ЗАКЛЮЧЕНИЕ ДИССЕРТАЦИОННОГО СОВЕТА 24.1.098.01, СОЗДАННОГО НА БАЗЕ ФЕДЕРАЛЬНОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО БЮДЖЕТНОГО УЧРЕЖДЕНИЯ НАУКИ ИНСТИТУТА ПРОБЛЕМ МЕХАНИКИ ИМЕНИ А.Ю. ИШЛИНСКОГО РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК ПО ДИССЕРТАЦИИ ПРОСКУРЯКОВА АЛЕКСАНДРА ИГОРЕВИЧА НА СОИСКАНИЕ УЧЕНОЙ СТЕПЕНИ КАНДИДАТА НАУК

аттестационное дело N _____
решение диссертационного совета
от 09 октября 2025 года, протокол № 6

О присуждении Проскурякову Александру Игоревичу, гражданину Азербайджана ученой степени кандидата физико-математических наук.

Диссертация «Задача оптимизации траектории выведения космического аппарата на целевую орбиту со сбросом отделяемых частей средств выведения в атмосферу Земли» по специальности 1.1.7. Теоретическая механика, динамика машин принята к защите 24 июня 2025 года, протокол № 5 диссертационным советом 24.1.098.01 на базе Федерального государственного бюджетного учреждения науки Института проблем механики им. А.Ю. Ишлинского Российской академии наук (119526, Москва, проспект Вернадского, д. 101, к. 1, приказ о создании диссертационного совета № 225/нк от 14.02.2023)

Соискатель Проскуряков Александр Игоревич, 26 сентября 1991 года рождения, в 2015 году окончил магистратуру филиала МГУ имени М.В. Ломоносова в городе Баку по специальности «Математика и компьютерные науки», в 2019 г. окончил аспирантуру механико-математического факультета Московского государственного университета имени М.В. Ломоносова по специальности “Вычислительная математика”. Удостоверение о сдаче кандидатских экзаменов выдано в 2024 г. Московским государственным университетом имени М.В. Ломоносова. В

период подготовки диссертации Проскуряков А.И. с 2015 по 2019 год был аспирантом кафедры вычислительной математики механико-математического факультета Московского государственного университета, с 2019 года по настоящее время работает старшим лаборантом кафедры технических наук Филиала МГУ в городе Баку.

Диссертация выполнена на кафедре вычислительной математики механико-математического факультета Московского государственного университета имени М.В. Ломоносова.

Научный руководитель – кандидат физико-математических наук Григорьев Илья Сергеевич, доцент кафедры вычислительной математики механико-математического факультета Московского государственного университета имени М. В. Ломоносова.

Официальные оппоненты:

Ивашкин Вячеслав Васильевич, доктор физико-математических наук, профессор, главный научный сотрудник отдела 5 «Механика космического полета и управление движением (Федеральное государственное учреждение "Федеральный исследовательский центр Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша Российской академии наук");

Петухов Вячеслав Георгиевич, доктор технических наук, член-корреспондент РАН, директор Института (Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики Московского авиационного института);

дали положительные отзывы на диссертацию.

Ведущая организация:

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт космических исследований Российской академии наук. В своем положительном заключении, подписанным ведущим научным сотрудником

ФГБУН ИКИ РАН к.ф.-м.н. Сухановым А.А. и научным сотрудником ФГБУН ИКИ РАН, к.ф.-м.н. Федяевым К.С., указала, что полученная в работе информация об оптимальных траекториях выведения КА с низкой круговой орбиты искусственного спутника Земли на целевую геопереходную орбиту со сбросом дополнительного топливного бака и центрального блока разгонного блока в атмосферу Земли может быть использована при создании и оценке реальных систем управления движением центра масс КА с реактивным двигателем большой ограниченной тяги; методика численного решения может быть применена при решении других актуальных и требующих решения оптимизационных задач; построенные экстремали Понтрягина могут использоваться в качестве известных решений при оценке оптимальности траекторий, построенных с использованием простых схем управления и других упрощающих предположений.

Соискатель имеет 27 опубликованных работ, из них по теме диссертации опубликовано 27 научных работ, изданных в периодических научных изданиях, сборниках материалов и тезисах докладов международных и всероссийских конференций, в том числе 5 статей в научных журналах и изданиях, которые включены в перечень рецензируемых научных журналов и изданий для опубликования основных научных результатов диссертаций и удовлетворяют критериям, изложенным в Рекомендациях ВАК РФ от 7 июля 2023 г.

Наиболее значимые научные работы по теме диссертации:

1. Проскуряков А.И., Григорьев И.С. Оптимизация перелета КА со сбросом дополнительного топливного бака и разгонного блока в атмосферу Земли. // Автоматика и телемеханика. 2023. № 3. С. 22–43. DOI: http://doi.org/10.31857/S0005231023030029.

2. Проскуряков А.И., Григорьев И.С. Задача выведения на целевую орбиту космического аппарата максимальной массы с использованием двигателя ограниченной тяги и сбросом отделяемых частей средств выведения в

атмосферу Земли. // Автоматика и телемеханика. 2024. № 1.
С. 21–46. DOI: http://doi.org/10.31857/S0005231024010025.
3. Проскуряков А.И., Григорьев И.С. Оптимизация целевой орбиты и траектории апсидального импульсного выведения космического аппарата на нее с учетом сброса отработавших ступеней в атмосферу // Инженерный журнал: наука и инновации. 2019. № 4 (88).
https://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-4-1869.
4. Проскуряков А.И., Григорьев И.С. Импульсные перелеты космического аппарата со сбросом ступеней в атмосферу и фазовым ограничением (часть I) // Инженерный журнал: наука и инновации. 2019. № 9 (93).
https://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-9-1917.
5. Проскуряков А.И., Григорьев И.С. Импульсные перелеты космического аппарата со сбросом ступеней в атмосферу и фазовым ограничением (часть II) // Инженерный журнал: наука и инновации. 2019. № 10 (94).
https://doi.org/10.18698/2308-6033-2019-9-1925.

В работе [1] автором была предложена вычислительная схема метода стрельбы, в которой задание вектора параметров пристрелки, определяющего импульсные воздействия, происходит в специально выбранном модифицированном орбитальном базисе и были получены оптимальные траектории перелета космического аппарата в модифицированной импульсной постановке со сбросом дополнительного топливного бака и центрального блока разгонного блока в атмосферу Земли; постановка задачи предложена научным руководителем. В работе [2] автором был проведен анализ условий оптимальности, была предложена вычислительная схема метода стрельбы, обеспечивающая сходимость метода Ньютона за несколько итераций, и были получены оптимальные траектории перелета космического аппарата с опорной орбиты на целевую с малыми накладными расходами на сброс дополнительного топливного бака и центрального блока разгонного блока в атмосферу Земли в задаче с большой ограниченной тягой; постановка задачи предложена научным руководителем. В работе [3] автором были

определены оптимальные схемы перелета в апсидальной импульсной постановке со сбросом ступеней в атмосферу Земли; постановка задачи предложена научным руководителем. В работах [4–5] автором было показано, что решение рассматриваемой задачи без априорного предположения об апсидальности импульсных воздействий при неограниченном заранее времени перелета и фазовом ограничении на максимально возможное удаление космического аппарата от Земли является апсидальным, проведен анализ условий оптимальности и выбор вычислительных схем метода стрельбы, обеспечивающих сходимость метода Ньютона за несколько итераций; постановка задачи предложена научным руководителем. В работах [1–5] все вычисления проводились автором самостоятельно.

На диссертацию и автореферат поступили отзывы от:

- к.ф.-м.н., ведущего научного сотрудника ИКИ РАН Суханова А.А. и к.ф.-м.н. научного сотрудника ИКИ РАН Федяева К.С., которые наряду с положительным отзывом сделали следующие замечания: 1. Судя по названию диссертации, целью работы является оптимизация выведения КА на целевую орбиту, включая сброс ступеней разгонного блока в атмосферу; из текста диссертации понятно, что “целевая орбита” - это некоторая промежуточная орбита при выведении КА на геостационарную орбиту (ГСО). На наш взгляд, целью должна быть оптимизация манёвров выведения КА на ГСО, а не на “целевую орбиту”. Кроме того, не следовало использовать в названии термин, значение которого не определено. Да и сам термин “целевая орбита” неудачен. Целью всего маневрирования является выведение КА на ГСО, т.е. ГСО является целевой орбитой. А то, что автор называет целевой орбитой, следовало назвать переходной или промежуточной орбитой. 2.Структура диссертации представляется не вполне логичной: сначала рассматриваются апсидальные импульсы (т.е. импульсы в апогеях и

перигеях промежуточных орбит, глава 2), а потом доказывается их оптимальность (глава 3). Следовало поступить наоборот. 3. В диссертации повсеместно используется термин “наклон орбиты” вместо общеупотребительного термина “наклонение орбиты”. 4. Также крайне неудачным является применение термина “накладные расходы”, относящегося скорее к области финансов. Лучше было использовать термин “дополнительные затраты характеристической скорости” или “...топлива”. 5. Оптимизация перелёта КА производится в том числе с учётом влияния второй зональной гармоники (или, попросту говоря, сжатия Земли). Однако совершенно очевидно, что влияние сжатия Земли на высокоапогейные орбиты (каковыми являются все переходные орбиты КА при выведении на ГСО) ничтожно мало. 6. Не следовало пояснять, что такое перигей и апогей на стр. 24, это понятия широко известные. 7. Фраза “Решение задачи с простой отстыковкой ступеней хорошо известно [100] и в настоящей работе приводится для сравнения” на стр. 27 не соответствует действительности - ничего подобного в работе [100] (Самарский А.А., Михайлов А.П. Математическое моделирование. Идеи. Методы. Примеры. М.: Наука, 1997. 320 с) нет и никакое сравнение в диссертации не производится. 8. Вместо тяжеловесной неуклюжей фразы “решение задачи перелета КА с опорной орбиты на целевую эллиптическую без априорного предположения об апсидальности импульсов совпадает с решением аналогичной задачи с априорным предположением об апсидальности импульсов...” на стр. 64 следовало просто написать “оптимальными являются апсидальные манёвры”. 9. В главе 3 приводятся результаты для так называемых “импульсов довыведения” величиной 0.5, 1 и 1.5 км/с. Но “импульсами довыведения” (как их определил автор) 0.5 и 1 км/с невозможно вывести КА на ГСО; минимальная величина суммарного “импульса довыведения” достигается при бипараболическом переходе и

составляет 1.27 км/с. Таким образом, результат автора является ошибочным.

- д.ф.-м.н., профессора, главного научного сотрудника отдела 5 «Механика космического полета и управление движением» федерального государственного учреждения «Федеральный Исследовательский Центр Институт Прикладной Математики им. М.В. Келдыша Российской Академии Наук» Ивашкина В.В., который наряду с положительным отзывом сделал следующие замечания: 1. В работе нечетко определено понятие целевой орбиты. 2. Не рассмотрен вопрос единственности решения задачи определения оптимального управления. 3. Не рассмотрен вопрос оптимальности всех экстремалей при определении оптимальных траекторий.
- д.т.н., члена-корреспондента РАН, директора Научно-исследовательского института прикладной механики и электродинамики федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» Петухова В.Г., который наряду с положительным отзывом сделал следующие замечания: 1. В рамках «упрощенной» модели направление вектора тяги определяется склонением и прямым восхождением вектора тяги. На практике используются другие углы - тангаж и рысканье. Используемый в диссертации линейный закон изменения углов склонения и прямого восхождения не обеспечивает линейность по времени углов тангажа и рысканья и приводит к трудности применения полученных результатов для практических задач. 2. Страница 17: «Наибольшее скопление КМ наблюдается на низких околоземных орбитах и в зоне ГСО». Плотность космического мусора на ГСО относительно мала, однако, ввиду уникальности ГСО как общечеловеческого ресурса, в «Руководящих принципах...» [127] введена защищаемая зона космического пространства в окрестности ГСО (наряду с зоной околоземного пространства,

ограниченной высотой 2000 км). 3. Страница 21 «Несмотря на значительные усилия, к концу 1980-х годов удалось решить лишь несколько относительно несложных задач оптимизации траекторий перелетов КА с двигателями большой ограниченной тяги». Спорное утверждение. См., например, серию работ A. Miele, B.A. Conway, Ю.А. Захарова 1970-х — 1980-х гг. и многие другие работы. 4. Страница 24: «КА состоит из двух ступеней и спутника». Правильнее было бы здесь и далее написать «Орбитальный блок состоит из двухступенчатого разгонного блока и КА». 5. Страница 24: «Отработавшие ступени за счет дополнительных импульсных воздействий переводятся на орбиты, касающиеся условной границы атмосферы (высота перигея 100 км). Время существования объектов на таких орбитах считается малым». Не приведена оценка времени существования сброшенной ступени на орбите с высоким апогеем и высотой перигея 100 км. При определенных условиях, за счет лунно-солнечных возмущений, время существования объектов на таких орбитах может быть достаточно большим. 6. Страница 31: Неправильная формула или опечатка. Здесь приведена формула не для полезной массы, а для конечной массы орбитального блока при условии, что используется одноступенчатый разгонный блок. 7. Страницы 71-72: В принятой схеме наклонение меняется только во втором импульсе. Вообще говоря, на оптимальном решении наклонение должно изменяться во всех трех импульсах. 8. Непонятно, как выбираются начальные приближения для сопряженных переменных и множителей Лагранжа, которые не были определены на предыдущих этапах решения задачи. 9. Найденные оптимальные схемы перелета затруднительно использовать на практике из-за наличия ограничения на минимальную массу топлива перед последним включением, а также из-за ограничения на длительность функционирования разгонного блока и наличия зависимости массы его составных частей от времени функционирования.

- д.ф.-м.н., проф., главного научного сотрудника лаборатории механики,

навигации и управления движением ИПТМУ РАН Челнокова Ю.Н. и к.т.н., доц., старшего научного сотрудника лаборатории механики, навигации и управления движением ИПТМУ РАН Панкратова И.А., которые наряду с положительным отзывом сделали следующие замечания: 1. В автореферате дифференциальные уравнения орбитального движения космического аппарата приведены лишь при описании результатов, полученных в пятой и шестой главах диссертационной работы. 2. Не приведена связь функции переключения управления ρ, графики которой показаны на рис. 3, с остальными переменными задачи. 3. Из автореферата не понятно, как отличаются законы изменения фазовых переменных задачи и оптимального управления, соответствующие экстремали в случае учета второй зональной гармоники, от соответствующей экстремали без учета второй зональной гармоники гравитационного поля Земли.

- к.т.н., ведущего математика отдела баллистики и навигации АО "НПО Лавочкина Гордиенко Евгения Сергеевича, к.т.н., зам. начальника отдела баллистики и навигации АО "НПО Лавочкина Симонова Александра Владимировича, к.т.н., начальника сектора отдела динамики полета космических аппаратов АО "НПО Лавочкина Розина Петра Евгеньевича, которые наряду с положительным отзывом сделали следующие замечания: 1. Те пункты, которые автор пишет под заголовком научная новизна диссертационной работы, на самом деле являются научными результатами. 2. Содержание диссертации в тексте автореферата приведено слишком сжато и практически без представления численных результатов, графиков или таблиц. Результаты представлены только на двух графиках (3 и 4) для третьей и шестой главы. При описании раздела 6.5 приводится единственный численный результат. В остальных случаях дано только краткое словесное описание. При этом большой объем уделён, например, при описании раздела 4.4 алгоритму пересчёта компонентов импульсов скорости из исходной системы координат в

модифицированную локальную. Причём, далее эти формулы и обозначения никак не используются, алгоритм является вспомогательным, а не одним из научных результатов работы. Аналогичное замечание также касается раздела 5.3, где приведена система дифференциальных уравнений движения центра масс КА в центральном ньютоновском гравитационном поле в вакууме. В целом, автореферат должен содержать сами основные результаты работы, а не их перечисление. 3. В тексте автореферата присутствует ряд опечаток, пропущены запятые. На рисунке 3 на первых двух графиках на осях ординат отсутствуют числовые значения. Также в тексте автореферата не приведены описания моментов времени, для которых построены эти графики. Кроме того, аналогичные графики для участка перелёта КА с целевой орбиты на ГСО в тексте автореферата отсутствуют. 4. Проведенное исследование было бы еще более полезным, если бы в нем учитывалось большее количество гармоник от гравитационного поля Земли, а не только влияние второй зональной гармоники. 5. Также из текста автореферата неясно какая модель атмосферы использовалась, отсутствует информация о ГОСТах на атмосферу или указания на то, является ли данная модель атмосферы статической или динамической. 6. В тексте автореферата можно отметить недостаток критического анализа введенных упрощений и ограничений моделей. Хотелось бы также увидеть список направлений, которые автор считает важными, для дальнейших исследований в рамках рассматриваемой задачи. 7. В работе отсутствуют сравнения с результатами решения задачи, которые получены другими методами (например, прямыми методами оптимизации) или с результатами решения задачи стандартными программными продуктами типа GMAT, ASTOS, AGI STK и других. Такое сравнение позволило бы продемонстрировать сильные стороны работы или оценить недостатки предлагаемого подхода.

Выбор официальных оппонентов и ведущей организации обосновывается наличием у официальных оппонентов и представителя ведущей организации публикаций по теме работы соискателя:

1. Иванюхин А.В., Ивашкин В.В. Решение задачи Эйлера-Ламберта на основе

баллистического подхода Охоцимского-Егорова // Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы. 2024. Т. 58, № 6, С. 771–782.

DOI: 10.31857/S0320930X24060124.

2. Ивашкин В.В. О применении метода Охоцимского-Егорова для решения задачи Эйлера-Ламберта // Доклады Российской академии наук. Физика, технические науки. 2024. Т. 514, № 1. С. 58–62.

DOI: 10.31857/S2686740024010093.

3. Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В., Симонов А.В., Розин П.Е. Анализ траекторий выведения КА на высокие орбиты искусственного спутника Луны с использованием двухимпульсного торможения // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 2(60). С. 27–37. DOI: 10.26162/LS.2023.60.2.004.

4. Иванюхин А.В., Ивашкин В.В., Петухов В. Г., Юн С.У. Проектирование низкоэнергетических перелетов к Луне с малой тягой на траектории временного захвата // Космические исследования. 2023. Т. 61, № 5. С. 368–381.

DOI: 10.31857/S0023420623700164. 5. Ивашкин В.В., Гордиенко Е.С. Исследование возможности создания лунной

навигационной спутниковой системы и лунной орбитальной базы на основе высоких круговых орбит искусственных спутников Луны // Гироскопия и навигация. 2023. Т. 31, № 1(120). С. 89–102.

DOI: http://www.elektropribor.spb.ru/upload/medialibrary/652/89 102 Ivashkin.pdf

6. Ивашкин В.В. Интеграл энергии при движении точки в задаче двух тел с учетом сжатия Земли // Инженерный журнал: наука и инновации. 2022. № 5 (125). С. 270–276. DOI: 10.18698/2308-6033-2022-5. 7. Ивашкин В.В. Влияние сжатия земли на интеграл энергии и некоторые характеристики орбиты космического аппарата // Космические исследования. 2021. Т. 59, № 5. С. 373–376. DOI: 10.31857/S0023420621050046. 8. Ивашкин В.В. Применение обобщенного интеграла энергии для анализа движения космического аппарата с учетом сжатия земли // Инженерный журнал: наука и инновации. 2021. № 3(111). С. 242-246.

DOI: 10.18698/2308-6033-2021-3-2067.

9. A. Ivanyukhin, V. Petukhov Optimization of Multi-Revolution Limited Power Trajectories Using Angular Independent Variable // Journal of Optimization Theory and Applications, 2021, Volume 191, Pages 575–599.

DOI: 10.1007/s10957-021-01853-8.

10. Sung Wook Yoon, V.G. Petukhov, A.V. Ivanyukhin. Low-Thrust Lunar Trajectory Optimization Using Canonical Transformation // Proceedings of the International Astronautical Congress, 2022, IAC-22-C1.6.9.

11. V. Petukhov, A. Ivanyukhin, G. Popov, N. Testoyedov, Sung Wook Yoon. Optimization of finite-thrust trajectories with fixed angular distance // Acta Astronautica, 2022, Volume 197, Pages 354–367.

DOI: 10.1016/j.actaastro.2021.03.012.

12. А.В. Иванюхин, В.Г. Петухов, Юн Сон Ук Траектории перелета к Луне с минимальной тягой // Космические исследования, 2022, Т. 60, № 6, стр. 517–527. DOI: 10.31857/S002342062205003X.

13. A. Ivanyukhin, V. Ivashkin, V. Petukhov, Sung Wook Yoon Low-energy lunar transfer design using high- and low-thrust on ballistic capture trajectories // Proceedings of the International Astronautical Congress, 2023, IAC23-C1.9.7.

14. Sung Wook Yoon, V. Petukhov, A. Ivanyukhin Evaluation of optimal low-thrust interplanetary trajectories with collinear libration points transitions // Proceedings of the International Astronautical Congress, 2023, IAC23,C1,6,8,x78966.

15. V. Petukhov, Sung Wook Yoon End-to-End Optimization of Power-Limited Earth-Moon Trajectories // Aerospace, 2023, Volume 10, Issue 3.

DOI: 10.3390/aerospace10030231.

16. Sung Wook Yoon, V. Petukhov Application of the complex-dual algebra for solving the optimization problem of perturbed low-thrust trajectories // AIP Conference Proceedings, 2023, Volume 2549, Issue 1. DOI: 10.1063/5.0107842.

17. Sung Wook Yoon, V. Petukhov Minimumfuel low-thrust trajectories to the Moon - Acta Astronautica, 2023, Volume 210, Pages 102–116. DOI: 10.1016/j.actaastro.2023.05.006.

18. В.Г. Петухов, С.У. Юн Оптимизация гелиоцентрических траекторий с малой тягой между коллинеарными точками либрации различных планет - Космические исследования, 2023, том 61, № 5, стр. 406–419.

DOI: 10.31857/S0023420623700127.

19. Sung Wook Yoon, V. Petukhov, A. Ivanyukhin An approach for end-to-end optimization of low-thrust interplanetary trajectories using collinear libration points - Acta Astronautica, 2024, Volume 221, Pages 12–25.

DOI: 10.1016/j.actaastro.2024.05.015.

20. A.S. Filatyev, V.G.Petukhov Through Optimization of Aerospace Vehicle Trajectories by the Pontryagin Maximum Principle - Springer, 2025, Studies in Systems, Decision and Control, Volume 579, Pages 1–500,

DOI: 10.1007/978-3- 031-80756-5

21. M.V. Pupkov, N.A. Eismont, O.L. Starinova, and K.S. Fedyaev. Construction of Transfer Trajectories of the Spacecraft to Asteroids Passing Near Sun-Earth Libration Points. Solar System Research, 2025, Vol. 59(5):48.

DOI: 10.1134/S0038094624602020.

22. В. А. Зубко, Н. А. Эйсмонт, Р. Р. Назиров [и др.] Анализ траекторий перелета космического аппарата к Венере с пролетом астероидов // Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы. 2024. Т. 58, № 3. С. 337-355. DOI 10.31857/S0320930X24030077.

23. Vladislav Zubko, Andrey Belyaev. A Simplified Analytical Approach for Determining Eclipses of Satellites Occulted by a Celestial Body. Acta Astronautica (2024). 220, 374-391. DOI: 10.1016/j.actaastro.2024.04.037.

24. Zubko, Vladislav. Analysis of prospective flight schemes to Venus accompanied by an asteroid flyby. Acta Astronautica (2023). 210.

DOI 10.1016/j.actaastro.2023.05.009.

25. Vladislav A. Zubko, Natan A. Eismont, Konstantin S. Fedyaev, Andrey A. Belyaev. A method for constructing an interplanetary trajectory of a spacecraft to Venus using resonant orbits to ensure landing in the desired region. Advances in Space Research (2023), 72(12). DOI: 10.1016/j.asr.2023.02.045.

26. Nazirov R.R., Eismont N.A., Zubko V.A. et al. Using Gravity Assist for Landing on the Venus // Advances in the Astronautical Sciences (2023). 178. 47–54.

27. Зубко В.А. Возможные траектории полёта к Венере с посадкой в заданном регионе // Письма в Астрономический журнал. 2022. Т. 48. № 12. С. 869–882. DOI: 10.31857/S0320010822110134.

28. Natan Eismont, Vladislav Zubko, Andrey Belyaev, Konstantin Fedyaev, Lyudmila Zasova, Dmitry Gorinov, Alexander Simonov, Ravil Nazirov. Expansion of landing areas on the Venus surface using resonant orbits in theVenera-D project. Acta Astronautica (2022) 197(7), 310-322. DOI 10.1016/j.actaastro.2022.03.014.

29. Eismont, N. et al. (2022). Orbital and Attitude Control of Spectr-RG Observatory Under Technical Constraints. In: Cruzen, C., Schmidhuber, M., Lee, Y.H. (eds) Space Operations. Springer Aerospace Technology. Springer, Cham. https://doi.org/10.1007/978-3-030-94628- 9_24

30. Р.Р. Назиров, Н.А. Эйсмонт, В.А. Зубко, А.А. Беляев, Л.В. Засова, Д.А. Горинов, А.В. Симонов, В.В. Корянов. Расширение возможных областей посадки на поверхность Венеры с использованием гравитационного маневра. // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2022. № 2. Стр.20-42. DOI: 10.18698/0236-3941-2022-2-20-42.

31. V.A. Zubko, A.A. Sukhanov, K.S. Fedyaev, V.V. Koryanov, A.A. Belyaev. Analysis of mission opportunities to Sedna in 2029–2034. Advances in Space Research 68 (2021), 2752-2775. DOI: 10.1016/j.asr.2021.05.035.

32. Eismont N., Nazirov R., Fedyaev K. et al. Resonant Orbits in the Problem of Expanding the Reachable Landing Areas on the Surface of Venus // Astronomy Letters (2021).47. No. 5. 316– 330. DOI: 10.1134/S1063773721050042.

33. В. А. Зубко, А. А. Суханов, К. С. Федяев, В. В. Корянов, А. А. Беляев. Анализ оптимальных траекторий перелета к транснептуновому объекту (90377) Седна // Письма в астрономический журнал, 2021, т. 47, No 3, с. 220–228. DOI: 10.31857/S0320010821030104.

34. Vladislav Zubko, Andrey Belyaev. Possible Space Mission to the Trans-Neptunian Object 2012 VP113. // Journal of the British Interplanetary Society (2021). 74(10): 358-366.

35. Н.А. Эйсмонт, Р.Р. Назиров, К.С. Федяев, В.А. Зубко, А.А. Беляев, Л.В. Засова, Д.А. Горинов, А.В. Симонов. Резонансные орбиты в задаче расширения достижимых областей посадки на поверхности Венеры // Письма в астрономический журнал. 2021. 47(05):352- 367.

DOI: 10.31857/S0320010821050041.

Диссертационный совет отмечает, что на основании выполненных соискателем исследований:

решена серия задач оптимального управления перелетом космического аппарата, оснащенного двигателем большой ограниченной тяги, с низкой круговой орбиты искусственного спутника Земли на геопереходную орбиту со сбросом дополнительного топливного бака и центрального блока разгонного блока в атмосферу Земли — численно **построены** экстремали Понтрягина и проведен их анализ;

на основании выполненных расчетов **проведен** анализ траекторий перелета космического аппарата в импульсной постановке и определены схемы перелета космического аппарата с опорной орбиты на целевую (геопереходную) эллиптическую орбиту с малыми дополнительными расходами топлива на сброс ступеней в атмосферу Земли;

установлено, что решение задачи с априорным предположением об апсидальности импульсных воздействий совпадает с соответствующим решением задачи без априорного предположения об апсидальности импульсных воздействий при неограниченном заранее времени перелета и фазовом ограничении на максимально возможное удаление космического аппарата от Земли;

установлено, что решение задачи перелета космического аппарата с двигателем большой ограниченной тяги близко к решению соответствующей задачи в импульсной постановке и дополнительные затраты топлива на сброс дополнительного топливного бака и центрального блока разгонного блока малы;

предложена серия вспомогательных задач (реализующая методику «лестница задач»), последовательное решение которых приводит к решению целевой задачи в механике космического полета;

установлено, что отличие экстремали Понтрягина в случае учета второй зональной гармоники от соответствующей экстремали Понтрягина без учета второй зональной гармоники как для первой, так и для второй постановки задачи с большой ограниченной тягой мало в смысле сходимости метода Ньютона.

Теоретическая значимость исследования обоснована тем, что:

применительно к проблематике диссертации результативно, то есть с получением обладающих новизной результатов, эффективно **реализована** методика «лестница задач», заключающаяся в последовательной формализации набора оптимизационных задач с постепенным уточнением и усложнением постановки и их решении, с использованием полученных решений на предыдущих шагах для решения следующих по сложности задач;

построенные экстремали Понтрягина могут использоваться при отработке методик проверки условий второго порядка локальной оптимальности и условий оптимальности на основе принципа Кротова.

Значение полученных соискателем результатов исследования для практики подтверждается тем, что:

полученная в работе информация об оптимальных траекториях выведения космического аппарата с низкой круговой орбиты искусственного спутника Земли на целевую геопереходную орбиту со сбросом дополнительного топливного бака и центрального блока разгонного блока в атмосферу Земли может быть использована при создании и оценке реальных систем управления движением центра масс космического аппарата с реактивным двигателем большой ограниченной тяги;

методика численного решения может быть применена при решении других актуальных и требующих решения оптимизационных задач;

построенные экстремали Понтрягина могут использоваться в качестве тестовых решений при оценке оптимальности траекторий, построенных с использованием простых схем управления и других упрощающих предположений.

Оценка достоверности результатов исследования выявила, что:

использована строгая математическая постановка задач. Проверка выполнения условий принципа максимума Л. С. Понтрягина проводится

интегрированием с использованием хорошо известного и показавшего свою эффективность численного метода. Полученные решения соответствуют качественной теории полета космических аппаратов.

Личный вклад соискателя состоит в:

непосредственном участии на всех этапах исследования, включающих постановку научных задач, их решение с помощью численных и численно-аналитических методов, анализе полученных результатов. Все программы, необходимые для проведения расчетов, были написаны автором самостоятельно.

В ходе защиты диссертации были высказаны следующие критические замечания и заданы следующие вопросы: вопрос об учете влияния Земли в работе; вопрос о том, какой смысл вкладывается в термин “большая тяга”; вопрос о возможной опечатке на 10-м слайде, где написано, что каждая ступень, оснащена собственным двигателем; вопрос о точности проведения расчетов; вопрос о погрешностях в задании начальных условий; вопрос о том, что должно произойти с дополнительным топливным баком и разгонным блоком после отстыковки.

Соискатель Проскуряков А.И. ответил по существу на задаваемые ему в ходе заседания вопросы. Дал пояснения, что Земля считается в работе материальной точкой; решение задачи с большой ограниченной тягой аппроксимируется решением задачи в импульсной постановке; отметил, что на первых двух ступенях методики лестница задач, рассматривались вспомогательные задачи, в которых каждая ступень была оснащена собственным двигателем; подчеркнул, что все расчеты были перепроверены и в диссертацию включены только те численные результаты, для которых при прямом и обратном ходе интегрирования системы дифференциальных уравнений значимые знаки сохраняются; пояснил, что в рамках данного исследования не рассматривался вопрос о неточностях (погрешностях) в начальных условиях; высказался о том, что, согласно предположению в постановке задаче, дополнительный топливный бак и разгонный блок должны сгореть в атмосфере, но вопрос о времени существования

отделившихся объектов в диссертации не рассматривался.

На заседании 09.10.2025 года Диссертационный совет принял решение: за выполненные исследования по развитию методов оптимизации, применяющихся при построении траекторий в задачах перелета космического аппарата с опорной круговой орбиты искусственного спутника Земли на геопереходную орбиту со сбросом его отработавших частей в атмосферу Земли, имеющих существенное значение для развития механики космического полета, присудить Проскурякову Александру Игоревичу учёную степень кандидата физико-математических наук по специальности 1.1.7. Теоретическая механика, динамика машин.

При проведении тайного голосования диссертационный совет в количестве 18 человек, из них 7 докторов наук по специальности 1.1.7. Теоретическая механика, динамика машин, участвовавших в заседании, из 24 человек, входящих в состав совета, проголосовали: за – 18, против – нет, недействительных бюллетеней – нет.

Председатель диссертационного совета
24.1.098.01 при ИПМех РАН,
академик РАН Климов Д.М.

Ученый секретарь диссертационного совета
24.1.098.01 при ИПМех РАН,
к.ф.-м.н. Сысоева Е.Я.

10 октября 2025 г.