

## СВЕДЕНИЯ О РЕЗУЛЬТАТАХ ПУБЛИЧНОЙ ЗАЩИТЫ

**Диссертационный совет:** 24.2.327.03

**Соискатель:** Юн Сон Ук

**Тема диссертации:** Оптимизация траекторий космического аппарата с электроракетной двигательной установкой при наличии возмущающих ускорений

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

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


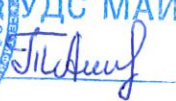
На заседании 30 ноября 2023 года диссертационный совет пришел к выводу о том, что диссертация представляет собой научно-квалификационную работу, соответствующую критериям, установленным Положением о присуждении ученых степеней, установленным Положением Правительства Российской Федерации от 24 сентября 2013 г. №842, и принял решение присудить Юн Сон Ук 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, С.Ю. Желтов, К.А. Занин, А.И. Кибзун, Д.А. Козорез, М.С. Константинов, С.Н. Падалко, В.Г. Петухов, В.Н. Почукаев, В.В. Родченко, К.И. Сыпало, Ю.В. Тюменцев, М.М. Матюшин

Ученый секретарь диссертационного совета

24.2.327.03, д.т.н., доцент



 А.В. Старков  


## **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 30.11.2023 г., протокол № 30

О присуждении **Юн Сон Ук**, гражданину Республики Корея, ученой степени кандидата технических наук.

Диссертация «Оптимизация траекторий космического аппарата с электроракетной двигательной установкой при наличии возмущающих ускорений» по специальности 2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов (технические науки) принята к защите «14» сентября 2023 г., протокол № 16, 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**, Юн Сон Ук, «29» ноября 1995 года рождения. В 2020 г. окончил Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», программу магистратуры по направлению подготовки 24.04.01 «Ракетные комплексы и космонавтика» (диплом об окончании магистратуры 107718 1177782, регистрационный номер 2020/60-283Д от 05 июля 2020 года). В период подготовки диссертации соискатель Юн Сон Ук обучался в очной аспирантуре Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» по направлению 24.06.01 «Авиационная и ракетно-космическая техника» на кафедре 601 «Космические системы и ракетостроение» МАИ, сроки обучения с 01 сентября 2020 года по 31 августа 2024 года (справка о сдаче кандидатских экзаменов № 25 выдана 23 мая 2023 г.), работал в МАИ, в студенческом космическом конструкторском бюро в должности инженера.

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. Боровин Геннадий Константинович – гражданин Российской Федерации, доктор физико-математических наук, главный научный сотрудник Федерального государственного учреждения «Федеральный исследовательский центр Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша Российской академии наук» (ИПМ им. М.В. Келдыша РАН).

2. Заплетин Максим Петрович – гражданин Российской Федерации, кандидат физико-математических наук, доцент кафедры общих проблем управления Механико-математического факультета Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова» (МГУ имени М.В. Ломоносова).

Все оппоненты дали положительные отзывы о диссертации.

**Ведущая организация** – Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева», г. Самара, в своем положительном отзыве, обсужденном на заседании кафедры динамики полёта и систем управления федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» (протокол № 3 от 12 октября 2023 г.), подписанным заведующей кафедрой динамики полёта и систем управления, доктором технических наук, доцентом, О.Л. Стариновой и утвержденным первым проректором – проректором по научно-исследовательской работе, доктором технических наук, доцентом А.Б. Прокофьевым, указала, что содержание диссертации полностью соответствует паспорту специальности 2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов (технические науки). В диссертации приведены решения поставленных актуальных научно-технических задач, имеющие научную новизну и практическую значимость. Диссертационная работа Юн Сон Ук является самостоятельным и законченным исследованием. Основные результаты диссертации опубликованы в 7 статьях, 4 из которых – в изданиях, входящих в список ВАК Минобрнауки России или входящих в международные реферативные базы данных (МРБД) и 3 – в иностранных рецензируемых изданиях, входящих в системы цитирования Web of



Science и Scopus. Полученные в диссертационной работе результаты обсуждались на 9 российских и международных конференциях, а также на научных семинарах механико-математического факультета МГУ им. М.В. Ломоносова и кафедры «Космические системы и ракетостроение» МАИ. Автореферат правильно и полно отражает содержание диссертации. Таким образом, диссертация «Оптимизация траекторий космического аппарата с электроракетной двигательной установкой при наличии возмущающих ускорений» отвечает критериям, предъявляемым к диссертационным работам на соискание ученой степени кандидата наук (п.п. 9–11, 13, 14 Положения о присуждении ученых степеней), соответствует научной специальности 2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов (технические науки), а её автор – Юн Сон Ук заслуживает присуждения учёной степени кандидата технических наук.

Соискатель имеет 7 опубликованных работ в рецензируемых изданиях, в том числе по теме диссертации 7 работ, включающих 4 статьи, опубликованные в научных изданиях, входящих в перечни изданий ВАК Минобрнауки РФ и в перечне журналов, входящих в международные реферативные базы данных и системы цитирования ВАК, 3 работы в изданиях, индексируемых в международных реферативных базах данных SCOPUS, Web Of Science. Наиболее значимыми научными работами по теме диссертации являются:

**Статьи в рецензируемых журналах перечня ВАК и перечня международных реферативных баз данных и систем цитирования ВАК:**

1. Petukhov V.G., Yoon S.W. Optimization of perturbed spacecraft trajectories using complex dual numbers. Part 1: Theory and method. // Cosmic Research. – 2021. – Vol. 59, Is. 5. – p. 401–413 (6 с. авт., № 62 в перечне международных реферативных баз данных и систем цитирования ВАК по состоянию на 30.12.2022).

Представлена методика решения задачи оптимизации возмущенных траекторий космического аппарата (КА) с электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ) на основе использования автоматического дифференцирования с использованием комплексных дуальных чисел и постановки задачи с фиксированной угловой дальностью и свободным временем перелёта.

2. Petukhov V.G., Yoon S.W. Optimization of perturbed spacecraft trajectories using complex dual numbers. Part 2: Numerical Results. // Cosmic Research. – 2021. – Vol. 59, Is. 6. – p. 517–528 (8 с. авт., № 62 в перечне международных реферативных баз данных и систем цитирования ВАК по состоянию на 30.12.2022).

Представлены численные примеры оптимальных возмущенных многовитковых траекторий межорбитального перелёта КА с ЭРДУ и приведена оценка влияния даты начала перелета, угловой дальности перелета и состава возмущающих ускорений на основные характеристики оптимальных возмущенных траекторий.

3. Иванюхин А.В., Петухов В.Г., Юн Сон Ук. Траектории перелета к Луне с минимальной тягой. // Космические исследования. – 2022. – т. 60, № 6. – с. 517–527



(9 с. авт., № 705 в перечне международных реферативных баз данных и систем цитирования ВАК по состоянию на 30.12.2022).

Статья переведена на английский язык и опубликована в журнале *Cosmic Research* (Ivanyukhin A.V., Petukhov V.G., Yoon S.W. Minimum-thrust transfers to the Moon // *Cosmic Research*. – 2022. – Vol. 60, Is. 6. – p. 481–490), индексируемом в международных баз данных Scopus, Web of science.

Разработан численный метод решения задачи минимизации тяги для многовитковых траекторий перелета к Луне и представлены численные результаты оптимизации перелетов с эллиптической околоземной орбиты на круговую и эллиптическую окололунную орбиты.

4. Кульков В.М., Юн Сон Ук, Фирсюк С.О. Метод управления движением малых космических аппаратов с использованием надувных тормозных устройств для торможения при орбитальном полете до входа в атмосферу. // Вестник Московского авиационного института. – 2020. – т. 27, № 3. – с. 23–36 (6 с. авт., № 380 в перечне ВАК по состоянию на 24.03.2020).

Реализована математическая модель движения КА с учётом возмущающих ускорений и проведен проектно-баллистический анализ КА с учётом влияния возмущений.

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

1. Petukhov V.G., Ivanyukhin A.V., Popov G.A., Testoyedov N.A., Yoon S.W. Optimization of finite-thrust trajectories with fixed angular distance // *Acta Astronautica*. – 2022. – Vol. 197. – p. 354–367 (Scopus, Web of science)

2. Petukhov V.G., Yoon S.W. End-to-end optimization of power-limited Earth–Moon trajectories // *Aerospace*. – 2023. – Vol. 10, No. 3. – p. 1–22 (Scopus, Web of science)

3. Yoon S.W., Petukhov V.G. Minimum-fuel low-thrust trajectories to the Moon. // *Acta Astronautica*. – 2023. – Vol. 210. – p. 102–116 (Scopus, Web of science)

**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 автономное образовательное учреждение высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» (Самарский университет), ведущая организация. Отзыв положительный.

К содержанию диссертации имеется ряд следующих замечаний:

1. В разделах 4.1-4.2 автор рассматривает в качестве возмущающих ускорения от гармоник геопотенциала до 4-го порядка и 4-ой степени, притяжения Луны и Солнца. Возмущающие ускорения за счёт приливных сил от Луны и Солнца в работе не рассматриваются, хотя их величина сравнима с учтёнными



возмущающими ускорениями, особенно для перелётов между низкими околоземными орбитами (раздел 4.2.3).

2. В разделах 5.1-5.3 автор рассмотрел задачу оптимизации траектории перелёта космического аппарата с малой тягой к Луне со стыковкой геоцентрического и селеноцентрического участков в точке либрации  $L_1$  системы Земля-Луна. Ряд современных исследований траекторий перелёта к Луне с малой тягой показывает, что энергетические характеристики лунных траекторий могут быть улучшены при включении в траекторию участков движения по инвариантным многообразиям точек либрации или периодических орбит вокруг них. В диссертации не рассмотрена задача оптимизации траекторий с участками движения по инвариантным многообразиям, за исключением численных примеров, приведённых в разделе 5.1 при проведении сравнения траекторий с минимальной тягой и квазиоптимальным управлением.

3. В разделе 6 диссертации автором проводится сравнение оптимальных гелиоцентрических траекторий между точками либрации с учётом притяжения Солнца и планет с оптимальными гелиоцентрическими траекториями, полученными с применением метода точечных сфер действия. Проведённый анализ был бы более полным, если бы были рассмотрены межпланетные траектории, включающие кроме гелиоцентрического участка, планетоцентрические участки перелёта. В первом случае – это манёвры достижения соответствующих точек либрации и перехода на целевую планетоцентрическую орбиту, во втором случае – участки выхода из сферы действия Земли и формирования заданной целевой орбиты от момента входа в сферу действия планеты назначения.

4. В разделе 6.2 не приведены результаты расчёта гелиоцентрических траекторий к точкам либрации Юпитера и Сатурна с оптимальной датой отлёта, хотя ссылки на эти расчёты имеются.

**2) Боровин Геннадий Константинович**, официальный оппонент, доктор физико-математических наук, главный научный сотрудник ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. **Отзыв положительный**, заверен ученым секретарем ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, к.ф.-м.н. А.А. Давыдовым.

К диссертации имеются следующие замечания.

1. Представляется избыточным количество глав, некоторые из которых можно было бы объединить.

2. Не рассмотрен случай: как модель, представленная уравнениями (1.1.1) возмущённого движения КА в модифицированных равноденственных элементах (МВЕ), будет регулярно описывать траекторию КА с нулевым наклоном.

3. Для интегрирования системы дифференциальных уравнений использован метод Грегга-Булриша-Штёра с адаптивным шагом и порядком. В тоже время следует заметить, что упомянутый метод – это метод решения системы



обыкновенных дифференциальных уравнений первого порядка с гладкими правыми частями. Гладкость правых частей является необходимой для работы метода. Если же правые части рассматриваемой системы не являются гладкими или содержат разрывы, то предпочтительней использовать классический метод Рунге-Кутты четвёртого порядка. При этом следует заметить, что в задачах управления правые части обыкновенных дифференциальных уравнений далеко не всегда являются гладкими функциями.

4. В работе встречаются грамматические ошибки (например – «перелет у Луне с малой тягой» с. 127), не унифицировано использование буквы ё (например – слово «перелет» встречается рядом со словом «перелёт» на с. 87, 91, 96 и т.д.).

5. Библиография к диссертации насчитывает 123 источника и достаточно полно представляет публикации по теме исследования. Тем более досадно, что список литературы оформлен неряшливо: то названия работ помещены в кавычки, то кавычки опущены; то год издания заключён в круглые скобки, то эти скобки опущены. Между тем в соответствии с ГОСТ Р.7.0.11-2011 «СИБИД. Диссертация и автореферат диссертации. Структура и правила оформления» следовало руководствоваться ГОСТ Р 7.0.5-2008 «СИБИД. Библиографическая ссылка. Общие требования и правила составления». На наш взгляд, предпочтительнее использовать более поздний ГОСТ Р 7.0.100-2018 «СИБИД. Библиографическая запись. Библиографическое описание. Общие требования и правила составления», максимально приближенный к международным стандартным правилам библиографического описания ISBD.

**3) Заплетин Максим Петрович**, официальный оппонент, кандидат физико-математических наук, доцент. **Отзыв положительный**, заверен деканом механико-математического факультета МГУ имени М.В. Ломоносова, член-корр. РАН А.И. Шафаревичем.

В качестве недостатков диссертации следует отметить:

1. В разделе 5.4 диссертации представлен вывод необходимых условий оптимальности в точке стыковки геоцентрического и селеноцентрического участков траектории. Автор диссертации выбрал условие стыковки так, чтобы точка стыковки геоцентрического и селеноцентрического участков траектории в заданное время располагались на мгновенной сфере Хилла Луны. В результате переменные, сопряженные к компонентам вектора положения, имеют скачок в точке стыковки. Однако, если освободить либо время, либо селеноцентрическое удаление точки стыковки, такой скачок может не появиться.

2. Автор диссертации разработал библиотеку программ для вычислений в комплексной дуальной области и применял её в задаче оптимизации траектории с малой тягой при наличии возмущающих ускорений. Однако в диссертации не приведены оценки эффективности применения комплексных дуальных чисел в этой задаче по сравнению с другими известными методами высокоточного



вычисления производных, например с использованием мультикомплексных или гипердуальных чисел.

3. В разделе 5.2 представлены необходимые условия оптимальности траектории перелета к Луне с частично-свободными граничными условиями и показаны численные примеры оптимальных траекторий с минимальной тягой с применением этих условий. Однако в разделах 5.3 и 5.4 (в задачах минимизации затрат топлива и сквозной оптимизации) численные примеры оптимальных траекторий перелета между околоземной и окололунной орбитами с частично-свободными граничными условиями не приведены.

**4) Федеральное автономное учреждение «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского» (ФАУ «ЦАГИ»)**, отзыв на автореферат. **Отзыв положительный**, подписан начальником сектора НИО-15 ФАУ «ЦАГИ», старшим научным сотрудником, к.т.н. О.В. Яновой, заверен ученым секретарем диссертационного совета № Д 403.004.01 при ФАУ «ЦАГИ», д.ф.-м.н. М.А. Брутяным.

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

1. В численных примерах возмущенных межорбитальных перелетов не учитывается влияние аэродинамического ускорения и ускорения от светового давления.

2. Не приведено информации о вычислительной трудоемкости разработанных методов оптимизации (процессорном времени решения задач в рассмотренных численных примерах, сравнения вычислительной трудоемкости задач оптимизации в рассматриваемой автором постановке с фиксированной угловой дальностью и свободным временем и в традиционной постановке с фиксированным временем перелета).

3. В пояснении к формуле (16) не приведено описание переменной  $r_1^*$ .

**5) Акционерное общество «Научно-производственная корпорация «Космические системы мониторинга, информационно-управляющие и электромеханические комплексы» имени А.Г. Иосифьяна» (АО «Корпорация «ВНИИЭМ»)**, отзыв на автореферат. **Отзыв положительный**, подписан заместителем главного конструктора космических систем и комплексов АО «Корпорация «ВНИИЭМ», к.т.н. Е.А. Лоторевичем, заверен заместителем начальника отдела управления персоналом АО «Корпорация «ВНИИЭМ», А.В. Селиверстовой.

В качестве замечаний необходимо отметить следующее:

1. Судя по автореферату, в шестой главе диссертационной работы траектория КА анализируется в рамках ограниченной задачи четырех тел (с учетом притяжения Солнца, Земли и планеты назначения), при этом в работе не учитываются возмущающие ускорения и от иных планет Солнечной системы. С учетом более полной картины возмущений для практической значимости могут



быть найдены дополнительные траектории, использующие гравитационные маневры в рамках решения задачи сквозной оптимизации траектории межпланетного перелета с помощью принципа максимума.

2. В тексте автореферата не рассмотрено, каким образом обеспечивается уход КА из точки либрации  $L_2$  системы Земля-Солнце при анализе гелиоцентрической траектории в шестой главе. По-видимому, траектории КА, находящегося в начальный момент в точке либрации, могут в процессе продолжения решения «скатываться» внутрь сферы Хилла Земли, формируя орбиты искусственных спутников Земли, что, видимо, должно приводить к отказу предлагаемого метода решения краевой задачи.

**6) 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» – филиал ФГУП «ВНИИА», к.т.н. И.С. Радугиным, заверен научным руководителем МОКБ «Марс», д.т.н. В.Н. Соколовым.

На основе автореферата можно сделать вывод о том, что диссертационная работа выполнена на хорошем научно-техническом уровне и является законченным научным трудом. Вместе с тем, следует отметить следующие недостатки:

1. Из текста автореферата не вполне понятна причина использования новой постановки задачи оптимизации траекторий с фиксированной угловой дальностью и свободным временем перелета.

2. Отсутствует расшифровка обозначений  $p_r$  и  $p_v$  к формуле (17).

**7) Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)» (МФТИ, Физтех), отзыв на автореферат. Отзыв положительный,** подписан доцентом кафедры Теоретической механики МФТИ, доцентом, к.ф.-м.н. Д.С. Ивановым, заместителем заведующего кафедрой Теоретической механики МФТИ, доцентом, к.ф.-м.н. А.В. Сахаровым, заверен администратором канцелярии административного отдела О.А. Кораблевой.

По тексту автореферата возникли следующие замечания:

1. Из представленного в автореферате решения задачи оптимального управления из формулы (11) неясно, какое значение принимает релейная функция тяги  $\delta$  при нулевом значении функции переключения  $S$ .

2. В определении комплексных дуальных чисел следовало описать в тексте, что  $\varepsilon$  обозначает нильпотентный элемент алгебры дуальных чисел.



3. В описании содержания третьей главы сказано, что «разработанный метод и программное обеспечение обеспечивают возможность проведения оптимизации траектории без необходимости задания начального приближения для неизвестных параметров краевой задачи принципа максимума», что не вполне корректно, так как в заключении написано, что «в качестве начального приближения используются нулевые начальные значения сопряженных переменных».

4. Из текста автореферата не ясно, результаты, представленные в Таблице 1, получены для фиксированной даты старта или проводилась оптимизация с варьированием этого параметра.

5. Для представленной на рисунке 10 аппроксимирующей экспоненциальной зависимости расстояния между оптимальной точкой стыковки траектории и точкой либрации от угловой переменной  $K$  следовало бы указать ошибку полученной аппроксимации.

6. В описании шестой главы было получено, «чем ближе орбита планеты к орбите Земли, тем больше относительная разница в затратах характеристической скорости», но из текста непонятно, как определяется «близость» орбит, а также справедливо ли утверждение применительно и для перелёта к внутренним планетам: Венере и Меркурию.

**8) Акционерное общество «Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина» (АО «НПО Лавочкина»)**, отзыв на автореферат. **Отзыв положительный**, подписан математиком 1-ой категории отдела баллистики и навигации, к.т.н. Е.С. Гордиенко; заместителем начальника отдела баллистики и навигации, к.т.н. А.В. Симоновым; начальником сектора отдела динамики полета космических аппаратов, к.т.н. П.Е. Розиным, утвержден первым заместителем генерального директора – генеральным конструктором, к.т.н. А.Е. Ширшаковым.

Наряду с достоинствами диссертации следует отметить следующие замечания и недостатки.

1. Текст автореферата хорошо вычитан, написан кратким и лаконичным языком, вместе с тем, в нем присутствует 3 опечатки (что очень приятно):

- стр. 4. Практическая значимость данной диссертационной работы...;
- стр. 6. Работа содержит 71 рисунок...;
- стр. 7. Вводится вспомогательная долгота  $K$ , удовлетворяющая...

2. Автор разрабатывает методику с использованием высокоточных моделей возмущающих ускорений, а для получения эфемерид Луны и Солнца использует табличные эфемериды DE405, в то время как сейчас уже существуют более точные DE421, DE430 и DE440. Это не повлияет на качественную картину полученных результатов, но изменит рассматриваемые траектории.

3. В тексте автореферата отсутствует обзор литературы по рассматриваемой в работе проблеме, который хорошо расписан в тексте диссертации. Видимо, автор



не рассматривал его из-за ограниченности объема автореферата и большой насыщенности методиками выполненной работы.

В качестве рекомендаций по продолжению работы хотелось бы выделить следующее:

- В работе рассмотрены траектории перелета с околоземных орбит на высокие круговые орбиты искусственного спутника Луны высотой около 5 тысяч км и наклоном  $35^\circ$ . Хотелось бы в будущем увидеть продолжение разработанной методики для перехода на более низкие круговые орбиты высотой от 100 км до 1000 км с полярным или околополярным наклоном к плоскости экватора Луны.
- Хотелось бы в будущих исследованиях автора увидеть уточненную методику в части ограничений от теневых интервалов, в которых нельзя включать ЭРДУ.

**9) Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова Российской академии наук (ИПУ РАН), отзыв на автореферат. Отзыв положительный,** подписан старшим научным сотрудником лаборатории №38 «Управление по неполным данным» ИПУ РАН, к.ф.-м.н. А.С. Самохиным, заверен ведущим инженером ИПУ РАН Ю.Ю. Гордеевой.

В качестве недостатков автореферата следует отметить следующее:

1. В тексте многократно говорится, что построены оптимальные траектории. Что подразумевается под оптимальностью, доказана ли она, проверялись ли условия 2-го порядка?

2. Неясно, как в работе учитывалось ограничение на минимальное расстояния до поверхности различных тел Солнечной системы.

3. Судя по автореферату, в работе удалось разработать методику, достаточно быстро решающую краевые задачи принципа максимума, по сравнению с известными подходами. При этом непонятно, насколько просто и какие затраты по времени потребуются, чтобы пересчитать траектории, если на очередном витке космического аппарата окажется, что его координаты и скорости отличаются от расчётных.

4. Неясно, возможны ли в рассматриваемых задачах режимы особого управления, и исследовались ли они.

5. В автореферате присутствует текст: «После каждого успешного шага численного интегрирования методом продолжения проводилась коррекция результатов интегрирования ограниченным числом итераций метода Ньютона или гибридного алгоритма Powell», из которого непонятно:

- насколько грубые результаты получались без корректировки;
- сколько итераций Ньютона или Powell обычно требовалось для коррекции;
- всегда ли устойчиво удалось в итоге достичь требуемой точности;
- как выбиралось условие остановки счёта во время коррекции.

6. Автореферат содержит незначительное количество опечаток и пунктуационных ошибок. В частности, после формулы (2) на странице (7) и 12 на стр. 9 пропущена запятая, после формулы (4) на странице (7) и (8) на стр. 8 пропущена точка, в середине стр. 17 не согласованы слова «начальная массу КА принималась».

**10) Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН),** отзыв на автореферат. **Отзыв положительный,** подписан ведущим научным сотрудником ИКИ РАН, к.т.н. Н.А. Эйсмонтом, заверен ученым секретарем ИКИ РАН, к.ф.-м.н. А.М. Садовским.

Замечаний нет.

**11) Федеральное государственное образовательное учреждение высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» (МГТУ им. Н.Э. Баумана),** отзыв на автореферат. **Отзыв положительный,** подписан доцентом кафедры «Динамика и управление полётом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана, к.т.н. Е.В. Кирилюк, заверен заместителем начальника управления кадров, О.В. Назаровой, утвержден руководителем научно-учебного комплекса «Специальное машиностроение» МГТУ им. Н.Э. Баумана, д.т.н. профессором, В.Т. Калугиным.

В качестве замечаний к тексту автореферата следует отметить:

1. Согласно данным, представленным в таблице 3, для рассматриваемых расчётных случаев задачи с ограниченной тягой затраты характеристической скорости на перелёты между точками либрации меньше затрат на гелиоцентрический участок перелёта, соответствующий решению с использованием метода точечных сфер действия (ТСД), на величины от 7,2% до 14,2%. В абзаце, предшествующем таблице 3, указывается различие «8-22%». Для полноценной оценки эффективности предложенной автором схемы межпланетных перелётов необходимо провести её сравнение по суммарным затратам характеристической скорости с результатами, полученными с применением метода ТСД, определив затраты на участки перелёта с начальной околоземной орбиты в точку либрации  $ESL_2$  и из точки либрации  $ESL_2$  в точку либрации  $L_1$  системы планета назначения – Солнце.

2. В тексте автореферата не раскрыты в полной мере преимущества рассматриваемой постановки задачи с фиксированной угловой дальностью и свободным временем перелёта. Они упоминаются только в третьем дефисе в



Заклучении, из текста которого не ясно, что подразумевается автором под «однотипными семействами траекторий».

3. Отсутствуют пояснения к условным обозначениям  $r_1^*$ ,  $\mathbf{p}_r$ ,  $\mathbf{p}_v$  (формулы (16) и (17), соответственно).

4. К тексту имеется ряд редакционных замечаний, например: «... между различными системами координатами» (с. 5), « $\delta = 1$  при включенной ЭРДУ и  $\delta = 0$  при включенной ЭРДУ» (пояснение к формуле (1), с. 7).

**12) 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, доцентом, 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 ученого совета инженерной академии РУДН, старшим научным сотрудником, к.т.н. О.Е. Самусенко, утвержден директором инженерной академии РУДН, директором департамента механики и процессов управления, профессором, д.т.н. Ю.Н. Разумным.

Отмечены следующие недостатки:

1. Из содержания автореферата не ясны мотивы и преимущества разделения истинной долготы на вспомогательную (невозмущённую часть) и «отклонение от неё» (возмущённую часть).

2. В части работы, связанной с возмущённым движением, предлагается проводить расчёт «ускорений в комплексной дуальной области» с использованием разработанной библиотеки программ, однако, не приводится описания методики использования этой библиотеки и возможности доступа к ней, что не позволяет оценить сложность её применя и доступность для сторонних пользователей.

3. При анализе результатов полученных решений для межпланетных перелётов в шестой главе сравнение происходит с решениями в рамках грависфер нулевой протяжённости (вероятно, имеется в виду перелёт между положениями центров масс рассматриваемых планет). Однако, такое большое отличие в характеристической скорости, очевидно, в первую очередь связано с отличием в удалении от Солнце планеты и её точки либрации, поэтому является мало информативными. Наиболее интересным было бы получение затрат скорости на перелёт между заданными орбитами у рассматриваемых планет.



**13) Акционерное общество «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (АО «ЦНИИмаш»)**, отзыв на автореферат. **Отзыв положительный**, подписан начальником Центра автоматических космических систем и комплексов, д.т.н. Е.М. Твердохлебовой; заместителем начальника НТЦ 12 по научной работе, старшим научным сотрудником, доцентом, к.т.н. А.С. Осадченко, заверен главным ученым секретарем АО «ЦНИИмаш», старшим научным сотрудником, В.Ю. Ключниковым.

Автореферат дает полное представление о результатах диссертационной работы, обладает внутренним единством, написан лаконичным и грамотным языком. В то же время, следует отметить следующие недостатки:

1. В шестой главе автореферата ясно не отражено, учитывается ли в результатах расчетов снижение начальной массы КА, достигнутое в ходе оптимизации траектории.

2. В основных положениях, выносимых на защиту, предложены методики оптимизации для идеально-регулируемого двигателя. В автореферате не приведены сведения о возможности распространения методик на существующие типы двигателей.

**14) Акционерное общество «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем» (АО «Российские космические системы»)**, отзыв на автореферат. **Отзыв положительный**, подписан главным научным сотрудником-заместителем начальника экспертно-аналитического центра АО «Российские космические системы», профессором, заслуженным деятелем науки РФ, чл.-корр. РАН, д.т.н. В.В. Бетановым, заверен ученым секретарем АО «Российские космические системы», старшим научным сотрудником, к.т.н. С.А. Федотовым.

Вместе с тем, судя по автореферату, к материалу работы могут быть высказаны некоторые рекомендации. Так, например, применение в исследованиях для численного интегрирования метода Грегга-Булриша-Штоера с адаптивным шагом и порядком выиграло бы при соответствующем дополнительном обосновании и сравнении.

**15) Публичное акционерное общество «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва» (ПАО «РКК «Энергия»)**, отзыв на автореферат. **Отзыв положительный**, подписан главным экспертом по расчетно-теоретическим работам Ракетно-космической корпорации «Энергия», д.т.н. Ю.П. Улыбышевым заверен ученым секретарем ПАО «РКК «Энергия», д.ф.-м.н. О.Н. Хатунцевой.

По нашему мнению примеры перелетов к Луне для начальных околоземных орбит с наклоном  $i = 28^\circ$  не совсем удачны. Подобные орбиты, как правило, используются в американских миссиях. Большой практический интерес имели бы



перелеты для орбит с наклоном  $i = 51.6^\circ$  и качественно подобные результаты могли отличаться от упомянутых.

**16) Акционерное общество «Государственный научный центр Российской Федерации «Исследовательский центр имени М.В. Келдыша» (АО ГНЦ «Центр Келдыша»)**, отзыв на автореферат. **Отзыв положительный**, подписан ведущим научным сотрудником Отдела комплексного анализа ракетно-космических систем, к.т.н. Е.Ю. Кувшиновой заверен ученым секретарем АО ГНЦ «Центр Келдыша», кандидатом военных наук Ю.Л. Смирновым.

К недостаткам автореферата можно отнести следующее:

1. Формулировка темы диссертационной работы в части наличия возмущающих ускорений носит общий характер, хотя в работе рассматриваются возмущения только от притяжения удаленных небесных тел и гармоник геопотенциала.

2. Разработка новых вычислительных подходов к оптимизации межорбитальных перелетов с ЭРДУ приводит к проблеме оценки эффективности предлагаемых методик. Представляет интерес оценка работоспособности и эффективности разработанного автором программно-математического обеспечения по сравнению с альтернативными методами, решающими аналогичные задачи.

3. На странице 15 автореферата в пятой главе не указана опорная плоскость относительно которой определяется наклонение конечной окололунной орбиты равное  $35^\circ$ .

4. На страницах 18-19 автореферата в пятой главе приведены условия стыковки геоцентрического и селеноцентрического участков. Они представляют собой условия стыковки на сфере Хилла у Луны и фиксацию момента стыковки. Представленные условия являются избыточными, так как оптимальная траектория (без разбиения на геоцентрический и селеноцентрический участки) в фиксированный момент времени не обязательно проходит через сферу Хилла. Данную постановку можно отнести к задачам оптимизации траекторий перелета с условием во внутренней точке траектории.

**Выбор официальных оппонентов и ведущей организации** обосновывается наличием публикаций в соответствующей сфере исследования, компетентностью, имеющимся у них большим опытом решения задач механики космического полета, оптимизации и проектирования траекторий космических аппаратов, 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.

Самарский университет является одним из ведущих университетов в области ракетно-космической техники, включая проектирование, конструирование,



производство ракет-носителей и космических аппаратов, а также исследования динамики полёта и управления движением космических аппаратов. Научные работы ученых в Самарском университете, в частности, посвящены оптимизации траекторий перелёта и управления движением космических аппаратов с электроракетными двигательными установками. Заключение по диссертационной работе обсуждено и подписано учеными, которые непосредственно занимаются вопросами, связанными с проектированием и оптимизацией траекторий космических аппаратов с малой тягой, в том числе О.Л. Стариновой – заведующей кафедрой динамики полёта и систем управления Самарского университета, доктором технических наук, доцентом. Она проводит исследования по разработке методов оптимизации траекторий межорбитальных и межпланетных перелётов с малой тягой и траекторий перелётов космических аппаратов в системе Земля-Луна.

Боровин Геннадий Константинович – автор более 100 научных работ в области динамики космических объектов. Под руководством Г.К. Боровина проводятся исследования по динамике и управлению движением космических аппаратов для исследования Луны и планет Солнечной системы, математическому моделированию динамики космических объектов.

Заплетин Максима Петрович – автор нескольких десятков научных работ в области оптимального управления движением космических объектов. Под руководством М.П. Заплетина проводятся исследования по оптимизации траекторий и управлению движением космических аппаратов, численному моделированию в задачах механики космического полёта.

#### **В дискуссии приняли участие:**

Фамилия, имя, отчество	Ученая степень, шифр специальности в совете
Евдокименков Вениамин Николаевич	д.т.н., 2.3.1.
Малышев Вениамин Васильевич	д.т.н., 2.5.16.
Константинов Михаил Сергеевич	д.т.н., 2.5.16.
Бобронников Владимир Тимофеевич	д.т.н., 2.3.1.
Красильщиков Михаил Наумович	д.т.н., 2.3.1.
Козорез Дмитрий Александрович	д.т.н., 1.2.2.

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. Разработан новый подход к оптимизации возмущенных траекторий КА с ЭРДУ на основе использования принципа максимума, метода продолжения,



комплексных дуальных чисел и постановки задачи с фиксированной угловой дальностью и свободным временем перелета.

2. Разработан новый эффективный метод оптимизации траекторий межорбитального и межпланетного перелетов, а также перелетов к Луне с малой тягой с учетом типичных возмущающих ускорений.
3. Предложен подход к решению задачи сквозной оптимизации траектории перелета КА с ЭРДУ между околоземной и окололунной орбитами в рамках эфемеридной модели четырех тел.

**Новизна полученных результатов** заключается в разработке метода оптимизации возмущенных траекторий КА с ЭРДУ на основе использования алгебры комплексных дуальных чисел для вычисления требуемых производных с достаточной точностью; предложенном ряде формулировок задачи с фиксированной угловой дальностью и свободным временем перелета для оптимизации многовитковых траекторий КА с двигателем ограниченной мощности, минимальной тяги и ограниченной тяги при наличии типичных возмущающих ускорения. Разработанный метод позволяет вычислять траектории с двигателем с заданной тягой и удельным импульсом с использованием автоматизированной процедуры, не требующей выбора пользователем начальных значений сопряженных переменных. Также в работе предложен новый подход к решению задачи сквозной оптимизации траекторий перелета к Луне с малой тягой, включающей в себя оптимизацию точек стыковки отдельных участков траектории, подход к оптимизации лунных и межпланетных траекторий КА с ЭРДУ с использованием точек либрации в качестве точек стыковки участков с учетом притяжения Солнца, Земли и планет.

**Теоретическая значимость** заключается в том, что проведен анализ влияния возмущающих ускорений на оптимальную траекторию КА с ЭРДУ и оптимальную программу управления вектором тяги ЭРДУ. Величина типичных возмущающих ускорений, действующих на КА в процессе перелета, часто может быть сравнима с реактивным ускорением ЭРДУ. Тем не менее, оптимальная траектория КА с ЭРДУ при наличии возмущающих ускорений до настоящего времени малоисследована. В результате диссертационной работы подтверждена необходимость учета более сложных моделей возмущающих ускорений при проектировании многовитковых траекторий перспективных КА с ЭРДУ. С помощью разработанной методики проведен подробный анализ оптимальных возмущенных траекторий перелета КА с малой тягой между околоземными и межпланетными орбитами, а также между околоземной и окололунной орбитами, проходящих через точки либрации  $EML_1$  системы Земля-Луна, с учетом притяжения Земли, Луны и Солнца на всех участках



траектории. Кроме того, подтверждена возможность сокращения характеристической скорости перелета к Луне с малой тягой за счет оптимизации точки стыковки геоцентрического и селеноцентрического участков траектории. Разработанный в диссертации подход, при необходимости, позволяет достаточно просто включить в рассмотрение другие возмущающие ускорения, благодаря разработанному методу высокоточного автоматического дифференцирования с использованием алгебры комплексных дуальных чисел.

**Практическая значимость** работы заключается в разработке методики оптимизации возмущенных траекторий межорбитальных, межпланетных перелетов и перелетов к Луне с ЭРДУ, которая может применяться для проектно-баллистического анализа и оперативного планирования перспективных космических миссий. Разработанная в диссертационной работе методика имеет важное практическое значение при оптимизации и проектировании траекторий с малой тягой, на которые сильно влияют возмущающие ускорения. Полученные в работе результаты могут использоваться при реализации эффективных космических транспортных операций между околоземной и окололунной орбитами с помощью ЭРДУ с целью обеспечения перспективных лунных пилотируемых программ, которые требуют значительных грузопотоков в системе Земля-Луна. Также они могут применяться при реализации схем выведения КА с помощью ЭРДУ на геостационарную орбиту с геопереходной орбиты, имеющей низкую высоту перигея, в условиях сильного влияния возмущения от нецентральности гравитационного поля Земли на траекторию.

**Значение полученных соискателем результатов исследования для практики** подтверждается следующими актами о внедрении результатов диссертации:

1. Акт о внедрении результатов диссертационной работы Юн Сон Ук в научно-исследовательских работах НИИ ПМЭ МАИ от 16 мая 2023 г.

**Результаты диссертационной работы рекомендуются к использованию** в организациях, осуществляющих проектирование и создание космической техники, 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 другими авторами численными данными по теме диссертации. Соискателем разработаны и используются корректные математические модели и алгоритмы. В рамках исследования автором грамотно



применены общие и специальные методы моделирования и управления движением летательных аппаратов, в том числе метод оптимального управления движением космического аппарата с двигателем малой тяги.

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

1. При сквозной оптимизации траектории перелёта КА к Луне не очень понятно, почему при увеличении числа витков точка стыковки геоцентрического и селеноцентрического участков приближается к точке либрации  $EML_1$  системы Земля-Луна.

2. В докладе указано, что типичная траектория перелёта КА с малой тягой к Луне проходит через точки либрации  $EML_1$ . Не показано, возможно ли использовать в качестве точки стыковки точку либрации  $EML_2$  системы Земля-Луна и при этом возможно ли получить более интересные траектории.

3. При решении оптимизационной задачи, с помощью разработанной в диссертационной работе методики, из доклада неясно, как рассчитываются траектории без задания начального приближения для начальных условий для сопряженных векторов.

Соискатель Юн Сон Ук ответил на задаваемые вопросы и привел собственную аргументацию:

1. При решении задачи сквозной оптимизации траектории перелёта к Луне использовалась модель идеально-регулируемого двигателя ограниченной мощности. В рамках рассматриваемой модели управлением является вектор реактивного ускорения. С увеличением числа витков увеличивается время перелёта и снижается среднее значение реактивного ускорения. Из-за малого значения реактивного ускорения при прохождении точки стыковки получается малое отклонение скорости КА от точки либрации и в результате оптимальная точка стыковки приближается к точке либрации  $EML_1$ .

2. В работе используется точка либрации  $EML_1$  в качестве начального приближения для решения задачи сквозной оптимизации траектории перелёта к Луне, так как КА с малой тягой входит в сферу Хилла Луны через горловину в окрестности точки либрации  $EML_1$ . Возможность использования точки либрации  $EML_2$  в качестве стыковки геоцентрического и селеноцентрического участков требует дальнейшего изучения.

3. В качестве начального приближения используются нулевые начальные значения сопряженных переменных, соответствующие пассивному движению по начальной орбите при использовании модели идеально-регулируемого двигателя. Затем, с помощью гомотопического подхода, задача с идеально-регулируемым двигателем и продолжается в задачу с ограниченной тягой.

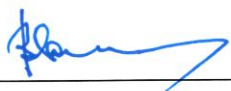


**В диссертационной работе все заимствованные материалы представлены со ссылкой на автора или источник.** Тем самым работа удовлетворяет п.14 Положения о присуждении ученых степеней.

На заседании 30 ноября 2023 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 новых методов проектно-баллистического анализа перспективных космических транспортных операций с использованием двигателей малой тяги, включая межорбитальные, межпланетные перелеты и перелеты к Луне с учётом влияния типичных возмущающих ускорений, присудить Юн Сон Ук ученую степень кандидата технических наук.

При проведении тайного голосования диссертационный совет в количестве 19 человек, из них 7 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 – 19, 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



«30» ноября 2023 г.

Начальник УДС МАИ  
Т.А.

