной модели МТА создается в соответствие с конструктивной структурой (рисунок 3.14).

Корпус ПАО состоит из рамы, восьми боковых панелей и торцевых панелей (рисунок 4.5). Панели являются силовыми элементами корпуса ПАО, используются для размещения приборов систем МТА и обеспечивают необходимую жесткость и теплопроводность конструкции. Панели представляют собой трехслойную конструкцию, состоящую из двух обшивок алюминиевого сплава, соединенных между собой через сотовый наполнитель с помощью пленочного клея. Обкладные листы панелей изготовлены из алюминиевого сплава В95 толщиной 0,5 мм с теплопроводностью не менее 160 Вт/(м×К). Плотность сотовых вкладышей между обкладными листами не менее 55 кг/м³.

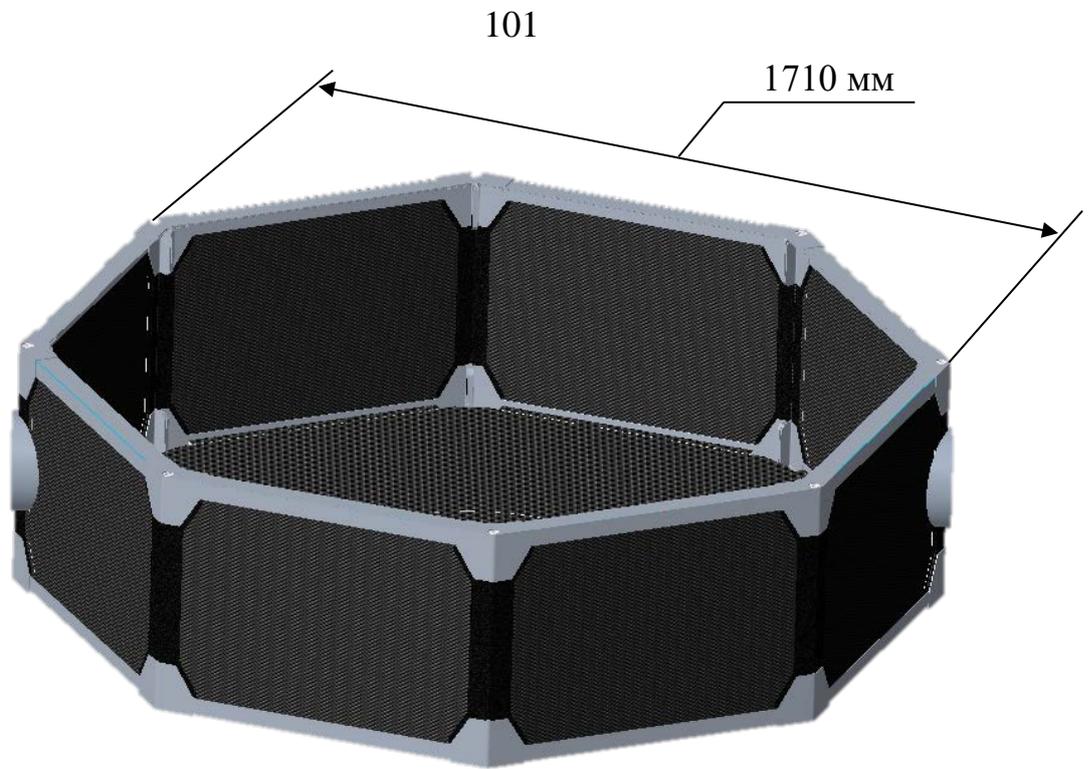


Рисунок 4.5 – Модель корпуса ПАО

Приборы и агрегаты размещаются на наружных и внутренних поверхностях панелей. Приборы установлены, исходя из логики их взаимодействия, обеспечения зон обзора, обеспечения комфортных тепловых условий, минимизации длины связывающих коммуникаций и ряда других проектно-конструкторских условий и ограничений.

На нижней панели ПАО размещается ОДУ. Электроракетные двигатели собраны с блоком питания и подачи в тяговые модули (рисунок 4.6), которые устанавливаются по две штуки на кронштейны (рисунок 4.7).

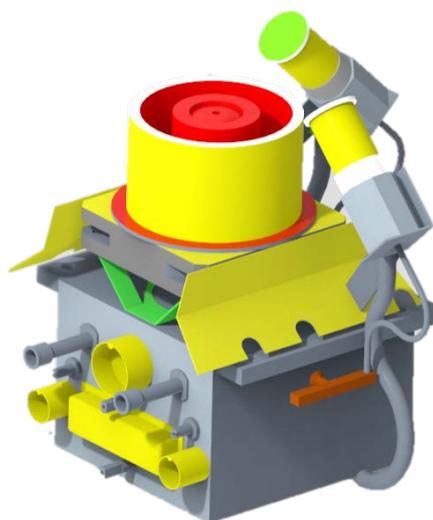


Рисунок 4.6 – Модель тягового модуля

Для обеспечения теплового режима установочных поверхностей каждого ТМ, используются радиационные поверхности кронштейнов, ЭВТИ штатного состава и электронагреватели.

Радиационные поверхности обеспечивают сброс избыточного тепла, выделяемого при работе ТМ. На наружную поверхность радиаторов нанесены терморегулирующие покрытия класса «солнечные отражатели». Наружная поверхность кронштейнов изолирована ЭВТИ (за исключением посадочных мест ТМ и радиационных поверхностей). Для обогрева на каждом кронштейне установлены поверхностные ЭН.

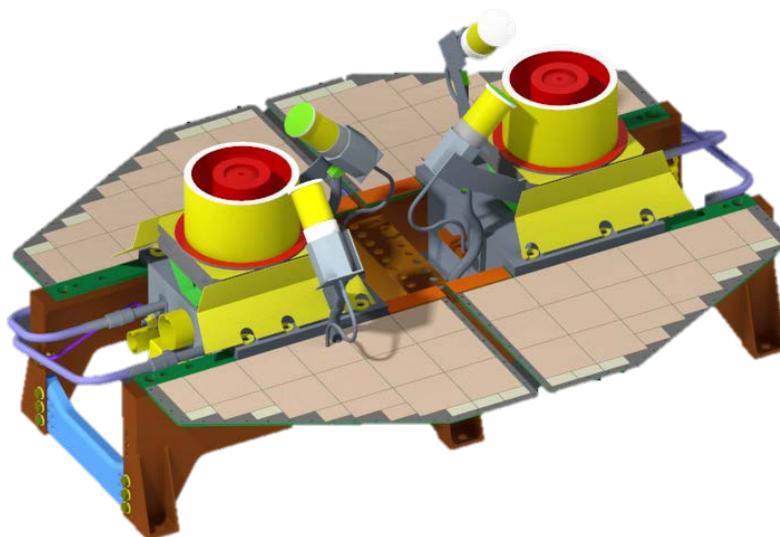


Рисунок 4.7 – Установка тяговых модулей на кронштейн с радиаторами

Кронштейны с электроракетными двигателями крепятся к раме и устанавливаются на панель объединенной двигательной установки, как показано на рисунке 4.8.

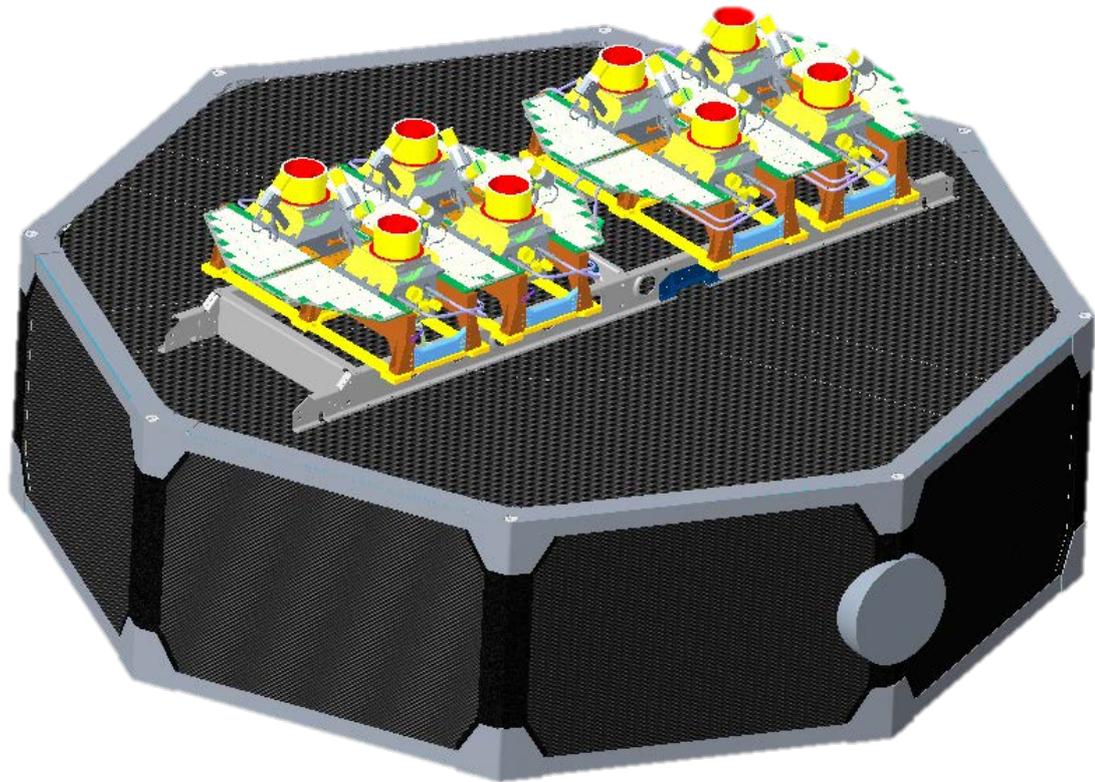


Рисунок 4.8 – Установка тяговых модулей на панель ОДУ

На панель ОДУ также устанавливаются средства подачи рабочего тела, образующие ЭРДУ.

В состав ДДУ входят жидкостный ракетный двигатель с клапанами, баки с гидразином и газом наддува, а также трубопроводы. Дополнительная двигательная установка также размещается на панели объединенной двигательной установки.

На рисунке 4.9 показана модель ОДУ, а на рисунке 4.10 ее размещение на корпусе ПАО.

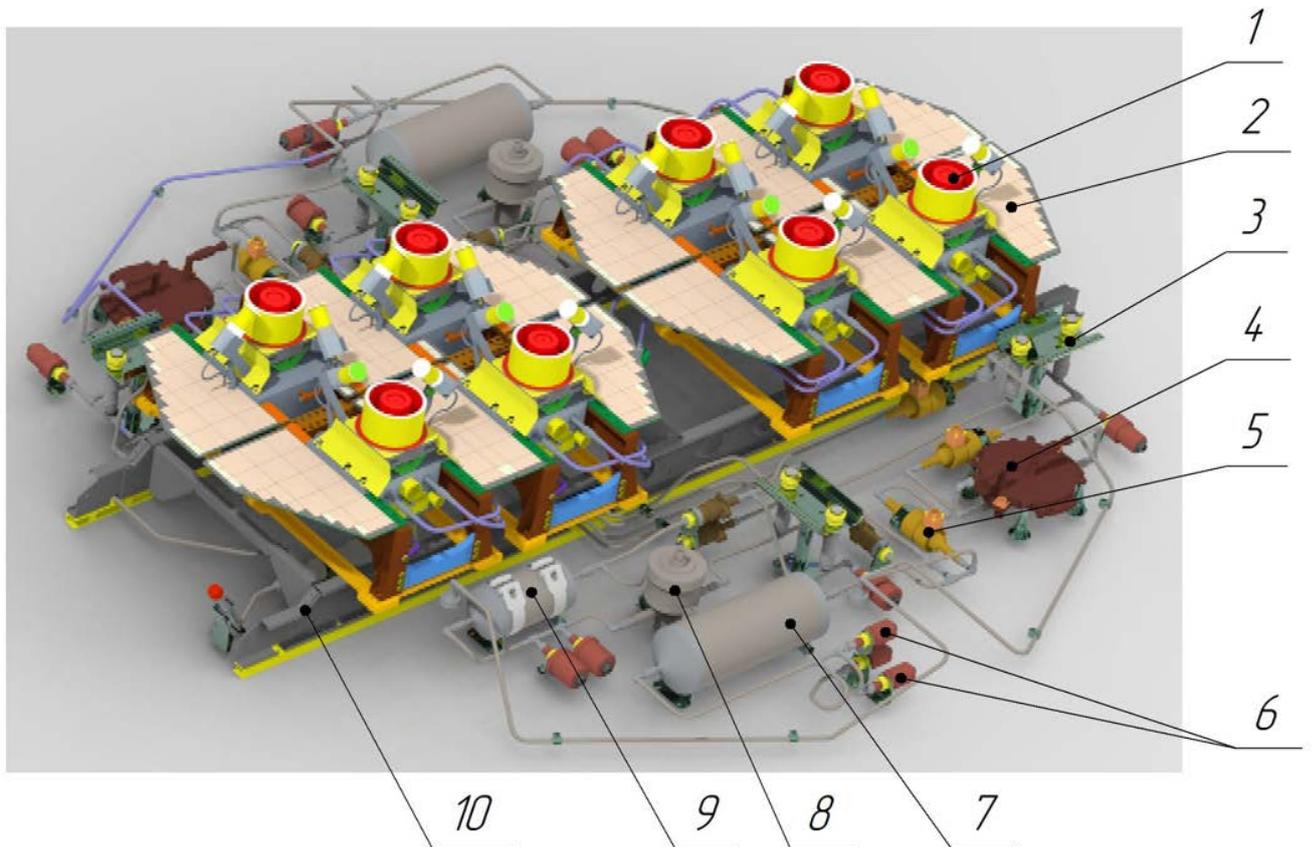


Рисунок 4.9 – Модель ОДУ:

1 – тяговый модуль (СПД-140), 2 – радиатор охлаждения тягового модуля, 3 – клапаны заправки, 4 – теплообменник-газификатор, 5 – электропневмоклапан, 6 – датчик давления, 7 – ресивер, 8 – редуктор, 9 – ресивер, 10 – рама

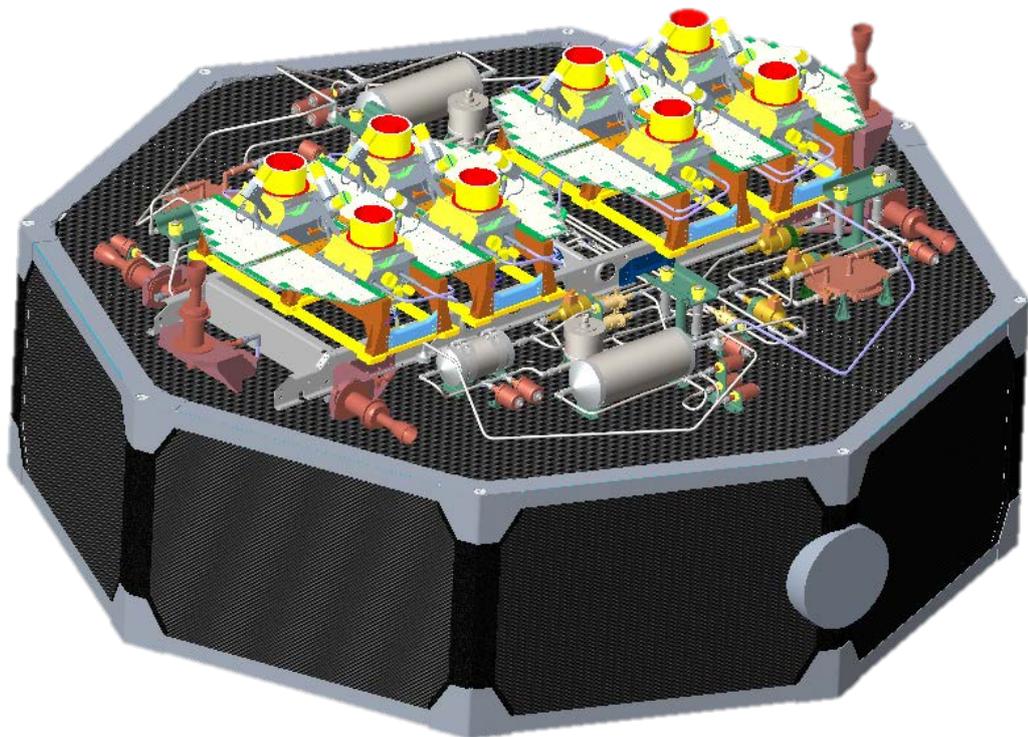


Рисунок 4.10 – Модель ОДУ на корпусе

Для обеспечения теплового режима элементов панели ДУ, установленных на панели ДУ, наружная поверхность панели совместно с изолирована ЭВТИ (за исключением сопел ДДУ и посадочного места под кронштейн ТМ) и установлены поверхностные ЭН.

На рисунке 4.11 представлена модель приборно-агрегатного отсека без солнечных батарей.

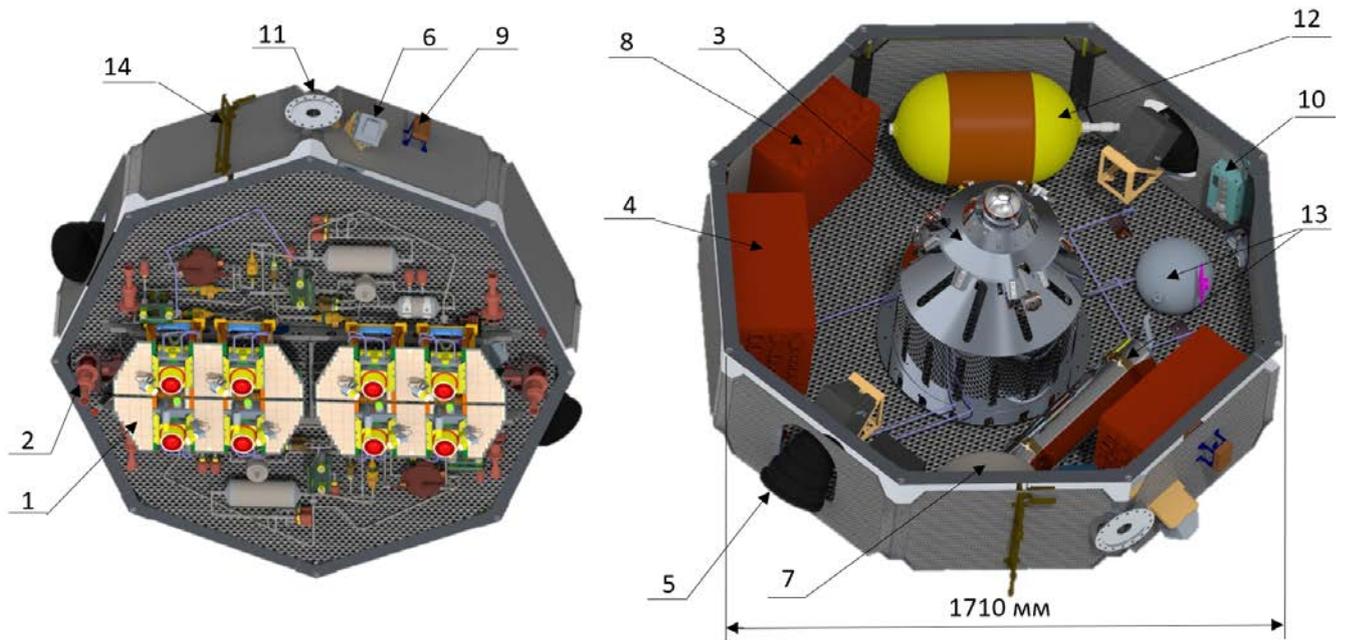


Рисунок 4.11 – Модель приборно-агрегатного отсека (без СБ):

1 – ЭРДУ, 2 – ДУ ориентации и стабилизации, 3 – стыковочный агрегат, 4 – литий-ионная аккумуляторная батарея, 5 – звездный датчик, 6 - оптический солнечный датчик, 7 – гиросприбор, 8 – комплекс автоматики и стабилизации системы электроснабжения, 9 – блок навигации, 10 – контроллер управления СОТР, 11 – гнездо солнечной батареи, 12 – дополнительный бак хранения рабочего тела ЭРДУ, 13 – баллоны ДУ ориентации и стабилизации, 14 - антенна

Солнечная батарея состоит из четырех панелей. В рабочей конфигурации МТА панели солнечной батареи закреплены по сторонам ПАО через узел поворота. В сложенном положении (при транспортировании МТА и выведении его на орбиту) панели солнечной батареи уложены параллельно боковым плоскостям и зафиксированы (рисунок 4.12).

Панели СБ представляют собой клееную трехслойную конструкцию толщиной 20 мм. Несущие слои панелей изготовлены из трех ортогонально

ориентированных монослоев углепластика. Заполнителем трехслойной панели служат шестигранные алюминиевые соты. На поверхность панели, предназначенной для крепления ФЭП, приклеена полиимидная плёнка толщиной 40 мкм, являющаяся диэлектриком.

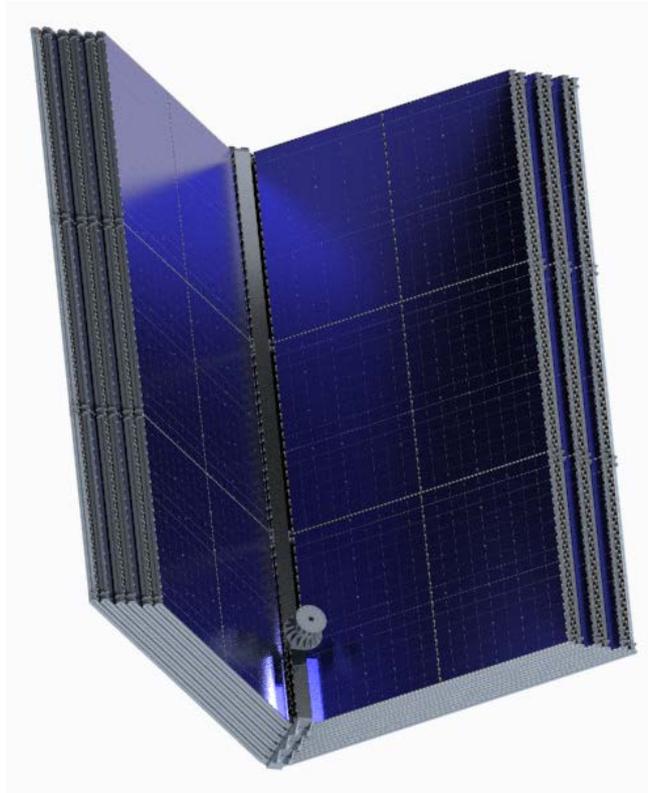


Рисунок 4.12 – Модель солнечной батареи

Топливный отсек состоит из двух сферических баков (рисунок 4.13), соединенных межбаковой фермой изогридной композитной конструкции (рисунок 4.14). Сферическая форма баков выбрана исходя из их большей прочности, а значит, меньшей массы по сравнению с баками другой формы.

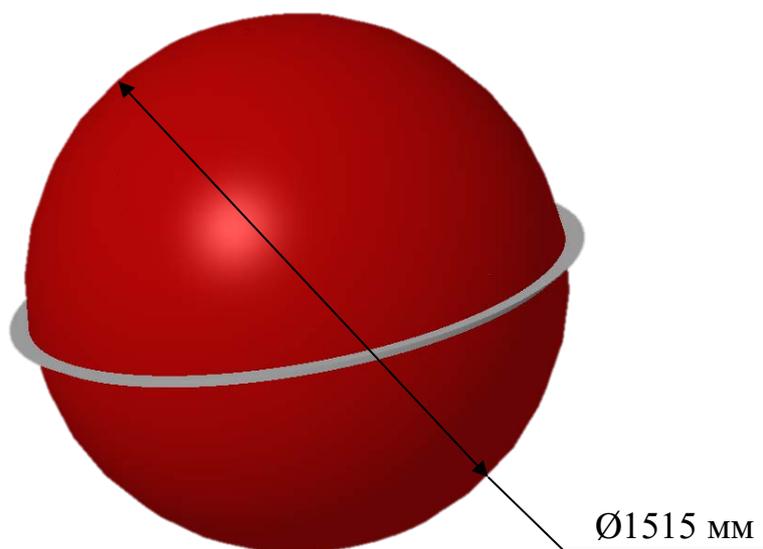


Рисунок 4.13 – Модель бака хранения ксенона

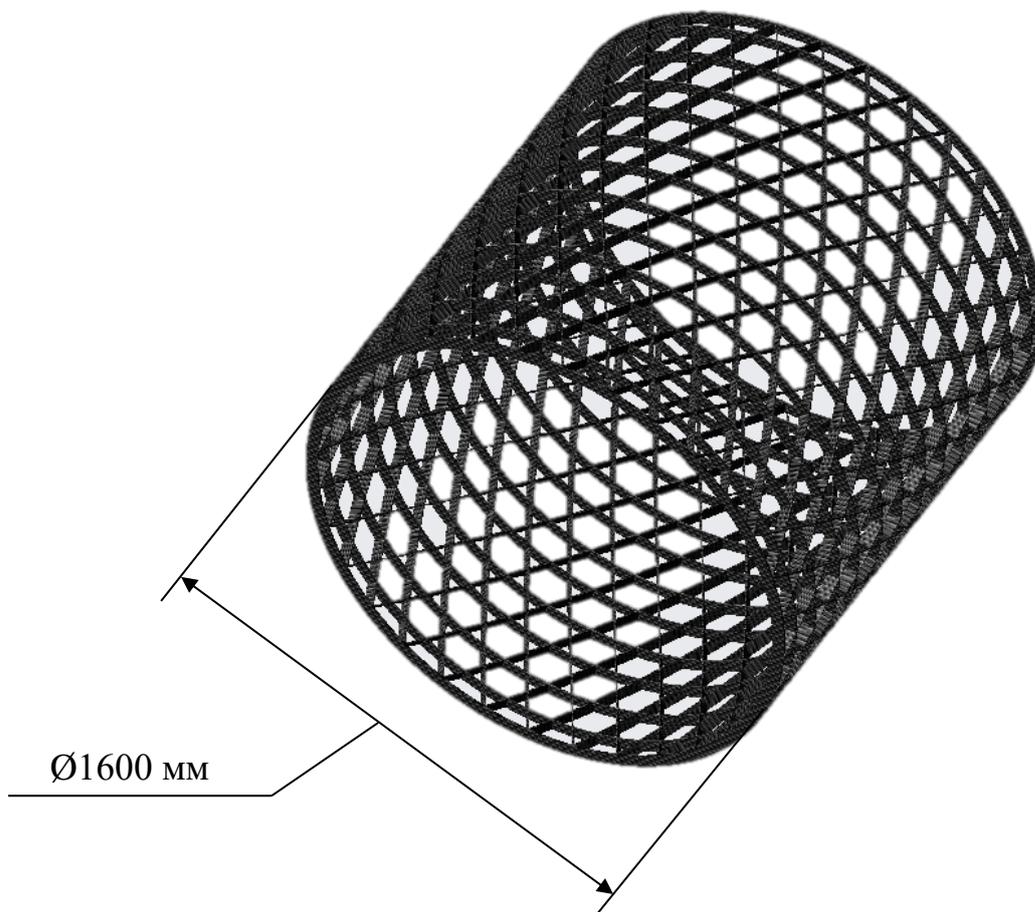


Рисунок 4.14 – Модель межбаковой фермы

Баки хранения ксенона также изолированы ЭВТИ. Для обеспечения обогрева баков хранения ксенона ДУ на его поверхность наклеены поверхностные ЭН. Для управления ЭН предусмотрены температурные датчики на поверхности баллона.

Для стыковки ТО с ПАО и ПН используются переходные фермы (рисунок 4.15, 4.16). В узлах ферм на стыках «ПАО-ТО» и «МТА-ПН» установлены элементы системы отделения (пироболты, толкатели контактные датчики).

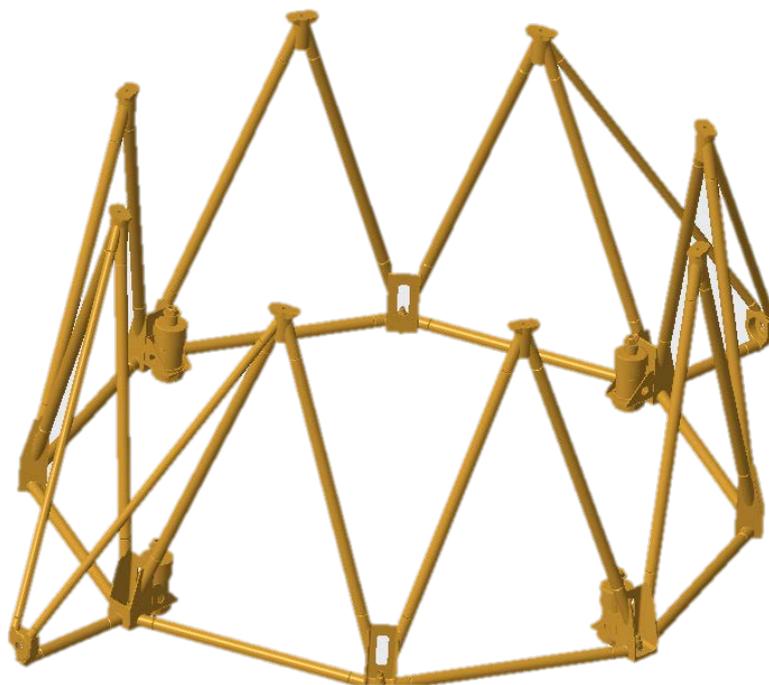


Рисунок 4.15 – Модель переходной фермы для стыковки с ПАО

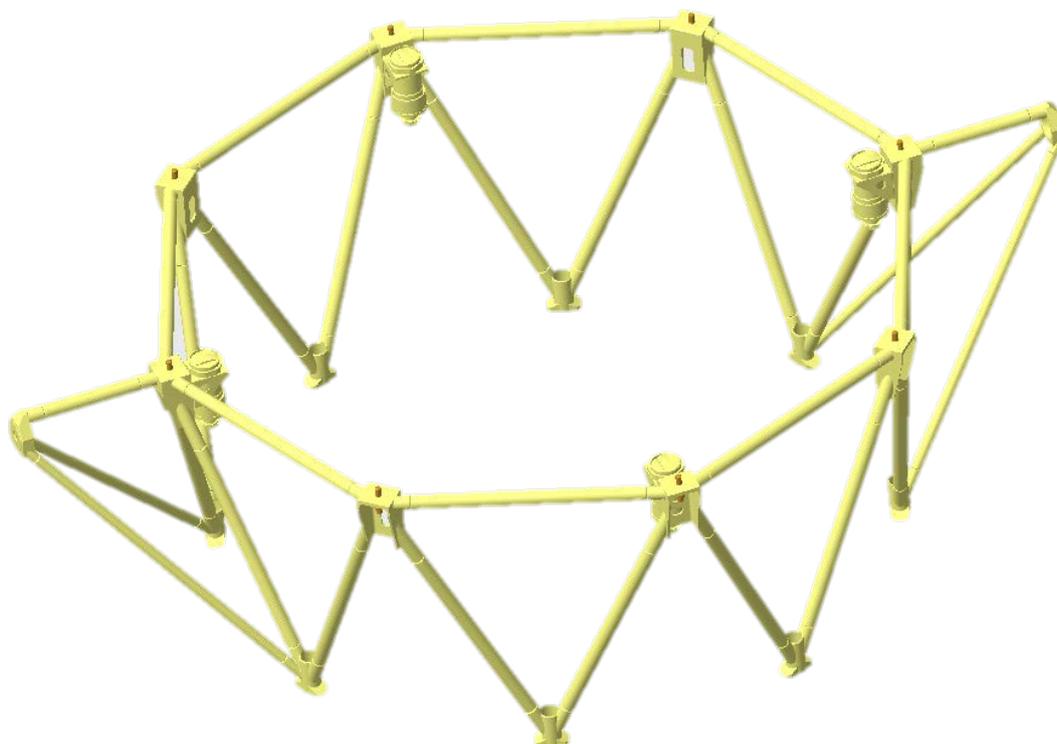


Рисунок 4.16 - Модель переходной фермы для стыковки с ПН

На рисунке 4.17 представлена модель топливного отсека.

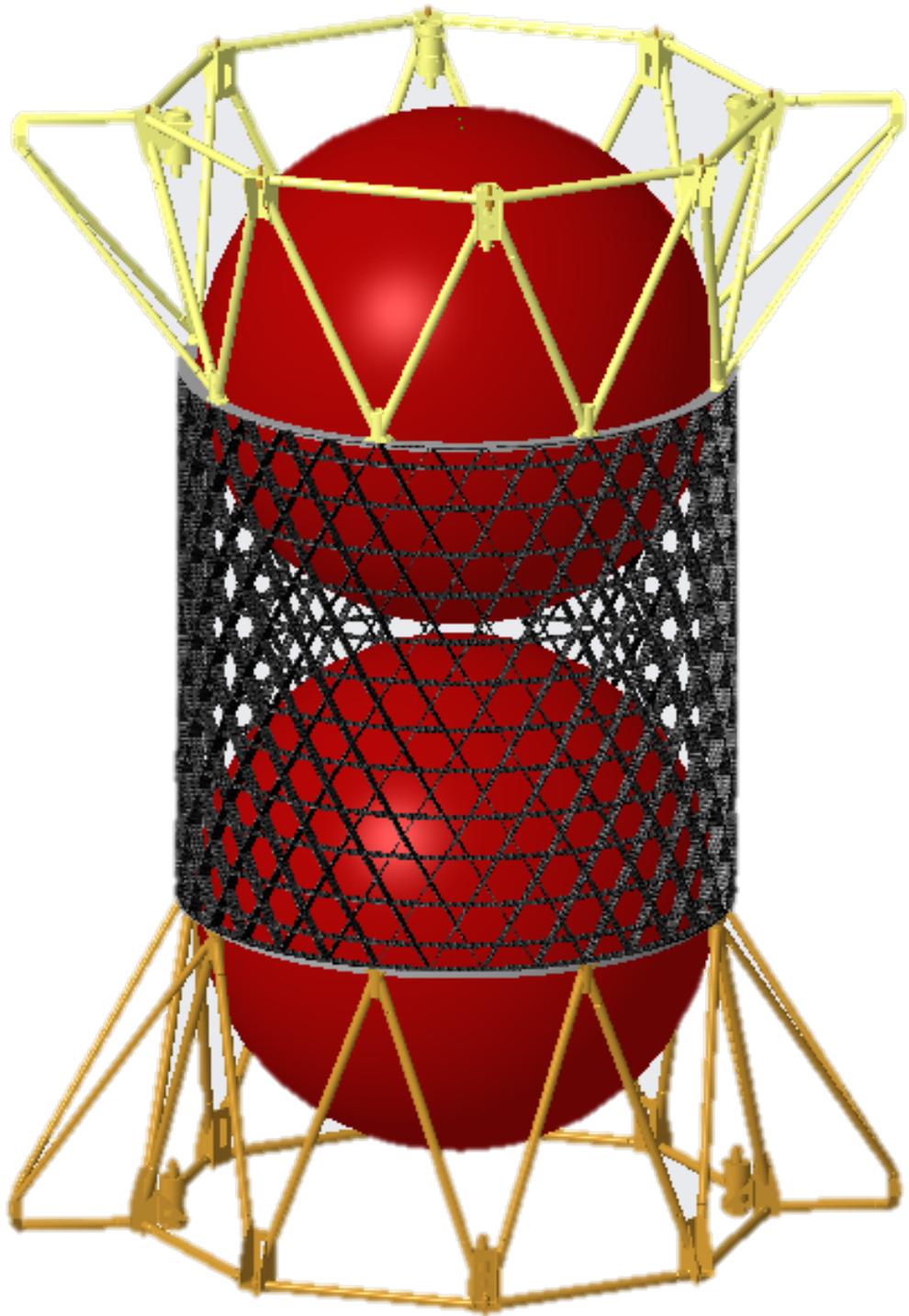


Рисунок 4.17 – Модель топливного отсека

После сборки всех элементов, получаем модель МТА, представленную на рисунках 4.18, 4.19 и 4.20.

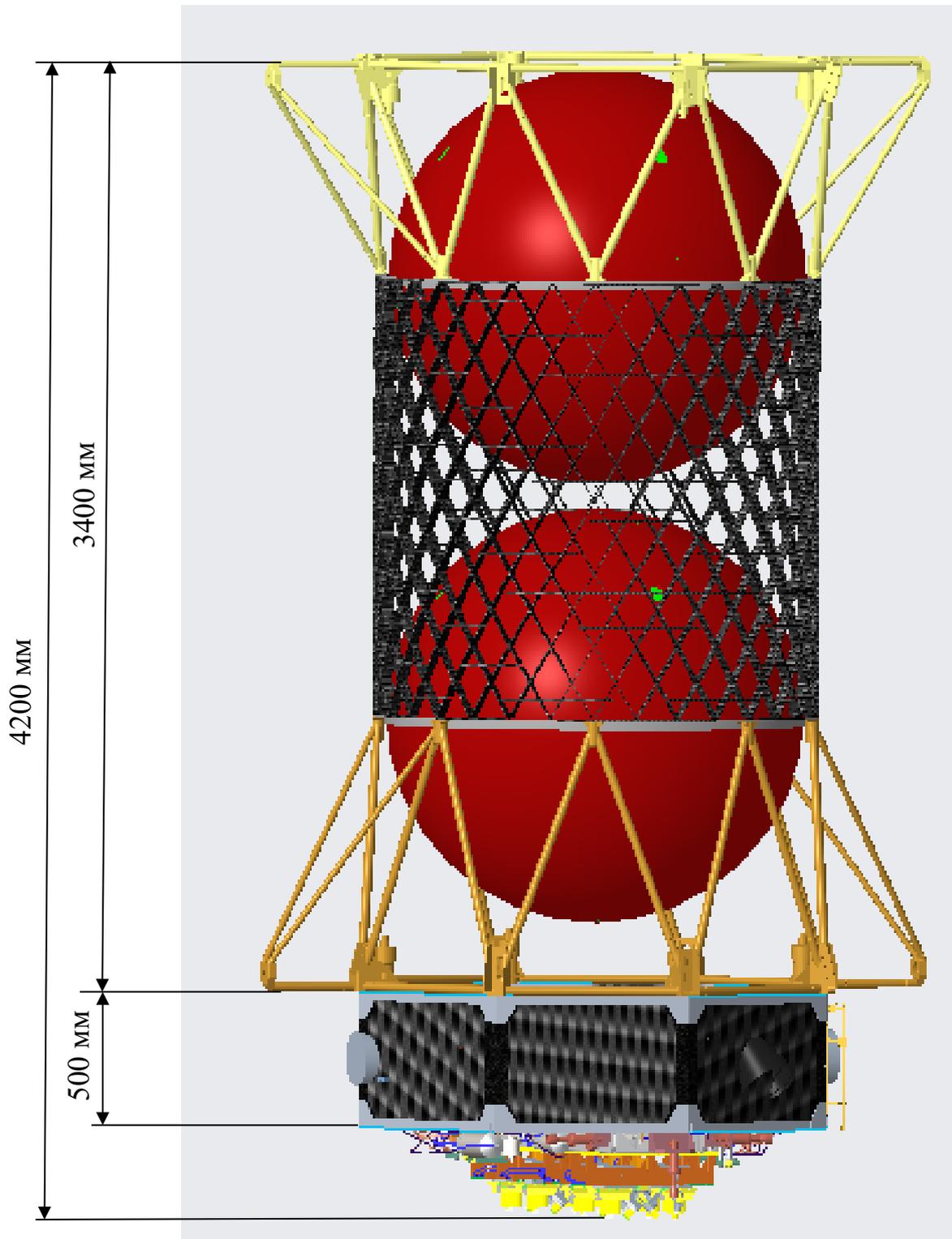


Рисунок 4.18 – Модель МТА (без СБ)

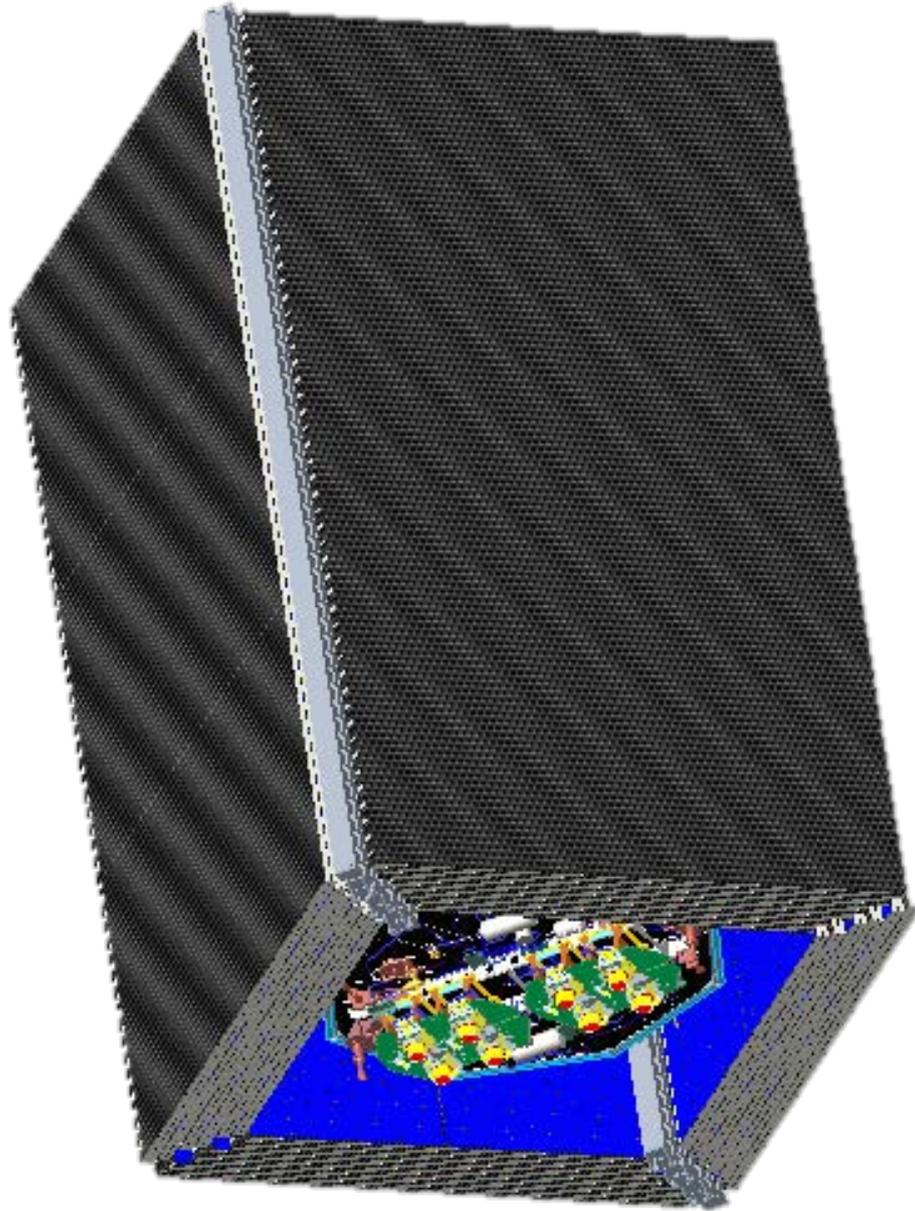


Рисунок 4.19 – Модель МТА (СБ сложены)

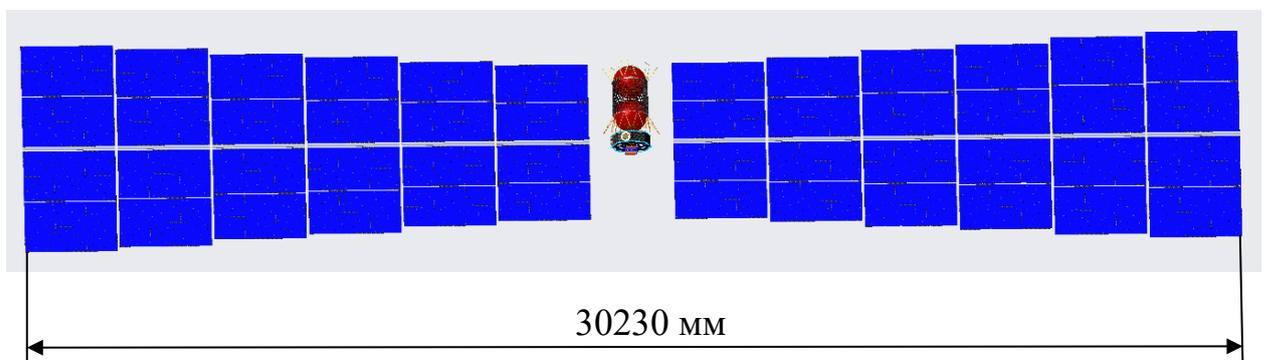


Рисунок 4.20 – Модель МТА (СБ разложены)

Для проверки возможности использования проектируемого МТА в составе КТС, включающей РН «Ангара-А5» и РБ ДМ, создается общая модель КТС (рисунок 4.21).

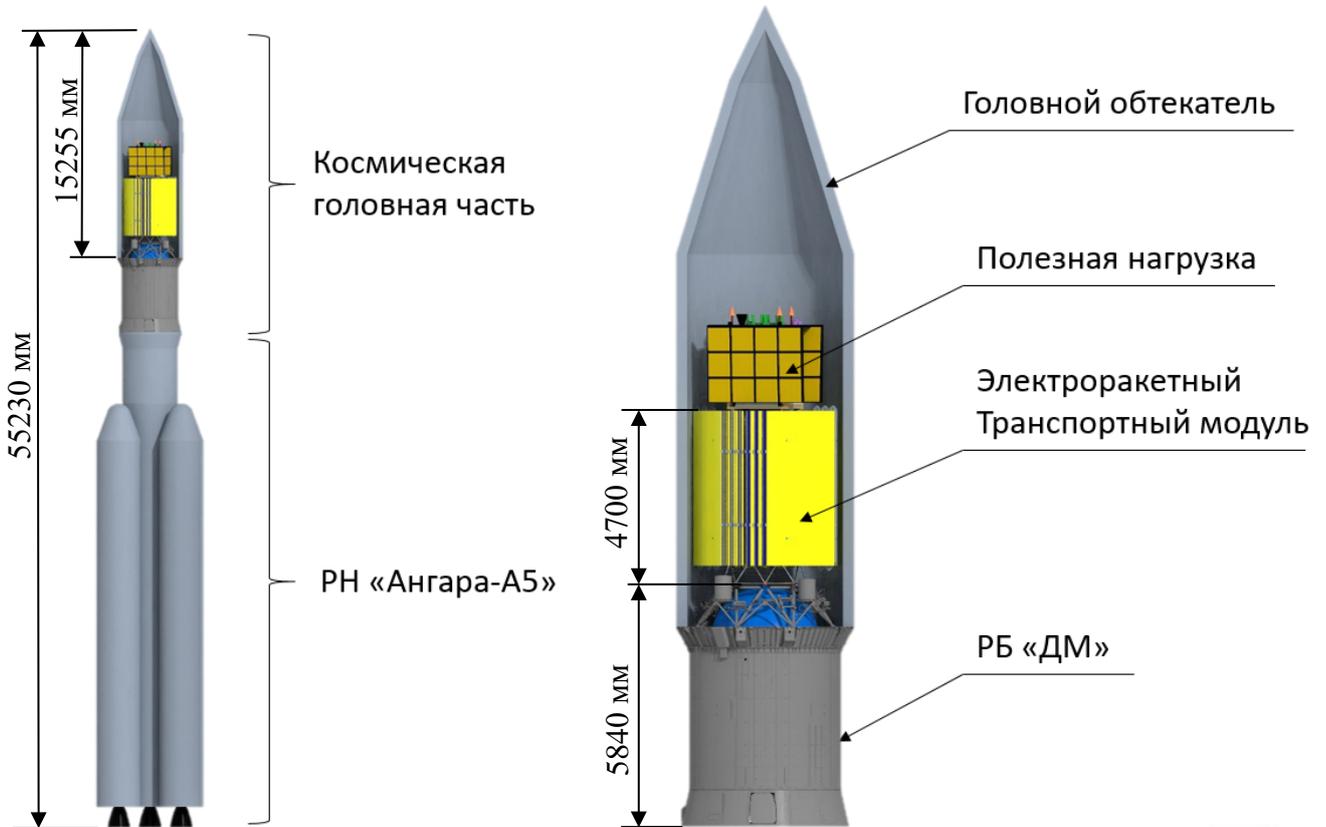


Рисунок 4.21 – Модель КТС

Рисунок 4.27 показывает, что разработанная по полученным проектным данным модель МТА удовлетворяет ограничениям, накладываемым разгонным блоком и головным обтекателем в части размещения в зоне полезного груза и стыковочных интерфейсов. Исходя из этого, можно сделать вывод о возможности реализации конструкции МТА с полученными проектными параметрами.

Кроме того, имеется возможность одновременного выведения нескольких КА, удовлетворяющих по массе и габаритам (рисунок 4.22).



Рисунок 4.22 – Размещение нескольких КА

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе представлено решение важной научно-технической задачи по разработке методики проектирования нового типа космических аппаратов - многоразового МТА с ЭРДУ. Получены следующие основные результаты:

1. Разработана методика проектирования межорбитального транспортного аппарата с электроракетной двигательной установкой, включающая алгоритмы оптимизации баллистических параметров комбинированных схем выведения, выбора оптимальных проектных параметров и формирования проектного облика МТА, основанная на методах многокритериальной оптимизации

2. Разработана методика структурно-параметрического синтеза МТА с ЭРДУ с учетом его многоразового использования и геометрических ограничений, накладываемых другими составными частями космической транспортной системы;

3. Предложена технология реализации процесса параллельного нисходящего проектирования и создания электронной модели МТА в системе автоматизированного проектирования отличающаяся тем, что уже на стадии разработки управляющей геометрии осуществляется распараллеливание работ конструкторских подразделений различного профиля, а также выделение зон конструкции отдельных элементов изделия.

4. Разработана конструктивно-компоновочная схема МТА с ЭРДУ, согласно которой МТА представляет собой автономное средство выведения и разделен на два отсека – многоразовый приборно-агрегатный и одноразовый (сменный) топливный отсек, что обеспечивает многократное использование МТА.

5. Разработана электронная модель МТА с ЭРДУ, показывающая возможность реализации конструкции с полученными проектными параметрами и удовлетворяющая геометрическим ограничениям, накладываемым другими составными частями КТС.

6. Получены результаты оценки возможности увеличения массы выводимой полезной нагрузки на величину до 50% по сравнению с традиционной схемой выведения ПН на ГСО разгонным блоком.

Перспектива дальнейших исследований состоит в уточнении массы выводимой ПН и проектных параметров с учетом полученных в электронной модели фактических масс компонентов МТА с ЭРДУ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Афанасьев, И.Б. Буксир ложится на курс [Текст] / И.Б. Афанасьев // Русский космос. – 2022. - №38. – С.10-15.
2. Башмаков, В.Н. Методология создания и отработки электроракетной двигательной установки телекоммуникационных космических аппаратов "Ямал-200" (к 15-летию эксплуатации в космосе) [Текст]/ В.Н. Башмаков, А.И. Корякин, С.А. Кропотин, А.Н. Попов, Н.Н. Севастьянов, А.В. Соколов, Б.А. Соколов, Ю.И. Сухов // Космическая техника и технологии. 2019. №2. С.91-106.
3. Белецкий, В.В. Межпланетные полёты с двигателями постоянной мощности [Текст] / В.В. Белецкий, В.А. Егоров // Космические исследования. - 1964. - Т. II, вып. 3. - С. 360-392.
4. Бирюков, В.И. Формирование циклограммы работы энергодвигательной системы перспективного межорбитального транспортного аппарата с электроракетной и жидкостной ступенями [Текст] /В.И. Бирюков, А.В. Кургузов // Вестник Московского авиационного института. -2020. -Т. 27, №1. -С. 180-190.
5. Булынин, Ю.Л. Баллистическое обеспечение управления орбитальным движением геостационарных КА на различных этапах эксплуатации [Текст] /Ю.Л. Булынин // 13 Международная научная конференция «Системный анализ, управление и навигация», тезисы докладов.- 2008. - с. 73-74.
6. Булынин, Ю.Л. Использование ЭРДУ спутников АО «ИСС» для довыведения на геостационарную орбиту / Ю.Л. Булынин, А.В. Доставалов, А.Н. Кульков // Системный анализ, управление и навигация: XXV международная научная конференция: тезисы докладов. - 2021. - С. 141-143
7. Войсковский, А.П. Автономная навигация при довыведении космического аппарата на геостационарную орбиту. II. Моделирование процессов функционирования интегрированной автономной системы навигации и управления космического аппарата [Текст] / А.П. Войсковский, Д.А. Козорез, М.Н. Красильщиков, Д.М. Кружков, К.И. Сыпало // Известия российской академии наук. Теория и системы управления. -2016. -№6.- С. 107-117.

8. Войсковский, А.П. Автономная реализация динамических операций на геостационарной орбите. II. Синтез алгоритмов управления [Текст] / А.П. Войсковский, М.Н. Красильщиков, В.В. Малышев, А.В. Федоров // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления.-2016. -№6. -С. 107-128.
9. ГОСТ 2.052-2006 Единая система конструкторской документации. Электронная модель изделия. Общие положения.
10. Гродзовский, Г.Л. Механика космического полёта. Проблемы оптимизации [Текст] / Г.Л. Гродзовский, Ю.Н. Иванов, В.В. Токарев.- М.: Наука, 1975. -702 с.
11. Гусев, Ю.Г. Сравнительный анализ выбора ЭРДУ большой мощности на основе отечественных ЭРД и перспективы их применения в системах межорбитальной транспортировки и для исследования дальнего космоса [Текст] / Ю.Г Гусев, А.В. Пильников, С.Е. Суворов // Космическая техника и технологии. - 2019. - №4 (27). - С. 45-55.
12. Ермолаев, В.И. Спутниковая платформа «Экспресс-1000»: учебное пособие [Текст] / В.И. Ермолаев; под ред. В.А. Бабука, Н.А. Тестоедова. -СПб: Балтийский государственный технический университет, 2015. -67 с.
13. Ермошкин, Ю. М. Применение двигательной подсистемы на базе плазменного двигателя СПД-100В для довыведения и коррекции орбиты космических аппаратов «Экспресс-80» и «Экспресс-103» [Текст] / Ю. М. Ермошкин, А. А. Внуков, Д. В. Волков и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 3. С. 480–493.
14. Ефимов, Г.Б. Об оптимальном разгоне космического аппарата в центральном поле [Текст] / Г.Б. Ефимов, Д.Е. Охоцимский // Космические исследования. -1965. -Т. III, вып. 6. - С. 811-825.
15. ЖРДМТ от 0,5 кгс до 250 кгс [Электронный ресурс]. URL: <http://kbhmisaeva.ru/main.php?id=33> (дата обращения 05.10.2014)
16. Завершено довыведение спутника «Экспресс-АМ5» [Электронный ресурс]. URL: <http://www.iss-reshetnev.ru/media/news/news-110314> (дата обращения 08.07.19 г.)
17. Запуск космических аппаратов «Экспресс-АМУ3» и «Экспресс-АМУ7» [Электронный ресурс]. URL: <https://www.roscosmos.ru/33444/> (дата обращения

08.02.2024)

18. Захаров А. Космодромы – «ключ на старт» [Электронный ресурс]. URL: <https://www.vokrugsveta.ru/vs/article/2902> (дата обращения 10.09.2014)
19. Иванов, Н.М. Баллистика и навигация космических аппаратов [Текст] / Н.М. Иванов, Л.Н. Лысенко.- М: Дрофа, 2004. -544 с.
20. Иванов, Ю.Н. Оптимальное сочетание двигательных систем [Текст] / Ю.Н. Иванов // Изв. АН СССР, Механика и машиностроение. -1964. -№ 2.- С. 3-14.
21. Ивашкин, В.В. Оптимизация космических маневров [Текст] / В.В. Ивашкин. М.: Наука, 1975. -392 с.
22. Ирвинг, Д. Полёты с малой тягой в гравитационных полях при переменной скорости истечения [Текст] / Д. Ирвинг // Космическая техника. - 1964. -С. 286-324.
23. Ишков, С.А. Оптимизация траекторий и параметров межорбитальных транспортных аппаратов с двигателями малой тяги [Текст] / С.А. Ишков, В.В. Салмин // Космические исследования. 1989. Т. XXVII, вып. 1. С.42-53.
24. Кветкин, А. А. Оптимизация многовитковых перелетов космических аппаратов с двигателями малой тяги в комбинированных схемах выведения на околоземные орбиты :дис. ... канд. техн. наук : 2.5.16 / Кветкин Александр Александрович ; М-во науки и высш. образования Рос. Федерации, Самар. нац. исслед. ун-т им. С. П. Королева (Самар. ун-т). - Самара, 2021.
25. Климов, В.Е. Основы методологии нисходящего проектирования изделий ракетно-космической техники, основанной на решениях системы Windchill и САПР Pro/Engineer [Текст]/ В.Е. Климов, В.В. Клишин, А.В. Соллогуб, А.Н. Филатов // Информационные технологии в проектировании и производстве. Науч.- технич. журн./ ФГУП «ВИМИ», 2011. №2. С. 33-42.
26. Комаров, В.А. Точное проектирование [Текст] / Комаров В.А. // Онтология проектирования. – 2012. - №3(5). – С. 8-24
27. Константинов, М.С. Метод оптимизации траектории выведения КА с электроракетной двигательной установкой на ГСО [Текст] / М.С. Константинов, Т. Мин // Вестник Московского авиационного института. -2009.- Т. 16, №5. -С. 282-290.
28. Константинов, М.С. Методы математического программирования в

проектировании летательных аппаратов [Текст] / М.С. Константинов. - М.: Машиностроение, 1975. -164 с.

29. Космодемьянский, Е.В. Особенности создания трехмерной модели конструкции космического аппарата дистанционного зондирования [Текст] / Е.В. Космодемьянский. - Самара: Известия СамНЦ РАН, 2011. – Т. 13, №1(2). – С. 312-317.

30. Куликов, С.Д. Проект «Фобос-Грунт» [Текст]/С.Д. Куликов, И.Н. Горошков, М.Б. Мартынов//Земля и вселенная. – 2002. - №6.- С. 25-36.

31. Лебедев, В.Н. Расчет движения космического аппарата с малой тягой [Текст] / В.Н. Лебедев.- М: ВЦ АН СССР, 1968. - 108 с.

32. Литвинов, И.А. Конструктивно-компоновочные схемы РБ [Текст]: реферат/И.А. Литвинов. – Москва, 2009. - 17с.

33. Ловцов, А.С. Основные результаты разработок Центра Келдыша в области ЭРДУ [Текст] / А.С. Ловцов А.С., М.Ю. Селиванов, Д.А. Томилин, А.А. Шагайда, А.С. Шашков. – М: Известия РАН. Энергетика. – 2020. - №2. – С. 3-15

34. Малышев, В.В. Математическое моделирование управляемого движения космических аппаратов [Текст] / В.В. Малышев, В.Е Усачев. - М: МАИ, 1994.

35. Малышев, В.В. Методы оптимизации сложных систем [Текст] / В.В. Малышев. - М.: МАИ, 1981.

36. Малышев, Г.В. Проектирование автоматических космических аппаратов [Текст] / Г.В. Малышев, Х.С. Блейх, В.И. Зернов. - М.: Машиностроение, 1982. - 151с.

37. Мастер-класс от шефа. Пуск «Протона» и его рекорды [Текст] // Русский космос. - 2020. - № 18. - С. 20-23.

38. Морозов А.И. Космические электрореактивные двигатели [Текст]/А.И. Морозов, А.П. Шубин. - Москва : Знание, 1975. - 64 с. : ил.; 20 см.

39. Николаичев, И.А. Оптимизация многовитковых межорбитальных перелетов с двигателями малой тяги [Текст] / И.А. Николаичев // Вестник Московского авиационного института. - 2013. - Т. 20, №5. - С. 66-76.

40. Обухов, В.А. Использование маршевой электроракетной двигательной

установки для управления ориентацией КА [Текст] / В.А. Обухов, А.И. Покрышкин, Г.А. Попов, Н.В. Яшина // Вестник Московского авиационного института. - 2009. - Т. 16, №3. - С. 30-40.

41. Официальный сайт АО «ИСС» имени академика М. Ф. Решетнёва» [Электронный ресурс]. URL: <https://www.iss-reshetnev.ru/projects/telecommunication> (дата обращения 23.04.19 г.)

42. Перспективы повышения эффективности спутников связи, создаваемых на базе платформ семейств «Экспресс-1000Н» и «Экспресс-2000» [Электронный ресурс]. URL: <http://omyconf.com/uploads/conference/43feaeeccd7b2fe2ae2e26d917b6477d/material/porov.pdf> (дата обращения 28.09.2014)

43. Петрухина, К. В. Оптимизация комбинированных схем межорбитальных перелетов использованием двигателей большой и малой тяги: дис. .. канд. техн. наук : 05.07.09 /Петрухина Ксения Вячеславовна; М-во науки и высш. образования Рос. Федерации, Самар. аэрокосм. ун-тим. С. П. Королева (Самар. ун-т). - Самара.

44. Петрухина, К.В. Оптимизация баллистических схем перелетов между некомпланарными орбитами с помощью комбинации двигателей большой и малой тяги [Текст]/К.В. Петрухина, В.В. Салмин// Самара.– 2010. – Том 12, №4 – С.186 - 201.

45. Петухов, В.Г. Квазиоптимальное управление с обратной связью для многовиткового перелета с малой тягой между некомпланарными эллиптической и круговой орбитами [Текст] / В.Г. Петухов // Космические исследования. -2011. -Т. 49, №2. - С. 128-137.

46. Петухов, В.Г. Оптимальные многовитковые траектории выведения космического аппарата с малой тягой на высокую эллиптическую орбиту/ В.Г. Петухов // Космические исследования. - 2009. - т. 47, №3. - С. 271-279.

47. Петухов, В.Г. Оптимизация многовитковых перелетов между некомпланарными эллиптическими орбитами [Текст] / В.Г. Петухов // Космические исследования. - 2004. - №3 (42). - С. 260-279.

48. Петухов, В.Г. Совместная оптимизация основных проектных параметров электроракетной двигательной установки и траектории космического

аппарата [Текст] / В.Г. Петухов, А.В. Иванюхин // Известия Академии наук. Энергетика. - 2016. - №2. - С. 92-101.

49. Петухов, В.Г. Совместная оптимизация управления и основных траекторных и проектных параметров межпланетного космического аппарата с электроракетной двигательной установкой [Текст] / В.Г. Петухов, А.В. Иванюхин, ВукВу Сан. // Космические исследования. - 2019. - Т. 57, №3. - С. 212-228.

50. Полярный, П. Спасение АЕНФ-1 [Текст] / П. Полярный // Новости космонавтики. - 2011. - Т. 21, № 12(347). - С. 47.

51. Понтрягин, Л.С. Математическая теория оптимальных процессов [Текст] / Л.С. Понтрягин, А.Г. Болтянский, Р.В. Гамкрелидзе, Е.Ф. Мищенко; под ред. Л. С. Понтрягина. - М.: Наука, 1976. - 392 с.

52. Разработка технологий нисходящего проектирования, конструирования и наземной экспериментальной отработки перспективных космических средств дистанционного зондирования Земли с увеличенным сроком функционирования и комбинированных блоков выведения тяжелых полезных нагрузок на геостационарную орбиту ракетами-носителями среднего класса семейства "Союз-2": отчет о НИР/ Самар. нац. исслед. ун-т им. С. П. Королева (Самар. ун-т); рук. В.В. Салмин В.В.; исполн.: И.С. Ткаченко, **А.С. Русских** и др. Самара, 2015. 15 с.

53. **Русских, А.С.** Межорбитальный транспортный аппарат для выведения космических аппаратов на геостационарную орбиту [Текст]/ А.С. Русских, Р.С. Загидуллин // Известия Тульского государственного университета. Технические науки – Тула: Издательство ТулГУ, 2020. - № 6 – С.238-246.

54. **Русских, А.С.** Проектирование космической транспортной системы, включающей химический разгонный блок «ДМ» и электроракетный транспортный модуль [Текст]/ А.С. Русских, В.В. Салмин // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника и машиностроение. 2022. Т.21, №4. С.66-75.

55. Салмин, В.В. Методы системного анализа и исследования операций в задачах проектирования летательных аппаратов : учеб.пособие / В.В. Салмин,

Кучеров А.С., Старинова О.Л., Прохоров А.Г. — Самара : Издательство СГАУ, 2007 .— 273 с.

56. Салмин, В.В. Расчет проектно-баллистических характеристик и формирование проектного облика межорбитальных транспортных аппаратов с электрореактивной двигательной установкой с использованием информационных технологий [Электронный ресурс] : [учеб. пособие] / В. В. Салмин, А. С. Четвериков, М. Ю. Гоголев ; М-во науки и высш. образования Рос. Федерации, Самар. нац. исслед. ун-т им. С. П. Королева (Самар. ун-т). - Самара : Изд-во Самар. ун-та, 2019. – 196 с.: ил.

57. Салмин, В.В. Выбор баллистических схем полёта и формирование проектного облика электроракетного транспортного модуля для выведения полезных грузов на околоземные орбиты [Текст] / В.В. Салмин, А.А. Кветкин, **А.С. Русских** // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. -2020. - №4 (19). - С. 58-69.

58. Салмин В.В., Русских А.С., Кветкин А.А. Методика формирования проектного облика транспортного модуля с электрореактивным двигателем для доставки полезных грузов на различные целевые орбиты [Текст] / В.В. Салмин, **А.С. Русских**, А.А. Кветкин // Материалы VI Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» (VI Козловские чтения), том 1, (30 сентября – 03 октября 2019 года, г. Самара); под общ.ред. Р.Н. Ахметова. – Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2019. – С. 89-93.

59. Салмин, В.В. Методика формирования проектного облика электроракетного транспортного модуля для доставки полезных грузов на различные целевые орбиты [Текст] / В.В. Салмин, **А.С. Русских**, А.А. Кветкин // XLIV Академические чтения по космонавтике, (28 января – 31 января 2020 года, г. Москва). – Москва: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020. – С. 576-579.

60. Салмин, В.В. Формирование проектного облика транспортного модуля с электрореактивной двигательной установкой [Текст] / В.В. Салмин, К.В. Петрухина, С.Л. Сафронов, **А.С. Русских** // Тезисы докладов XXI научно-

технической конференции молодых ученых и специалистов, (30 октября — 3 ноября 2017 года, г. Королев)

61. Салмин, В.В. Методы решения вариационных задач механики космического полёта с малой тягой [Текст] / В.В. Салмин, С.А. Ишков, О.Л. Старина. - Самара: Издательство Самарского научного центра РАН, 2006.

62. Салмин, В.В. Оптимальное управление комбинированной системой, состоящей из двигателя ограниченной скорости истечения и двигателя ограниченной мощности [Текст] / В.В. Салмин // Космические исследования. - 1970. - №4, т.8. - С. 535-541.

63. Салмин, В.В. Оптимизация космических перелётов с малой тягой. Проблемы совместного управления траекторным и угловым движением [Текст] / В.В. Салмин. - М.: Машиностроение, 1987. - 208 с.

64. Салмин, В.В. Проектно-баллистический анализ транспортных операций космического буксира с электроракетными двигателями при перелетах на геостационарную орбиту, орбиту спутника Луны и в точки либрации системы Земля-Луна [Текст] / В.В. Салмин, О.Л. Старина, А.С. Четвериков, Н.А. Брюханов, И.И. Хашиц, И.М. Филиппов, А.А. Лобыкин, Л.С. Бурылов // Космическая техника и технологии. - 2018. - №1 (20). - С. 82-97.

65. Салмин, В.В. Расчет приближенно-оптимальных перелетов космического аппарата с двигателями малой тяги с высокоэллиптической на геостационарную орбиту [Текст] / В.В. Салмин, К.В. Петрухина, А.А. Кветкин // Космическая техника и технологии. -2019. - № 4(27). - С. 94-108.

66. Салмин, В.В. Формирование проектного облика космической транспортной системы, включающей химический разгонный блок и электроракетный транспортный модуль, в среде CreoElements/Pro [Текст]/В.В. Салмин, К.В. Петрухина, С.Л. Сафронов, А.С. Русских, Д.И. Ключин, Н.А. Надеев, В.Р. Рахмеева, С.А. Тулупов//Материалы V Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» (V Козловские чтения) (11-15 сентября 2017 года, г. Самара); под общ.ред. А.Н. Кирилина/СамНЦ РАН – Самара, 2017.- С.108-116.

67. Семейство ракет-носителей «Ангара» [Электронный ресурс]. URL: <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=44> (дата обращения 23.01.2017)
68. Сердюк В.К. Проектирование средств выведения космических аппаратов [Текст]: учеб.пособие для вузов / В.К. Сердюк; под ред. А.А. Медведева. М: Машиностроение, 2009. - 504 с., ил.
69. Сердюк, В.К. Межорбитальные транспортные космические аппараты [Текст] / В.К. Сердюк, Н.В. Толяренко. М.: ВНИИТИ, 1985. - 288 с.
70. Транспортные модули на базе комбинации современных химических двигателей и электроракетных двигательных установок для транспортных перевозок «орбита - орбита»: отчет о НИР/ НИИПМЭ. Москва, 1998.
71. Улыбышев, Ю.П. Многовитковые перелеты с малой тягой в окрестности геостационарной орбит [Текст] / Ю.П. Улыбышев, А.В. Соколов // Известия РАН. Теория и системы управления. - 1999. - Т.18, №2. - С. 95-100.
72. Федотов, Г.Г. Методические основы проектно-баллистического анализа межпланетных КА с ЭРД [Текст]: дис. ... докт. техн. наук: 05.07.09 / Федотов Геннадий Григорьевич. - М., 2002. - 179 с.
73. Филатов, А.Н. Разработка методов и моделей параллельного нисходящего проектирования ракетно-космической техники в едином информационном пространстве предприятия: дис.. канд. техн. наук: 05.07.02/Филатов Александр Николаевич. -Самара., 2014. - 163 с.
74. Хащиц, И.И. Концепция космической транспортно-энергетической системы на основе солнечного межорбитального электроракетного буксира [Текст] / И.И. Хащиц, И.М. Филиппов, Л.С. Бурылов, С.М. Тененбаум, А.В. Перфильев, Гусак Д.И. // Космическая техника и технологии. - 2017. - № 1. - С. 32-40.
75. Черный, И. С пятой попытки [Текст] / И. Черный // Новости космонавтики. - 2016. - Т. 26, № 05(400). - С. 27-28.
76. Чернявский, Г.М. Управление орбитой стационарного спутника [Текст] / Г.М. Чернявский, В.А. Бартнев, В.А. Малышев. М.: Машиностроение, 1984. - 142 с.
77. Штулингер, Э. Ионные двигатели для космических полётов [Текст] / Э. Штулингер. М.:Воениздат, 1966. - 344 с.

78. Эдельбаум, Т.Н. Оптимальные задачи в механике полёта маневрирующих космических аппаратов [Текст] / Т.Н. Эдельбаум // Современное состояние механики космического полёта. - 1969. - С. 162-178.

79. Экспресс-АМУ7 [Электронный ресурс]. URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/Экспресс-АМУ7> (дата обращения 23.08.2024)

80. Яковлев А.В., Внуков А.А., Баландина Т.Н., Пац А.А. Оценка эффективности выведения космического аппарата на заданную орбиту комбинированным методом. Космическое приборостроение. Сб. науч. тр. Томск, 2015, с. 219–222.

81. Яковлев, А.В. Выведение космического аппарата на геостационарную орбиту комбинированным методом [Текст] / А. В. Яковлев, А. А. Внуков, Т. Н. Баландина, Е. А. Баландин, И. С. Тарлецкий // Вестник СибГАУ. – Т. 17, № 3. - С. 782–789

82. Яковлев, А.В. Довыведение космических аппаратов на геостационарную орбиту с помощью электрореактивных двигателей [Текст] / Яковлев А.В., Внуков А.А., Баландина Т.Н. // Инженерный журнал: наука и инновации, 2016, вып. 2.

83. Ямал-401 [Электронный ресурс]. URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/Ямал-401> (дата обращения 23.08.2024)

84. Bryson, A. E. Applied Optimal Control: Optimization, Estimation and Control [Текст] / А. Е. Bryson, Y.-С. Ho/ - Taylor and Francis, 1975. - 496 p.

85. European Space Agency. Electra [Электронный ресурс]. URL: <https://artes.esa.int/news/electra> (дата обращения 23.04.19 г.).

86. Fimple, W. An improved theory of the use of high- and low-thrust propulsion in combination [Текст] / W. Fimple // J. Astronaut. Sci. - 1963. Vol. 10. - pp. 107-113.

87. Ghosh, P. A survey of the methods available for the design of many-revolution low-thrust planetocentric trajectories [Текст] / P. Ghosh // Advances in the Astronautical Sciences. - 2019. - pp. 395-414.

88. Gunter's Space Page. Hughes/Boeing HS-702 [Электронный ресурс]. URL: https://space.skyrocket.de/doc_sat/hs-702.htm (дата обращения 23.04.19 г.).

89. Gunter's Space Page. SES-14 [Электронный ресурс]. URL: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/ses-14.htm (дата обращения 23.04.19 г.).

90. Gunter's Space Page. SES-8 [Электронный ресурс]. URL: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/ses-8.htm (дата обращения 23.04.19 г.).
91. Horsewood, I.L. Space Flight Mechanics Specialist Symposium, Denver, Colorado, 1966.
92. Ishkov, S.A. Calculating Launch Windows for Transfers of Solar Powered EP Spacecraft between Low-earth Non-coplanar Circular Orbits [Текст] / S.A. Ishkov, K.V. Petrukhina, V.V. Salmin // Procedia Engineering. - 2017. - Vol. 185. - pp. 338-344.
93. Kluever, C.A. Low-Thrust Trajectory Optimization Using Orbital Averaging and Control Parameterization [Текст] / C. A. Kluever // Spacecraft Trajectory Optimization. - 2010. - pp. 112-138.
94. Kluever, C.A. Using Edelbaum's Method to Compute Low-Thrust Transfers with Earth-Shadow Eclipses [Текст] / C. A. Kluever // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. - 2011. - Vol. 34, No. 1. - pp. 300-303.
95. Kluever, C.A. Simple Guidance Scheme for Low-Thrust Orbit Transfers [Текст] / C. A. Kluever // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. - 1998. - Vol. 21, № 6. -pp. 1015-1020.
96. Lantoine, G.A. Methodology for robust optimization of low-thrust trajectories in multi-body environments. PhD thesis [Текст] / G.A. Lantoine, // Georgia institute of technology.- 2010. 327 p
97. Petrukhina, K. V. Shaping design layout of a combined insertion module with chemical acceleration and electric cruising units in creo elements/pro environment [Текст]/ K. V. Petrukhina, A. S. Russkikh, V. V.Salmin, S. L. Safronov// Procedia Engineering – 2017. - №185. – С. 220-226
98. PTC Creo Parametric [Электронный ресурс]. URL: <https://pro-technologies.ru/upload/iblock/026/0266519801d5a5be37f37fc913bcd0eb.pdf> (дата обращения 10.11.2015)
99. Windchill PDMLink [Электронный ресурс]. URL: https://pro-technologies.ru/components/com_jshopping/files/demo_products/Windchill_PDMLink.pdf (дата обращения 10.11.2015)

Примем, что вектор тяги направлен вдоль связанной оси OX_1 , которую в дальнейшем будем называть продольной. Положение связанных осей КА в орбитальной системе координат зададим углами ψ , ϑ и γ . Угол ψ образован продольной осью КА OX_1 и плоскостью орбиты OXY , угол ϑ составлен проекцией оси OX_1 на плоскость орбиты с трансверсалью OX . Угол γ характеризует поворот КА вокруг продольной оси OX_1 . Введённые углы соответствуют второй системе углов Эйлера.

Выберем следующую совокупность переменных, характеризующих положение плоскости орбиты в пространстве и положение центра масс КА в этой плоскости (рисунок А.2):

i - наклонение орбиты к плоскости экватора, Ω - долгота восходящего узла; r - расстояние от притягивающего центра; ϑ - угол наклона траектории к плоскости местного горизонта OXZ ; u - аргумент широты (угловая координата, отсчитываемая в плоскости орбиты от мгновенного положения восходящего узла).

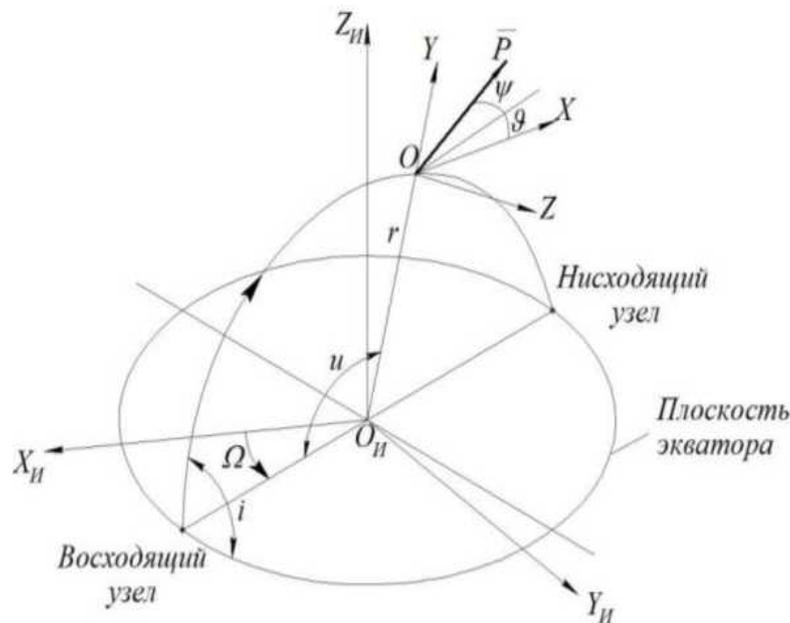


Рисунок А.2 - Положение орбиты и углы, характеризующие ориентацию вектора тяги

Будем считать, что тяга двигателя направлена так, что её радиальная составляющая равна нулю. Направление вектора тяги зададим углом ψ между трансверсалью и вектором тяги (рисунок А.3).

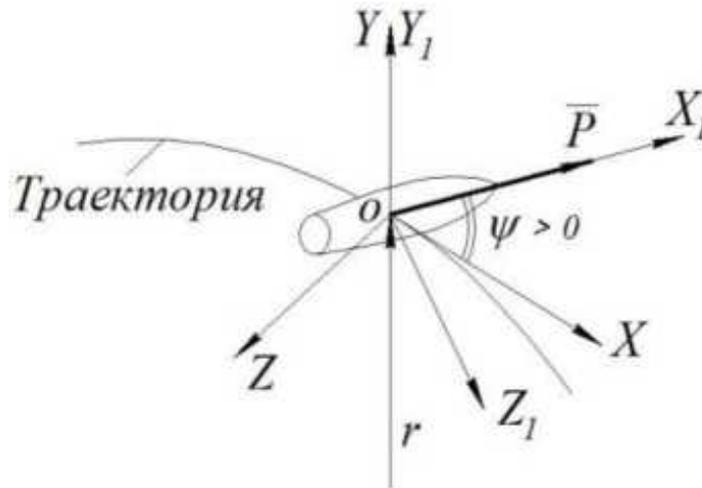


Рисунок А.3 - Управление вектором тяги при перелетах между некомпланарными орбитами

Тогда составляющие реактивного ускорения будут равны:

$$a_x = \frac{P}{m} \cos \psi = a_0 \exp\left(\frac{V_x}{c}\right) \cos \psi \quad (\text{A.1})$$

$$a_z = \frac{P}{m} \sin \psi = a_0 \exp\left(\frac{V_x}{c}\right) \sin \psi \quad (\text{A.2})$$

где a - начальное реактивное ускорение; V_x - текущая характеристическая скорость.

$$V_x = c \ln\left(1 - \frac{a_0}{c} t\right)^{-1} \quad (\text{A.3})$$

Используя процедуру усреднения для околокруговой орбиты ($e \cong 0$), получим усреднённые уравнения движения:

$$\begin{aligned}
\frac{dr}{dt} &= 2a_x \sqrt{\frac{r^3}{\mu_3}} \\
\frac{di}{dt} &= a_z \sqrt{\frac{r^3}{\mu_3}} \cos u, \\
\frac{dr}{dt} &= 2a_x \sqrt{\frac{r^3}{\mu_3}} \\
\frac{du}{dt} &= \sqrt{\frac{\mu_3}{r^3}}, \\
\frac{dV_x}{dt} &= a.
\end{aligned}$$

(A.4)

Здесь роль полярного угла играет аргумент широты u ; в качестве независимой переменной используется время t ; μ_3 - гравитационный параметр Земли.

Исключая время из уравнений (A.4) и переходя к безразмерным переменным (отнесённым к радиусу, скорости, гравитационному ускорению и периоду обращения соответствующим начальной орбите), получаем

$$\begin{aligned}
\frac{dr}{dV_x} &= 2r\sqrt{r} \cos \psi, \\
\frac{di}{dV_x} &= \frac{2}{\pi} \sqrt{r} \sin \psi
\end{aligned}$$

(A.5)

Из уравнений (Г.3) следует, что

$$\frac{di}{dr} = \frac{tg|\psi|}{\pi} \frac{1}{r}$$

Если считать, что $i = 0$ при $r = 1$, то решение этого уравнения при $\psi = const$ есть

$$i = \frac{tg|\psi|}{\pi} \ln r$$

(A.6)

Пусть требуется перейти с орбиты единичного радиуса на орбиту радиуса r_k , плоскость которой составляет с плоскостью исходной орбиты угол i_k . Из соотношения (А.6) следует, что этот манёвр можно осуществить, если

$$|\psi| = \operatorname{arctg} \frac{\pi \cdot i_k}{\ln r_k}, \quad \psi(u) = |\psi| \operatorname{sign} \cos u \quad (\text{А.7})$$

Это соотношение определяет управление, с помощью которого можно осуществить перелёт между двумя круговыми некомпланарными орбитами.

Из решения системы уравнений (А.5):

$$r = \frac{1}{(1 - V_x \cos \psi)^2} \quad (\text{А.8})$$

$$i = \frac{2 \operatorname{tg} |\psi|}{\pi} \ln(1 - V_x \cos \psi)^{-1} \quad (\text{А.9})$$

можно определить конечную характеристическую скорость манёвра

$$V_{xk} = \frac{1 - \frac{1}{\sqrt{r_k}}}{\cos \psi} \quad (\text{А.10})$$

или

$$V_{xk} = \frac{1 - \exp\left(-\frac{\pi \cdot i_k}{2 \operatorname{tg} |\psi|}\right)}{\cos \psi} \quad (\text{А.11})$$

Характеристическая скорость перелёта связана с длительностью перелёта зависимостью

$$V_x = c \ln \left(1 - \frac{a_0}{c} t \right)^{-1}$$

Решения усреднённых уравнений движения (А.5) получены в предположении, что модуль угла ψ - величина постоянная. Однако усреднённые уравнения движения справедливы и в том случае, если $|\psi|$ - медленно меняющаяся функция угла u . Среди этих функций можно найти такие, которые позволяют

осуществить рассматриваемый манёвр с меньшим, чем в случае $\psi = const$, расходом рабочего тела.

Согласно полученному решению оптимальная программа разворота вектора тяги относительно оскулирующей плоскости орбиты имеет вид

$$\psi(V_x, u) = \arctg(\operatorname{tg}\psi_m \cos u), \quad (\text{A.12})$$

где ψ - угол ориентации тяги относительно плоскости орбиты; ψ_m - амплитуда периодических колебаний этого угла, зависящая от текущей характеристической скорости; u - аргумент широты.

Средний радиус и наклонение орбиты при этом меняются следующим образом:

$$\frac{r}{r_0} = \left[1 - \frac{2(1-B)\bar{V}_x}{C} + \bar{V}_x^2 \right]^{-1} \quad (\text{A.13})$$

$$i = i_0 + \frac{2}{\pi} \arctg \left(A \cdot \bar{V}_x \cdot (C - (1-B)\bar{V}_x)^{-1} \right) \quad (\text{A.14})$$

$$A = \frac{\sin \pi \frac{i_k - i_0}{2}}{\sqrt{\frac{r_k}{r_0}}}, \quad B = \frac{\cos \pi \frac{i_k - i_0}{2}}{\sqrt{\frac{r_k}{r_0}}}, \quad C = \sqrt{1 - 2\sqrt{\frac{r_0}{r_k}} \cos \pi \frac{i_k - i_0}{2} + \frac{r_0}{r_k}}, \quad \bar{V}_x = \frac{V_x}{V_0}$$

где $V_0 = \sqrt{\frac{\mu_3}{r_0}}$ - скорость на круговой опорной орбите радиусом r_0 ; i_0 - наклонение опорной орбиты; r_k, i_k - радиус и наклонение конечной орбиты.

Траекторию, описываемую уравнениями (A.13) и (A.14), назовём номинальной траекторией. Характеристическую скорость перелёта можно вычислить по формуле:

$$V_{xk} = V_0 \sqrt{1 - 2\sqrt{\frac{r_0}{r_k}} \cos \pi \frac{i_k - i_0}{2} + \frac{r_0}{r_k}} \quad (\text{A.15})$$

А.2 Методика расчета перехода между эллиптической и круговой некомпланарными орбитами

В случае использования в качестве промежуточной орбиты эллиптической можно пользоваться аппроксимационными формулами, в которых помимо перечисленных в предыдущем разделе параметров используется еще эксцентриситет орбиты.

В качестве первого приближения будем использовать формулу (А.15), но для учета эксцентричности добавим полином третьего порядка, а вместо радиусов начальной и конечной орбит возьмем значения больших полуосей, т.е. $r_0 \sim A_0$, $r_k \sim A_k = R_{ГСО} = 42164$ км. Получим формулу для приближенного расчета характеристической скорости при перелете с эллиптической орбиты на круговую:

$$V_x = V_0 \sqrt{1 - \sqrt{\frac{A_0}{A_k}} \cos \frac{\pi(i_k - i_0)}{2} + \frac{A_0}{A_k}} \cdot (1 + a_1 e_0 + a_2 e_0^2 + a_3 e_0^3), \quad (\text{А.16})$$

$$\text{где } V_0 = \sqrt{\frac{\mu_c}{A_0}}.$$

Для определения коэффициентов полинома будем использовать метод наименьших квадратов.

Сумма квадратов невязок имеет вид:

$$S = \sum_{k=1}^n (f_k(a, b, \dots, x_1, x_2, \dots, x_m) - y_k)^2$$

Условия минимума функции S

$$\frac{\partial S}{\partial x_1} = \frac{\partial S}{\partial x_2} = \dots = \frac{\partial S}{\partial x_m} = 0$$

приводят к системе m уравнений с m неизвестными, которые называются нормальными уравнениями.

Так как сумма квадратов невязок есть квадратичная форма аргументов x_1, x_2, \dots, x_m , то она может иметь только один экстремум. Кроме того, эта форма положительна, поэтому у нее должен быть минимум и корни квадратных

Таблица А.1 - Расчет схем выведения на ГСО в зависимости от параметров промежуточной орбиты.

№	R_{α} , км	A_0 , км	e_0	T , сут.	V_x
1	8000	7335,5	0,091	133,498	7,692
2	9000	7835,5	0,149	118,786	7,421
3	1000	8335,5	0,200	107,356	7,199
4	1100	8835,5	0,245	99,462	7,115
5	1200	9335,5	0,285	90,598	6,837
6	1300	9835,5	0,322	85,788	6,823
7	1400	10335,5	0,355	79,329	6,587
8	1500	10835,5	0,384	74,870	6,477
9	1600	11335,5	0,411	70,989	6,375
10	19000	12835,5	0,480	62,26	6,152
11	20000	13335,5	0,500	60,00	6,092
12	21000	13835,5	0,518	57,94	6,033
13	22000	14335,5	0,535	56,13	5,984
14	23000	14835,5	0,550	54,48	5,937
15	26000	16335,5	0,592	50,26	5,804
16	27000	16835,5	0,604	49,18	5,779
17	28000	17335,5	0,615	48,03	5,734
18	31000	18835,5	0,646	45,36	5,657
19	32000	19335,5	0,655	44,38	5,605
20	33000	19835,5	0,664	43,70	5,590
21	36000	21335,5	0,687	41,62	5,505
22	38000	22335,5	0,701	40,57	5,477
23	40000	23335,5	0,714	39,37	5,411
24	41000	23835,5	0,720	38,96	5,402
25	42000	24335,5	0,726	38,53	5,387
26	43000	24835,5	0,731	38,02	5,358
27	44000	25335,5	0,737	37,76	5,365
28	47000	26835,5	0,751	36,44	5,285
29	49000	27835,5	0,760	35,77	5,255
30	50000	28335,5	0,765	35,51	5,250
31	54000	30335,5	0,780	34,33	5,192
32	56000	31335,5	0,787	33,91	5,183

Таблица А.2 - Расчет погрешности формулы для приближенной оценки характеристической скорости при перелете с эллиптической орбиты на ГСО

№	V_{xi} , км/с	V_x , км/с	Погрешность, %
1	7,692	7,575	1,501
2	7,421	7,376	0,601
3	7,199	7,193	0,081
4	7,115	7,027	1,239
5	6,837	6,877	0,589
6	6,823	6,744	1,162
7	6,587	6,624	0,560
8	6,477	6,516	0,596
9	6,375	6,419	0,683
10	6,152	6,180	0,448
11	6,092	6,114	0,366
12	6,033	6,054	0,343
13	5,984	5,998	0,238
14	5,937	5,945	0,143
15	5,804	5,813	0,154
16	5,779	5,774	0,091
17	5,734	5,736	0,038
18	5,657	5,639	0,316
19	5,605	5,609	0,080
20	5,590	5,582	0,134
21	5,505	5,505	0,005
22	5,477	5,459	0,321
23	5,411	5,418	0,133
24	5,402	5,399	0,065
25	5,387	5,380	0,125
26	5,358	5,360	0,043
27	5,365	5,345	0,375
28	5,285	5,293	0,149
29	5,255	5,263	0,144
30	5,250	5,251	0,011
31	5,192	5,194	0,047
32	5,183	5,169	0,262

Из массива данных, представленных в таблице А.2, видно, что погрешность расчета не превышает 1,5 %, поэтому можно использовать полученную формулу (А.17) для расчета в первом приближении характеристической скорости при перелете между эллиптическими орбитами.

А.3 Методика расчета перехода между орбитами на основе локально-оптимального управления параметрами орбиты

Достаточно точным также является метод, описанный в работах [24, 65], предполагающий использование локально-оптимальных алгоритмов управления большой полуосью, эксцентриситетом и наклоном орбиты.

Уравнения возмущенного управляемого движения КА в оскулирующих элементах с непрерывно работающим двигателем малой тяги имеют следующий вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dA}{dt} = \frac{2p}{(1-e)^2} \sqrt{\frac{p}{\mu}} \cdot [e \sin \vartheta \cdot S + (1 + e \cos \vartheta) \cdot T], \\ \frac{de}{dt} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \cdot \left[\sin \vartheta \cdot S + \frac{e \cos^2 \vartheta + 2 \cos \vartheta + e}{1 + e \cos \vartheta} \cdot T \right], \\ \frac{di}{dt} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \cdot \frac{\cos u}{1 + e \cos \vartheta} \cdot W, \\ \frac{d\omega}{dt} = \frac{1}{e} \sqrt{\frac{p}{\mu}} \cdot \left[-\cos \vartheta \cdot S + \frac{\sin \vartheta (2 + e \cos \vartheta)}{1 + e \cos \vartheta} \cdot T - \frac{e \sin u \cdot \operatorname{ctgi}}{1 + e \cos \vartheta} \cdot W \right] \\ \frac{d\Omega}{dt} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \cdot \frac{\sin u}{\sin i (1 + e \cos \vartheta)} \cdot W, \\ \frac{du}{dt} = \frac{\sqrt{\mu p}}{p^2} \cdot \left[(1 + e \cos \vartheta)^2 - \frac{p^2}{(1 + e \cos \vartheta) \mu} \cdot \operatorname{ctgi} \cdot \sin u \cdot W \right], \\ \frac{d\vartheta}{dt} = \frac{(1 + e \cdot \cos \vartheta)}{p} \cdot \sqrt{\frac{\mu}{p}}, \end{array} \right. \quad (\text{A.18})$$

где $p = A(1 - e^2)$ — фокальный параметр; $\vartheta = u - \omega$ — истинная аномалия; e — эксцентриситет; ω — угловое расстояние перицентра от узла; Ω — долгота восходящего узла; i — наклонение орбиты; t — время; ϑ — истинная аномалия; u — аргумент широты; S, T, W — проекции возмущающего ускорения на направление радиус-вектора, на перпендикулярное к нему в плоскости орбиты и на перпендикулярное к плоскости орбиты; $\mu = fM$ — произведение гравитационной константы на массу притягивающего центра (рисунок А.4).



Рисунок А.4 – Оскулирующая система координат

Запишем выражения для компонент реактивного ускорения в орбитальной системе координат.

$$\begin{aligned} T_r &= \delta a \cos \lambda \cos \psi, \\ S_r &= \delta a \sin \lambda \cos \psi, \\ W_r &= \delta a \sin \psi. \end{aligned} \tag{A.19}$$

Здесь a - модуль полного реактивного ускорения, δ - функция включения-выключения двигателей ($\delta = \{0, 1\}$); λ - угол между проекцией вектора тяги на мгновенную плоскость орбиты и трансверсалью \vec{T} ($\lambda \in [-180^\circ; 180^\circ]$); ψ - угол между проекцией вектора тяги на мгновенную плоскость местного горизонта и трансверсалью \vec{T} ($\psi \in [-90^\circ; 90^\circ]$) (рисунок А.5).

Управлениями являются углы ориентации вектора тяги λ, ψ .

В соответствии с принципом взаимности в теории оптимального управления, вариационная задача о минимуме продолжительности динамического маневра с фиксированными граничными условиями эквивалентна задаче минимизации обобщенной невязки по отклонениям терминальных значений компонент вектора состояния при фиксированной продолжительности маневра.

В соответствии с критерием Сильвестра для положительной определенности квадратичной формы (в частном случае квадратичного функционала) необходимо и достаточно, чтобы все главные миноры ее матрицы были положительными:

$$\Delta_m = \det \begin{bmatrix} \alpha_{11} & \alpha_{12} & \alpha_{13} \\ \alpha_{21} & \alpha_{22} & \alpha_{23} \\ \alpha_{31} & \alpha_{32} & \alpha_{33} \end{bmatrix} > 0, m = 1, \dots, 3 \quad (\text{A.21})$$

Таким образом функционал можно записать в виде:

$$I = \Delta A^2 \cdot \alpha_A + \Delta e^2 \cdot \alpha_e + \Delta i^2 \cdot \alpha_i + \Delta A \cdot \Delta e \cdot \alpha_{Ae} + \Delta A \cdot \Delta i \cdot \alpha_{Ai} + \Delta e \cdot \Delta i \cdot \alpha_{ei},$$

где $\alpha_A = \alpha_{11}$, $\alpha_e = \alpha_{22}$, $\alpha_i = \alpha_{33}$, $\alpha_{Ae} = \alpha_{12} + \alpha_{21}$, $\alpha_{Ai} = \alpha_{13} + \alpha_{31}$, $\alpha_{ei} = \alpha_{23} + \alpha_{32}$.

Можно отметить, что сумма симметричных относительно главной диагонали значений представляют собой весовые коэффициенты, учитывающие взаимовлияние элементов орбиты друг на друга.

Таким образом, задача оптимального управления большой полуосью, эксцентриситетом и наклоном орбиты с определенным допущением может быть редуцирована к задаче локальной оптимизации.

Исходный функционал (A.20) заменяется локальным критерием, обеспечивающим максимальную скорость изменения I :

$$\begin{aligned} \frac{dI}{dt} = & 2 \cdot \alpha_A \cdot \frac{\Delta A}{A_0} \cdot \frac{dA}{dt} + 2 \cdot \alpha_e \cdot \Delta e \cdot \frac{de}{dt} + 2 \cdot \alpha_i \cdot \Delta i \cdot \frac{di}{dt} + \\ & + \frac{1}{A_0} \cdot \frac{dA}{dt} \cdot \frac{de}{dt} \cdot \alpha_{Ae} + \frac{1}{A_0} \cdot \frac{dA}{dt} \cdot \frac{di}{dt} \cdot \alpha_{Ai} + \frac{de}{dt} \cdot \frac{di}{dt} \cdot \alpha_{ei} \rightarrow \max \end{aligned} \quad (\text{A.22})$$

Запишем выражения при компонентах возмущающего ускорения S , T , W из правых частей дифференциальных уравнений движения (Г.18) $\frac{dA}{dt}$, $\frac{de}{dt}$, $\frac{di}{dt}$:

$$\begin{aligned} A_s^* &= \alpha_1 \Delta A \frac{2A(1+e)}{A_0(1-e)} e \sin \vartheta + \alpha_2 \Delta e \sin \vartheta \\ A_T^* &= \alpha_1 \Delta A \frac{2A(1+e)}{A_0(1-e)} (1 + e \cos \vartheta) + \alpha_2 \Delta e \frac{e \cos^2 \vartheta + 2 \cos \vartheta + e}{1 + \cos \vartheta} \\ A_W^* &= \alpha_3 \Delta i \frac{\cos u}{1 + \cos \vartheta} \end{aligned}$$

Тогда функционал записывается в виде:

$$\frac{dI}{dt} = 2\sqrt{\frac{A(1-e^2)}{\mu}} [A_s^* S + A_T^* T + A_w^* W]$$

Найдем стационарные точки, для чего решим уравнения:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial \lambda} \left(\frac{dI}{dt} \right) &= 0; \\ \frac{\partial}{\partial \psi} \left(\frac{dI}{dt} \right) &= 0. \end{aligned} \tag{A.23}$$

Результатом поиска максимума $\frac{dI}{dt} = \frac{dI}{dt}(\lambda(t), \psi(t))$ по двум переменным являются аналитические выражения (A.24, A.25) для углов ориентации вектора тяги λ и ψ , где ψ — угол отклонения тяги от мгновенной плоскости орбиты; λ — угол между проекцией вектора тяги на плоскость орбиты и трансверсалью.

$$\begin{cases} \sin \lambda = \frac{A_T^*}{\sqrt{(A_T^*)^2 + (A_S^*)^2}} \\ \cos \lambda = \frac{A_S^*}{\sqrt{(A_T^*)^2 + (A_S^*)^2}} \end{cases} \tag{A.24}$$

$$\begin{cases} \sin \psi = \frac{A_w^*}{\sqrt{(A_T^*)^2 + (A_S^*)^2 + (A_w^*)^2}} \\ \cos \psi = \frac{\sqrt{(A_T^*)^2 + (A_S^*)^2}}{\sqrt{(A_T^*)^2 + (A_S^*)^2 + (A_w^*)^2}} \end{cases} \tag{A.25}$$

Полученный закон управления $\tilde{\psi}(t), \tilde{\lambda}(t)$ имеет достаточно простую структуру и позволяет провести расчет динамического маневра без процедуры решения краевой задачи.

За счет подбора весовых коэффициентов можно добиться одновременного выполнения конечных условий. Как показывают оценки, точность такого подхода при определении моторного времени перелета составляет не более 1,0-1,5% [24].

ПРИЛОЖЕНИЕ Б. ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ, РАЗГОННОГО БЛОКА И ПОЛЕЗНЫХ НАГРУЗОК

Ракета-носитель «Ангара-А5»

Семейство РН «Ангара» - это новейшие российские ракеты-носители модульного типа различной грузоподъемности, создаваемые на основе универсальных ракетных модулей (УРМов) с кислородно-керосиновыми двигателями (рисунок Б.1).

Семейство РН включает в себя ракеты-носители от легкого до тяжелого классов в диапазоне грузоподъемностей от 3,5 т («Ангара-1.2.») до 38 т («Ангара-А5В») на низкой околоземной орбите ($H=200$ км).

Различные варианты ракет-носителей «Ангара» на практике реализуются при помощи разного количества универсальных ракетных модулей - УРМ-1 (для первой и второй ступеней) и УРМ-2 (для верхних ступеней). Количество универсальных модулей в составе первой ступени определяет грузоподъемность ракеты-носителя. В составе ракет-носителей легкого класса «Ангара-1.2.» используется один УРМ-1. Предельной по количеству УРМ-1 может быть РН «Ангара А5». Универсальный ракетный модуль представляет собой законченную конструкцию, состоящую из баков окислителя и горючего, соединенных проставкой, и двигательного отсека. УРМ-1 оснащается жидкостным реактивным двигателем РД-191 (разработан НПО «Энергомаш»), УРМ-2 – двигателем РД-0124А (разработан КБХА). Характеристики РН «Ангара-А5» приведены в таблице Б.1.

В ракетах-носителях семейства «Ангара» не используются агрессивные и токсичные ракетные топлива на основе гептила, что позволяет существенно повысить показатели экологической безопасности комплекса, как в прилегающем к космодрому регионе, так и в районах падения отделяющихся частей ракет-носителей.

Широкое применение унификации и уникальные технические решения позволяют с одной пусковой установки осуществлять пуск всех РН семейства «Ангара».

Пуски РН «Ангара» осуществляются с космодрома Плесецк (Архангельская область). Второй стартовый комплекс будет создан на новом российском космодроме «Восточный» (Амурская область) [67].

Таблица Б.1 – Характеристики ракет-носителей «Ангара»

Характеристика	Ангара 1.2	Ангара А5
Стартовая масса РКН, т	171	780
Количество ступеней	2	3
Применяемые в составе ступеней УРМы, в т.ч.:		
- на первой ступени	УРМ-1 - 1 шт.	УРМ-1 - 4 шт.
- на второй ступени	УРМ-2 - 1 шт.	УРМ-1 - 1 шт.
- на третьей ступени	—	УРМ-2 - 1 шт.
Масса ПН, т:		
- на опорной орбите ($H = 200$ км)	3.5	24.0
- на круговой ($H_{кр} = 1500$ км)	1,6	—
- на ГПО ($H_{п} = 5500$ км, $i = 25^\circ$)	—	5.5 (с РБ ДМ-03)
- на ГСО	—	2.9 (с РБ ДМ-03)
Место старта	космодром Плесецк (Архангельская обл.)	

Семейство РН "Ангара" - новое поколение ракет модульного типа, включающее носители от легкого до тяжелого классов в диапазоне грузоподъемностей от 3,8 до 35 т. Впоследствии заменят "Протон"

3-я ступень
УРМ-2 (Универсальный ракетный модуль)

Бак с керосином

Бак с кислородом

Двигатель РД-0124А

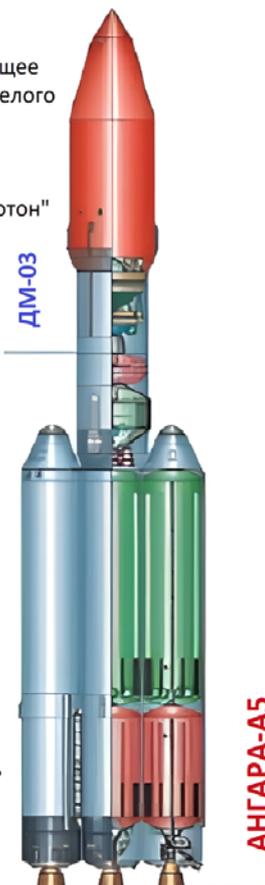
УРМ-2
(Универсальный ракетный модуль)

Бак с кислородом

Бак с керосином

Каждый универсальный модуль оснащается одним мощным жидкостным реактивным двигателем РД-191

Двигатель РД-191



ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ "АНГАРА-А5"

СТАРТОВАЯ МАССА

773 т

"Ангара-А5" может выводить полезный груз на разные орбиты

МАССА ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ

на опорной орбите

высота 200 км

24,5 т

на геопереходной орбите

Коммерческие аппараты (КА)

высота 5500 км

5,4 т с РБ ДМ

на геостационарной орбите

высота 35 786 км

Федеральные КА

2,9 т с РБ ДМ

МЕСТО СТАРТА

КОСМОДРОМ "ПЛЕСЕЦК"
Архангельская обл.

Рисунок Б.1. – Ракета-носитель «Ангара-А5»

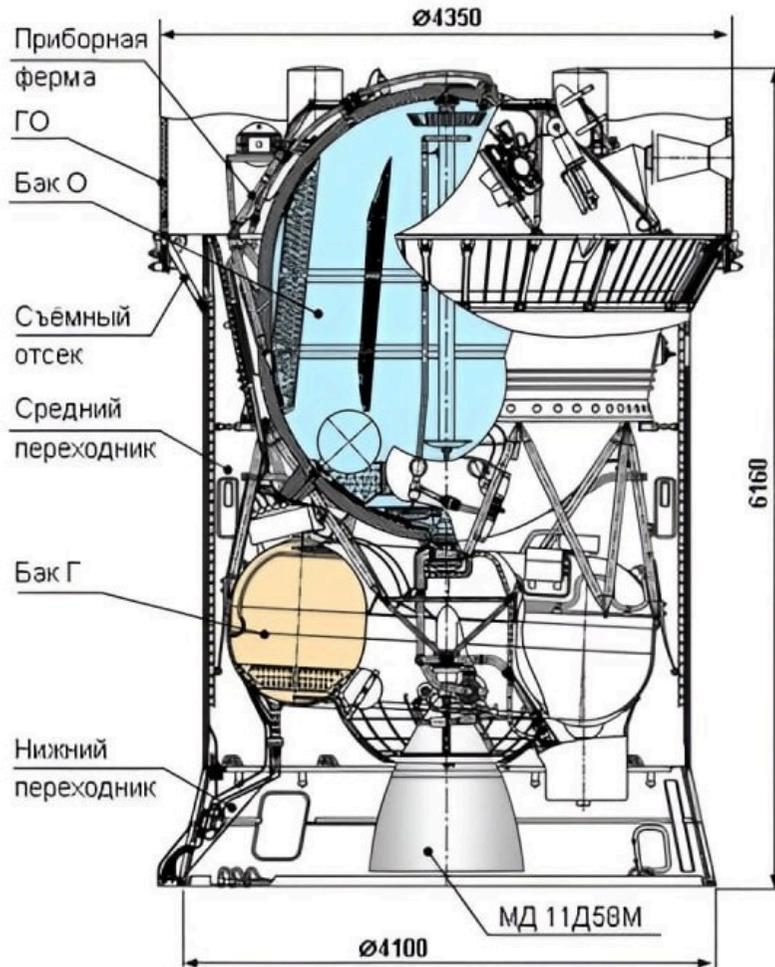
Разгонный блок ДМ

Разгонный блок ДМ предназначен для перевода КА с опорной орбиты на целевую орбиту искусственного спутника Земли и на отлетные траектории к планетам. При этом обеспечивается выполнение требований заказчика по ориентации и точности выведения.

Разгонный блок ДМ создан на базе блока Д, который разрабатывался по лунной программе Н1-ЛЗ и впервые успешно отработал в полете в составе комплекса Л1 (с ракетой «Протон») 10 марта 1967 года. Разгонный блок ДМ характеризуется высокой надежностью, подтвержденной более чем 30-летней его эксплуатацией, и способностью многократного включения маршевого двигателя, что позволяет выполнять необходимые орбитальные маневры.

При создании разгонного блока ДМ использовался модульный принцип. Основу РБ составляет базовый модуль, включающий топливные баки, двигатель, две двигательные установки системы обеспечения запуска, автономный приборный отсек и силовые каркасы. Конструкция и основные характеристики РБ показаны на рисунке Б.2.

Блок работает на нетоксичных компонентах топлива: жидкий кислород + керосин. Для обеспечения сплошности среды при запуске маршевого двигателя в условиях невесомости применяется специальная система запуска, в состав которой входят две двигательные установки, работающие на высококипящих компонентах топлива [32].



□	Компоненты топлива:	
•	окислитель	Жидкий кислород
•	горючее	«Нафтил» («Синтин»)
□	Маршевый двигатель	11Д58М
•	тяги в пустоте, кгс	8100
•	удельный импульс тяги, кгс·с/кг	
-	ЖК + «Нафтил»	353
-	ЖК + «Синтин»	361
□	Заправляемый запас топлива, кг	до 18900
□	Масса сухого РБ, кг	3240
	в том числе:	
•	масса среднего переходника	700
•	масса съёмного отсека	250
•	масса нижнего переходника	290

Рисунок Б.2 – Конструкция и основные характеристики РБ ДМ

Космический аппарат «Экспресс-АМУ7»

Экспресс-АМУ7 — российский спутник связи серии «Экспресс», предназначенный для работы на геостационарной орбите в составе спутниковой группировки ФГУП «Космическая связь» (ГПКС). Орбитальная позиция - 145° в. д. Оснащен транспондерами диапазонов C, Ku и L.

«Экспресс-АМУ7» создан в АО «ИСС им. Решетнёва» на базе платформы «Экспресс-1000Н» по заказу российского оператора спутниковой связи ФГУП «Космическая связь» для пополнения его орбитальной группировки. Полезная нагрузка — производства Thales Alenia Space (TAS), одна из антенн C-диапазона по заказу TAS изготовлена в ИСС [79]. Характеристики КА приведены в таблице Б.2.

Таблица Б.2 - Технические характеристики КА «Экспресс-АМУ7»

Технические характеристики	
Платформа	Экспресс-1000Н
Масса	2500 кг
Мощность	6300 Вт
Источники питания	трёхкаскадные <u>GaAs</u> солнечные батареи
Двигатель	СПД-100
Срок активного существования	15 лет
Элементы орбиты	
Тип орбиты	геостационарная
Точка стояния	145° в. д.

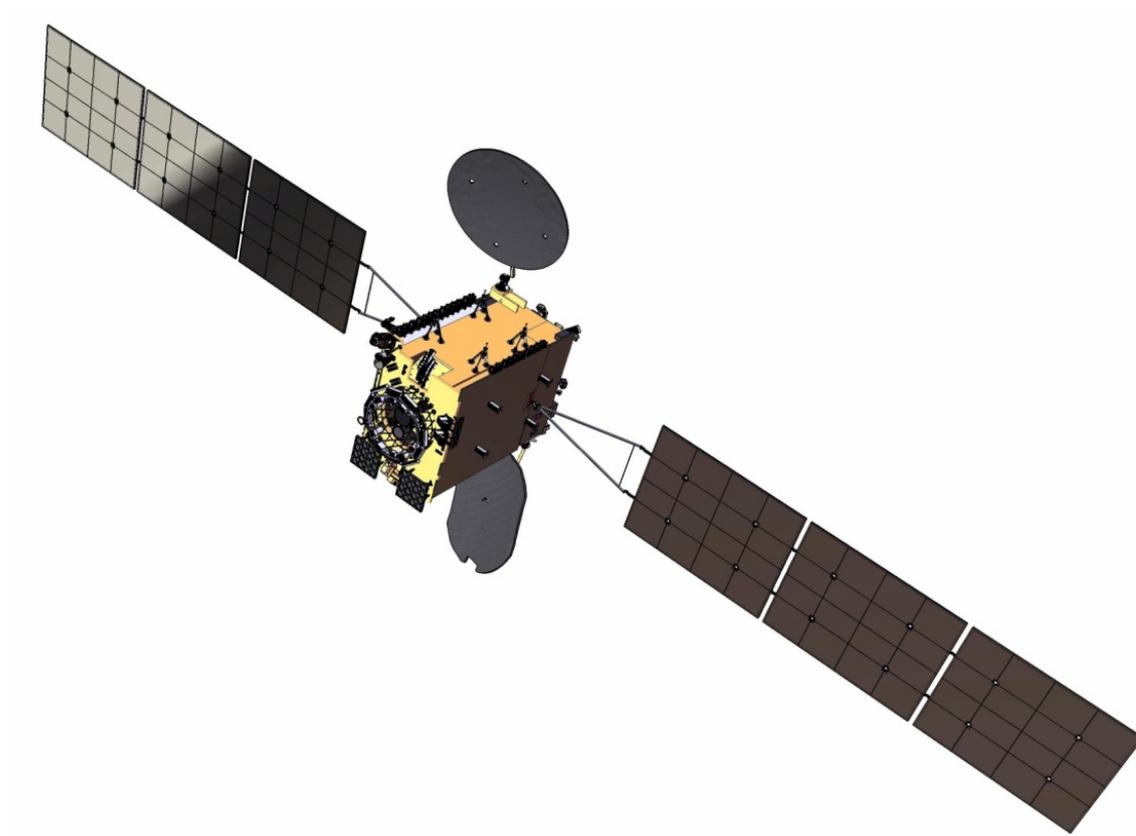


Рисунок Б.3 –КА «Экспресс-АМУ7»

Космический аппарат «Ямал-401»

«Ямал-401» - коммерческий геостационарный телекоммуникационный спутник большой размерности, принадлежащий российскому спутниковому оператору Газпром космические системы. Спутник был изготовлен ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева» при участии французской компании Thales Alenia Space, которая поставила полезную нагрузку и некоторые другие компоненты спутника.

КА «Ямал-401» заменил КА «Ямал-201» в позиции 90° в. д. (в связи с окончанием его САС), увеличив возможности группировки телекоммуникационных спутников Ямал. Он обслуживает территории России и сопредельных государств в С- и Ku- диапазонах частот всеми видами современных услуг связи [83]. Характеристики КА приведены в таблице Б.3.

Таблица Б.3 - Технические характеристики КА «Ямал-401»

Технические характеристики	
Платформа	Экспресс-2000
Масса	3270 кг
Мощность	10600 Вт
Двигатель	СПД-100
Срок активного существования	15 лет
Элементы орбиты	
Тип орбиты	Геостационарная
Точка стояния	90° в. д.

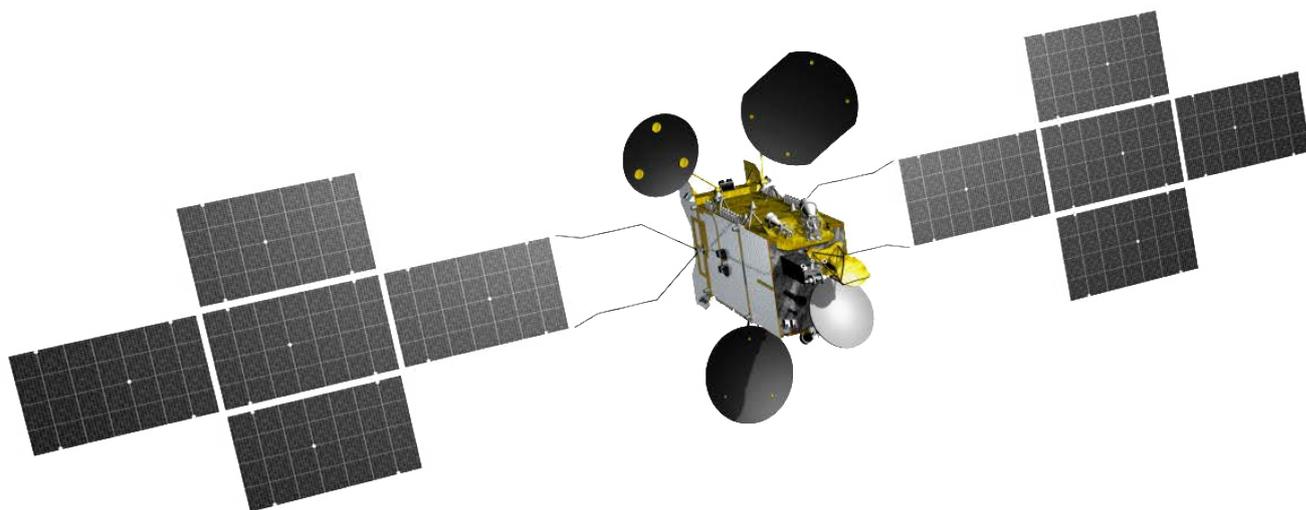


Рисунок Б.4 – КА «Ямал-401»

ПРИЛОЖЕНИЕ В. РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЫВЕДЕНИЯ

Таблица В.1 - Результаты расчета масс полезной нагрузки и рабочего тела для МТА с ЭРДУ на базе КМ-10

Количество ЭРД = 16									
Высота промежуточной орбиты, км	12000	13000	14000	15000	16000	17000	18000	19000	20000
Время перелета, сутки	71,671	68,252	65,274	62,645	60,311	58,238	56,379	54,702	53,188
Масса полезной нагрузки, кг	2329	2177	2043	1925	1819	1724	1640	1563	1494
Масса рабочего тела, кг	2044	1947	1862	1787	1720	1661	1608	1560	1517
Относительная масса ПН	0,095	0,089	0,083	0,079	0,074	0,070	0,067	0,064	0,061
Количество ЭРД = 12									
Высота промежуточной орбиты, км	12000	13000	14000	15000	16000	17000	18000	19000	20000
Время перелета, сутки	89,878	85,442	81,581	78,176	75,157	72,478	70,079	67,917	65,967
Масса полезной нагрузки, кг	2983	2828	2692	2571	2463	2367	2280	2202	2132
Масса рабочего тела, кг	1923	1828	1745	1673	1608	1551	1499	1453	1411
Относительная масса ПН	0,122	0,115	0,110	0,105	0,101	0,097	0,093	0,090	0,087
Количество ЭРД = 8									
Высота промежуточной орбиты, км	12000	13000	14000	15000	16000	17000	18000	19000	20000
Время перелета, сутки	126,294	119,820	114,194	109,238	104,849	100,958	97,479	94,346	91,523
Масса полезной нагрузки, кг	3637	3479	3341	3218	3107	3009	2921	2841	2769
Масса рабочего тела, кг	1801	1709	1629	1558	1495	1440	1390	1346	1305
Относительная масса ПН	0,148	0,142	0,136	0,131	0,127	0,123	0,119	0,116	0,113

Таблица В.2 - Результаты расчета масс полезной нагрузки и рабочего тела для МТА с ЭРДУ на базе СПД-230

Количество ЭРД = 16									
Высота промежуточной орбиты, км	12000	13000	14000	15000	16000	17000	–	–	–
Время перелета, сутки	59,238	56,653	54,394	52,394	50,614	49,027	–	–	–
Масса полезной нагрузки, кг	692	528	385	258	144	43	–	–	–
Масса рабочего тела, кг	1981	1895	1819	1752	1693	1640	–	–	–
Относительная масса ПН	0,028	0,022	0,016	0,011	0,006	0,002	–	–	–
Количество ЭРД = 12									
Высота промежуточной орбиты, км	12000	13000	14000	15000	16000	17000	18000	19000	20000
Время перелета, сутки	72,004	68,703	65,823	63,278	61,016	59,004	57,199	55,568	54,094
Масса полезной нагрузки, кг	1830	1662	1515	1384	1268	1164	1071	987	912
Масса рабочего тела, кг	1806	1723	1651	1587	1531	1480	1435	1394	1357
Относительная масса ПН	0,075	0,068	0,062	0,057	0,052	0,048	0,044	0,040	0,037
Количество ЭРД = 8									
Высота промежуточной орбиты, км	12000	13000	14000	15000	16000	17000	18000	19000	20000
Время перелета, сутки	97,537	92,803	88,682	85,047	81,822	78,958	76,393	74,080	71,993
Масса полезной нагрузки, кг	2967	2795	2645	2511	2391	2285	2190	2103	2026
Масса рабочего тела, кг	1631	1552	1483	1422	1368	1320	1277	1239	1204
Относительная масса ПН	0,121	0,114	0,108	0,102	0,098	0,093	0,089	0,086	0,083

Таблица В.3 - Результаты расчета масс полезной нагрузки и рабочего тела для МТА с ЭРДУ на базе ИД-500

Количество ЭРД = 12									
Высота промежуточной орбиты, км	12000	13000	14000	15000	16000	17000	18000	19000	20000
Время перелета, сутки	84.892	81.281	78.122	75.325	72.834	70.613	68.616	66.809	65.172
Масса полезной нагрузки, кг	953	740	553	387	240	109	-9	-115	-211
Масса рабочего тела, кг	943	903	868	837	809	784	762	742	724
Относительная масса ПН	0.039	0.030	0.023	0.016	0.010	0.004	0.000	-0.005	-0.009
Количество ЭРД = 8									
Высота промежуточной орбиты, км	12000	13000	14000	15000	16000	17000	18000	19000	20000
Время перелета, сутки	111.170	106.072	101.626	97.698	94.209	91.106	88.323	85.809	83.538
Масса полезной нагрузки, кг	2631	2415	2226	2059	1909	1776	1657	1549	1452
Масса рабочего тела, кг	823	786	753	724	698	675	654	635	619
Относительная масса ПН	0.107	0.099	0.091	0.084	0.078	0.072	0.068	0.063	0.059

Таблица В.4 - Оптимальные проектные варианты многоразового МТА с ЭРДУ на базе перспективных ЭРД

Проектный вариант	№1	№2	№3	№4	№5	№6	№7
Время перелета, сутки	89,878	100,958	104,849	109,238	114,194	119,820	126,294
Масса полезной нагрузки на ГСО, кг	2983	3009	3107	3218	3341	3479	3637
Масса рабочего тела, кг	1923	1440	1495	1558	1629	1709	1801
Масса рабочего тела на прямой перелет, кг	1366	1071	1116	1167	1225	1290	1366
Масса рабочего тела на обратный перелет, кг	557	369	379	391	404	419	436
Время прямого перелета, сутки	63,828	75,121	78,274	81,838	85,869	90,454	95,741
Время обратного перелета, сутки	26,051	25,837	26,575	27,400	28,324	29,366	30,553
Тяга двигательной установки, Н	6,240	4,160	4,160	4,160	4,160	4,160	4,160
Мощность энергоустановки, Вт	126000	84000	84000	84000	84000	84000	84000
Количество работающих двигателей	12	8	8	8	8	8	8
Масса двигательной установки, кг	312	208	208	208	208	208	208
Масса энергоустановки, кг	1260	840	840	840	840	840	840
Масса системы подачи и хранения, кг	135	101	105	109	114	120	126
Масса конструкции, кг	735	622	640	659	681	706	735
Начальное ускорение прямого перелета, мм/с ²	0,849	0,669	0,651	0,631	0,611	0,589	0,566
Начальное ускорение обратного перелета, мм/с ²	2,081	1,945	1,916	1,885	1,851	1,814	1,774
Высота промежуточной орбиты, км	12000	17000	16000	15000	14000	13000	12000
Стартовая масса КА на промежуточной орбите, кг	7347	6220	6395	6592	6813	7062	7347
Модель электрореактивного двигателя	КМ-10	КМ-10	КМ-10	КМ-10	КМ-10	КМ-10	КМ-10
Относительная масса ПН	0,122	0,123	0,127	0,131	0,136	0,142	0,148

ПРИЛОЖЕНИЕ Г. РЕАЛИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ПАРАЛЛЕЛЬНОГО НИСХОДЯЩЕГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ НА ОСНОВЕ WINDCHILL И CREO

Программное обеспечение Creo относится к САД-системам верхнего уровня. Основным достоинством САПР верхнего уровня является наличие product data management (PDM) системы, которая совместно с САД/САМ/САЕ-системами образует Continuous Acquisition and Lifecycle Support (CAL S) систему. Для САД/САМ/САЕ-программы Creo PDM-системой является Windchill. Совместное применение САПР Creo и PDM-системы Windchill позволяют проводить полный комплекс работ, связанных с проектированием, производством, поддержкой и эксплуатацией изделия.

Г.1 Система автоматизированного проектирования PTC Creo

PTC Creo — расширяемое и совместимое параметрическое решение для максимально эффективной разработки инноваций, повышения качества 3D-конструкций изделий и ускорения вывода изделий на рынок.

Это программное средство помогает быстро разрабатывать очень качественные и точные электронные модели. Более того, электронные модели являются полностью ассоциативными как с другими электронными моделями, так и с чертежами. Любые внесенные в изделие изменения приводят к комплексному обновлению рабочей документации.

Обширная библиотека расширений САД, САИД, САМ и САЕ для PTC Creo развивает возможности программы по мере роста компании и объемов разработки изделий.

Основные преимущества:

- Повышение производительности за счет более эффективных и гибких функций трехмерного детального конструирования.
- Быстрое и простое создание 3D-моделей любой детали или сборки.
- Специальный набор инструментов для работы с крупными сборками.

- Автоматическое создание производственных чертежей, обеспечивающее полную уверенность в их соответствии текущей конструкции.
- Повышение эстетики конструкций за счет широких возможностей построения поверхностей.
- Удобное использование получаемых от клиентов и поставщиков данных САД в нейтральных форматах и в форматах других систем (не PTC), исключающее необходимость в преобразовании файлов или воссоздании 3D-моделей с нуля.
- Мгновенный доступ к библиотеке деталей: винтам, болтам, гайкам, шайбам и т. д.
- Мгновенный доступ к обширному набору учебных материалов и руководств непосредственно из программы, что позволяет быстро достичь необходимой производительности труда.

Построенный на основе проверенной технологии Pro/ENGINEER® и используемый десятками тысяч компаний по всему миру, инструмент PTC Creo предоставляет наиболее современные и инновационные функции 3D САД для процесса детального конструирования.

Возможности PTC Creo перечислены ниже.

Твердотельное 3D-моделирование:

- создание точной геометрии вне зависимости от сложности модели;
- автоматическое проставление размеров на эскизах для быстрого и удобного повторного использования;
- быстрое построение эффективных конструкторских элементов: скруглений, фасок, отверстий и многого другого;
- создание вариантов деталей с использованием таблиц семейств.

Эффективное моделирование сборок:

- более удобное и быстрое моделирование сборок;
- мгновенное создание упрощенных представлений;
- общий доступ к облегченным, но точным представлениям моделей с помощью уникального инструмента shrinkwrap™;

- преимущества проверки наложений в режиме реального времени.

Детальная документация, включая 2D- и 3D-чертежи:

- подготовка 2d- и 3d-чертежей в соответствии с международными стандартами, в том числе asme, iso и jis;
- автоматическое создание ассоциативной ведомости материалов и связанных с ней примечаний-выносок;
- автоматическое создание чертежей с шаблонами.

Построение поверхностей:

- создание сложной геометрии поверхностей при помощи функций протягивания, сопряжения, продления, смещения, а также множества других специализированных функций;
- отсечение/продление поверхностей с использованием таких инструментов, как вытягивание, поворот, сопряжение и протягивание;
- выполнение над поверхностями операций копирования, объединения, продления, преобразования и так далее;
- определение поверхностей сложной геометрии.

Построение поверхностей с помощью функций freestyle:

- быстрое создание фигур и поверхностей свободной формы при помощи функций моделирования путем разбиения на более мелкие элементы;
- качественные параметрические поверхности можно сразу использовать в процессе трехмерного детального конструирования;
- многоуровневое свободное моделирование путем разбиения обеспечивает лучшее управление поверхностями, позволяя уделить внимание мелким деталям без изменения существующей формы;
- параметрическое управление геометрией freestyle путем привязки к существующим кривым или границам и настройки касательности.

Моделирование деталей из листового металла:

- создание стенок, изгибов, пробивок, вырубок, форм и подрезов с помощью оптимизированного интерфейса пользователя;

- автоматическое создание разверток из 3d-геометрии;
- использование различных расчетов припусков на изгибах для создания развертки конструкций.

Моделирование сварных соединений и каркасных конструкций:

- оптимизированный интерфейс пользователя для проектирования каркасных конструкций;
- задание требований к стыкам;
- извлечение содержательной информации из модели, в том числе данных о массовых свойствах, зазорах, пересечениях и стоимости;
- простая подготовка полной 2d-документации для сварочных работ;
- интеллектуальная библиотека компонентов и автоматическое создание рабочих материалов следующего этапа для более быстрого конструирования каркасов в сравнении со стандартными методами.

Функции анализа:

- выполнение базового статического структурного анализа деталей и сборок;
- проверка кинематического движения элементов конструкции;
- совместимость с пакетом для инженерных расчетов PTC Mathcad®, позволяющая интегрировать документы PTC Mathcad в состав проекта для прогнозирования поведения и управления критическими параметрами и размерами;
- добавление к проекту файлов MS Excel®;
- встроенные инструменты измерения и анализа, в том числе оценка эскизов и трехмерной толщины.

Графика и встроенная анимация конструкций:

- тени и отражения для отображения различных классов материалов: металл, стекло, краска, пластмассы и др. реалистичное представление взаимодействия этих типов материалов в модели с сохранением возможности динамического внесения изменений;

- быстрое построение точных фотореалистичных изображений изделий при рендеринге даже самых сложных сборок;
- динамическое изменение геометрии с сохранением эффектов, таких как тени, отражения, текстуры и прозрачность;
- создание анимации сборки и разборки конструкции непосредственно из среды моделирования;
- простота повторного использования моделей с возможностью включения симуляции работы механизма.

Обмен данными:

- работа с рядом стандартных форматов, в том числе step, iges, dxf, stl, vrm1, dwg, dxf (импорт 3d-модели со связанными 2d-данными), импорт/экспорт ACIS, импорт/экспорт Parasolid;
- технология Unite для преобразования данных из других CAD-систем, в том числе: CATIA, Siemens NX, SolidWorks, Autodesk и SolidEdge;
- прямое встраивание в конструкцию данных из других систем (помимо PTC Creo) без необходимости создания дополнительных бизнес-объектов или файлов;
- поддержка экспорта сторонних форматов (CATIA, Siemens NX, SolidWorks)

Работа с импортированными сторонними данными (не PTC Creo):

- функция import data doctor (idd) для исправления, модификации или дополнения геометрии, импортированной в PTC Creo из внешних источников;
- выявление и представление отчетов о геометрических дефектах модели на уровне поверхностей, ребер и вершин;
- инструмент исправления моделей idd помогает выявить и устранить зазоры, исправить плохо заданный каркас или неудовлетворительную касательность поверхностей.

Полная библиотека деталей, функций, инструментов:

- полностью интегрированная библиотека крепежа;

- в программу встроен размещенный в сети каталог компонентов;
- загрузка стандартных деталей и символов через программный интерфейс j-link;
- быстрое размещение и вставка крепежных и дополнительных к ним элементов (гаек, шайб, и т. д.) с помощью интеллектуальной функции крепежа.

PTC Creo, трехмерная параметрическая система моделирования от PTC, включает широкий ряд эффективных и при этом гибких функций 3D CAD, помогающих справиться с самыми сложными задачами конструирования. В основе системы лежит проверенная технология Pro/ENGINEER®, а также сотни новых функций для максимального повышения производительности конструкторов.

С использованием расширений для совместной работы также можно сотрудничать с коллегами, работающими не в PTC Creo, и автоматически применять в PTC Creo изменения геометрии, вносимые с помощью CATIA, SolidWorks и Siemens NX [98].

Г.2 Система управления данными об изделии Windchill PDMLink

Система Windchill PDMLink - это система управления данными об изделии, предоставляющая организации единый источник данных и автоматизирующая следующие важные процессы, возникающие на протяжении всего жизненного цикла изделия:

- управление выпуском изделия в производство;
- управление изменениями;
- управление конфигурациями;
- управление документооборотом.

В дополнение, система Windchill PDMLink предоставляет:

- глобальный и управляемый доступ к важной информации об изделиях организации, используя простое и знакомое приложение, обеспечивающее парадигмы навигации;
- интернет-обозреватель;

- расширенные возможности в областях управления данными, управления информацией и процессами;
- возможность работы с данными других важных приложений:
- система Windchill PDMLink позволяет использовать облегченное средство просмотра, предоставляющее непосредственный доступ и управление MCAD-и ECAD- инструментами лицам, не являющимся пользователями CAD-систем;
- система Windchill PDMLink позволяет использовать интеграцию с ERP-системами (например, SAP) с помощью платформы Enterprise Systems Integration;
- система Windchill PDMLink позволяет использовать «бесшовную» интеграцию с системами компании PTC –Windchill ProjectLink и Pro/ENGINEER Wildfire.

Следующие три области, рассматриваемые отдельно от стандартного интерфейса пользователя системы, предоставляют дополнительные способы работы с функциональными возможностями Windchill PDMLink.

- навигатор структуры изделия (Product Structure Explorer);
- исполнения части (Options and Variants);
- интеграция Windchill с рабочим столом (Windchill Desktop Integration).

Навигатор структуры изделия (Product Structure Explorer (PSE)) - приложение, запускающееся через стандартный интерфейс пользователя Windchill PDMLink и предназначенное для создания структуры изделия. Приложение оптимизировано для проектных групп и позволяет создавать, изменять, использовать функцию «красный карандаш» (redline) и управлять структурами изделий. В зависимости от настроек, во время выполнения любого действия Навигатор структуры изделия либо непосредственно работает с базой данных Windchill PDMLink, например, во время операций взятия на изменение (checkout) и сдачи на хранение (checkin), либо кэширует данные в локальной памяти пользователя, перед тем, как сохранить изменения, либо напрямую взаимодействует с базой данных при выполнении единой транзакции, либо сохраняет данные в качестве аннотаций.

Функциональные особенности исполнения части способствуют ускорению процесса создания описания структуры изделия на заказ. Для типового производственного процесса конфигурирования на заказ (configure-to-order (СТО)), в котором команда разработки изделия несет ответственность за формирование структурированной спецификации изделия (BOM) по требованиям заказчика, функциональные особенности вариантов исполнения части в Windchill PDMLink позволяют повысить производительность создания таких BOM. В системе может быть определена базовая платформа изделия, на основе которой затем могут быть созданы различные варианты исполнений в соответствии с требованиями заказчика.

Центральным функциональным элементом этого процесса является базовая часть (genericpart). Система Windchill PDMLink вводит понятие базовой части для определения опциональности (optionality) в структуре изделия и формирования на ее основе различных исполнений структур. Базовая часть создана для хранения информации о части, которая представляет возможные варианты ее исполнения. Определение базовой части может быть изменено в зависимости от ее использования (usage). Поэтому, структура изделия, состоящая из базовых частей, может быть использована для создания одной или более различных вариантов структур изделий, то есть формирования конфигурации изделия на заказ.

Большинство структур изделий, включая те, которые содержат базовые части, разрабатываются в течение длительного времени, чтобы иметь возможность включать новые или улучшенные компоненты. Для управления содержимым структуры изделия, готовой к рассмотрению, создается управляемая опорная структура, которая идентифицирует в структуре изделия все объекты и их версии.

В процессе проверки и утверждения базовая часть верхнего уровня (то есть, конфигурируемая базовая часть) продвигается на следующий уровень утверждения, а опорная структура используется для идентификации всех потомков конфигурируемой базовой части в структуре изделия.

Базовая часть создается для хранения информации о части, которая позволяет формировать различные варианты ее исполнения. Назначение базой части

варьируется и зависит от ее использования (usage). Поэтому, структура изделия, состоящая из базовых частей, может быть использована для создания одной или более различных структур изделий. Это означает, что из множества исполнений, доступных для базовой части, выбирается требуемый вариант, чтобы определить необходимое исполнение. На основе конфигурируемой базовой части создается спецификацию исполнения.

Интеграция Windchill с рабочим столом (Windchill Desktop Integration) позволяет управлять документами системы Windchill непосредственно в Microsoft Word, Excel или PowerPoint. Это означает, что нет необходимости открывать Windchill PDMLink для выполнения операций над документами, созданными в системе Windchill. После установки пакета Windchill Desktop Integration пользователю необходимо соединиться с сервером и выполнить все операции с документами в одном из приложений Microsoft Office.

Объектом в системе Windchill называется некоторая бизнес-единица, ссылающаяся на единицу информации, хранимую и управляемую системой Windchill PDMLink.

Мастер-объектом называется оригинальная, неизменная часть версифицированного (управляемого версиями) объекта. Мастер-объект - общая «начальная точка» объекта, которая остается неизменной, в то время, как объект испытывает изменения - создаются ассоциации (связи) и проводятся его модификации. Мастер-объект может быть отображен на страницах системы Windchill в случае отображения структуры изделия, не соответствующей установленной конфигурации. Мастер-объект имеет визуальное представление, отображаемое черной точкой на иконке объекта. Не все объекты системы Windchill PDMLink имеют мастер-объекты, поскольку не каждый объект управляется версиями или просматривается с помощью установки требуемой конфигурации.

Документом в системе Windchill является объект - держатель контента для файлов в формате приложения, URL. Документ может содержать общий контент, связанный с разработкой изделия, например, спецификации, требования, функции сборок, технические публикации, прототипы и эксплуатационные документы.

CAD-документом в системе Windchill называется управляемый версиями и жизненным циклом объект, содержащий CAD -модель, который является файлом или набором файлов, содержащих информацию в формате CAD -приложения. CAD - документ - держатель контента для CAD -файлов, который может быть связан с частью для визуального ее представления. CAD -документ может быть также связан с другими CAD- документами для отображения зависимостей, созданных и поддерживаемых в CAD- системе.

Динамический документ системы Windchill - держатель контента для файлов, создаваемых в Arbortext Editor или других связанных с документом файлах, например, графических объектов. Динамические документы обладают следующими особенностями:

- могут хранить сгенерированные в Arbortext Editor (XML)файлы и связанные файлы, например, графические объекты;
- могут быть связаны с другими динамическими документами для возможности представления комплексных зависимостей составных частей структурированного документа;
- могут содержать метаданные и атрибуты.

Частью в системе Windchill называется объект, отождествляемый с физическим элементом, используемым в структуре изделия как компонент или сборка. После установки связи между частями формируется структура изделия. Структура изделия - это иерархическое представление всех сборок и компонентов, необходимых для создания агрегата.

Части в системе Windchill PDMLink могут иметь различные атрибуты, в зависимости от которых определяются различные свойства части и ее назначение.

В системе Windchill PDMLink имеются следующие виды частей:

- часть (Part);
- мастер-часть (Part Master);
- агрегат (End Item);
- базовая часть (Generic Part);
- конфигурация (Configuration);

– экземпляр (Instance).

Агрегатом в системе Windchill PDM Link называется сборка верхнего уровня, которая представляет функциональную единицу изделия, продаваемую, собираемую и поставляемую заказчику. Внутри изделия могут быть созданы дополнительные агрегаты в целях поддержания концепции «линии изделия» (ассортиментной линии (productlines)) и модульных изделий.

Базовой частью называют часть, которая содержит опциональность, основанную на ряде параметров и ограничений, и программную логику. Эта опциональность позволяет выбирать один или несколько вариантов для компонентов структуры продукта. Она полезна в случае, когда создается несколько исполнений одного изделия. Если сборка верхнего уровня структуры изделия является базовой частью, то система рассматривает ее как конфигурируемую базовую часть.

Выбор, который конструктор делает при формировании итогового изделия, определяется с помощью параметра. Зависимости, которые указывают, когда может быть выбран определенный параметра, называются ограничениями. Ограничения можно рассматривать как зависимости между двумя или более выборами. Дополнительно, при создании базовой части можно указать логические выражения, которые ограничивают значения данного параметра или определяют отношения между одним или более параметрами.

Исполнение структуры или исполнение изделия - это структура, состоящая из одной или более частей, которая создана на основе структуры базовых частей путем указания для частей определенных параметров, необходимых для полного определения структуры базовых частей. Например, базовая часть для крышки (столешницы) круглого стола с неуказанным диаметром позволяет создавать различные исполнения крышки стола с диаметрами 30, 32, 36, или 48 см.

Базовые части можно создать как в Навигаторе структуры изделия, так и в стандартном интерфейсе пользователя системы Windchill PDM Link, в то время, как параметры и ограничения могут быть созданы только в Навигаторе структуры изделия.

Исполнением в Windchill PDMLink называется часть, которая создается системой во время процесса генерации исполнений. При формировании спецификации изделия на заказ, исполнение создается системой на основе указанных значений. Исполнение структуры, или исполнение изделия, создается в процессе генерации исполнений в соответствии с требованиями заказчика.

Коллекция опций, указываемых для конкретной структуры базовых частей во время создания исполнения, называется спецификацией исполнения. Спецификация определяет характеристики (особенности) исполнения, которое должно быть создано на основе структуры базовых частей. Во время процесса генерации исполнений система Windchill автоматически осуществляет поиск существующих частей, которые удовлетворяют спецификации, и включает их в структуру исполнения.

Конфигурация идентифицирует версии частей, используемых для формирования агрегата по требованию заказчика. Например, проектируя изделие, можно создать производственную конфигурацию, которая будет использоваться для его изготовления в течение определенного промежутка времени. Если проект продолжается и после окончания этого промежутка времени, должна быть создана новая конфигурация, чтобы включить (отразить) изменений, и использована для последующего производства. Конфигурация позволяет отслеживать версии частей, которые используются для производства ассортиментной линии изделия, чтобы иметь возможность хранения отчета и последующего послепродажного обслуживания этой линии изделия.

Экземпляр идентифицирует, посредством серийного номера, уникальный промышленный экземпляр агрегата, сформированный в соответствии с определенной конфигурацией агрегата. Экземпляр позволяет Вам точно идентифицировать, какая часть используется в этом экземпляре. Как только закончено формирование агрегата, создается экземпляр и сохраняется в базе данных. Экземпляр может быть использован для индикации изменений этой конкретной копии агрегата, пока он находится на обслуживании. Если происходит изменение экземпляра, (например, одна часть заменяется другой), в экземпляр

записывается заменяющая часть. Экземпляры могут использовать другие экземпляры.

4.3.3 Интеграция Creo и Windchill

Приложения Creo легко интегрируются с операциями управления данными об изделиях (Windchill PDM) в различных приложениях Windchill. С помощью интегрированных функций Windchill PDM можно управлять данными об изделиях в приложениях Creo и контролировать их.

При конструировании изделия создаются огромные объемы данных. Для сокращения времени вывода изделия на рынок данные необходимо сделать общими, чтобы над одним изделием могли работать несколько конструкторов. В такой среде при распределении данных среди других пользователей трудно поддерживать управление этими данными. Можно обнаружить, что несколько конструкторов используют различные вариации одних и тех же данных. Это может привести к несогласованности конструкций.

Интеграция приложений Creo с Windchill PDM позволяет управлять данными и использовать преимущества среды параллельного проектирования. Для этого Windchill PDM хранит все данные пользователя на центральном сервере, где отслеживаются, контролируются и записываются все изменения данных.

Сервер Windchill PDM- это архив, где хранятся данные об изделии и где ими можно управлять. Сервер PDMпредставляет базовую систему Windchill. Для пользователей, знакомых с Windchill, сервер PDM представляет набор кабинетов.

На сервере Windchill PDM конструкторы могут загружать текущую версию конструкции изделия по умолчанию. Для изменения конструкции пользователь должен взять ее на изменение и скопировать с сервера все зависимые объекты конструкции. С помощью процесса взятия на изменение на сервер передается намерение пользователя изменить конструкцию. Конструкцию может изменять только пользователь, который взял ее на изменение. Все остальные пользователи могут лишь загружать версию конструкции только для чтения. Это позволяет сохранить целостность данных.

После изменения конструкцию необходимо сдать на хранение на сервер,

чтобы открыть общий доступ к изменениям в конструкции для других пользователей. Процесс сдачи на хранение сохраняет объект с именем пользователя и датой на сервере Windchill PDM вместе со старыми данными.

На рисунке Г.1 представлена схема обмена данными Windchill и Creo.

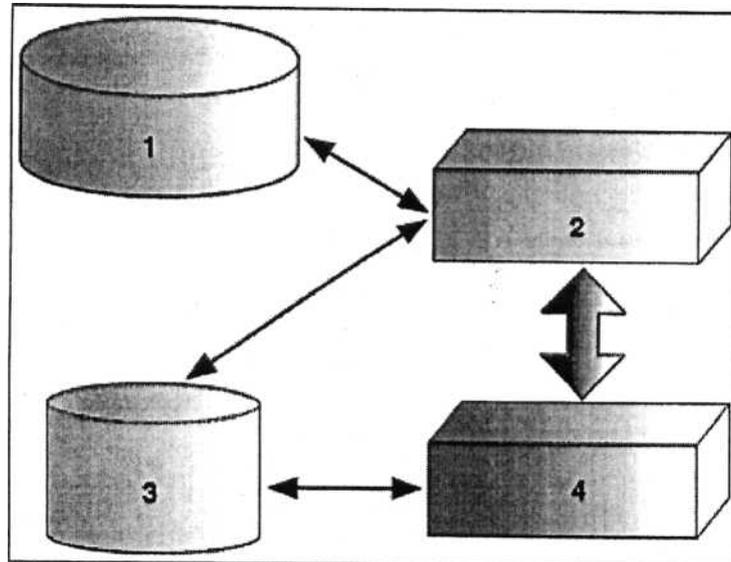


Рисунок Г.1 - Схема обмена данными Windchill и Creo
 1- Сервер Windchill PDM; 2 - Рабочая область;
 3 - Локальный кэш на жестком диске; 4 - Приложение Creo

Система Windchill PDM предоставляет интерфейс, называемый рабочей областью, для связи между сервером PDM и сессией Creo. Рабочая область - это частная область, в которой можно управлять несколькими объектами, а также выполнять базовые операции PDM.

Рабочая область отображается в виде таблицы. Каждая строка таблицы представляет объект, который был загружен или взят на изменение, в то время как каждый столбец представляет атрибут объекта. Столбцы можно сортировать и фильтровать независимо друг от друга, чтобы упорядочить объекты по атрибутам.

Рабочую область можно использовать для взятия на изменение конструкций с сервера PDM и сдачи на хранение измененных конструкций. Рабочая область также позволяет выполнять следующие действия:

- выполнять основные операции PDM, например, выгружать новые и измененные объекты на сервер и загружать объекты в рабочую область;
- отображать и сортировать объекты, которые были загружены или взяты на

изменение;

– конфигурировать отображение новых, загруженных или взятых на изменение объектов.

При работе над несколькими проектами можно создать несколько рабочих областей. Можно создать рабочую область для каждого проекта и выделить данные конструкций каждого проекта.

Сервер Windchill PDM отслеживает все изменения объекта. При каждой сдаче на хранение измененного объекта на сервере PDM сохраняется итерация объекта. Можно создать подробные отчеты, с помощью которых можно просмотреть изменения конструкций, внесенные в объект. Версия объекта может состоять из множества итераций.

Версия определяет ревизию и итерацию детали (например, A.1).

CAD-документы создаются при создании объектов в приложениях Creo, связывании объектов с деталями и сохранении объектов в рабочей области. Документ в Windchill – это объект, содержащий файлы в формате конкретного приложения. CAD-документ – это объект Windchill, содержащий CAD-модель, которая представляет собой файл или набор файлов с информацией в формате приложения. CAD-документы содержат атрибуты и неструктурированное содержимое, которые релевантны только для внешнего приложения. С помощью CAD-документов можно управлять данными Creo в Windchill.

CAD-документы:

– хранят файлы, созданные CAD (например, 3D-модели, чертежи и объекты визуализации);

– связаны с деталями и описывают связанные детали;

– связаны с другими CAD-документами и позволяют отображать сложные зависимости, создаваемые и поддерживаемые созданными CAD-системами, например, взаимосвязи «модель-модель» и «модель-чертеж».

В Windchill деталь — это главный объект, представляющий компонент или логическую группу компонентов изделия. Деталь представлена в системе набором CAD- документов или производственных операций, требующих управления.

Процесс выгрузки переносит файлы Creo и другие зависимости из локальной рабочей папки на сервер Windchill PDM. Если файл Creo является новым, на сервере PDM в процессе выгрузки автоматически создаются новые CAD-документы, а взятая на изменение копия CAD-документов помещается в активную рабочую область.

Выгрузка используется:

- для создания новых CAD-документов на сервере Windchill PDM для существующих файлов Creo;
- для переноса файлов Creo из локальной файловой системы пользователя в личный кабинет на сервере Windchill;
- для хранения измененных CAD-файлов, которые не были сданы на хранение на сервер Windchill PDM.

Процесс загрузки переносит содержимое объекта с сервера Windchill PDM в активную рабочую область в качестве объекта только для чтения. Если объект взят на изменение другим пользователем, с помощью команды «Загрузить» (Download) можно добавить его в рабочую область только в справочных целях. Загруженные объекты доступны только для чтения. Загруженные объекты невозможно изменить, так как их невозможно будет сдать на хранение на сервер Windchill PDM.

Объекты, которые загружены в рабочую область без взятия на изменение, становятся устаревшими, если в эти объекты вносятся изменения на сервере Windchill PDM. Используя команду «Обновить» (Update), можно синхронизировать данные конструкции в рабочей области с данными на сервере PDM.

Сессия в расширении «Исследование конструкций» (Design Exploration Extension) — это динамическая, эмпирическая среда. С ее помощью можно исследовать изменения в конструкции без их фиксации. Сессия исследования конструкций действует для всей сессии Creo, а не для каждой конкретной модели. Чтобы применить изменения к исходной модели Creo, необходимо принять изменения в активной контрольной точке и выйти из сессии исследования конструкций.

При работе в сессии исследования конструкции можно загрузить, открыть и взять на изменение объекты из Windchill.

В сессии исследования конструкций можно выполнить ряд задач:

- захватить только изменения конструкции, без изменения настроек, внешнего вида и т. д.;
- внести изменения в конструкцию без их фиксации;
- вернуться к предыдущим точкам процесса конструирования;
- работать в собственной среде конструирования во время сессии, не обязательно только с одной конкретной моделью;
- создавать ветви в различных направлениях конструирования.

В сессии исследования конструкций создается ряд контрольных точек, которые представляют состояния на разных этапах процесса конструирования. Каждая контрольная точка захватывает все изменения конструкции, внесенные после предыдущей контрольной точки. Контрольная точка содержит все данные, необходимые для восстановления моделей в соответствующей контрольной точке. При переключении на выбранную контрольную точку все модели в сессии заменяются их версиями, сохраненными вплоть до выбранной контрольной точки. Контрольные точки создаются явно или создаются системой автоматически в ответ на конкретные события, инициирующие создание контрольной точки.

При завершении сессии исследования конструкций можно выполнить одно из следующих действий:

- принять все изменения, образующие активную контрольную точку, и выйти из сессии;
- отклонить изменения и вернуться в пустую сессию или вернуться к исходным моделям до их изменения перед запуском сессии;
- сохранить сессию исследования конструкций, чтобы вернуться к ней позже.

Creo Behavioral Modeling содержит набор инструментов для выполнения широкого спектра анализов модели и включения результатов анализа в модель. Creo Behavioral Modeling позволяет вносить в конструкцию модели изменения, отражающие требуемое решение.

Инструменты Creo Behavioral Modeling используются, чтобы:

- создавать параметры конструктивных элементов, основанные на измерениях и анализах модели;
- создавать геометрические объекты, основанные на измерениях и анализах модели;
- создавать новые типы измерений, приспособленные к определенным приложениям;
- анализировать поведение измеренных параметров в виде переменных размеров и изменений параметров;
- автоматически находить значения размеров и параметров, достигших определенного поведения модели;
- анализировать поведение измеренных параметров в определенной области конструкции.

Creo Behavioral Modeling состоит из следующих базовых блоков:

- точка поля;
- конструктивный элемент анализа;
- постоянный показ анализов;
- пользовательский анализ (АнП);
- анализ чувствительности и выполнимости, проработка оптимизации;
- конструктивный элемент «Оптимизация»;
- многообъектные исследования конструкции;
- внешний анализ;
- анализ движения.

Модуль Creo Simulate представляет собой многофункциональную систему компьютерного проектирования (CAE), с помощью которой можно моделировать физическое поведение модели, точнее анализировать механические характеристики конструкции и улучшать их. Можно вычислять напряжения, отклонения, частоты, пути теплопередачи и другие факторы, чтобы понять, как модель будет вести себя в тестовой лаборатории или в реальной обстановке.

В продуктовой линейке имеется два модуля, структурный и тепловой,

каждый из которых посвящен соответствующей области механики – Structure и Thermal, каждый из которых специализируется на разных аспектах поведения механических конструкций.

Модуль Structure используется для оценки структурного поведения детали или сборки, Данный модуль позволяет создавать для модели структурные нагрузки и ограничения, а затем выполнять статический, модальный, преднапряженный анализ, а также анализ критической нагрузки и анализ вибрации. Можно также оценивать усталостную долговечность модели и решать проблемы контактов. Можно использовать этот модуль для решения статических проблем, задействуя малую и большую деформацию и используя множество различных материалов, включая изотропные и неизотропные, линейные упругопластические, нелинейные гиперупругие и упругопластические материалы.

Модуль Thermal используется для оценки теплового поведения детали или сборки. Данный модуль позволяет прикладывать к модели тепловые нагрузки, заданные температуры и условия конвекции, затем выполнять стационарный или нестационарный тепловой анализ. Результаты этих анализов можно использовать для проработки передачи тепла в модели. Результаты теплового анализа можно также применять в качестве основы температурной нагрузки в модуле Structure.

Существует два основных режима: интегрированный и автономный. В интегрированном режиме все функции Creo Simulate выполняются в Creo. Данная версия продукта обладает удобством и мощностью технологий создания параметрических компонентов Creo в сочетании с полным набором функций программного решения Creo Simulate.

В автономном режиме можно открывать детали, созданные в Creo или других инструментах CAE, и прорабатывать моделирование независимо от Creo [99].