

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.

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.

Отметим некоторые замечания к диссертации Проскуракова А.И.:

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

