

## СВЕДЕНИЯ О РЕЗУЛЬТАТАХ ПУБЛИЧНОЙ ЗАЩИТЫ

**Диссертационный совет:** 24.2.327.03

**Соискатель:** Паинг Сое Ту У

**Тема диссертации:** Оптимизация межорбитальных перелетов с конечной тягой

**Специальность:** 2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов (технические науки)

**Решение диссертационного совета по результатам защиты диссертации:**

На заседании 8 февраля 2024 года диссертационный совет пришел к выводу о том, что диссертация представляет собой научно-квалификационную работу, соответствующую критериям, установленным Положением о присуждении ученых степеней, установленным Положением Правительства Российской Федерации от 24 сентября 2013 г. №842, и принял решение присудить Паингу Сое Ту У ученую степень кандидата технических наук.

**Присутствовали:** председатель диссертационного совета В.В. Малышев, заместитель председателя диссертационного совета М.Н. Красильщиков, ученый секретарь диссертационного совета А.В. Старков, члены диссертационного совета: В.Т. Бобронников, В.А. Воронцов, В.Н. Евдокименков, А.В. Ефремов, К.А. Занин, А.И. Кибзун, Д.А. Козорез, М.С. Константинов, С.Н. Падалко, В.Г. Петухов, В.Н. Почукаев, Ю.Н. Разумный, Г.Г. Райкунов, В.В. Родченко, Ю.В. Тюменцев.

Ученый секретарь диссертационного совета

24.2.327.03, д.т.н., доцент

  
А.В. Старков

Начальник  
Т.А. А



## **ЗАКЛЮЧЕНИЕ ДИССЕРТАЦИОННОГО СОВЕТА 24.2.327.03**

созданного на базе Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации  
(МАИ)

**по диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук**

аттестационное дело № \_\_\_\_\_

решение диссертационного совета от 08.02.2024 г., протокол № 1

О присуждении **Паинг Сое Ту У**, гражданину Республики Союз Мьянмы, ученой степени кандидата технических наук. Диссертация «Оптимизация межорбитальных перелетов с конечной тягой» по специальности 2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов (технические науки) принята к защите «30» ноября 2023 г., протокол № 28, диссертационным советом 24.2.327.03 на базе Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ, Московский авиационный институт), 125993, Москва, Волоколамское шоссе, 4, приказ о создании совета № 105/нк от 11.04.2012 г.

**Соискатель**, Паинг Сое Ту У, «27» июня 1990 года рождения. В 2016 г. окончил магистратуру с отличием Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (Московский авиационный институт, МАИ) по направлению подготовки 24.04.01 «Ракетные комплексы и космонавтика» (диплом об окончании магистратуры 107718 0136749, регистрационный номер 2016/6О-335Д от 28 июня 2016 г.). В 2021 году окончил обучение в аспирантуре Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» по направлению подготовки 24.06.01– «Авиационная и ракетно-космическая техника» (диплом об окончании аспирантуры 107718 1244265, регистрационный номер 2021/6А-433Д от 21 июня 2021 г.).

В период подготовки диссертации соискатель Паинг Сое Ту У обучался в очной аспирантуре в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» на кафедре 601 «Космические системы и ракетостроение». В данный момент соискатель Паинг Сое Ту У является слушателем по программе повышения квалификации «Теория и методы оптимизации траекторий космических аппаратов с учетом возмущающих ускорений» на кафедре 601 «Космические системы и ракетостроение»

Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)».

Диссертация выполнена в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» на кафедре 601 «Космические системы и ракетостроение» института №6 «Аэрокосмический».

**Научный руководитель** – доктор технических наук, член-корреспондент РАН, первый заместитель директора по науке Научно-исследовательского института прикладной механики и электродинамики МАИ (НИИ ПМЭ МАИ), профессор кафедры 601 «Космические системы и ракетостроение» МАИ, Петухов Вячеслав Георгиевич.

**Официальные оппоненты:**

1. Муртазин Рафаил Фарвазович – гражданин Российской Федерации, доктор технических наук, заместитель начальника отделения–начальник отдела ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева».

2. Чернякина Ирина Владиславовна – гражданка Российской Федерации, кандидат технических наук, доцент кафедры высшей математики федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева».

Официальные оппоненты дали положительные отзывы о диссертации.

**Ведущая организация** Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт космических исследований Российской академии наук, 117997, г. Москва, Профсоюзная ул., дом 84/32, в своем положительном отзыве, обсужденном на заседании НТС отдела 58 федерального государственного бюджетного учреждения науки Институт космических исследований Российской академии наук (протокол №1 от 11 января 2024 г.), подписанном ведущим научным сотрудником ИКИ РАН, кандидатом технических наук, Н.А. Эйсмонт, и утвержденным ученым секретарем ИКИ РАН, кандидатом физико-математических наук, А. М. Садовским, указала, что оценивая диссертацию Паинг Сое Ту У в целом, можно заключить, что она представляет собой законченную научно-квалификационную работу. Содержание диссертации полностью соответствует паспорту специальности 2.5.16. «Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов». В связи с изложенным выше, можно утверждать, что работа соответствует всем требованиям «Положения о порядке присуждения учёных степеней», предъявляемым к диссертациям на соискание научной степени кандидата технических наук по специальности по специальности 2.5.16. «Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов», а её автор - присуждения искомой степени.

Соискатель имеет 15 опубликованных работ, в том числе по теме

диссертации 5 работ, включающих 4 статьи, опубликованных в рецензируемых научных изданиях, входящих в перечень рецензируемых научных изданий ВАК Минобрнауки РФ, 1 работа в издании, индексируемом в международных реферативных базах данных Scopus. Кроме того, им сделаны 10 докладов на международных и всероссийских научных конференциях. Наиболее значимыми научными работами по теме диссертации являются:

#### **Статьи в рецензируемых журналах перечня ВАК:**

1. Петухов В.Г., Паинг Сое Ту У. Оптимизация многовитковых траекторий межорбитального перелета с идеально-регулируемым двигателем малой тяги. Известия Российской академии наук. Энергетика, 2019, № 3, с. 140–154. (7 с. авт., №1157, перечень ВАК от 14.12.2022 г.).

Представлен новый метод оптимизации многовитковых траекторий с использованием вспомогательной долготы в качестве независимой переменной в уравнениях движения КА и расчете численных примеров оптимальных траекторий.

2. Паинг Сое Ту У. Метод оптимизации траектории перелета на конечную орбиту с частично заданными элементами. Инженерный журнал: Наука и инновации. 2020, том . 9 (21 с. авт., №1217, перечень ВАК от 01.02.2022 г.).

Представлены решения задачи оптимизации траекторий перелета КА с ограниченным реактивным ускорением на основе применения принципа максимума с использованием метода продолжения и условий трансверсальности для свободных элементов конечной орбиты.

3. Паинг Сое Ту У. Оптимизация схемы выведения геостационарного космического аппарата с электроракетной двигательной установкой с использованием ракеты-носителя Falcon-9. Космические аппараты и технологии, 2023, № 1, том . 7, с. 35 – 43(8 с. авт., №1377, перечень ВАК от 01.02.2022 г.).

Представлена постановка задачи и численный анализ оптимальных значений высоты апогея промежуточной орбиты и оптимального числа витков, обеспечивающих доставку на геостационарную орбиту космического аппарата максимальной массы за заданное время при использовании ракеты-носителя Falcon-9 для выведения космического аппарата на промежуточную орбиту.

4. Паинг Сое Ту У. Анализ выведения космических аппаратов на геостационарную орбиту с использованием комбинации большой и малой тяги. Космонавтика и ракетостроение, 2023, № 1, том . 130, с. 69 – 78 (9 с. авт., №1378, перечень ВАК от 01.02.2022 г.).

Представлена разработка нового метода оптимизации комбинированной схемы выведения и численном анализе этой схемы.

#### **Статьи в журналах, индексируемых в иностранных библиографических и реферативных базах данных (SCOPUS):**

5. Paing Soe Thu Oo, Low-Thrust multi-revolutionary trajectories to geostationary orbit using angular independent variable // AIP Conference Proceedings 2549, 120007

(2023), <https://doi.org/10.1063/5.0107755>. (Scopus)

**В диссертационной работе отсутствуют недостоверные сведения** об опубликованных соискателем ученой степени работах, в которых изложены основные научные результаты, представленные в диссертации.

**На диссертацию и автореферат поступили следующие отзывы:**

1) Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН), ведущая организация. Отзыв положительный.

В качестве замечания по диссертационной работе можно отметить, что рассмотренные автором математические модели движения космического аппарата не учитывали возмущающие ускорения (нецентральность гравитационного поля Земли, аэродинамическое сопротивление, притяжение Луны и Солнца, световое давления), которые, в ряде случаев, могут оказывать существенное влияние на траекторию перелета с малой тягой.

2) Муртазин Рафаил Фарвазович, официальный оппонент, доктор технических наук, заместитель начальника отделения–начальник отдела ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева». Отзыв положительный, заверен ученым секретарем ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева» доктором физико-математических наук О.Н. Хатунцевой. Вместе с тем, по содержанию диссертации можно высказать ряд замечаний:

1. Нумерация ссылок должна быть по порядку их появления.
2. В разделе 1.5 не приведено обоснование выбора функционала (1.2.2).
3. Фокальный параметр и сопряженные переменные обозначены одинаковыми буквами.
4. В приведенных решениях неясно, как работает при большом количестве витков функция переключения силы тяги. Сила тяги непрерывна или кусочно-непрерывна?
5. Не обоснован выбор декартовой системы координат. Было бы удобнее пользоваться орбитальной связанной системой координат из-за ее наглядности.
6. В диссертации не используется свойство гамильтониана  $H=0$  и не учитывается наличие векторного интеграла для сопряженных переменных, приведенного в статье [96], а также в книге В.В. Ивашкина «Оптимизация космических маневров». В ней также доказывается свойство  $H=0$ . Использование этого свойства и векторных интегралов может привести к снижению интегрируемых сопряженных функций при исследовании многовитковых маневров.

## 7. Не понятен рисунок 4.1.4 и его анализ.

3) Чернякина Ирина Владиславовна, официальный оппонент, кандидат технических наук, доцент кафедры высшей математики федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева». Отзыв положительный, заверен начальником отдела сопровождения деятельности ученых советов Самарского университета У.В. Бояркиной. В критической части отзыва считаем необходимым указать следующее:

В диссертации присутствуют отдельные опечатки и неточности. Во введении, все разделы называются главами. В оглавлении подведение итогов везде, кроме второй главы называются «Заключение по разделу». Например, на девятой странице в предложении, вероятно, имеется в виду не большой, а большей массы. На рисунке 3.4.4 не хватает пробела после запятой в подписи. На рисунках 4.2.1 – 4.2.5 отсутствуют обозначения разных цветов на проекциях траекторий движения.

Использование интерполяции указывается в качестве недостатка других методов решения задач оптимизации, однако в диссертации тоже используется процедура интерполяции. При этом отсутствует описание отличий и преимуществ используемого в диссертации метода.

В работе анализ движения КА рассматривается лишь в рамках центрального поля тяготения. При этом не учитывается ряд факторов, возмущающих траекторию: нецентральность гравитационного поля Земли, гравитационное влияние от Луны и Солнца, аэродинамическое воздействие верхней атмосферы Земли и т.д.

4) Московское опытно-конструкторское бюро «Марс» - филиал федерального государственного унитарного предприятия «Всероссийский научно-исследовательский институт автоматики им. Н. Л. Духова» (МОКБ «Марс» - филиал ФГУП «ВНИИА»), отзыв на автореферат. Отзыв положительный, подписан заместителем научного руководителя МОКБ «Марс» - филиала ФГУП «ВНИИА»), к.т.н. И.С. Радугиным, заверен научным руководителем МОКБ «Марс», д.т.н. В.Н. Соколовым.

В качестве недостатка можно отметить, что не рассмотрен вопрос применения прямых методов поиска оптимальных решений, которые являются альтернативой используемому в работе принципу максимума Понтрягина.

5) Государственный научный центр Российской Федерации Федеральное автономное учреждение, ЦЕНТРАЛЬНЫЙ АЭРОГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ имени профессора Н.Е. Жуковского (ФАУ «ЦАГИ»), отзыв на автореферат. Отзыв положительный, подписан заместителем генерального

директора по вооружению, военной и специальной технике – начальником комплекса безопасности полетов, к.т.н. В.Ю. Граничом, заместителем генерального директора по ВВ и СТ ФАУ «ЦАГИ», начальником сектора НИО-15 ФАУ «ЦАГИ», к.т.н. О.В. Яновой, заверен заместителем генерального директора по ВВ и СТ – начальником комплекса безопасности полетов, к.т.н. В.Ю. Граничом.

Вместе с тем, после прочтения автореферата можно высказать несколько замечаний:

1. В автореферате нет информации о вычислительной трудоемкости разработанных методов оптимизации по сравнению с существующими методами.
2. Недостаточно ясно описано обоснование возможности использования импульсной схемы выведения КА на промежуточную орбиту с использованием тяги разгонного блока при оптимизации выведения КА с ЭРДУ на ГСО (комбинированная схема).
3. В тексте встречаются грамматические ошибки.

б) Акционерное общество «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем», отзыв на автореферат. Отзыв положительный, подписан заместителем начальника отделения по функциональным дополнениям и ассистирующим системам ГНСС, д.т.н. В.В. Куршином, начальником отдела исследования перспективных технологий и моделирования, к.т.н. А.Б. Ткачевом, заверен ученым секретарем АО «Российские космические системы», старшим научным сотрудником, к.т.н. С.А. Федотовым.

Вместе с тем, судя по автореферату, работа не лишена недостатков:

1. Из содержания автореферата следует, что используется невозмущенная модель гравитационного поля Земли (центральное ньютоновское гравитационное поле), хотя на практике при анализе движения КА в околоземном пространстве требуется рассматривать влияние возмущающих ускорений, связанных с нецентральностью гравитационного поля Земли, притяжением Луны и Солнца и др.);

2. Из материалов автореферата следует, что решение задачи оптимизации траекторий перелета КА с ЭРДУ ограниченной тяги рассматривается при фиксированных параметрах на левом конце траектории и закрепленным правым концом или с правым концом со свободными линиями апсид и узлов, а также конечным значением истинной аномалии КА. Однако не рассмотрены практически интересные варианты оптимальных межорбитальных перелетов с частично-свободными условиями на левом конце траектории;

3. В формульных зависимостях и пояснениях к ним имеются неточности. Например, на стр. 9 после перечисления обозначений компонент реактивного

ускорения нарушен их последующий порядок расшифровки, а на стр. 10 в формуле функции переключения  $S$  появляется компонента "с", которая, вероятно, является величиной, указанной ранее как  $w$  - скорости истечения двигателя.

7) Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, отзыв на автореферат. Отзыв положительный, подписан главным научным сотрудником, к.ф.-м.н. Р.З. Ахметшином, отзыв заверен ученым секретарем ИПМ им. М. В. Келдыша РАН, к.ф.-м.н. А.А. Давыдовым.

Автореферат достаточно полно отражает содержание диссертации. Полученные результаты наглядно представлены в рисунках, графиках и таблицах. Хотя в тексте имеются и некоторые огрехи (помимо грамматических ошибок). Так, в конце стр. 14 написано «В этих формулировках фиксируется угловая дальность перелета, а длительность перелета считается фиксированной». По-видимому, имелось в виду, что «длительность перелета считается свободной». В конце диссертации (стр. 118-121) приведен список сокращений и условных обозначений, но некоторые сокращения, например КЗ (краевая задача) и ЗОУ (задача оптимального управления), которые много раз используются в тексте, почему-то в список не попали. На стр. 26 при обосновании введения «вспомогательной дальности  $K$ » отмечается, что «производная от  $K$  по времени всегда положительна и определена, если фокальный параметр положителен». Однако, чтобы траекторию можно было проинтегрировать на нужном количестве витков и получить требуемую угловую дальность, дополнительно необходимо, чтобы оскулирующая орбита не вырождалась в параболу.

8) Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, отзыв на автореферат. Отзыв положительный, подписан старшим научным сотрудником, к.ф.-м.н. А.С. Смохином, отзыв заверен ведущим инженером ИПУ им. В. А. Трапезникова РАН, Л.Л. Заложневой.

В качестве недостатков автореферата следует отметить следующее:

1. В работе не берутся во внимание различные возмущающих факторы, воздействующие на траектории космического аппарата, которые, возможно, могут привести к их значительному изменению, так как рассматриваются в том числе многовитковые траектории.

2. В начале автореферата отмечается недостаточная вычислительная устойчивость существующих методов оптимизации траекторий космических аппаратов и отмечается, что диссертация посвящена разработке устойчивых методов. Хотелось бы понять, насколько вычислительно устойчивыми получились разработанные в итоге методы, в том числе в сравнении с другими известными методами решения таких задач.

3. В автореферате многократно говорится про построенные оптимальные траектории. Хотелось бы понять, что имеется в виду под словами «оптимальные»,



являются ли такие траектории экстремалиями Понтрягина или же проверялись также условия высших порядков.

4. Автореферат содержит незначительное количество опечаток. В частности, в подписи к рис. 11 на стр. 22 неверно написано слово «Наклонение».

9) Акционерное общество «Центральный научно-исследовательский институт машиностроение» (АО «ЦНИИмаш»), отзыв на автореферат. Отзыв положительный, подписан главным научным сотрудником АО «ЦНИИмаш» д.т.н., В.Г. Лаврентьевом, заверен главным ученым секретарем АО «ЦНИИмаш» д.т.н., с.н.с. В. Ю. Ключниковом.

В качестве основных недостатков автореферата следует отметить:

- автор утверждает, что им разработана «новая математическая постановка и численный метод решения задачи оптимизации многовитковых траекторий с фиксированной угловой дальностью», однако формализованная постановка задачи и ее отличительные особенности в автореферате не приводятся;

- в автореферате при описании содержания глав диссертации отсутствует четкая привязка глав к научным результатам, выносимым на защиту, что затрудняет чтение автореферата;

- согласно автореферату «во второй главе рассматривается использование двух методов продолжения ... для решения двухточечной краевой задачи». Из последующего материала автореферата не ясен вклад автора в разработку метода решения задачи;

- из материала автореферата неясно, что подразумевается под перелетами с фиксированной угловой дальностью. Это может быть разность между конечной и начальной величинами истинной долготы  $L_f$  и  $L_0$ , при этом конечная величина вспомогательной долготы  $K_f$  вычисляется в процессе решения двухточечной краевой задачи. Возможно фиксированной считается разность между конечной и начальной величинами вспомогательной долготы  $K_f$  и  $K_0$ , в этом случае конечное значение истинной долготы  $L_f$  вычисляется при интегрировании уравнений движения КА.

10) Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Российский университет дружбы народов имени Патриса Лумумбы» (РУДН), отзыв на автореферат. Отзыв положительный, подписан профессором департамента механики и процессов управления инженерной академии РУДН, д.т.н. С. А. Купреевым, доцентом департамента механики и процессов управления инженерной академии РУДН, к.т.н. В.Ю. Разумным, доцентом департамента механики и процессов управления инженерной академии РУДН, к.т.н. М.О. Каратуновым, заверен ученым секретарем учёного совета инженерной академии РУДН, к.т.н., с.н.с. О. Е. Самусенко, утвержден директором инженерной академии РУДН, директором

департамента механики и процессов управления, профессором, д.т.н. Ю.Н. Разумным.

Вместе с тем, следует отметить следующие недостатки:

1. Из содержания автореферата не ясны причины использования продолжения по гравитационному параметру, так как рассмотрение задачи межорбитального перелёта с использованием дифференциальных уравнений в модифицированных равноденственных элементах и «вспомогательной» долготой в качестве независимой переменной позволяет заранее определить количество витков на траектории перелёта.

2. По-видимому, при формулировке краевой задачи принципа максимума на стр. 7 и 8 допущена неточность. Указано, что «если конечные значения истинной аномалии, восходящего узла и аргумента перигея не фиксируются, то краевые условия (13) должны быть дополнены условиями трансверсальности» (14), (15) и (16). Однако, в условиях (13) уже имеются ограничения на указанные орбитальные элементы, и поскольку новых параметров в краевую задачу не вводится необходимо не «дополнить», а заменить соответствующие условия из (13) на условия трансверсальности (14), (15) и (16).

3. Из содержания автореферата не понятны причины выбранной структуры диссертации и последовательности глав, так в заключительной (пятой) главе проводится качественный анализ задачи комбинированного вывода на ГСО в упрощённой постановке (с осреднёнными уравнениями движения), в результате которого выявлены оптимальные параметры промежуточной орбиты. Однако, при рассмотрении задач межорбитальных перелётов результаты этого качественного анализа никак не используются, хотя это кажется логичным.

Указанные замечания не снижают общей научной ценности представленного научного исследования и не влияют на положительную оценку, которую заслуживает диссертация Паинг Сое Ту У. опубликованными другими авторами и не вызывает сомнений.

11) Акционерное общество «Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина» (АО «НПО Лавочкина»), отзыв на автореферат. Отзыв положительный, подписан заместителем начальника отдела д.т.н. А.Е. Назаровым, заверен первым заместителем генерального директора - генеральным конструктором, к.т.н. А. Е. Ширшаковым.

В качестве замечаний к работе можно отметить следующие:

1. При расчете траектории перелета между опорной и промежуточной орбитами по двухимпульсной схеме не указано, как в импульсном приближении производится учет потерь скорости.

2. Не проведена оценка влияния возмущающих воздействий при движении центра масс КА в реальном гравитационном поле на результаты решения рассматриваемых задач оптимизации.

3. Не проведен анализ чувствительности предлагаемых методов оптимизации к возможным ошибкам отработки программ управления ориентацией вектора тяги.

5. В тексте автореферата имеются незначительные опечатки.

12) Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова (МГУ), отзыв на автореферат. Отзыв положительный, подписан и заверен помощником декана, доцентом кафедры общих проблем управления механико-математического факультета МГУ им М.В.Ломоносова, к.ф.-м.н. М.П.Заплетиним.

В качестве недостатков автореферата можно отметить следующее:

- в работе рассматривается проблема оптимизации траекторий с малой конечной тягой, которые наряду с несомненными достоинствами имеют и существенные недостатки. К недостаткам можно отнести большую продолжительность полета, высокую чувствительность к любым ошибкам начальных условий движения и необходимость высокой точности навигационных измерений. Рассмотрение в работе проблем оптимизации более широкого класса траекторий позволило бы более комплексно подойти к вопросам поиска эффективных схем перелета;
- на траектории с малой тягой сильное влияние оказывают солнечно-лунные возмущения. Однако, предлагаемая в данной работе методика не учитывает влияние этих возмущений на параметры перелёта.

**Выбор официальных оппонентов и ведущей организации** обосновывается наличием публикаций в соответствующей сфере исследования, компетентностью, имеющимся у них большим опытом в решении задач динамики и управления полетом, проектирования и практического использования космических систем, в том числе, в области соответствующей паспорту специальности 2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов (технические науки) и способностью определить научную и практическую ценность диссертации.

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН) — головной академический институт по исследованию космического пространства в интересах фундаментальных наук. ИКИ выполняет экспериментальные научные работы по таким направлениям космической физики, как астрофизика, физика планет и малых тел Солнечной системы, физика Солнца и солнечно-земных

связей, космическая плазма и исследования в области нелинейной геофизики. ИКИ поручены также подготовка программ научных космических исследований, разработка и испытания комплексов научной аппаратуры по проектам, принятым Российской академией наук и государственной корпорацией по космической деятельности «Роскосмос». Сегодня 39 приборов, созданных в ИКИ, работают на 10 отечественных и 6 зарубежных космических аппаратах в ближнем околоземном космосе, у Луны, Марса и на пути к Меркурию. ИКИ РАН участвовал в разработке практически всех отечественных космических проектов и в значительной мере в подготовке международных миссий, а также в операциях по управлению космическими аппаратами в ходе реализации этих миссий. В том числе работах по проектированию траекторий полета и соответствующих сценариев управления с участием специалистов в области космической динамики. ИКИ РАН проводит научные эксперименты на Международной космической станции. В 2023 году в ИКИ РАН работают 927 сотрудников, в их числе 4 действительных члена РАН, 3 члена-корреспондента РАН, 4 профессора РАН, 50 докторов и 113 кандидатов наук, 54 молодых исследователя. В структуре ИКИ РАН работают 2 филиала, 1 центр коллективного пользования и 1 уникальная научная установка. В режиме онлайн доступны архивы данных суммарным объемом более 5 петабайт. В 2022 г. ИКИ РАН опубликовал 766 научных работ. Число публикаций в базе Web of Science и/или Scopus 311. В их число входят работы по динамике полёта и управлению космических аппаратов. Заключение по диссертационной работе обсуждено и подписано учеными, которые непосредственно занимаются вопросами, связанными с проектированием траекторий космических аппаратов, в их числе Н.А. Эйсмонт - кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник Института космических исследований Российской академии наук, участвовал в исследованиях траектории полетов практически всех запущенных для научных целей в СССР и России космических аппаратов.

Муртазин Рафаил Фарвазович является начальником отдела космической баллистики Ракетно-космической корпорации «Энергия», доктор технических наук, действительный член Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского. Автор более 40 научных статей по данной тематике и более 20 патентов на изобретения, профессор кафедры СМЗ МГТУ им.Баумана. Под руководством Муртазина Р.Ф. выполняются работы по баллистическому обеспечению эксплуатации Российского сегмента МКС. При его непосредственным участии проведены подготовка и успешные запуски транспортных пилотируемых и грузовых космических кораблей «Союз МС» и «Прогресс МС», а также различных научных модулей. Муртазиным Р.Ф. была разработана идеология и обоснование баллистической схемы 4-х виткового и 2-х

виткового «быстрого» сближения, по которым был получены патенты РФ на изобретение. С 2012 по настоящее время по этим схемам реализовано более 40 полётов. Р.Ф. Муртазин участвует в разработке будущей российской орбитальной станции, пилотируемого корабля нового поколения, а также баллистическом обеспечении будущей российской Лунной программы. В 2021 году Р.Ф. Муртазину присуждена премия Правительства Р.Ф. им. Ю.А. Гагарина в области космической деятельности.

Чернякина Ирина Владиславовна является доцентом кафедры высшей математики федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева». Автор нескольких десятков научных работ в области оптимального управления движением космических объектов. Опубликовала больше 40 научных публикаций, из них 32 индексируется в зарубежных базах данных Scopus и WoS, получила 2 патента на программные комплексы. Участвовала в более чем 20 грантах и выиграла 2. Проводила практические занятия по курсам: «Обыкновенные дифференциальные уравнения», «Математический анализ». Руководила 5 лет советом молодых учёных в Самарском Университете.

#### В дискуссии приняли участие:

Фамилия, имя, отчество	Ученая степень, шифр специальности в совете
Бобронников Владимир Тимофеевич	д.т.н., проф., 2.3.1.
Красильщиков Михаил Наумович	д.т.н., проф., 2.3.1.
Константинов Михаил Сергеевич	д.т.н., проф., 2.5.16.
Разумный Юрий Николаевич	д.т.н., проф., 2.5.16.
Мальшев Вениамин Васильевич	д.т.н., проф., 2.5.16.
Эйсмонт Натан Андреевич	к.т.н., ведущий научный сотрудник ИКИ РАН

Диссертационный совет отмечает, что диссертация написана автором самостоятельно, обладает внутренним единством, а **наиболее существенные научные результаты, полученные лично соискателем**, могут быть сформулированы следующим образом:

1. Предложен подход к решению задачи минимизации затрат топлива на перелет космического аппарата с конечной тягой с заданными или частично свободными конечными условиями за фиксированное время на основе использования принципа максимума и метода продолжения для математической модели движения космического аппарата в декартовых координатах. Для решения краевой задачи принципа максимума разработан двухэтапный метод. Во-первых, решается задача расчета траектории космического аппарата с идеально-регулируемым двигателем, удовлетворяющей необходимым условиям

оптимальности. Результаты оптимизации траектории космического аппарата с идеально-регулируемым двигателем используются в качестве начального приближения на втором этапе, на котором реализуется численное продолжение оптимальной траектории космического аппарата с идеально-регулируемым двигателем в оптимальную траекторию космического аппарата с двигателем ограниченного ускорения или двигателем ограниченной тяги. Для оптимизации свободных элементов конечной орбиты (истинной аномалии, долготы восходящего узла и аргумента перигея) используются условия трансверсальности;

2. Разработан метод оптимизации многовитковых перелетов космического аппарата с электроракетной двигательной установкой с заданной угловой дальностью. Между двумя заданными орбитами в центральном гравитационном поле. В разработанном методе используется математическая модель движения космического аппарата с двигателем ограниченной тяги в равноденственных переменных, использующая вспомогательную долготу в качестве независимой переменной. В качестве минимизируемого функционала рассмотрены затраты топлива. Используя принцип максимума Понтрягина, задача оптимального управления была сведена к краевой задаче для системы обыкновенных дифференциальных уравнений, которая была решена с применением метода продолжения по параметру. В результате проведения численных расчетов с использованием разработанного метода, обнаружена немонотонная зависимость оптимального времени перелета с фиксированной угловой дальностью от тяги электроракетной двигательной установки;

3. Разработаны методики оптимизации комбинированных схем выведения геостационарного космического аппарата с электроракетной двигательной установкой в вариантах с использованием и без использования разгонного блока. Получены зависимости оптимальных параметров промежуточной орбиты и массы космического аппарата на геостационарную орбиту от длительности выведения. Представленные методики и численные результаты могут быть использованы при выборе основных параметров комбинированных схем выведения космического аппарата с электроракетной двигательной установкой на геостационарную орбиту.

**Новизна полученных результатов** заключается в разработке нового метода оптимизации траекторий перелета КА с ограниченным реактивным ускорением на основе применения принципа максимума, метода продолжения и условий трансверсальности для свободных элементов конечной орбиты. В разработке новой математической постановки и численного метода решения задачи оптимизации многовитковых траекторий с фиксированной угловой дальностью, свободным временем перелета с использованием вспомогательной долготы в качестве независимой переменной. Обнаружена немонотонная зависимость

оптимального времени перелета от величины тяги на траекториях с фиксированной угловой дальностью в задаче перелета с минимальными затратами топлива. Также в работе разработаны методики для быстрого анализа комбинированных схем выведения КА с ЭРДУ на геостационарную орбиту в вариантах с использованием и без использования разгонного блока. Получены зависимости оптимальных параметров промежуточных орбит и массы КА на геостационарную орбиту от длительности выведения.

**Теоретическая значимость** работы заключается в развитии новых подходов и методов решения задач оптимизации траекторий межорбитальных перелетов КА и полученных с помощью этих методов новых численных результатах. В частности, поставлена и решена задача оптимизации траекторий со свободной угловой дальностью и свободным временем перелета, обнаружено новое свойство оптимальных траекторий перелета с заданной угловой дальностью: зависимость оптимального времени перелета от величины тяги имеет минимум и стремится к некоторому асимптотическому значению при увеличении тяги.

**Практическая значимость** работы заключается в разработке методов оптимизации траекторий КА с конечной тягой, позволяющие вычислять траектории, удовлетворяющие необходимым условиям оптимальности, без необходимости выбора начального приближения для параметров, определяющих оптимальное управление. Разработанный метод оптимизации траекторий КА с двигателями ограниченного ускорения позволяет получать верхнюю оценку затрат характеристической скорости, требуемых на выполнение заданной космической транспортной операции. Разработанные методы и программно-математическое обеспечение, а также полученные численные результаты могут применяться для проведения проектно-баллистического анализа перспективных космических миссий.

**Значение полученных соискателем результатов исследования для практики** подтверждается следующим актом о внедрении результатов диссертации:

Акт о внедрении результатов диссертационной работы Паинг Сое Ту У в учебный процесс для курсового и дипломного проектирования: МАИ «Программно-математическое обеспечение для решения задачи оптимизации межорбитальных перелетов с конечной тягой» от 20 октября 2023 г..

**Результаты диссертационной работы рекомендуются к использованию** в организациях, осуществляющих проектирование и создание космической техники, систем управления, таких как АО «Решетнёв», ПАО «РКК «Энергия», АО «ЦНИИмаш», АО «НПО Лавочкина», а также в образовательных

учреждениях, готовящих специалистов для ракетно-космической промышленности.

**Оценка достоверности результатов исследования** выявила, что основные положения диссертации опираются на современный математический аппарат и согласуются с опубликованными экспериментальными данными по теме диссертации. Соискателем разработаны и используются корректные математические модели и алгоритмы. В рамках исследования автором грамотно применены методы управления движением летательных аппаратов, в том числе методы оптимального управления движением космического аппарата с двигателем конечной тяги.

**В ходе защиты были высказаны следующие критические замечания:**

1. При решении задачи оптимизации траектории межорбитального перелета с двигателем ограниченной тяги не ясна причина увеличения затрат характеристической скорости с увеличением удельного импульса двигателя.

2. Из доклада не совсем понятна необходимость использования нескольких критериев при решении задачи оптимизации траектории межорбитальных перелетов.

Соискатель Паинг Сое Ту У ответил на задаваемые вопросы и привел собственную аргументацию:

1. С увеличением удельного импульса расход топлива уменьшается. При неизменной начальной массе космического аппарата, конечная масса увеличивается. Увеличение конечной массы КА приводит к увеличению длительности работы двигателя и затрат характеристической скорости.

2. В диссертационной работе рассматривается три отдельные задачи оптимизации межорбитального перелета. При решении задачи оптимизации траектории межорбитального перелета с двигателем ограниченного ускорения минимизируются затраты характеристической скорости. Такая задача возникает в случае, когда не определены все проектные параметры двигателя. При решении задачи оптимизации траектории межорбитального перелета с двигателем ограниченной тяги минимизируются затраты топлива при известных проектных параметрах двигателя. При решении задачи выведения КА на ГСО с комбинацией двигателей большой и малой тяги рассматривалась задача максимизации конечной массы КА на ГСО.

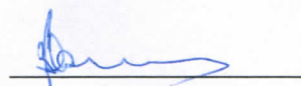
**В диссертационной работе все заимствованные материалы представлены со ссылкой на автора или источник.** Тем самым работа удовлетворяет п.14 Положения о присуждении ученых степеней.



На заседании 08 февраля 2024 г. диссертационный совет пришел к выводу о том, что диссертация представляет собой законченную научно-квалификационную работу, которая соответствует критериям, установленным Положением о присуждении ученых степеней, утвержденным постановлением Правительства Российской Федерации от 24 сентября 2013 года № 842, предъявляемым к диссертациям на соискание учёной степени кандидата наук, и принял решение за **новые научно-обоснованные технические решения**, имеющие существенное значение для развития космической отрасли страны в части разработки устойчивых быстродействующих методов оптимизации проектно-баллистического анализа перспективных межорбитальных космических транспортных операций с использованием двигателей конечной тяги присудить Паинг Сое Ту У ученую степень кандидата технических наук.

При проведении тайного голосования диссертационный совет в количестве 18 человек, из них 8 докторов наук по специальности 2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов (технические науки), участвовавших в заседании, из 27 человек, входящих в состав совета, проголосовали: за – 18, против – нет, недействительных бюллетеней – нет.

Председатель диссертационного совета  
24.2.327.03, д.т.н., профессор  
Малышев Вениамин Васильевич



Ученый секретарь диссертационного совета  
24.2.327.03, д.т.н., доцент  
Старков Александр Владимирович



«08» февраля 2024 г.

Начальник отдела УДС МАИ  
Т.А. Анискина

