

ОТЗЫВ

официального оппонента на диссертационную работу

Проскурякова Александра Игоревича

“Задача оптимизации траектории выведения космического аппарата на целевую орбиту со сбросом отделяемых частей средств выведения в атмосферу Земли”,

представленную на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук по специальности

1.1.7. Теоретическая механика, динамика машин

Актуальность работы. В диссертационной работе рассматриваются задачи оптимизации траекторий выведения космического аппарата, оснащенного двигателем большой ограниченной тяги, с опорной круговой орбиты искусственного спутника Земли заданного радиуса и наклона на целевую эллиптическую орбиту. При этом осуществляется сброс на этапе выведения отработавшего дополнительного топливного бака и центрального блока разгонного блока в атмосферу Земли, что позволит уменьшить замусоренность околоземного пространства.

Обоснованность и достоверность научных результатов и выводов, полученных в диссертации, основывается на корректной и строгой математической постановке задач, применении современных методов решения задач оптимального управления, а также соответствии полученных результатов известным результатам решения более простых задач оптимизации траекторий в механике космического полёта.

Научная новизна работы заключается в следующем:

1. Рассмотрена и численно решена задача оптимизации перелета космического аппарата в импульсной постановке с опорной орбиты искусственного спутника Земли на целевую орбиту со сбросом ступеней в атмосферу Земли. Проведён анализ и определены траектории с малыми дополнительными затратами рабочего топлива на сброс ступеней в атмосферу Земли.

2. Разработана и эффективно реализована методика решения серии усложняющихся задач, последовательное решение которых приводит к решению целевой задачи.

3. На основе принципа максимума Понтрягина решена задача оптимального управления перелетом космического аппарата с ракетным двигателем большой ограниченной тяги с опорной орбиты искусственного спутника Земли на целевую орбиту со сбросом дополнительного топливного бака и центрального блока разгонного блока в атмосферу Земли, построены экстремали и проведен их анализ.

Решение рассматриваемых в диссертации оптимизационных задач нетривиально, требует значительных усилий и отличных знаний механики космического полёта, теории оптимального управления и численных методов.

Структура и содержание работы. Диссертация состоит из введения, шести глав, заключения, списка использованных источников и приложения. Текст диссертации содержит 167 страниц, включая 18 рисунков. Список литературы состоит из 127 наименований.

Во **введении** обосновывается актуальность рассматриваемой темы, сформулированы цели и задачи, научная новизна, объект и предмет исследования, методы исследования, достоверность полученных результатов, теоретическая и практическая значимость работы, положения, выносимые на защиту, структура и объем диссертации, апробация работы и публикации.

Первая глава посвящена обзору литературы современного состояния исследований по космическому мусору, проблемам решения задач оптимального управления движением космического аппарата с ракетным двигателем большой ограниченной тягой, а также по методике решения серии задач с увеличивающейся сложностью.

Во **второй** главе рассматриваются апсидальные импульсные перелеты космического аппарата — импульсные воздействия прилагаются в апогеях и перигеях соответствующих орбит. Решается задача оптимизации траектории выведения космического аппарата с опорной круговой орбиты искусственного спутника Земли заданного наклона и радиуса на целевую эллиптическую орбиту в центральном ньютоновском гравитационном поле. Рассматриваемая космическая транспортная система (орбитальный блок) состоит из двухступенчатого разгонного блока и космического аппарата (в диссертации он называется спутником). Отработавшие ступени за счет дополнительных импульсных воздействий переводятся на орбиту, касающуюся условной границы атмосферы (с высотой перигея 100 км). Довыведение спутника с целевой орбиты на геостационарную орбиту осуществляется с использованием двигателей и за счет топлива самого спутника. Характеристическая скорость маневров довыведения ограничена заданной величиной. Были построены оптимальные схемы перелета орбитального блока с малыми дополнительными затратами топлива на сброс ступеней в атмосферу.

В **третьей** главе рассматривается задача без априорного предположения об апсидальности импульсных воздействий с фазовым ограничением на максимально возможное удаление орбитального блока от Земли и при неограниченном заранее времени перелета. Решение задачи из данной главы совпало с полученным ранее решением задачи с априорным предположением об апсидальности импульсов. Проведен анализ условий оптимальности и сравнение с ранее известными результатами в импульсной постановке в задачах без учета сброса ступеней в атмосферу.

В **четвертой** главе рассматривается задача в модифицированной импульсной постановке. Для решения задачи применяется вычислительная схема метода стрельбы, в которой параметры пристрелки задаются в

специально выбранном базисе — модифицированном орбитальном базисе. Она обеспечивает сходимость метода Ньютона за несколько итераций. Представленная в данной главе задача и ее решение послужили основой для решения задачи оптимизации перелета орбитального блока с большой ограниченной тягой (не в импульсной постановке) и с учетом возмущений, обусловленных нецентральностью гравитационного поля Земли.

В пятой главе на основе принципа максимума Понтрягина строятся экстремали в задаче с большой ограниченной тягой (с учетом и без учета влияния второй зональной гармоники). Переход от задачи в модифицированной импульсной постановке к задаче с большой ограниченной тягой осуществляется с использованием метода продолжения решения по параметру.

Шестая глава посвящена задаче оптимизации перелета орбитального блока в упрощенной постановке — направление тяги определяется двумя углами: углом склонения вектора тяги (отсчитывается от плоскости экватора к северному полюсу) и углом прямого восхождения вектора тяги (отсчитывается в плоскости экватора от оси Ox в сторону Oy). Углы склонения и прямого восхождения вектора тяги изменяются по линейному закону, поэтому рассматриваемая задача оптимизации перелёта является конечномерной: траектория зависит от конечного числа параметров. Учитывается влияние второй зональной гармоники. В результате решения задачи были численно построены траектории «близкие» к экстремалиям Понтрягина.

В заключении представлены основные результаты и выводы данной работы.

Практическая значимость. Разработанная методика последовательного решения усложняющихся задач продемонстрировала свою эффективность. Она может быть применена при решении других актуальных и требующих решения оптимизационных задач.

Полученные экстремали Понтрягина могут использоваться в качестве известных решений при оценке оптимальности траекторий, построенных с использованием простых схем управления и других упрощающих предположений, а полученная в работе информация об оптимальных траекториях космического аппарата и разработанная методика могут быть использованы при проектно-баллистическом анализе перспективных космических миссий.

Наиболее существенные результаты, полученные лично автором:

1) определены схемы перелета орбитального блока с малыми дополнительными затратами топлива на сброс его отработавших частей в атмосферу Земли в импульсной постановке;

2) при помощи параметрических исследований для задачи в импульсной постановке показано, что на построенной на основе принципа Лагранжа экстремали достигается локальный максимум полезной массы;

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

4) на основе разработанной методики решена задача оптимизации траектории выведения орбитального блока, оснащенного двигателем большой ограниченной тяги, с опорной круговой орбиты искусственного спутника Земли на целевую эллиптическую орбиту со сбросом дополнительного топливного бака и центрального блока разгонного блока в атмосферу Земли и построены соответствующие экстремали Понтрягина;

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

6) для задачи с большой ограниченной тягой на основе метода продолжения решения по параметру был произведен переход от решения первой постановки задачи (с заданными относительной массой топливного отсека и удельной массой двигательной установки) к решению второй (с заданными массовыми характеристиками разгонного блока);

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

Соответствие автореферата диссертационной работе и апробация результатов. Автореферат соответствует диссертации и в полной мере отражает ее содержание. Основные результаты диссертации докладывались на всероссийских и международных конференциях, научных семинарах. По результатам диссертации опубликованы 27 научных работ автора, в том числе 5 статей опубликованы в изданиях, рекомендованных ВАК РФ (из которых 2 статьи — в изданиях, входящих в базу цитирования Scopus и Web of Science). Диссертация соответствует специальности 1.1.7 Теоретическая механика, динамика машин.

К тексту диссертации присутствуют следующие замечания:

1. В рамках «упрощенной» модели направление вектора тяги определяется склонением и прямым восхождением вектора тяги. На практике используются другие углы – тангаж и рысканье. Используемый в диссертации линейный закон изменения углов склонения и прямого восхождения не обеспечивает линейность по времени углов тангажа и рысканья и приводит к трудности применения полученных результатов для практических задач.
2. Страница 17: «Наибольшее скопление КМ наблюдается на низких околоземных орбитах и в зоне ГСО». Плотность космического мусора на ГСО относительно мала, однако, ввиду уникальности ГСО как общечеловеческого ресурса, в «Руководящих принципах...» [127] введена защищаемая зона космического пространства в окрестности ГСО (наряду с зоной околоземного пространства, ограниченной высотой 2000 км).
3. Страница 21 «Несмотря на значительные усилия, к концу 1980-х годов удалось решить лишь несколько относительно несложных задач оптимизации траекторий перелетов КА с двигателями большой ограниченной тяги». Спорное утверждение. См., например, серию работ А. Miele, В.А. Conway, Ю.А. Захарова 1970-х – 1980-х гг. и многие другие работы.
4. Страница 24: «КА состоит из двух ступеней и спутника». Правильнее было бы здесь и далее написать «Орбитальный блок состоит из двухступенчатого разгонного блока и КА».
5. Страница 24: «Отработавшие ступени за счет дополнительных импульсных воздействий переводятся на орбиты, касающиеся условной границы атмосферы (высота перигея 100 км). Время существования объектов на таких орбитах считается малым». Не приведена оценка времени существования сброшенной ступени на орбите с высоким апогеем и высотой перигея 100 км. При определенных условиях, за счет лунно-солнечных возмущений, время существования объектов на таких орбитах может быть достаточно большим.
6. Страница 31: Неправильная формула или опечатка. Здесь приведена формула не для полезной массы, а для конечной массы орбитального блока при условии, что используется одноступенчатый разгонный блок.
7. Страницы 71-72: В принятой схеме наклонение меняется только во втором импульсе. Вообще говоря, на оптимальном решении наклонение должно изменяться во всех трех импульсах
8. Непонятно, как выбираются начальные приближения для сопряженных переменных и множителей Лагранжа, которые не были определены на предыдущих этапах решения задачи.

9. Найденные оптимальные схемы перелета затруднительно использовать на практике из-за наличия ограничения на минимальную массу топлива перед последним включением, а также из-за ограничения на длительность функционирования разгонного блока и наличия зависимости массы его составных частей от времени функционирования.

Однако указанные недостатки не затрагивают сути работы и не снижают её общую оценку.

Диссертация Проскурякова Александра Игоревича “Задача оптимизации траектории выведения космического аппарата на целевую орбиту со сбросом отделяемых частей средств выведения в атмосферу Земли” является законченной научно-квалификационной работой, выполненной на высоком научном уровне. Полученные автором результаты имеют практическое значение и могут быть использованы при проектно-баллистическом анализе перспективных космических миссий. Работа удовлетворяет всем требованиям ВАК РФ, предъявляемым к кандидатским диссертациям, а ее автор Проскуряков Александр Игоревич заслуживает присуждения ученой степени кандидата физико-математических наук по специальности 1.1.7. Теоретическая механика, динамика машин.

Даю согласие на обработку своих персональных данных.

Официальный оппонент
Петухов Вячеслав Георгиевич
доктор технических наук
(Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов), член-корреспондент РАН
директор Научно-исследовательского института прикладной механики и электродинамики федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»
Телефон: +7 499 1580020
E-mail: petukhovvg@mai.ru
адрес: 125080, г. Москва, Ленинградское шоссе, д. 5, а/я 43

«12» сентября 2025 г.

Подпись Петухова В.Г. заверен



В.Г. Петухов

и.о. проректора по научной работе
В.В. Терентьев