

Ученому секретарю
диссертационного совета

Д 24.2.327.03

МАИ

д.т.н., доценту

А.В. Старкову

125993, г. Москва,

Волоколамское шоссе д. 4

ОТЗЫВ

официального оппонента о диссертации Паинг Сое Ту У на тему
**«ОПТИМИЗАЦИЯ МЕЖОРБИТАЛЬНЫХ ПЕРЕЛЕТОВ С
КОНЕЧНОЙ ТЯГОЙ»**, представленной на соискание ученой степени
кандидата технических наук по специальности 2.5.16 – «Динамика,
баллистика, управление движением летательных аппаратов»

Диссертационная работа Паинг Сое Ту У, посвящена актуальной в настоящее время во всем мире теме – исследованию возможностей применения электроракетных двигательных установок (ЭРДУ) на космических аппаратах (КА) для их маневрирования. При выведении на высокие целевые орбиты применение ЭРДУ за счет их высокого удельного импульса позволяет выводить КА увеличенной массы по сравнению с химическими двигательными установками. Поэтому решаемые в диссертации задачи развития теории межорбитальных перелетов с двигателями конечной тяги и разработки устойчивых быстродействующих методов оптимизации таких траекторий являются актуальными.

Наиболее значимыми новыми научными результатами диссертационного исследования являются следующие:

-разработан новый метод оптимизации траекторий перелета КА с
ограниченным реактивным ускорением на основе применения принципа

Отдел документационного
обеспечения МАИ

18.01.24 г.

максимума Л.С. Понтрягина, метода продолжения по параметру и условий трансверсальности для свободных элементов целевой орбиты;

-поставлена новая математическая задача оптимизации многовитковых траекторий с фиксированной угловой дальностью, свободным временем перелета и невозмущенной истинной долготой в качестве независимой переменной;

-разработан численный метод решения поставленной задачи оптимизации;

-обнаружена немонотонная зависимость оптимального времени перелета от величины силы тяги на траекториях с фиксированной угловой дальностью в задаче с минимизацией затрат топлива;

-разработана методика для быстрого анализа комбинированных схем выведения КА с ЭРДУ на геостационарную орбиту.

Содержание диссертации соответствует сформулированной цели диссертационной работы – развитию теории и разработке методов численной оптимизации траекторий межорбитальных перелетов КА с двигателями конечной тяги.

Диссертация содержит 6 глав. В **первой главе** приведены математические модели движения КА с ЭРДУ и представлены формулировки задач оптимизации траекторий перелета с фиксированным временем. Для оптимизации многовитковых траекторий КА с ЭРДУ рассмотрены уравнения невозмущенного движения в равноденственных элементах.

Во **второй главе** приведено описание метода продолжения по параметру, реализующего гомотопию между известным решением некоторой системы нелинейных уравнений и искомым решением заданной системы нелинейных уравнений. Показано, как применение метода продолжения по параметру позволяет свести решение системы нелинейных уравнений к задаче Коши. Приведено описание метода комплексного шага, который используется в методе продолжения для высокоточного вычисления требуемых производных от невязок краевой задачи принципа максимума

Л.С. Понтрягина по ее неизвестным параметрам. Приведено описание метода продолжения по гравитационному параметру, позволяющего вычислить траекторию с заданным числом витков вокруг притягивающего центра, удовлетворяющую необходимым условиям оптимальности.

В **третьей главе** рассмотрены методы оптимизации межорбитальных перелетов КА с различными видами двигательных установок. Поставлены задачи перелета за фиксированное время между заданными точками заданных орбит и перелета за фиксированное время на конечную орбиту с не полным набором элементов орбиты. Приводится полная система краевых условий, включающих условия трансверсальности, описание разработанных методов решения и численные примеры оптимальных траекторий, полученных с использованием этих методов.

В **четвертой главе** разработан метод оптимизации многовитковых межорбитальных траекторий с фиксированной угловой дальностью и свободным временем перелета при использовании уравнений движения в равноденственных элементах и вспомогательной долготы в качестве непрерывных параметров. Приводится описание разработанного метода оптимизации и численных результатов, полученных с его применением. Обсуждаются обнаруженные свойства оптимальных траекторий с фиксированной угловой дальностью и свободным временем перелета, в частности, немонотонная зависимость оптимального времени перелета от величины силы тяги двигательной установки.

В **пятой главе** приводятся методика и результаты оптимизации комбинированной схемы выведения КА с ЭРДУ на геостационарную орбиту (ГСО) при высокой эллиптической орбите отделения КА от ракеты-носителя. Рассматривается задача максимизации доставляемой на ГСО массы КА за ограниченное (или минимальное) время перелета при использовании в качестве средства выведения КА ракеты-носителя Falcon-9.

В **шестой главе** приводятся методика и результаты оптимизации комбинированной схемы выведения с использованием разгонного блока,

позволяющего формировать произвольную переходную орбиту. Задача максимизации массы КА, доставляемого на ГСО за фиксированное время, сведена к задаче условной минимизации, которая решается с использованием метода неопределенных множителей Лагранжа и метода продолжения по параметру. Для расчета перелета между низкой околоземной и переходной орбитами используется импульсная аппроксимация решения. Приведены численные результаты, включающие в себя зависимости максимальной массы КА на ГСО и параметров переходной орбиты от времени перелета.

В **Заключении** к диссертации сформулированы основные результаты, выносимые на защиту.

Вместе с тем, по содержанию диссертации можно высказать ряд замечаний:

1. Нумерация ссылок должна быть по порядку их появления в тексте работы.
2. В разделе 1.5 не приведено обоснование выбора функционала (1.2.2).
3. Фокальный параметр и сопряженные переменные обозначены одинаковыми буквами.
4. В приведенных решениях неясно, как работает при большом количестве витков функция переключения силы тяги. Сила тяги непрерывна или кусочно-непрерывна?
5. Не обоснован выбор декартовой системы координат. Было бы удобнее пользоваться орбитальной связанной системой координат из-за ее наглядности.
6. В диссертации не используется свойство гамильтониана $H=0$ и не учитывается наличие векторного интеграла для сопряженных переменных, приведенного в статье [96], а также в книге В.В. Ивашкина «Оптимизация космических маневров». Использование этого свойства и векторных интегралов может привести к снижению

