

## Отзыв

Официального оппонента на диссертацию Ду Чунжуня на тему «Оптимизация перелётов космических аппаратов с электроракетной двигательной установкой между периодическими орбитами относительно точек либрации L1 и L2 в системе Земля-Луна», представленную на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов.

**Актуальность темы.** Области космического пространства, расположенные вблизи точек Лагранжа (коллинеарных точек либрации) системы Земля-Луна или Солнце-Земля, осваиваются уже более пятидесяти лет. В такие области космического пространства запускаются космические аппараты (КА) и выводятся космические станции с целью, например, наблюдения за солнечной короной, прогнозированием магнитных бурь и космического мониторинга околоземного космического пространства. В первую очередь это связано с удобным расположением точек либрации L1 и L2, которые находятся на линии, соединяющей центры инерции притягивающих тел, на расстоянии примерно 0.01 а. е. от центра Земли для системы Солнце-Земля или на расстоянии порядка 61.5 тыс. км от центра Луны для системы Земля-Луна. Поскольку движение в окрестности точек L1 и L2 характеризуется неустойчивостью, то для удержания КА в окрестности этих точек требуется управляющее воздействие, вследствие чего и возникают задачи построения номинального программного движения (в том числе построения периодических и условно-периодических орбит), стабилизации (корректировки) орбитального движения и космического маневрирования различных типов. Однако именно в задачах космического маневрирования свойство неустойчивости фазовых координат точек либрации может являться положительным фактором, благодаря которому малое изменение начальных данных может приводить к существенному изменению номинальной траектории орбитального движения КА. Освоение окрестности коллинеарных точек либрации является весьма непростой и дорогостоящей в техническом плане задачей, поэтому при реализации соответствующих проектов требуется проведение детальных, в том числе и численных, исследований по построению оптимального программного управляемого орбитального движения КА, обеспечивающего перелёт между представителями семейств периодических орбит в окрестностях коллинеарных точек либрации системы Земля-Луна. Этой задаче и посвящена диссертационная работа Ду Чунжуня «Оптимизация перелётов

космических аппаратов с электроракетной двигательной установкой между периодическими орбитами относительно точек либрации L1 и L2 в системе Земля-Луна». Считаю, что тема, избранная диссертантом, является актуальной и находится в соответствии с существующими проектами по исследованию космического пространства.

### **Содержание диссертации.**

Во введении дается достаточно подробное изложение актуальности темы исследования, в рамках которой можно эффективно использовать окрестности точек либрации системы Земля-Луна. Особый интерес представляет идея создания лунной космической станции, для функционирования которой требуются эффективно обслуживающие КА. При решении этой проблемы автором предлагается разработка методик построения оптимальных траекторий перелета КА между периодическими орбитами в окрестностях коллинеарных точек либрации L1 и L2 системы Земля-Луна, а в качестве двигательной установки КА используется электроракетный двигатель. О преимуществах таких двигателей по сравнению с химическими двигателями также сказано во введении.

В первой главе проведен довольно полный обзор литературы непосредственно по теме исследования. Отмечена значимость модели задачи трёх тел для разработки и реализации реальных проектов по исследованию космического пространства. Перечислены наиболее значимые теоретические результаты, связанные с научными исследованиями проблемы оптимальных межорбитальных перелётов в рамках модели задачи трёх тел. Дано описание альтернативных подходов для расчёта траекторий перелета в модели задачи трёх тел. Дана общая формулировка решаемых задач построения оптимального управления для проблемы межорбитального перелёта, которая находится в фокусе настоящей диссертации.

Следует отметить, что постановка задачи автором обоснована, как и обосновано использование соответствующей модели электроракетного двигателя, учитывая современные технические возможности.

Во второй главе сформулирована общая математическая модель управляемого движения КА во вращающейся системе координат. В основе этой модели лежит формализм уравнений Ньютона для движения в неинерциальной системе отсчета. Представлен анализ траекторий движения в круговой ограниченной задаче трёх тел (Земля-Луна-КА), а также дано описание модельных понятий: точек либрации, постоянной Якоби и линий нулевого уровня, периодических орбит и их семейств, инвариантных многообразий.



Анализ уравнений движения даёт математические основания для постановки и решения задачи оптимального перелёта, при котором обеспечивается минимизация энергетических затрат двигательной установки. Для этого автором применяется идея использования устойчивых и неустойчивых инвариантных многообразий.

Весьма интересным результатом является численный пример оценки влияния на неуправляемое движение КА в рамках модели круговой ограниченной задачи трёх тел системы Земля-Луна некоторых возмущающих факторов (гравитация Солнца, Венеры, Марса, Юпитера, Сатурна; нецентральность гравитационных полей Земли и Луны; лунная либрация и лунный «застой»; давление солнечного света; эксцентриситет орбиты Луны). Результаты данного примера продемонстрированы на рис. 2.11, 2.12.

Следует отметить, что автором были описаны наиболее значимые теоретические результаты, связанные с исследованиями уравнений неуправляемого движения в круговой задаче трёх тел, которые в настоящее время находят широкое применение в теоретических и прикладных исследованиях.

В третьей главе были сформулированы строгие постановки задач построения оптимальных перелётов КА с электроракетными двигателями малой тяги в окололунном пространстве. Для решения задач автором, согласно принципу максимума Понтрягина, определяются выражения для управляющих параметров (коэффициент дросселирования тяги и направление вектора тяги), далее задачи оптимального управления сводятся к решению краевых задач. Автором дано описание и обоснование выбора вычислительных методов для решения краевых задач: для численного интегрирования и расчёта последовательных приближений вычисляемой орбиты – метод коллокации, для реализации последовательных приближений к результирующей траектории перелёта – метод продолжения по параметру.

Следует отметить, что автором для решения задачи был использован весьма широкий набор модификаций метода продолжения по параметру, использование которого, например, позволило перейти от решения задачи оптимизации энергозатрат к решению задачи оптимизации затрат рабочего тела. На основании предложенных автором схем (см. блок-схемы на рис. 3.2 и рис. 3.4) и методик для заданной модели КА с малой тягой представлен расчёт оптимальных искусственных орбит в окрестности точки либрации. Результаты численных расчётов продемонстрированы на рис. 3.3, 3.5-3.7. Действительно, семейства вычисленных траекторий управляемого движения могут иметь определенное значение для краткосрочных космических проектов, предполагающих изменение периода движения по орбите в

окрестности точки либрации за счёт малой тяги (см. рис. 3.6), соответствующей современным техническим возможностям.

В четвертой главе автором обобщаются результаты третьей главы для разработки схем (см. блок-схемы на рис. 4.1, 4.26) и методик расчёта оптимальных траекторий и соответствующих им оптимальных управлений, для обеспечения перелётов между периодическими орбитами в околосолнечном пространстве. Была показана возможность оптимальных перелётов между орбитами Ляпунова (см. рис. 4.2, 4.3), при этом была показана возможность использования оптимальных многовитковых орбит (см. рис. 4.4-4.5). При построении оптимального перелёта использовались инвариантные многообразия и соответствующая гомоклиническая структура модели неуправляемого движения круговой ограниченной задачи трёх тел (см. рис. 4.12, 4.13), показана эффективность использования такого подхода. Для окрестности точки либрации  $L_2$  была показана возможность оптимального перелёта между орбитой Ляпунова и гало-орбитой (см. рис. 4.15, 4.16), показана возможность оптимального перелёта между гало-орбитами одного и разных семейств при использовании инвариантных многообразий (см. рис. 4.17-4.18), показана возможность оптимального перелёта между орбитой Ляпунова и гало-орбитой (см. рис. 4.15, 4.16), показана возможность оптимального перелёта между орбитой Ляпунова и вертикальной орбитой (см. рис. 4.21, 4.22). Построен оптимальный перелёт между периодическими орбитами в окрестностях точек либрации  $L_1$  и  $L_2$  при использовании инвариантных многообразий и соответствующей гетероклинической структуры модели неуправляемого движения круговой ограниченной задачи трёх тел (см. рис. 4.29), также показана эффективность использования такого подхода. Показана возможность оптимального перелёта между пространственными периодическими орбитами в окрестностях точек либрации  $L_1$  и  $L_2$  (см. рис. 4.30-4.32).

Следует заметить, что сделанное автором наблюдение о монотонном изменении константы Якоби на траектории глобального минимума в задачах оптимального по быстродействию перелёта является интересным и требует проведения дополнительного исследования.

Следует отметить, что была проведена большая экспериментальная работа, связанная с расчётами оптимальных траекторий перелёта для заданных моделей КА с малой тягой, численным исследованием таких управляемых орбитальных движений. Автором представлен пример, демонстрирующий возможность использования построенных решений как первое приближение в более общих моделях рассматриваемой задачи при учете дополнительных возмущающих факторов (см. рис. 4.33).



## **Обоснованность и научная новизна результатов и выводов, вынесенных на защиту.**

Для построения траекторий перелёта автор использует известные классические научные методы: формализм уравнений Ньютона, известные методы небесной механики, принцип максимума Понтрягина, метод коллокации и метод продолжения по параметру. Достоверность экспериментальных данных обеспечивается точным использованием известных математических методов.

В диссертации представлены математические модели неуправляемого и управляемого движения КА с электроракетной двигательной установкой в рамках математической модели круговой ограниченной задачи трёх тел системы Земля-Луна. Дана оценка влияния иных возмущающих факторов. Разработаны схемы (блок-схемы) расчётов оптимальных программных траекторий и соответствующих им оптимальных управлений для задачи оптимального перелёта между периодическими орбитами в окрестностях коллинеарных точек либрации L1 и L2 системы Земля-Луна. На основании предложенных схем, учитывая содержание диссертации, можно утверждать, что разработано программно-математическое обеспечение для расчётов оптимальных траекторий перелётов между периодическими орбитами в окрестности точек либрации системы Земля-Луна. Результаты, вынесенные на защиту, являются новыми. Адекватность сделанных выводов подтверждается качественным уровнем решения рассматриваемых задач и анализом численных результатов.

Основные результаты диссертации опубликованы в 3 печатных работах из списка ВАК России и 5 печатных работах, индексируемых в системах научного цитирования Scopus и/или Web of Science.

### **Замечания по работе в целом.**

1. Имеются неточности при нумерации формул и при расставлении ссылок на формулы в тексте.
2. Для численных примеров рис. 3.1, 4.3 ничего не сказано про направления тяги.
3. На рис. 3.2, 3.4, 4.1 представлены не методики и вычислительные алгоритмы, а схемы вычислительных алгоритмов, по которым осуществляется расчёт оптимальных траекторий перелёта.
4. Формулировка «ЭРДУ может изменять положение точек либрации...» представляется неправильной, поскольку само понятие точки либрации (как и классификация орбит в её окрестности) является модельным понятием ограниченной задачи трёх тел. Здесь можно говорить о существовании иного положения равновесия обусловленного наличием

