

## ОТЗЫВ

официального оппонента, кандидата физико-математических наук, доцента кафедры «Общие проблемы управления» Московского государственного университета им. М.В. Ломоносова Максима Петровича Заплетина на диссертацию Юн Сон Ук «Оптимизация траекторий космического аппарата с электроракетной двигательной установкой при наличии возмущающих ускорений», представленную на соискание учёной степени кандидата технических наук по специальности 2.5.16. – «Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов».

Диссертационная работа Юн Сон Ук посвящена рассмотрению проблем, связанных с методом оптимизации траекторий космических аппаратов (КА) с малой тягой при использовании высокоточных моделей возмущающих ускорений; в качестве таких траекторий были рассмотрены траектории межорбитальных, межпланетных перелетов и перелетов к Луне с использованием электроракетной двигательной установки (ЭРДУ).

Для решения поставленных в работе оптимизационных задач использовались методы оптимизации возмущенных траекторий на основе принципа максимума и метода продолжения. Поиск минимума энергетических затрат и варьирование параметров траекторий проводится прямыми методами в допустимом множестве этих параметров, определяемом исходя из условий задачи.

Основное внимание в данной работе уделено оптимизации возмущенных многовитковых траекторий межорбитальных перелетов, траекторий перелета к Луне с идеально-регулируемым двигателем и с малой тягой в рамках полной эфемеридной модели.

Для решения этой проблемы в качестве основы автором был взят метод оптимизации возмущенных траекторий с малой тягой на основе использования комплексных дуальных чисел для автоматического вычисления производных при использовании высокоточных моделей возмущающих ускорений, дана общая постановка задачи оптимизации траекторий перелетов по критерию минимизации топлива, необходимого для осуществления перелета.

В рецензируемой диссертационной работе был разработан численный алгоритм построения траекторий с малой тягой к окололунным орбитам и точкам либрации системы Земля-Луна для реализации эффективных космических транспортных операций

между околоземной и окололунной орбитами с помощью космических буксиров с ЭРДУ с целью обеспечения перспективных лунных пилотируемых программ, которые требуют значительных грузопотоков в системе Земля-Луна, в широком диапазоне параметров.

Так же автором была разработана математическая модель задачи оптимизации возмущенных траекторий космического аппарата с двигателем ограниченной тяги. Основной идеей данной математической модели является использование необходимых условий оптимальности и учет неизвестного заранее количества включений и выключений двигателя. При этом, применение предлагаемой автором математической модели обеспечивает хорошую сходимость итерационного процесса поиска решения, что видно по многочисленным и достаточно сложным численным примерам, представленным в диссертационной работе.

С помощью предлагаемой автором методики был проведен подробный анализ оптимальных траекторий межорбитальных перелетов с малой тягой с учетом влияния возмущающих ускорений; траекторий с малой тягой к окололунным орбитам и точкам либрации системы Земля-Луна для реализации эффективных космических транспортных операций между околоземной и окололунной орбитами с помощью космических буксиров с ЭРДУ с целью обеспечения перспективных лунных пилотируемых программ, которые требуют значительных грузопотоков в системе Земля-Луна; траекторий межпланетного перелета между точками либрации с малой тягой в рамках полной эфемеридной модели движения небесных тел.

Развитие космической техники и возрастающая сложность проектируемых лунных миссий приводит к необходимости проектирования энергетически оптимальных траекторий КА. Особый интерес представляет поиск оптимальных траекторий выведения на орбиты искусственного спутника Луны, который предъявляет высокие требования к эффективности используемых методик. Данное обстоятельство показывает необходимость проведения исследований в данной области. Предлагаемые автором настоящей работы методики и программное обеспечение позволяют эффективно решать задачи поиска оптимальных траекторий с малой тягой к окололунным орбитам. Указанные обстоятельства определяют **актуальность** представленной диссертации.

**Основными результатами**, полученными в рамках данной диссертационной работы, являются:

- методика оптимизации возмущенных траекторий космических аппаратов на основе принципа максимума, метода продолжения по параметру, дифференцирования с использованием комплексных дуальных чисел;
- методика оптимизации траектории перелета к Луне КА с идеально-регулируемым двигателем с оптимальной точкой стыковки геоцентрического и селеноцентрического участков траектории;
- методика оптимизации возмущенных траекторий межпланетного перелета КА;
- результаты численного анализа полученных оптимальных решений возмущенных задач при рассмотрении различных типов многовитковых межорбитальных перелетов КА с ЭРДУ.

Все результаты работы, включенные в диссертацию, получены лично автором.

**Научная новизна работы** состоит в:

- разработке методики оптимизации возмущенных траекторий с малой тягой на основе использования комплексных дуальных чисел;
- разработке методики автоматизации вычисления оптимальной траектории с двигателем с заданной тягой и удельным импульсом, не требующий задания начальных приближений для неизвестных параметров краевой задачи;
- новом подходе к оптимизации межпланетных траекторий с малой тягой с использованием коллинеарных точек либрации для стыковки планетоцентрических и гелиоцентрических участков траектории;
- предоставлении численных результатов анализа возмущенных задач оптимизации межорбитального и межпланетного перелетов, а также перелетов к Луне с малой тягой.

**Практическая значимость** результатов настоящей работы заключается в следующем:

- разработан новый методический подход к решению задач оптимизации возмущенных траекторий выведения КА ЭРДУ с использованием комплексных дуальных чисел;
- разработана методика и на ее основе программное обеспечение, позволяющие выполнять задачи сквозной оптимизации траектории перелета к Луне КА с идеально-регулируемым двигателем с оптимальной точкой стыковки геоцентрического и селеноцентрического участков;
- на основе предлагаемых методик разработано программное обеспечение, позволяющее выполнять оптимизацию возмущенных траекторий межпланетного

перелета КА с идеально-регулируемым двигателем и с ограниченной тягой с использованием метода продолжения по гравитационному параметру.

Основные результаты работы опубликованы в 7 изданиях, из них 4 в рекомендуемых ВАК и входящих в МРБД, и прошли апробацию на 9 научно-технических конференциях и тематических семинарах.

В автореферате представлены разделы, отражающие содержание и структуру диссертационной работы: актуальность, цель, методология и методы, основные положения, научную новизну, теоретическую и практическую значимость, выводы. Приводится краткое содержание глав диссертации, описание разработанных методов, основные результаты расчётов. Таким образом, автореферат правильно и полно отражает содержание диссертации.

Диссертация оформлена в полном соответствии с требованиями ВАК. Текст написан грамотным научно-техническим языком.

**Замечания:**

- В разделе 5.4 диссертации представлен вывод необходимых условий оптимальности в точке стыковки геоцентрического и селеноцентрического участков траектории. Автор диссертации выбрал условие стыковки так, чтобы точка стыковки геоцентрического и селеноцентрического участков траектории в заданное время располагались на мгновенной сфере Хилла Луны. В результате переменные, сопряженные к компонентам вектора положения, имеют скачок в точке стыковки. Однако, если освободить либо время, либо селеноцентрическое удаление точки стыковки, такой скачок может не появиться.
- Автор диссертации разработал библиотеку программ для вычислений в комплексной дуальной области и применял её в задаче оптимизации траектории с малой тягой при наличии возмущающих ускорений. Однако в диссертации не приведены оценки эффективности применения комплексных дуальных чисел в этой задаче по сравнению с другими известными методами высокоточного вычисления производных, например с использованием мультикомплексных или гипердуальных чисел.
- В разделе 5.2 представлены необходимые условия оптимальности траектории перелета к Луне с частично-свободными граничными условиями и показаны численные примеры оптимальных траекторий с минимальной тягой с применением этих условий. Однако в разделах 5.3 и 5.4 (в задачах минимизации затрат топлива и

сквозной оптимизации) численные примеры оптимальных траекторий перелета между околоземной и окололунной орбитами с частично-свободными граничными условиями не приведены.

Указанные недостатки не снижают общей высокой оценки представленной диссертационной работы и могут быть рассмотрены только в качестве рекомендаций.

### **Вывод**

Диссертация Юн Сон Ук «Оптимизация траекторий космического аппарата с электроракетной двигательной установкой при наличии возмущающих ускорений» представляет собой законченную научно-квалификационную работу, выполненную на высоком уровне, по своему содержанию полностью соответствует паспорту специальности 2.5.16. – «Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов».

В содержательной части работы автор демонстрирует высокую степень интереса и глубины вовлеченности в рассматриваемые им актуальные проблемы баллистического проектирования траекторий КА с электроракетной двигательной установкой, уверенное владение базовыми теоретическими инструментами механики космического полёта. Представленная работа содержит новые научные результаты, что свидетельствует о личном вкладе автора в развитие науки. Многочисленные численные результаты, представленные автором в настоящей работе, говорят о высокой эффективности предлагаемых им методик.

Представленная диссертационная работа удовлетворяет критериям, установленным Положением о порядке присуждения учёных степеней (п.9-14), утверждённым Правительством Российской Федерации от 24 сентября 2013 года №842, а её автор, Юн Сон Ук, заслуживает присуждения учёной степени кандидата технических наук по специальности 2.5.16. – «Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов».

Доцент кафедры общих проблем управления  
механико-математического факультета  
МГУ имени М.В.Ломоносова, к.ф.-м.н  
Адрес: 119991, г. Москва, ул. Ленинские горы, д. 1  
Тел.: 8-495-939-56-32  
e-mail: [zapletin\\_m@mail.ru](mailto:zapletin_m@mail.ru) сайт: [www.math.msu.ru](http://www.math.msu.ru)

*М.П. Заплетин*  
02.11.2023

декан механико-математического факультета МГУ  
имени М.В.Ломоносова член-корр. РАН



А.И. Шафаревич

*С отзывом ознакомлен*  
*3.11.2023*  
*Ум Юн Сон Ук*