

ОТЗЫВ научного руководителя

д.т.н., профессора Салмина Вадима Викторовича

по диссертации Русских Антона Сергеевича

«Методика проектирования межорбитального транспортного аппарата с электроракетной двигательной установкой для комбинированных схем выведения на геостационарную орбиту», представленной на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 2.5.13 – Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов

Русских Антон Сергеевич 1990 года рождения, гражданин Российской Федерации. В 2015 году окончил государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет)» по направлению подготовки 24.03.01 – «Космические летательные аппараты и разгонные блоки» с присвоением квалификации инженер, в 2017 году с отличием окончил государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет)» по направлению подготовки 24.04.01 – «Ракетные комплексы и космонавтика» с присвоением квалификации магистр. В 2021 году Русских А.С. освоил программу подготовки научно-педагогический кадров в аспирантуре федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» по направлению подготовки 24.06.01 – «Авиационная и ракетно-космическая техника», работает начальником отдела ПАО «РКК «Энергия».

Диссертационная работа Русских Антона Сергеевича посвящена разработке методике проектирования межорбитального транспортного аппарата с электроракетной двигательной установкой для выведения полезной нагрузки на геостационарную орбиту и другие удаленные орбиты при использовании комбинированных схем выведения. Подобная схема предусматривает использование на начальном этапе перелета химического разгонного блока (ХРБ) или третьей ступени ракеты-носителя с последующим их отделением. Дальнейшее довыведение на целевую орбиту производится ЭРДУ. Такая схема имеет значительный эффект при проектировании перспективных средств выведения на целевые орбиты, отличающихся значительными отклонениями по наклонению, большой полуоси и эксцентриситету от расчетных значений.

Кроме того, в целях повышения эффективности транспортных операций в космосе в работе рассматривается возможность многократного использования МТА. После доставки ПН на целевую орбиту МТА осуществляет возвращение на базовую орбиту по многовитковой траектории.

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 и электроракетный транспортный модуль.

Выбор схемного решения МТА определяется составом задач, возлагаемых на него и, в первую очередь, схемой полета, т.е. по существу концепцией (сценарием) транспортной операции.

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).

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

В наиболее общей постановке задача отыскания оптимальных схем выведения является многокритериальной с основными критериями:

1) масса полезной нагрузки на целевой орбите:

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

2) продолжительность перелёта:

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

3) время пребывания КА в радиационных поясах Земли:

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

4) время пребывания КА в тени Земли:

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

Ввиду сложности решения многокритериальной задачи, диссертант в первом приближении привел задачу к максимизации массы ПН при различной продолжительности перелета. Оптимизация массы ПН проводится методом сканирования по нескольким параметрам.

По предложенному алгоритму были получены проектные параметры МТА с ЭРДУ на базе нескольких ЭРД: СПД-140Д, СПД-230, КМ-10, ИД-500. Основной вариант ЭРДУ построен на базе ЭРД СПД-140Д как наиболее испытанного на настоящий момент.

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.

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 многоэтажного 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%.

В третьей главе предложены алгоритм формирования проектного облика и компоновка межорбитального транспортного аппарата с электрореактивной двигательной установкой.

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.

Рассмотрены три варианта компоновки и проведен их сравнительный анализ, по результатам которого выбран вариант, наиболее удовлетворяющий предъявляемым требованиям. Конструктивно-компоновочная схема такого варианта предполагает деление конструкции МТА на два отсека: многоразовый приборно-агрегатный (ПАО) и одноразовый (сменный) топливный (ТО).

Конструктивная структура МТА отображает конструктивное деление на отдельные сборочные единицы в соответствии с предпочтительной конструкцией, составом и устройством приборов и агрегатов.

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

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. Также разработана принципиальная схема ЭРДУ и ее трехмерная модель. По результатам разработки электронной модели можно сделать вывод о возможности реализации конструкции МТА с требуемыми проектными параметрами.

Научная новизна полученных в диссертации результатов состоит в разработке алгоритма синтеза оптимальных проектных параметров МТА с ЭРДУ с учетом возможности его многоразового использования; в разработке алгоритма совместного выбора параметров комбинированной схемы выведения, позволяющей максимизировать массу выводимой ПН и обеспечивающей минимум необходимых запасов топлива с учетом реальных характеристик электроракетных двигателей; в разработке методике структурно-параметрического синтеза МТА с ЭРДУ, учитывающего возможность многоразового применения; создании технологии проектного облика МТА путем создания электронной модели.

Практическая значимость результатов работы заключается в разработке конструктивно-компоновочной схемы многоразового МТА с ЭРДУ; разработке трехмерной электронной модели МТА с ЭРДУ, полученных результата оценки возможности увеличения массы выводимой ПН на величину до 50%.

Полученные в ходе выполнения диссертации результаты применялись при выполнении НИР «Проведение проектных исследований в обеспечение отработки конструкторско-технологических решений космической транспортной системы на базе ракеты-носителя «Ангара-А5» и разгонного блока «ДМ-03» с использованием многоразового электроракетного модуля для комбинированных схем выведения полезных нагрузок на геостационарную и высокоэллиптическую орбиты» в рамках реализации программы развития передовой аэрокосмической школы (2023 г), крупного научного проекта «Фундаментальные проблемы разработки аэрокосмических транспортных систем и управления в аэрокосмической технике для

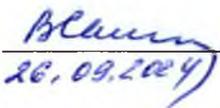
обеспечения связанности территории Российской Федерации» (2024-2026 гг.), а также используются в ПАО «РКК «Энергия» при разработке КА с ЭРДУ.

Русских А.С. в ходе работы проявлял творческую инициативу и самостоятельность, выбирал наиболее эффективные решения, а также показал высокий уровень теоретической подготовки.

Основное содержание диссертационной работы отражено в 8 работах, из которых 3 статьи в научных изданиях, рекомендованных ВАК при Минобрнауки России; 1 статья опубликована в международном журнале, индексируемом в базе данных Scopus; 4 работы опубликованы в материалах и трудах Всероссийских конференций.

Считаю, что подготовленная Русских А.С. диссертационная работа является законченным научным трудом, выполненным автором самостоятельно и на высоком уровне. Работа соответствует требованиям, предъявляемым к кандидатским диссертациям по специальности 2.5.13 – Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов, а её автор заслуживает присуждения учёной степени кандидата технических наук.

Научный руководитель,
Профессор кафедры космического машиностроения
имени генерального конструктора Д.И. Козлова
Самарского университета, д.т.н, профессор


26.09.2024) В.В. Салмин

федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования
«Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева»
443086, г. Самара, Московское шоссе, д. 34.

e-mail: sputnik@ssau.ru,

тел.: 8(846) 920-00-90, (846) 334-86-80

