

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

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Самара – 2024

Работа выполнена в федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» на кафедре космического машиностроения имени Генерального конструктора Д.И. Козлова.

Научный руководитель:

Салмин Вадим Викторович, Заслуженный деятель науки Российской Федерации, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры космического машиностроения имени Генерального конструктора Д.И. Козлова, директор НИИ космического машиностроения федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева».

Официальные оппоненты:

Малышев Вениамин Васильевич – доктор технических наук, профессор, федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», кафедра 604 «Системный анализ и управление», профессор;

Охтилев Михаил Юрьевич – доктор технических наук, профессор, федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения», кафедра компьютерных технологий и программной инженерии (Кафедра 43), заведующий кафедрой.

Ведущая организация:

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Самарский государственный технический университет», г. Самара.

Защита диссертации состоится 28 февраля 2025 года в 10:00 на заседании диссертационного совета 24.2.379.03, созданного на базе федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева», по адресу: 443086, г. Самара, Московское шоссе, д.34.

С диссертацией можно ознакомиться в научно-технической библиотеке и на сайте федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева»: https://ssau.ru/storage/pages/6585/file_673498b7339c89.15862148.pdf.

Автореферат разослан « ____ » _____ 2025 г.

Учёный секретарь
диссертационного совета

А.В. Крамлих

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования

В настоящее время наблюдается тенденция к увеличению массы космических аппаратов (КА), работающих на геостационарной орбите (ГСО). В то же время, энергетические возможности современных средств выведения, использующих в своем составе термохимические двигатели, например, таких, как ракета-носитель (РН) «Протон» с разгонным блоком «Бриз», уже близки к своему пределу.

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 (РБ) с термохимическим двигателем большой тяги, который формирует промежуточную орбиту, а на втором этапе для довыведения полезной нагрузки (ПН) на целевую орбиту применяется электроракетная двигательная установка, обладающая малой тягой. Это позволяет в более продолжительные, но приемлемые сроки, вывести на орбиту ПН большей массы по сравнению с традиционными схемами. Использование электроракетных двигателей (ЭРД) в качестве двигателей малой тяги целесообразно в связи с их высокой эффективностью.

Такие схемы были реализованы при запусках геостационарных КА «Экспресс-80» и «Экспресс-103». Однако, представляется целесообразным рассмотреть возможность комбинированных схем выведения применительно к новой РН «Ангара-А5» с РБ ДМ.

Для реализации комбинированной схемы в состав космической транспортной системы (КТС) должен входить межорбитальный транспортный аппарат (МТА) с электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ), представляющий автономное средство выведения. Увеличение запасов топлива КА на коррекцию орбиты позволяет повысить срок активного существования КА. 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 учётом его многоразового использования.

Для проектирования КТС, способной реализовать комбинированную схему выведения, требуется провести структурно-параметрический синтез МТА с ЭРДУ на основе современных информационных технологий. Полученные проектные параметры МТА необходимо проверить на предмет возможности их реализации в конструкции МТА с учётом возможности многоразового использования и геометрических ограничений, накладываемых другими составными частями КТС. Наиболее эффективно увязать между собой конструкцию составных частей КТС позволяет создание электронных трехмерных моделей с помощью систем автоматизированного проектирования (САПР).

В связи с вышесказанным разработка методики проектирования многоразового 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

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). Значительные результаты в области применения ЭРД получены на предприятиях АО «ИСС» им. академика М.Ф. Решетнёва (коррекция орбиты КА, довыведение КА тяжелого класса на геостационарную орбиту), ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва (коррекция орбиты КА и разработка МТА с солнечной и ядерной энергоустановками, применение магнитоплазменных ЭРД большой мощности), НПО им. С.А. Лавочкина (КА для межпланетных исследований), ФГУП «Центр Келдыша» (холловские и ионные двигатели для коррекции орбиты различных КА), АО «ЦНИИмаш» (создание новых ЭРД с повышенными требованиями к эффективности и ресурсу) ФГАОУ ВО «Самарский национальный университет им. академика С.П. Королева» (коррекция низких орбит КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), оптимизация проектных параметров МТА, предназначенного для перелёта между произвольными орбитами).

Основоположниками направления механики полётов с малой тягой являются такие учёные, как Э. Штулингер, Т. Эдельбаум, Дж. Ирвинг (США), Г.Л. Гродзовский, Ю.Н. Иванов, В.В. Токарев, В.Н. Лебедев (СССР). Значительных результатов в исследовании проблем оптимизации межорбитальных перелетов с малой тягой добились Д.Е. Охоцимский, Г.А. Попов, В.Г. Петухов, М.С. Константинов, Г.Б. Ефимов, В.В. Белецкий, В.А. Егоров, В.В. Салмин, С.А. Ишков и другие ученые.

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

В работах В.А. Комарова, А.Н. Филатова и Е.В. Космодемьянского рассматриваются проблемы внедрения САПР в процесс проектирования изделий ракетно-космической техники на предприятии космической отрасли, предлагаются методы ускорения проектно-конструкторских работ за счёт 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 путём математического моделирования с использованием сложных вычислительных алгоритмов. Поэтому разработка методики проектирования МТА с ЭРДУ, которая систематизировала бы результаты проектно-баллистической оптимизации межорбитальных перелётов с двигателями большой и малой тяги 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.

Цель работы

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 исследования

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 учётом 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 учётом увязки конструкции межорбитального транспортного аппарата с другими составными частями космической транспортной системы и возможности его многоразового использования.

Объект исследования

Межорбитальный транспортный аппарат с электроракетной двигательной установкой для выведения полезной нагрузки на геостационарную орбиту.

Предмет исследования

Методики проектирования МТА с ЭРДУ для выведения полезной нагрузки на геостационарную орбиту и увязки его конструкции с другими составными частями КТС.

Научная новизна:

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

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 МТА путём 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.

Практическая значимость результатов работы

1. Разработана конструктивно-компоновочная схема МТА с ЭРДУ, согласно которой МТА представляет собой автономное средство выведения и разделён 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 ПН по сравнению с традиционной схемой выведения ПН на ГСО разгонным блоком.

Методы исследования

Системный подход к выбору оптимальных параметров МТА и проектно-баллистических характеристик перелетов, численные методы параметрического синтеза, методы решения многокритериальных задач оптимизации и метод нисходящего проектирования.

Положения, выносимые на защиту:

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 учётом 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.

Степень достоверности результатов

Достоверность результатов использования разработанной методики проектирования МТА с электроракетной двигательной установкой обеспечена применением системного подхода к выбору оптимальных проектно-баллистических параметров перелёта 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.

Апробация работы

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. Королёв, 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 реферативной базе данных Scopus; 5 работ опубликованы в прочих изданиях и в материалах и трудах конференций всероссийского уровня.

Объём и структура работы

Диссертационная работа состоит из введения, четырёх глав, заключения, списка литературы из 99 наименований, приложений. Общий объём диссертации составляет 172 страницы машинописного текста, включая 19 таблиц и 64 рисунка.

Соответствие работы паспорту научной специальности

В соответствии с формулой специальности 2.5.13 «Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов» полученные результаты соответствуют следующим пунктам паспорта научной специальности: «1. Разработка методов проектирования и конструирования, математического и программно-алгоритмического обеспечения для выбора оптимальных облика и параметров, компоновки и конструктивно-силовой схемы, агрегатов и систем ЛА, наземных комплексов и стартового оборудования, с учетом особенностей технологии изготовления, отработки и испытаний, механического и теплового нагружения, взаимосвязи ЛА с наземным комплексом и стартовым оборудованием, неопределенности проектных решений. Разработка методов и алгоритмов обеспечения контроля и обеспечения эффективности применения ЛА в процессе эксплуатации.», «5. Разработка методов, моделей и программного обеспечения для принятия оптимальных решений проектно-конструкторских, технологических и эксплуатационных задач при заданных ограничениях с учетом их компромиссного характера, риска и различимости сравниваемых вариантов изделий (процессов)».

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обосновывается актуальность темы, формулируются цель и задачи исследований, описывается современное состояние проблемы, излагается научная новизна работы.

В первой главе рассмотрены проблемы создания космической транспортной системы, включающей ракету-носитель, химический разгонный блок (ХРБ) и межорбитальный транспортный аппарат с электроракетной двигательной установкой.

В настоящее время большинство космических транспортных операций реализуются по традиционным схемам выведения с термохимическими двигателями большой тяги. Энергетические возможности современных термохимических двигателей уже близки к своему пределу. В то же время тенденция развития геостационарных КА заключается в увеличении количества целевой аппаратуры и сроках их активного существования, что влечет за собой увеличение их массы. Эти два фактора привели разработчиков КА к созданию космических платформ, реализующих комбинированную схему выведения (рисунок 1).

Развитие таких космических платформ пошло по пути размещения двигательной установки (ДУ) малой тяги на борту самого КА, по аналогии с апогейными ДУ. Например, так на ГСО были выведены КА Artemis, Экспресс-АМ5, Экспресс-80 и Экспресс-103, на которых были установлены электроракетные двигательные установки. 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.

Проектирование МТА с ЭРДУ, как и в случае с любой сложной технической системой, начинается с определения цели и критериев эффективности. Цель МТА с ЭРДУ - выведение ПН в заданную точку целевой орбиты. Основным критерием эффективности космических средств выведения является масса выводимой ПН. В случае МТА с ЭРДУ влияние на этот критерий оказывают как параметры баллистической схемы выведения, так и проектные параметры МТА. Основная проблема проектирования МТА с параметрами, обеспечивающими максимальное значение массы выводимой ПН, заключается в том, что его схемное решение и проектные параметры определяются баллистической схемой выведения, и наоборот, параметры МТА влияют на баллистические параметры и траектории перелёта. Поэтому оптимизация проектных параметров МТА и баллистических параметров и траекторий выведения должна выполняться совместно.

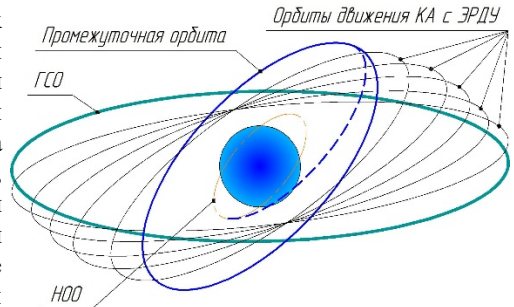


Рисунок 1 – Комбинированная баллистическая схема перелёта КА на ГСО (НОО – низкая околоземная орбита)

Во второй главе предложена методика выбора оптимальных параметров комбинированной схемы выведения и проектных параметров МТА с ЭРДУ.

Оптимизация комбинированных схем перелётов формулируется как задача совместного выбора параметров баллистической схемы, управлений вектором тяги и проектных параметров МТА.

В наиболее общей постановке задача отыскания оптимальных схем выведения является многокритериальной с основными критериями: масса полезной нагрузки на целевой орбите, продолжительность перелёта, время пребывания КА в радиационных поясах Земли, время пребывания КА в тени Земли.

Однако, в ряде работ показано, что задача может быть упрощена до двухкритериальной. Для этого необходимо использовать промежуточные орбиты высотой не менее 12000 км, где воздействие радиации значительно снижается и подобрать такие даты старта, когда время пребывания в тени Земли равно нулю или весьма мало.

Для определения проектных параметров МТА с ЭРДУ, необходимых для формирования его проектного облика, МТА считается частью «сложного» КА, состоящего из разгонного блока, МТА с ЭРДУ и полезной нагрузки – КА с ЭРДУ.

Стартовая масса КА определяется как сумма масс отдельных систем:

$$m_0 = m_K^{XPB} + m_T^{XPB} + m_{\text{Э}}^{\text{ЭРДУ}} + m_{\text{Д}}^{\text{ЭРДУ}} + m_{\text{СПХ}}^{\text{ЭРДУ}} + m_{\text{Т}}^{\text{ЭРДУ}} + m_{\text{К}}^{\text{ЭРДУ}} + m_{\text{ПН}},$$

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

Из этого выражения получен критерий оптимальности проектных параметров КА с ЭРДУ – относительная масса ПН:

$$\mu = 1 - \frac{m_K^{XPB}}{m_0} - \frac{m_T^{XPB}}{m_0} - \frac{\alpha_{\text{ЭУ}} P c (1 + \chi)}{2 m_0 \eta_T \eta_{\text{ПЭ}}} - \frac{\gamma_{\text{ДУ}} (P + k P_{\text{УПР}})}{m_0} - \frac{P T_{\text{М}} (1 + \gamma_{\text{СПХ}})}{m_0 c} - \gamma'_{\text{К}} \frac{P}{m_0} - \frac{\gamma''_{\text{К}} P c (1 + \chi)}{2 m_0 \eta_T \eta_{\text{ПЭ}}},$$

где P – тяга маршевых двигателей; $P_{\text{УПР}}$ – тяга управляющих двигателей; N – мощность энергоустановки; $T_{\text{М}}$ – моторное время (полное время работы ЭРДУ); η_T – тяговый коэффициент полезного действия, $\eta_{\text{ПЭ}}$ – КПД преобразователя энергии, $\alpha_{\text{ЭУ}}$, $\gamma_{\text{ДУ}}$, $\gamma_{\text{СПХ}}$, $\gamma'_{\text{К}}$, $\gamma''_{\text{К}}$ – соответствующие удельные массовые характеристики энергоустановки, двигательной установки, системы подачи и хранения топлива, конструкции ЭРДУ и энергоустановки.

$\chi = \frac{P_{\text{УПР}}}{P}$ – характеризует относительный расход массы управляющих двигателей,

Для максимизации массы ПН необходимо минимизировать массу топлива ХРБ и время перелёта с ЭРДУ, от которого зависит масса рабочего тела:

$$m_T^{XPB} = m_0 \cdot \left(1 - e^{-\frac{\Sigma V^{XPB}}{I_{уд}^{XPB}}} \right), \quad m_T^{ЭРДУ} = \frac{P}{c} T_M, \quad T_M = \frac{c}{a_0} \left[1 - \exp\left(-\frac{V_X}{c}\right) \right],$$

где ΣV^{XPB} - суммарные затраты характеристической скорости для перехода ХРБ между орбитами, $I_{уд}^{XPB}$ - удельный импульс ХРБ, a_0 - начальное реактивное ускорение; V_X - характеристическая скорость перелёта, c – скорость истечения.

Такая задача также не имеет строгого решения. Практически решается задача максимизации массы ПН при фиксированной (варьируемой) продолжительности перелёта, которая даёт множество решений в области «масса ПН – время перелёта». Далее полученное множество решений сужается с учётом действующих ограничений.

Полученные результаты показывают, что использование МТА с ЭРДУ на базе двигателя СПД-140Д на МТА позволяет выводить ПН на ГСО для диапазона продолжительности прямого перелёта от 82 до 165 суток (с возвращением от 110 до 206 суток) минимальной массы 2988 кг и максимальной массы 3641 кг.

При использовании РН тяжёлого класса или РН «Ангара-5» с РБ ДМ масса ПН, доставляемой на ГСО, при реализации трёхимпульсной 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 её 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 выведений с помощью МТА нецелесообразно, так как перелет с ГСО на эллиптическую промежуточную орбиту более затратный энергетически по сравнению с возвратом на круговую орбиту. В случае использования промежуточной эллиптической орбиты для выведения ПН на ГСО массу ПН можно увеличить до 3189-4139 кг при средней продолжительности прямого перелета 90-205 суток, что составляет 10-43% от массы ПН, выводимой РН «Ангара-А5» и РБ ДМ.

В третьей главе изложен процесс формирования проектного облика и разработки компоновки межорбитального транспортного аппарата с электроракетной двигательной установкой.

Основным фактором, определяющим построение конструктивно-компоновочной схемы МТА, является необходимость обеспечить многоразовое использование МТА в целом или его наиболее сложных и дорогих узлов, а также размещение его элементов и предполагаемой полезной нагрузки во внутреннем объёме головного обтекателя (ГО) ракеты-носителя. Структура МТА с ЭРДУ представлена на рисунке 2.

Методом вариантного проектирования определяется рациональное техническое решение, в данном случае конструктивно-компоновочная схема МТА, удовлетворяющая предъявляемым требованиям и реализующая полученные

проектные параметры. САПР эффективно используется при разработке конструкций и их элементов, т.к. позволяет в короткие сроки проработать несколько вариантов и дать им оценку.

Для проработки вариантов используется один из наиболее распространенных методов проектирования – метод нисходящего проектирования, согласно которому изделие разрабатывается сначала как концептуальная модель, из которой затем получается полноценная модель с деталями и подборками. Для создания электронной модели МТА с ЭРДУ в диссертационной работе



Рисунок 2 – Структура МТА с ЭРДУ

выбрана САПР PTC Creo в связи опытом работы с ней автора.

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.

В диссертационной работе рассмотрено три варианта конструктивно-компоновочной схемы, представленных ниже.

В первом варианте (рисунок 3) конструкция состоит из одного отсека, внутри и снаружи которого размещаются элементы всех систем МТА, включая баки хранения рабочего тела (РТ) ЭРДУ. Снаружи корпуса отсека располагаются 4 солнечные батареи (СБ). Недостатки такого варианта:

1. Сложная компоновка элементов всех систем.
2. Сложная сборка при изготовлении.
3. Затруднено обслуживание при наземной эксплуатации.
4. Ограниченное пространство для

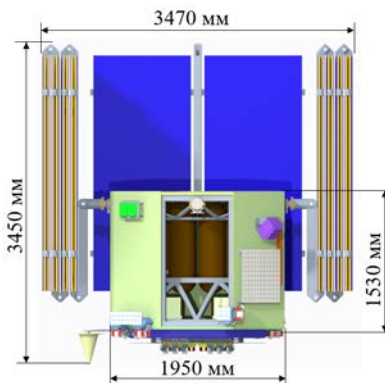


Рисунок 3 – Вариант МТА №1

размещения баков хранения рабочего тела ЭРДУ, из-за чего хранить его необходимо под высоким давлением.

5. Для повторного использования требуется КА-заправщик и сложная операция по стыковке и перекачке рабочего тела ЭРДУ.

Во втором варианте (рисунок 4) предлагается разделение конструкции МТА на два отсека – приборный и энергодвигательный. В энергодвигательном отсеке размещаются элементы ЭРДУ и системы электроснабжения (СЭС).

Солнечных батарей шесть, по одной на каждой боковой поверхности корпуса отсека.

Этот вариант также обладает недостатками:

1. Сложная компоновка энергодвигательного отсека, в котором размещаются ЭРДУ и СЭС.
2. Ограниченное пространство для размещения баков хранения рабочего тела ЭРДУ, из-за чего хранить его необходимо под высоким давлением.
3. Сложное управление ориентацией солнечных батарей.
4. Для повторного использования требуется КА-заправщик и сложная операция по стыковке и перекачке рабочего тела ЭРДУ.

Более предпочтительным вариантом компоновки является третий вариант, который предполагает рациональное разделение конструкции МТА на два отсека: многоразовый приборно-агрегатный (ПАО) и одноразовый (сменный) топливный (ТО), как показано на рисунке 5. В этом случае все дорогостоящие приборы и агрегаты, в том числе СБ, размещаются в ПАО.

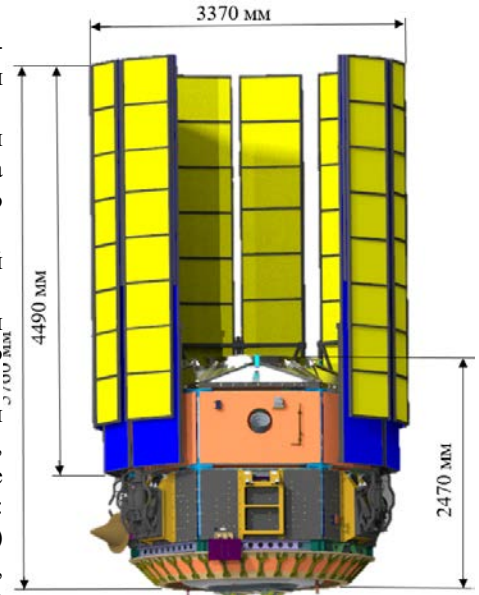


Рисунок 4 – Вариант МТА №2

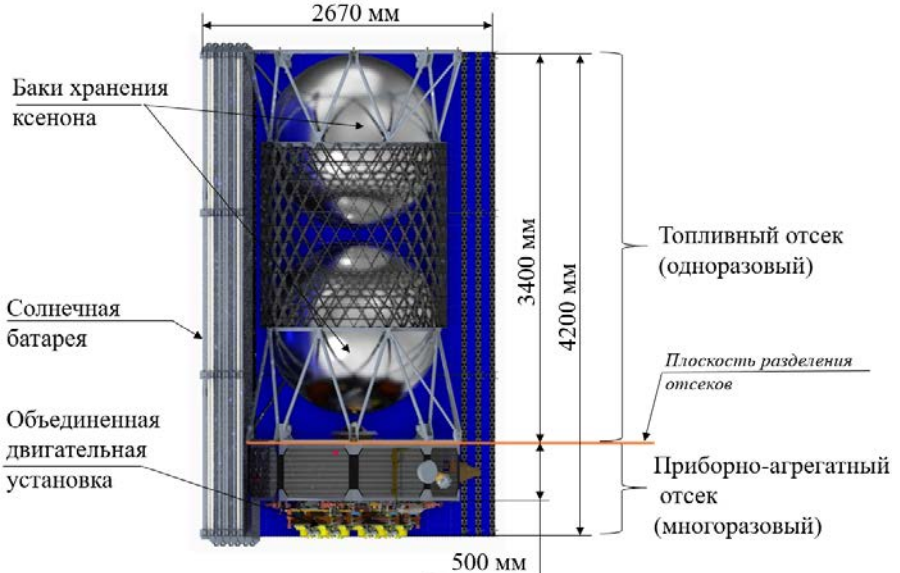


Рисунок 5 – Вариант МТА №3

В отличие от первых двух вариантов этот имеет следующие достоинства:

1. Сменный топливный отсек, поэтому для повторного использования МТА не требуется КА-заправщик.
2. Дорогостоящие приборы и агрегаты размещены в одном многоразовом отсеке.
3. Сборку отсеков можно осуществлять отдельно, что упрощает и ускоряет процесс сборки.
4. Достаточно пространства для размещения баков хранения рабочего тела ЭРДУ, поэтому хранение возможно при более низком давлении.

В четвёртой главе показан алгоритм создания электронной трёхмерной модели в системе автоматизированного проектирования PTC Creo, основанный на методе нисходящего проектирования.

При использовании метода нисходящего проектирования изделие в САПР PTC Creo разрабатывается сначала как концептуальная каркасная модель, из которой затем получается полноценная твердотельная модель с деталями и подборками (рисунок 6).

Главной особенностью нисходящего проектирования является то, что концептуальная информация об изделии помещается на более высокий уровень, а затем распределяется на более низкие уровни модели путём передачи копии геометрии каркасной модели. Детали и подборки с самого начала разрабатываются как часть одного большого изделия, при этом возможно отслеживать связи между компонентами.

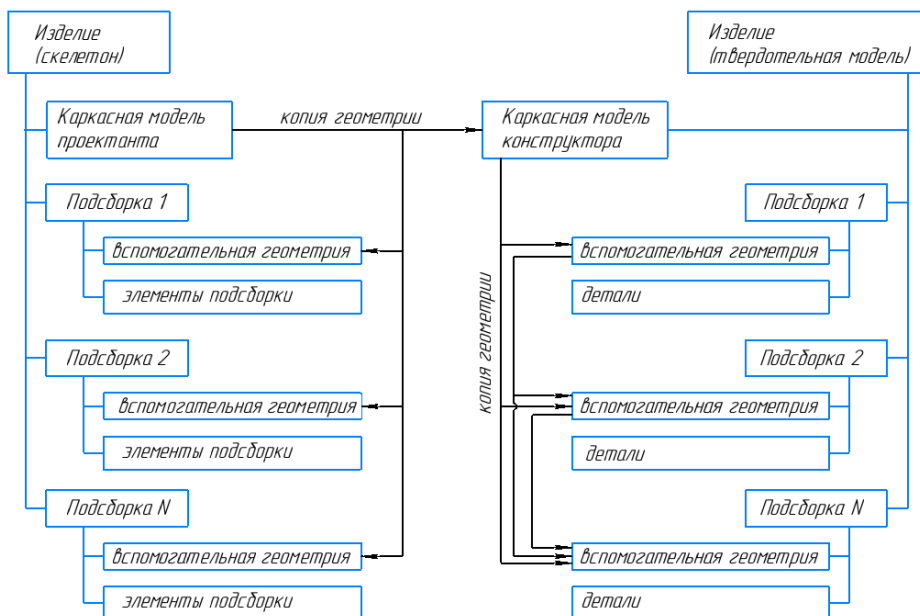


Рисунок 6 – Схема алгоритма разработки электронной модели

В диссертационной работе разработаны электронные модели узлов и агрегатов МТА в соответствии с представленной в третьей главе структурой и

создана общая модель МТА с ЭРДУ. Компоновка ПАО показана на рисунке 7. Модель топливного отсека показана на рисунке 8.

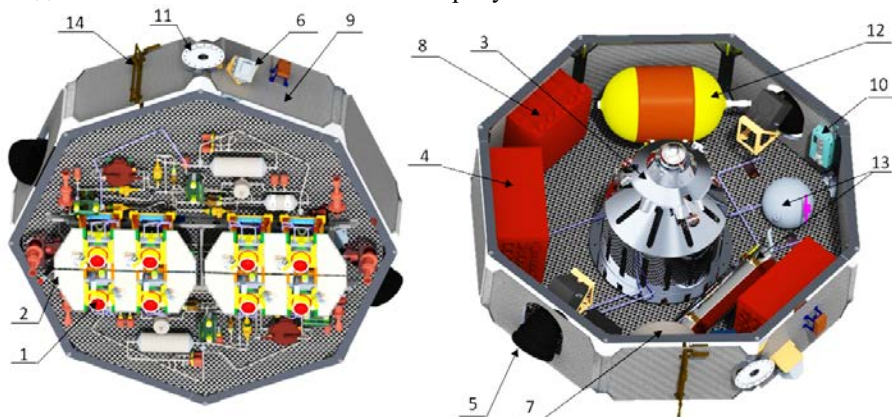


Рисунок 7 – Компоновка приборно-агрегатного отсека МТА:

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

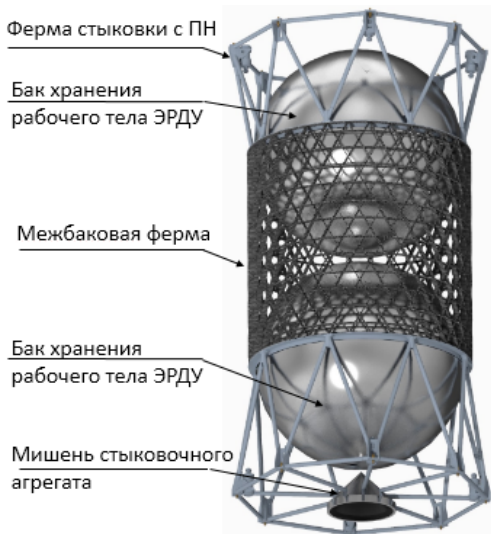


Рисунок 8 – Модель топливного отсека



Рисунок 9 – Размещение МТА с ПН под ГО

Так как модель МТА разрабатывалась в пределах зон конструкции, заданных в каркасной модели, разработанная модель МТА удовлетворяет требованиям размещения в зоне полезного груза головного обтекателя (рисунок 9).

На рисунке 10 показана модель МТА в рабочей конфигурации с разложенными солнечными батареями.

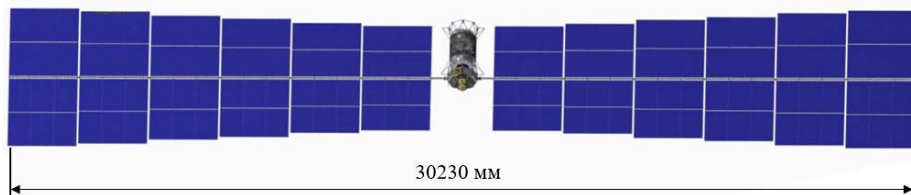


Рисунок 10 – Модель МТА в рабочей конфигурации

По результатам разработки электронной модели можно сделать вывод о возможности реализации конструкции МТА с требуемыми проектными параметрами.

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. Впервые разработана методика проектирования многоразового МТА с ЭРДУ для выведения полезной нагрузки на ГСО и увязки конструкции МТА с другими составными частями КТС путём создания электронных моделей.

2. Разработан алгоритм расчёта проектных параметров МТА с учётом требований к баллистическим схемам межорбитальных перелётов.

3. Получены проектные параметры МТА и баллистические параметры комбинированных схем выведения, подтверждающие возможность значительного увеличения массы полезных грузов на ГСО по сравнению с традиционной схемой выведения ПН на ГСО разгонным блоком за счет применения многоразового МТА с ЭРДУ.

4. Проведён структурно-параметрический синтез МТА, разработана конструктивно-компоновочная схема МТА.

5. Разработан алгоритм создания электронной модели МТА методом нисходящего проектирования в системе автоматизированного проектирования;

6. Разработана электронная модель МТА, показывающая возможность реализации проектных параметров в конструкции с учётом накладываемых другими составными частями КТС конструктивных ограничений

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

Список работ, опубликованных автором по теме диссертации

Статьи, опубликованные в изданиях, рекомендованных ВАК:

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

2. Салмин, В.В. Выбор баллистических схем полета и формирование проектного облика электроракетного транспортного модуля для выведения полезных нагрузок на околоземные орбиты/ Салмин В.В., Кветкин А.А., Русских А.С.// Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т.19, №4. С.58-69.

Статьи, опубликованные в изданиях, индексируемых базами Scopus и WoS:

1. Petrukhina, K. V. Shaping design layout of a combined insertion module with chemical acceleration and electric cruising units in creo elements/pro environment [Текст]/ К. V. Petrukhina ,**A. S. Russkikh**, V. V.Salmin, S. L. Safronov// Procedia Engineering – 2017. - №185. – С. 220-226.

Статьи, опубликованные в других изданиях:

1. Салмин, В.В. Формирование проектного облика космической транспортной системы, включающей химический разгонный блок и электроракетный транспортный модуль, в среде Creo Elements/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.

2. Салмин В.В. Формирование проектного облика транспортного модуля с электрореактивной двигательной установкой [Текст] / Салмин В.В., Петрухина К.В., Сафронов С.Л., **Русских А.С.** // Тезисы докладов XXI научно-технической конференции молодых ученых и специалистов, (30 октября — 3 ноября 2017 года, г. Королев)

3. Салмин В.В. Методика формирования проектного облика транспортного модуля с электрореактивным двигателем для доставки полезных нагрузок на различные целевые орбиты [Текст] / Салмин В.В., **Русских А.С.**, Кветкин А.А. // 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.

4. Салмин В.В. Методика формирования проектного облика электроракетного транспортного модуля для доставки полезных нагрузок на различные целевые орбиты [Текст] / Салмин В.В., **Русских А.С.**, Кветкин А.А. // 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.

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