

ОТЗЫВ

официального оппонента на диссертационную работу

Проскуракова 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 рассматривается идея сокращения замусоренности околоземного пространства за счет сброса отработавшего дополнительного топливного бака и центрального блока разгонного блока в атмосферу Земли на этапе выведения космического аппарата на геопереходную (целевую) орбиту. Поэтому тема работы весьма актуальна. Отметим, что в работе решаются задачи оптимизации траекторий выведения космического аппарата, оснащенного двигателем большой ограниченной тяги, с опорной круговой орбиты искусственного спутника Земли заданных радиуса и наклона на целевую эллиптическую орбиту. Формализация прикладной задачи построения траекторий перелета космического аппарата со сбросом средств выведения в атмосферу Земли как задачи оптимального управления движением космического аппарата нетривиальна. Полученные оптимизационные задачи механики космического полета являются сложными, содержат промежуточные и фазовые ограничения. Решение таких задач в настоящее время требует серьезных усилий на стыке теоретической механики, оптимального управления и численных методов и является серьезным вкладом в развитие теории оптимизации в механике космического полета.

Обоснованность и достоверность научных результатов и выводов, полученных в диссертации, основывается на строгой математической постановке задач и применении хорошо изученных численных методов решения таких задач.

Научная новизна работы заключается в следующем:

1. Была формализована и на основе принципа Лагранжа 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 для случая центрального Ньютоновского гравитационного поля. На основе проведенного анализа были получены траектории с малыми дополнительными расходами на сброс ступеней в атмосферу.

2. Была формализована и на основе принципа максимума Понтрягина решена задача оптимизации функций управления перелетом космического

аппарата с реактивным 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 для случая центрального ньютоновского гравитационного поля, построены экстремали и проведен их анализ.

3. На основе известных моделей движения космического аппарата в центральном ньютоновском гравитационном поле и в гравитационном поле с учетом второй гармоники потенциала Земли сформирована и решена серия вспомогательных задач (реализующая методику «лестница задач»), последовательное решение которых приводит к решению целевой задачи.

Изложим кратко содержание диссертационной работы. Во **введении** обосновывается актуальность рассматриваемой темы, приводятся цели и задачи, научная новизна, методы исследования, достоверность полученных результатов, теоретическая и практическая значимость работы, положения, выносимые на защиту.

Первая глава посвящена обзору литературы современного состояния исследований по вопросам, связанным с космическим мусором, проблемам решения задач оптимального управления движением космического аппарата с реактивным двигателем большой ограниченной тягой, а также по методике «лестница задач».

Во **второй** главе рассматриваются апсидальные импульсные перелеты космического аппарата. Предполагается, что все импульсные воздействия подаются 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. Перелет рассматривается в центральном ньютоновском гравитационном поле в вакууме. Предполагается, что космический аппарат состоит из двух ступеней и спутника. Отработавшие ступени переводятся на орбиту, касающуюся условной границы атмосферы, за счет дополнительных импульсных воздействий. В результате решения задачи определяются оптимальные схемы перелета космического аппарата с малыми дополнительными расходами на сброс ступеней в атмосферу.

В **третьей** главе рассматривается задача без априорного предположения об апсидальности импульсных воздействий с фазовым ограничением на максимально возможное удаление космического аппарата от Земли и при неограниченном заранее времени перелета. Решение рассматриваемой задачи совпало с полученным ранее решением аналогичной задачи с априорным предположением об апсидальности импульсов. Был проведен анализ условий оптимальности и сравнение с ранее известными решениями задач без учета сброса ступеней в атмосферу.

В **четвертой** главе рассматривается задача в модифицированной импульсной постановке, заключающейся в том, что космический аппарат состоит из центральной части разгонного блока, дополнительного топливного бака и спутника. На основе проведенного анализа была выбрана вычислительная схема метода стрельбы, обеспечивающая сходимость метода Ньютона за несколько итераций.

Пятая глава посвящена решению задачи с большой ограниченной тягой. Рассматриваемая задача была решена на основе принципа максимума Понтрягина. С использованием метода продолжения решения по параметру построена экстремаль Понтрягина для тяговооруженности $n = 0.1$ (с учетом и без учета влияния второй зональной гармоники).

Шестая глава посвящена задаче оптимизации перелета космического аппарата в упрощенной постановке — на множестве линейных управлений.

В **заключении** представлены основные результаты и выводы по данной работе.

Практическая значимость. Полученная в работе информация об оптимальных траекториях выведения космического аппарата с низкой круговой орбиты искусственного спутника Земли на целевую орбиту со сбросом дополнительного топливного бака и центрального блока разгонного блока в атмосферу Земли может быть использована при создании и оценке реальных систем управления движением центра масс космического аппарата с реактивным двигателем большой ограниченной тяги. Методика численного решения может быть применена при решении других актуальных оптимизационных задач. Построенные экстремали Понтрягина могут использоваться в качестве известных решений при оценке оптимальности траекторий, построенных с использованием простых схем управления и других упрощающих предположений.

Основными результатами, полученными автором в работе, являются:

- 1) определены схемы перелета космического аппарата с малыми накладными расходами 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 космического аппарата от Земли;

- 4) на основе методики «лестница задач» решена задача оптимизации траектории выведения космического аппарата, 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 перелета космического аппарата с двигателем большой ограниченной тяги близко к решению соответствующей задачи в импульсной постановке и накладные расходы 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 константами $\alpha=0.08$, $\beta=0.01$) к решению второй (с заданными массовыми характеристиками);
- 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;
- 8) установлено, что решение краевой задачи принципа Лагранжа с простой схемой управления может быть использовано для нахождения экстремали в задаче оптимального управления с большой ограниченной тягой.

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 28 научных работ автора, в том числе 6 статей опубликованы в изданиях, рекомендованных ВАК РФ (из которых 3 статьи — в изданиях, входящих в базу цитирования Scopus и Web of Science). Диссертация соответствует специальности 1.1.7 Теоретическая механика, динамика машин.

Отметим некоторые замечания к диссертации Проскурякова А.И.:

1. В работе нечетко определено понятие целевой орбиты.
2. Не рассмотрен вопрос единственности решения задачи определения оптимального управления.

3. Не рассмотрен вопрос оптимальности всех экстремалей при определении оптимальных траекторий.

Однако отмеченные замечания не меняют общей положительной оценки работы и носят характер пожеланий при продолжении исследований поставленной важной задачи.

В заключение отметим, что 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 с использованием современных методов исследования. Полученные автором результаты имеют практическое значение и могут быть использованы при создании и оценке реальных систем управления движением центра масс космического аппарата. 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
Ивашкин Вячеслав Васильевич
доктор физико-математических наук
(01.02.01 - Теоретическая механика), профессор
главный научный сотрудник
отдела 5 «Механика космического полета и
управление движением»
федерального государственного учреждения
«Федеральный Исследовательский Центр
Институт Прикладной Математики им.
М.В. Келдыша Российской Академии Наук»
Телефон: +7 (499)220 78 26
E-mail: ivashkin@keldysh.ru
адрес: 125047, Москва, Миусская пл., д. 4

Ивашкин
24/XII-2025 г.

Подпись Ивашкина В.В. удостоверяю.

Учёный секретарь

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

к.ф.-м.н.



Давыдов
Давыдов А.А.