

СВЕДЕНИЯ О РЕЗУЛЬТАТАХ ПУБЛИЧНОЙ ЗАЩИТЫ

Диссертационный совет: 24.2.327.03

Соискатель: Аунг Мьо Тант

Тема диссертации: Проектирование низкоэнергетических перелетов к Луне с использованием точек либрации системы Земля-Луна

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

Решение диссертационного совета по результатам защиты диссертации:

На заседании 19 октября 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 Аунг Мьо Танту 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, Л.В. Вишнякова, В.А. Воронцов, В. Н. Евдокименков, А. В. Ефремов, С. Ю. Желтов, К. А. Занин, Д. А. Козорез, М. С. Константинов, М. М. Матюшин, В. П. Махров, С. Н. Падалко, В. П. Пасынков, В. Г. Петухов, Г. Г. Райкунов, В. В. Родченко, Ю. В. Тюменцев.

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 19.10.2023 г., протокол № 23

О присуждении **Аунг Мью Тант**, гражданину Республики Союз Мьянмы, ученой степени кандидата технических наук. Диссертация «Проектирование низкоэнергетических перелетов к Луне с использованием точек либрации системы Земля-Луна» по специальности 2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов (технические науки) принята к защите «25» мая 2023, протокол № 8, 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, Аунг Мью Тант, «03» февраля 1990 года рождения. В 2016 г. окончил магистратуру с отличием федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» по направлению подготовки 24.04.01 «Ракетные комплексы и космонавтика» (диплом об окончании магистратуры 107718 0136748, регистрационный номер 2016/60-327Д от 05 июля 2026 г.). В 2022 году окончил обучение в аспирантуре по направлению подготовки 24.06.01– «Авиационная и ракетно-космическая техника» (диплом об окончании аспирантуры 107718 1254543, регистрационный номер 2022/6А-437Д от 06 июля 2022 г.).

В период подготовки диссертации соискатель Аунг Мью Тант обучался в очной аспирантуре на кафедре 601 «Космические системы и ракетостроение» МАИ. В данный момент соискатель Аунг Мью Тант является слушателем по программе повышения квалификации «Методы механики космического полета» на кафедре 601 «Космические системы и ракетостроение» МАИ.

Диссертация выполнена в МАИ на кафедре «Космические системы и ракетостроение» института №6 «Аэрокосмический».

Научный руководитель – доктор технических наук, профессор, профессор кафедры «Космические системы и ракетостроение» МАИ, Константинов Михаил Сергеевич.

Официальные оппоненты:

1. Старинова Ольга Леонардовна – гражданка Российской Федерации, доктор технических наук, доцент, заведующий кафедрой «Динамика полета и систем управления» федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева».

2. Эйсмонт Натан Андреевич – гражданин Российской Федерации, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник Федерального государственного бюджетного учреждения науки «Института космических исследований Российской академии наук» (ИКИ РАН).

Официальные оппоненты дали положительные отзывы о диссертации.

Ведущая организация Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова (МГУ) г. Москва, Ленинские горы, ГСП-1, в своем положительном отзыве, обсужденном на заседании кафедры общих проблем управления Московского государственного университета имени М.В. Ломоносова (протокол №1 от 31 августа 2023 г.), подписанном заместителем декана по научной работе механико-математического факультета МГУ, доктором физико-математических наук, профессором А. О. Ивановым, заместителем заведующего кафедрой общих проблем управления механико-математического факультета МГУ, кандидатом физико-математических наук, доцентом В.Б. Демидовичем, доцентом кафедры общих проблем управления механико-математического факультета МГУ, кандидатом физико-математических наук М. П. Заплетиним, и утвержденным проректор-начальником Управления научной политики МГУ имени М.В. Ломоносова, доктор физико-математических наук, профессором А. А. Федяниным, указала, что тема диссертации Аунг Мью Танта важна, актуальна и вполне соответствует специальности 2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов (технические науки). Основные результаты являются самостоятельным и законченным исследованием, а сама диссертационная работа соответствует критериям «Положения о порядке присуждения ученых степеней» (п. 9 - 14) ВАК, предъявляемым к кандидатским диссертациям, а ее автор заслуживает присуждения ученой степени кандидата технических наук по специальности 2.5.16 Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов (технические науки).

Полученные результаты опубликованы в 9 работах, 2 из которых - в рецензируемых журналах, рекомендованных ВАК. Также эти результаты докладывались на конференциях и семинарах. Автореферат правильно и полно отражает содержание диссертации.

Таким образом, можно заключить, что диссертация «Проектирование низкоэнергетических перелетов к Луне с использованием точек либрации системы Земля-Луна» соответствует требованиям пунктов 9-11, 13, 14 действующего «Положения о присуждении научных степеней», а ее автор - Аунг Мьо Тант - заслуживает присуждения ученой степени кандидата технических наук по специальности 2.5.16 Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов (технические науки).

Соискатель имеет 11 опубликованных работ, в том числе по теме диссертации 11 работ, включающих 4 статьи, опубликованных в рецензируемых научных изданиях, входящих в перечень рецензируемых научных изданий ВАК Минобрнауки РФ. Наиболее значимыми научными работами по теме диссертации являются:

Статьи в рецензируемых журналах перечня ВАК:

1. Аунг Мьо Тант, М.С. Константинов. Использование точки либрации L2 системы Земля-Луна при перелете космического аппарата на окололунную орбиту // Журнал «Космонавтика и ракетостроение». – 2022, № 3(126). – С. 30-43. (11 с. авт., №1429, перечень ВАК от 01.02.2022 г.). В статье представлены результаты анализа траектории двухимпульсного перелёта космического аппарата к Луне с выводением его на низкую окололунную орбиту через окрестность точки либрации L 2 системы Земля - Луна. Отмечается, что при использовании такой схемы перелёта удаётся существенно уменьшить характеристическую скорость по сравнению с традиционной схемой двухимпульсного перелёта.

2. Аунг Мьо Тант, М.С. Константинов, И.А. Николичев. Анализ траектории возвращения космического аппарата с поверхности Луны в заданный район Земли // Инженерный журнал: «наука и инновации». – 2021. – № 12. С. 1-21. – Режим доступа: DOI: 10.18698/2308-6033-2021-12-2139 (10 с. авт., №1265, перечень ВАК от 01.02.2022 г.). Разработан метод проектирования траектории перелета космического аппарата с поверхности Луны в заданный район земной поверхности. Рассмотрена одноимпульсная схема перелета, при которой траектория взлетной лунной ракеты аппроксимируется одним импульсом скорости. Характеристики входа космического аппарата в атмосферу Земли выбраны так, чтобы были выполнены условия по коридору входа при баллистическом спуске и обеспечена посадка спускаемого аппарата в заданную точку поверхности Земли.

3. М.С. Константинов, Аунг Мьо Тант. Проектирование низкоэнергетических перелетов, траектория которых проходит в окрестности точек либрации системы Земля-Луна. Часть 1. Теория и метод. // Вестник РУДН. Серия: Инженерные исследования. – 2023, Том-24, №1. С.7-16. – Режим доступа: DOI:10.22363/2312-8143-2023-24-1-7-16. (11 с. авт., №653, перечень ВАК от 25.05.2022 г.). Предложен метод проектирования низкоэнергетических перелетов к Луне с выводением космического аппарата на низкую окололунную орбиту.

Анализ траектории низкоэнергетического лунного перелета основывается на решении краевой задачи для системы дифференциальных уравнений ограниченной задачи четырех тел.

4. М.С. Константинов, Аунг Мьо Тант. Проектирование низкоэнергетических перелетов, траектория которых проходит в окрестности точек либрации системы Земля-Луна. Часть 2. Алгоритм и численный анализ. // Вестник РУДН. Серия: Инженерные исследования. – 2023, Том-24, №-2 С.111-120. – Режим доступа: DOI: 10.22363/2312-8143-2023-24-2-111-120. (10 с. авт., №653, перечень ВАК от 25.05.2022 г.). Анализируется алгоритм проектирования низкоэнергетической траектории лунного перелета. Он основан на предположении о том, что траектории низкоэнергетического перелета проходят через окрестность одной из коллинеарных точек либрации системы Земля – Луна (L1 или L2). Приводятся результаты численного анализа низкоэнергетической траектории перелета к Луне, показано значительное уменьшение импульса скорости при выходе КА на окололунную орбиту.

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

На диссертацию и автореферат поступили следующие отзывы:

1) Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова (МГУ), ведущая организация. Отзыв положительный. Результаты диссертации представлены последовательно и логично. При этом можно отметить несколько мелких недочетов:

1. Предложенный в диссертационной работе подход к нахождению низкоэнергетических лунных перелетов основывается на предположении, что низкоэнергетическая траектория проходит через окрестность одной из точек либрации L1 или L2 системы Земля - Луна. Четкого объяснения (доказательства), почему это так, всегда ли низкоэнергетическая лунная траектория проходит через окрестность этих точек, в диссертации не приводится.

2. Полученная и описанная в диссертационной работе транспортная лунная операция не предполагает фиксирование наклонение целевой окололунной орбиты. Это наклонение является важным элементом рассматриваемых на практике транспортных проблем. Было бы желательно, иметь информацию о том, как изменится (насколько увеличится) характеристическая скорость рассматриваемого маневра при фиксировании наклонения целевой окололунной орбиты для диапазона возможных наклонений.

3. В диссертационной работе проектирование низкоэнергетической лунной траектории проводится в рамках модели импульсной траектории. Было бы

интересно получить информацию о характеристической скорости рассматриваемого маневра для располагаемых уровней реактивных ускорений, располагаемых удельных импульсов химических двигательных установок.

2) Старинова Ольга Леонардовна, официальный оппонент, доктор технических наук, доцент. Отзыв положительный, заверен начальником отдела сопровождения деятельности ученых советов Самарского университета У.В. Бояркиной. Вместе с тем, необходимо отметить следующее:

1. Математическая модель движения учитывается нецентральность поля тяготения Земли, но не учитывает нецентральность поля тяготения Луны, даже при расчёте селеноцентрического движения. При длительности селеноцентрического движения 3-10 суток это возмущение будет оказывать влияние на движение КА.

2. Рассматривается задача об оптимизации перелета к круговой селеноцентрической орбите с не фиксированным наклоном. Большинство современных окололунных миссий предусматривают орбиты с заданным наклоном.

3. В диссертации присутствуют отдельные опечатки и неточности в обозначениях величин. Например, на рисунках 4.4, 4.11 не приведены обозначения осей, а в подписях к рисункам 4.6, 4.8 неверно отформатирована размерность константы. Величина характеристической скорости в селеноцентрической системе координат обозначена по-разному в разных местах диссертации и автореферата (ΔV_{br} и ΔV_T).

4. Некоторые результаты приведены с излишней точностью. Например, радиус апоцентр орбиты с. точностью до 1 см. длительность перелёта с точностью до 10^{-7} часа.

3) Эйсмонт Натан Андреевич, официальный оппонент, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник. Отзыв положительный, заверен ученым секретарем ИКИ РАН, А.М. Садовским.

Замечания по диссертационной работе. Не ставя под сомнение новизну и важность полученных в диссертационной работе результатов, приведу несколько замечаний по работе.

1. В работе отсутствуют результаты исследований характеристик рассматриваемого маневра (выведения КА на окололунную орбиту), как функций высоты и наклона окололунной орбиты. Ответ на вопрос о том, как затраты характеристической скорости (затраты топлива) зависят от высоты и наклона окололунной орбиты очень важны для выбора параметров лунных миссий. Прежде всего, было бы целесообразным получить оценку затрат характеристической скорости для всего интересного для практики диапазона наклонов целевой окололунной орбиты.

2. Было бы целесообразным провести оценку возможного влияния на характеристики рассматриваемой траектории низкоэнергетического лунного перелета возмущающих факторов, не учитываемых в используемой в диссертации математической модели. В частности, солнечное световое давление может несколько уменьшить гравитационное возмущающее воздействие Солнца, которое, по утверждению автора. диссертации, и обеспечивает возможность временного захвата КА гравитационным полем Луны. Целесообразно проанализировать возможное влияние на траекторию низкоэнергетического перелета и других возмущающих факторов.

3. В диссертационной работе активные участки траектории лунного перелета рассматриваются в импульсной постановке. Было бы интересно проанализировать, как изменятся характеристики исследуемой траектории при использовании двигателя конечной тяги при выходе на целевую окололунную орбиту.

4) ПУБЛИЧНОЕ АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО «РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ КОРПОРАЦИЯ «ЭНЕРГИЯ» ИМЕНИ С.П. КОРОЛЕВА» (ПАО «РКК «ЭНЕРГИЯ»), отзыв на автореферат. **Отзыв положительный**, подписан начальником отдела ПАО «РКК Энергия», д.т.н. Р.Ф. Муртазиным; инженер-математиком 1 категории ПАО «РКК Энергия», аспирантом Е.К. Беляевой, заверен ученым секретарем публичного акционерного общества «Ракетно-космической корпорация «Энергия» д.ф.-м.н. О.Н. Хатунцевой.

В качестве замечаний необходимо отметить следующие:

1. В работе не обоснован выбор метода поиска начального приближения. Почему вместо краевой задачи с 5-ю принятыми в работе варьируемыми параметрами и 5-ю параметрами орбиты при заданном аргументе широты точки либрации выбрана именно задача минимизации функционала J ?

2. В работе не обоснован выбор принятых при исследовании методов интегрирования и оптимизации.

5) Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос» АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО «ГОСУДАРСТВЕННЫЙ НАУЧНЫЙ ЦЕНТР РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ «ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ЦЕНТР ИМЕНИ М.В. КЕЛДЫША» (АОГНЦ «Центр Келдыша»), отзыв на автореферат. Отзыв положительный, подписан ведущим научным сотрудником отдела комплексного анализа ракетно-космических систем к.т.н., Е.Ю. Кувшиновой; ведущим научным сотрудником отдела комплексного анализа ракетно-космических систем, к.т.н. А. А. Сеницыным, заверен ученым секретарем АО «ГНЦ «Центр Келдыша»» кандидатом военных наук Ю.Л. Смирновым.

На основе автореферата можно сделать вывод о том, что диссертационная работа выполнена на хорошем научно-техническом уровне и является

законченным трудом. Вместе с тем, следует отметить следующие недостатки автореферата диссертации:

1. Небрежно сформулированы основные признаки научной работы: научная новизна и результаты работы в части описания разработанного метода проектирования практически полностью совпадают друг с другом. Также имеются опечатки, в частности, на странице 19 автореферата в таблице 1 единицы величины минимального расстояния КА от точки либрации L_2 указаны не в том столбце. На странице 18 некоторые параметры указаны вплоть до 9 знака после запятой, например, $\alpha = -0,000224625^\circ$, что является информативным.

2. В системе уравнений движения либо в геоцентрической, либо в селеноцентрической системе координат отсутствует слагаемое, учитывающее неинерциальность систем координат. Следствием этого является несоответствие ускорений в используемых системах координат (интегрирование пассивных траекторий в селеноцентрической и геоцентрической системах координат будет приводить к различающимся результатам).

3. При описании четвертой главы не приведена суммарная величина характеристической скорости, необходимой на перелет с круговой околоземной орбиты высотой 200 км и наклоном $51,6^\circ$ на круговую окололунную орбиту высотой 100 км, наклонение окололунной орбиты также не указано.

4. В заключении не указано какое процентное соотношение уменьшенной тормозной импульс скорости (до 632...676 м/с) составляет от величины суммарного набора характеристической скорости, необходимой на перелет, что необходимо для понимания общего эффекта разработанного метода.

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

Нам представляется, что работа значительно выиграла бы, если бы предлагаемая автором методика позволяла проектировать траектории перехода на орбиту искусственного спутника Луны заданного наклона в то время, как в настоящей работе оно не фиксируется.

7) 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 П.Е. Розиним; заверен первым заместителем генерального директора - генеральным конструктором, к.т.н. А. Е. Ширшаковым.

Наряду с достоинствами диссертации следует отметить следующие замечания и недостатки:

1. В тексте автореферата отсутствует обзор как отечественной, так и зарубежной литературы по рассматриваемой в работе проблеме. В частности, построением таких низкоэнергетических траекторий перелета на Луну занимались и занимаются Петухов В.Г., Ивашкин В. В., Муртазин Р.Ф. и Улыбышев Ю.П. В тексте диссертации есть ссылки на работы Ивашкина В. В. и Петухова В. Г. Однако, про них в тексте автореферата не сказано ни слова.

2. Непонятно, зачем в автореферате использовать такое большое количество знаков после запятой для обозначения характеристик рассматриваемых траекторий. Значения для скоростей приводятся с точностью до 6-го знака после запятой, для длительностей перелета - с точностью до 7-го знака после запятой и т.д. С практической точки зрения такая точность не имеет смысла.

3. В формуле 4 не указано, учитываются ли при моделировании движения КА возмущения от нецентральности гравитационного поля Луны, от давления солнечного света, а также от гравитационных полей Юпитера, Венеры и Марса. Считаем, что учет указанных возмущений существенно влияет на низкоэнергетические траектории перелета. Их учет может привести к тому, что полученные в работе траектории могут «рассыпаться». Это также влияет и на универсальность рассмотренного в работе метода.

Текст автореферата плохо вычитан, в нем присутствует большое количество опечаток и недочетов:

- стр.7, 17 строка сверху: Эти соотношения позволяЮт...;
- стр.9, 12 строка снизу: пришлоСь;
- стр.10, 9 строка снизу:...используется МЕТОД эволюционной стратегии...;
- стр. 10, 7 строка снизу: В четвертой главе прИводятся результаты...;
- стр.12, 10 строка сверху: ...КА БЫЛИ близки...;
- стр. 12, 2 строка снизу: **Этап 2.** Уточнение траекториИ...;
- стр.13, 12 строка сверху: **Этап 3.** Уточнение траекториИ...;
- стр. 15, 2 строка сверху:...При первом сближениИ...;
- стр15, 9 строка сверху:...правильно пишется «радиус-вектора»;
- стр.16, в подписи к рисунку 7 не указано на оси какой системы координат, спроецированы возмущающие гравитационные ускорения;
- стр.16, 9 строка сверху:...На начальных двух с половиной сутКАХ;
- стр. 16, 3 строка снизу, самый нижний абзац: в первом предложении не написано на оси какой системы координат приведены проекции геоцентрической траектории перелета в окрестность Луны, но в подписи к рисунку 8 говорится об эклиптической системе координат;

- стр. 17, 3 строка сверху: Эта точка соответствует первой точке...;
- стр. 17, 10 строка сверху: правильно писать «радиус-вектора»;
- стр.17, 13 строка сверху: правильно название метода – метод сопряженных градиентов.
- стр. 17,3 строка снизу: Время сообщения КА импульса скорости принималось равным времени...;
- стр. 18, 5 строка снизу: неправильно написано предложение, по мнению рецензентов следовательно бы написать так: В остальных разделах главы 4 АНАЛИЗИРУЮТСЯ полученные низкоэнергетические лунные траектории.
- стр.20, 2 строка снизу – вместо запятой должна быть точка;
- стр.20, 1 строка снизу – пропущено слово «равна»;
- стр.21, 3 строка сверху: правильно писать «радиус-вектор».

8) Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, отзыв на автореферат. **Отзыв положительный**, подписан главным научным сотрудником, д.ф.-м.н. А.Г. Тучиным; главным научным сотрудником, д.ф.-м.н. А.В. Грушевым; ведущим научным сотрудником, к.ф.-м.н., Д.А. Тучиным, отзыв заверен ученым секретарем ИПМ им. М. В. Келдыша РАН, к.ф.-м.н. А.А. Давыдовым.

Вместе с тем данное диссертационное исследование не свободно от некоторых недостатков:

1. Следует отметить, что автореферат представленной к защите диссертационной работы непосредственно вызывает ряд вопросов. А именно: насколько сужение возможного класса траекторий низкоэнергетических перелётов видоизменит и сузит общий ракурс оптимальной карты полётов к Луне? Обратимся к с. 9 автореферата квалификационной работы автора: «Основное предположение разработанного в работе метода - сужение пространства перелетных траекторий. Вводится предположение, что КА попадает в окрестность Луны через «горловины» в окрестности точек либрации системы Земля-Луна L_1 , или L_2 . Дополнительно предполагается, что при прохождении КА окрестности точки либрации радиус перигея и радиус апогея оскулирующей геоцентрической траектории близки к аналогичным элементам геоцентрической оскулирующей орбиты точки либрации. Идея такого предположения заключается в том, чтобы обеспечить прохождение окрестности точки либрации («пробраться» в окологрунное пространство) с небольшой величиной селеноцентрической энергии». Чтобы более точно ответить на этот вопрос, обратимся дополнительно к тексту диссертации, представленному на сайте Совета. На с. 36 текста диссертации указано, что «Основная идея предлагаемого метода - найти это начальное приближение, существенно сужая область возможных решений. Основное предположение для определения этого начального приближения (и можно считать, предлагаемого метода) - сужение

пространства перелетных траекторий». По нашему мнению, в таком случае, как минимум, необходимы обосновывающие этот постулат результаты математического моделирования в точных эфемеридах, подтверждающие обнаруженную диссертантом квазиоптимальность. Иначе всё, фактически, сводится к поиску экстремумов «там, где удобно». Из математических соображений очевидно, что ограниченная круговая задача трёх тел, в которой, собственно, и существуют либрационные точки Лагранжа L1-L5, «погружена» в более общую задачу четырёх тел. Однако вполне реален вопрос, насколько сохраняется выбранная диссертантом стратегия около точек Лагранжа в расширенной постановке? Тем более, что этих точек там уже формально не существует.

2. К, казалось бы, достаточно полной модели всех возмущений, вплоть до солнечных, используемой диссертантом, категорически не хватает асимметричной модели гравитационного поля Луны, от воздействия которого возможны весьма существенные пертурбации финитных движений КА. Результаты точного моделирования могут нивелировать оптимальность, полученных диссертантом результатов.

3. В тексте встречаются различного рода опечатки и неточности. Например, встречаются орфографически неупорядоченные словосочетания, где буквы е-ё разбросаны вперемешку. например. «... повышения эффективности выполнения транспортных космических манёвров при реализации лунных перелетов» (с.3 и т.д.), а далее в тексте «На этой траектории практически осуществляется лунный гравитационный маневр» (с.19). Обозначения коллинеарных точек либрации не приведены к единообразию (L_1 , L_2 на с. 9, но $L1$. $L2$ на с. 3 и в других местах автореферата).

9) Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана (национальный исследовательский университет), отзыв на автореферат. **Отзыв положительный**, подписан, к.ф.-м.н., доцентом, доцентом кафедры ФНЗ «Теоретическая механика» им. профессора Н. Е. Жуковского Д. А. Гришко; заверен заместителем управления кадров «Московского государственного технического университета имени Н. Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» О. В. Казаровой.

В качестве недостатков можно отметить следующие:

1. Во-первых, постановка задачи не даёт зафиксировать наклонение конечной окололунной орбиты - на практике не проектируются орбиты со «свободным» наклонением.

2. Во-вторых, автором не обосновано, что ограничение класса исследуемых траекторий до проходящих через окрестность точек $L1$ и $L2$ является методически правильным.

3. В-третьих, два последних пункта в разделе «Новизна» - использование прямого перебора и использование промежуточного импульса скорости - не могут рассматриваться как корректные, так как давно применяются при проектировании миссий. Вполне возможно, что новизна состоит в обосновании выбора перебираемых параметров и в способе задания промежуточного импульса скорости, однако в тексте это не раскрыто. Например, не объяснено, почему дополнительный импульс скорости прикладывается именно на границе геоцентрического участка.

4. В-четвёртых, в автореферате присутствует странная терминология. Например, непонятно, что понимается под «чисто разгонным импульсом скорости» и под «антиколлинеарностью»? Кроме того, рисунок 4(а) почти полностью повторяет рисунок 6(а).

5. В-пятых, в автореферате показано, что апробация работы в основном была локализована в МАИ, есть также одно выступление на Академических чтениях по космонавтике. Опубликованы две статьи в журналах из Перечня ВАК. Специфика темы и полученные результаты могли бы обеспечить более обширную представленность работы.

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

Работа имеет ряд недостатков, например:

1) Не учитывается нецентральность гравитационных полей Земли и Луны (соответствующие возмущающие ускорения не включены в математическую модель задачи). Тем самым снижена точность полученных результатов.

2) Нет возможности задать наклонение конечной орбиты - орбиты ИСЛ, что затрудняет применение результатов диссертации для решения прикладных задач. Но ведь для миссий по дистанционному зондированию Луны, посадке на лунную поверхность необходимо при баллистическом проектировании миссий иметь возможность варьирования наклона орбиты ИСЛ.

11) 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.

- Замечания нет.

12) Государственный научный центр Российской Федерации 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. Брутяном.

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

1. В работе рассмотрены только низкоэнергетические траектории перелета. Как известно, использование подобных траекторий приводит к заметному увеличению времени перелёта. Таким образом, подобные траектории подходят только для грузовых операций. Вместе с тем сейчас приобретают актуальность пилотируемые полеты к Луне;

2. Одной из ключевых особенностей предлагаемой методики является сужение класса рассматриваемых траекторий только к траекториям, проходящим в окрестностях точек либрации L1 и L2 системы Земля-Луна. Подобный подход с одной стороны заметно упрощает расчет, но с другой стороны лишает возможности анализа более широкого класса траекторий.

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.

Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова (МГУ) является ведущим университетом России. Ученые и преподаватели механико-математического факультета университета является признанными авторитетами во всех разделах математики, теоретической механики, математического моделирования процессов управления динамическими объектами, теории и

современных методов оптимизации. Научные работы этих ученых, в частности, посвящены анализу и оптимизации управления движением космических аппаратов. Их статьи, посвященные анализу и оптимизации траекторий межпланетного полета к Марсу, Фобосу, траекторий межорбитального перелета для КА с малой и ограниченной большой тягой, оптимального планирования космической миссии при дистанционном зондировании Земли опубликованы в высокорейтинговых журналах. Заключение по диссертационной работе обсуждено и подписано учеными, которые непосредственно занимаются вопросами, связанными с проектированием траекторий космических аппаратов. В их числе М. П. Заплетин - к.ф.-м. н, доцент кафедры общих проблем управления механика-математического факультета МГУ, призанный эксперт в области математического моделирования, оптимизации, в частности оптимизации траекторий космических аппаратов, заместитель декана по научной работе механико-математического факультета МГУ д. ф.-м.н., профессор А.О. Иванов.

Старинова Ольга Леонардовна (официальный оппонент) – автор более 80 работ. О.Л. Старинова - известный специалист в области оптимизации траекторий КА различного класса. Она сама и под её руководством проводятся исследования по разработке методов оптимизации траекторий КА различного назначения. В частности, в последние годы широкую известность получили её работы по оптимизации траекторий перелета к Луне и точкам либрации системы Земля – Луна, в которых разрабатываются новые методы поиска оптимальных законов управления движением космических аппаратов. Много работ О.Л. Стариновой посвящены разработке методических основ проектно-баллистической оптимизации межпланетных космических аппаратов.

Эйсмонт Натан Андреевич является ведущим научным сотрудником Института космических исследований Российской академии наук, участвовал в исследованиях траектории полетов практически всех запущенных для научных целей в СССР и России космических аппаратов. Автор более 70 научных статей по данной тематике. Под руководством Н. А. Эйсмонта проводятся исследования по разработке требований к космическим аппаратам различного научного назначения, по разработке оптимальной стратегии коррекций, ведется разработка высокоэффективных средств прогнозирования движения космических объектов, разрабатываются методы оптимального маневрирования космических аппаратов на орбитах, методы управления орбитальным движением и ориентацией КА. Н. А. Эйсмонт принимал активное участие в разработке математического и программного обеспечения для выбора орбитального построения космических аппаратов серии «Прогноз», «Интеркосмос -25», «Интербол-1», «Интербол-2» и «Ресурс-П». В 2021 году Н.А. Эйсмонту была присуждена международная медаль за исключительные достижения в области космических операций.

В дискуссии приняли участие:

Фамилия, имя, отчество	Ученая степень, шифр специальности в совете
Бобронников Владимир Тимофеевич	д.т.н., проф., 2.3.1.
Малышев Вениамин Васильевич	д.т.н., проф., 2.3.16.
Райкунов Геннадий Геннадьевич	д.т.н., проф., 2.3.16.
Воронцов Виктор Александрович	д.т.н., проф., 2.3.16.
Петухов Вячеслав Георгиевич	Член-корреспондент РАН, д.т.н., 2.5.16

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 метод проектирования низкоэнергетических лунных перелетов, предполагающий использование в качестве начального приближения траекторию, которая проходит через окрестность коллинеарных точек либрации L1 или L2 системы Земля-Луна. Новизна метода заключается: во введение условий, обеспечивающие близость формы, размера и расположения геоцентрических орбит точки либрации и космического аппарата в момент прохождения космическим аппаратом окрестности точки либрации; использовании характеристик промежуточной орбиты, на которую КА переводится при старте с низкой околоземной орбиты, как оптимизируемых характеристик схемы перелета; использование положения восходящего узла лунной орбиты по отношению к плоскости земного экватора при нахождении начального приближения оптимизируемой траектории; использование прямого перебора (при нахождении начального приближения оптимизируемой траектории) двух важнейших выбираемых параметров схемы перелета (даты старта и радиуса апогея промежуточной орбиты) с достаточно малым шагом перебора, что способствует преодолению проблемы «застревания» в областях локального экстремума при использовании итерационных процедур; использование промежуточного импульса скорости как методического приема, обеспечивающего большую эффективность разработанного нового метода.

2. Разработано программное обеспечение, позволяющее проектировать низкоэнергетическую траекторию перелета к Луне, при использовании в качестве

начального приближения траекторию, проходящую через окрестность коллинеарных точек либрации системы Земля - Луна.

3. Выполнен анализ низкоэнергетических траекторий импульсного перелета к Луне (с выводом КА на круговую окололунную орбиту высотой 100 км), проходящих через окрестность точки либрации L2 системы Земля–Луна. Показано, что при использовании таких траекторий удастся уменьшить требуемый тормозной импульс скорости при переходе на конечную окололунную орбиту до 632...676 м/с. В то время, как на традиционных траекториях полета этот импульс скорости больше 830 м/с.

Новизна полученных результатов заключается в разработке следующих новых научно-обоснованных технических решений:

- В разработке метода проектирования низкоэнергетических лунных перелетов, предполагающего использование в качестве начального приближения траекторию, которая проходит через окрестность коллинеарных точек либрации L1 или L2 системы Земля-Луна.

- Во введении условий, обеспечивающих близость формы, размера и расположения оскулирующих геоцентрических орбит точки либрации и космического аппарата в момент прохождения космическим аппаратом окрестности точки либрации.

- В использовании характеристик промежуточной орбиты, на которую КА переводится при старте с низкой околоземной орбиты, как оптимизируемых характеристик схемы перелета. В использовании положения восходящего узла лунной орбиты по отношению к плоскости земного экватора при нахождении начального приближения оптимизируемой траектории.

- В использовании прямого перебора (при нахождении начального приближения оптимизируемой траектории) двух важнейших выбираемых параметров схемы перелета (даты старта и радиуса апогея промежуточной орбиты) с достаточно малым шагом перебора, что способствует преодолению проблемы «застывания» в областях локального экстремума при использовании итерационных процедур. В использовании промежуточного импульса скорости как методического приема, обеспечивающего 'большую эффективность разработанного метода.

Теоретическая значимость работы заключается в следующем. Известно (небесная механика, интеграл Якоби), что коллинеарные точки либрации ограниченной задачи трех тел (Земля, Луна, КА) являются точками, в которых происходит слияние областей возможного движения КА. В частности, в точке L1 происходит слияние области возможного геоцентрического движения КА с селеноцентрической областью. То есть в рамках отмеченной ограниченной задачи трех тел попадание КА в окрестность Луны через окрестность точки либрации

принципиально можно реализовать с минимальной скоростью отлета от Земли. В диссертационной работе перелет к Луне анализируется не в ограниченной задаче трех тел, а в ограниченной задаче четырех тел. В рассмотрение вводится Солнце. Именно возмущающее гравитационное возмущение Солнца используется для того, чтобы уменьшить требуемые для перелета скорости. В ограниченной задаче 4-х тел никаких точек либрации нет. В этих условиях важными теоретическими вопросами является вопросы: целесообразно ли в такой задаче использовать пролет КА через окрестность точек либрации? Можно ли использовать такой пролет для уменьшения требуемой характеристической скорости рассматриваемого маневра? Можно ли при использовании пролета точек либрации добиться временного захвата КА гравитационным полем Луны. Результаты диссертации позволяют утвердительно ответить на эти важные для теории вопросы.

Практическая значимость работы заключается в разработке метода проектирования низкоэнергетических лунных перелетов, который может быть использован для анализа перспективных лунных проектов. Особенно интересными для практики низкоэнергетические перелеты окажутся тогда, когда будут осуществляться лунные грузовые перевозки с большим грузопотоком, в условиях использования лунной базы, как промежуточной базы для межпланетных полетов, межпланетных экспедиций. Впрочем, такие перелеты могут эффективно использоваться и в настоящее время, так как практически во всех проектах в процессе разработки возникает проблема дефицита массы. Использование низкоэнергетических перелетов может позволить решить эту проблему.

Значение полученных соискателем результатов исследования для практики подтверждается следующим актом о внедрении результатов диссертации: Акт о внедрении результатов диссертационной работы в учебный процесс для курсового и дипломного проектирования: МАИ «Программно-математическое обеспечение для решения задач траекторной оптимизации перелетов к Луне с выведением КА на окололунную орбиту» от 29.04.2023г.

Результаты диссертационной работы рекомендуются к использованию в организациях, осуществляющих проектирование и создание космической техники, систем управления, таких как ПАО «РКК «ЭНЕРГИЯ», (МОКБ «Марс» - финал ФГУП «ВНИИА»), АО «НПО Лавочкина», а также в образовательных учреждениях космической направленности.

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 математического моделирования.

В ходе защиты были высказаны следующие критические замечания:

1. Постановка задачи не даёт зафиксировать наклонение конечной окололунной орбиты - на практике не проектируются орбиты со «свободным» наклонением.

2. Не указано, учитываются ли при моделировании движения КА возмущения от давления солнечного света, а также от гравитационных полей Юпитера, Венеры и Марса. Считаем, что учет указанных возмущений существенно влияет на низкоэнергетические траектории перелета.

3. В работе рассмотрены только низкоэнергетические траектории перелета. Как известно, использование подобных траекторий приводит к заметному увеличению времени перелёта. Таким образом, подобные траектории подходят только для грузовых операций. Вместе с тем сейчас приобретают актуальность пилотируемые полеты к Луне.

Соискатель Аунг Мьо Тант ответил на задаваемые вопросы и привел собственную аргументацию:

1. В работе не было рассмотрено удовлетворение условий по наклонению конечной окололунной орбиты. Согласен, что это важные условия. В дальнейших исследованиях я буду рассматривать и исследовать траектории с фиксированным наклонением окололунной орбиты.

2. На геоцентрическом участке перелета нами рассматриваемые возмущающие гравитационные ускорения от Солнца на полученных траекториях перелета составляют 8×10^{-2} мм/с², в то время возмущающие гравитационные ускорения от Юпитера существенно меньше 3.5×10^{-7} мм/с², возмущающие ускорения от Венеры еще на один порядок меньше 4.4×10^{-8} мм/с². Сравнение приведенных ускорений показывает, что влияния возмущающих ускорений от этих планетов можно не учитывать. Возмущающее ускорение от Марса намного меньше приведенных значений ускорений от Юпитера и Венеры.

3. Пилотируемые лунные перелеты не могут использовать рассмотренные в диссертации траектории перелета по двум причинам:

- во-первых, очень большое время перелета,
- во-вторых, проблема защиты экипажа от радиационного излучения.

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 19 октября 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 техники и подготовки инженеров в области механики космического полета страны в части создания методического задела для проектирования Лунных миссий, в том числе низкоэнергетических траекторий перелета к Луне, присудить Аунг Мью Танту ученую степень кандидата технических наук.

При проведении тайного голосования диссертационный совет в количестве 20 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 — 20, 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



«19» октября 2023 г.

НАЧАЛЬНИК ОТДЕЛА УДС МАИ
Т.А. АНИКИНА


