



ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ НАУКИ
ИНСТИТУТ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ
РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК

17 ЯНВ 2024

№ 11204 / 129/24-58

на №

от

Председателю совета по защите диссертаций

на соискание ученой степени кандидата наук,

на соискание ученой степени доктора наук

24.2.327.03

на базе федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

д.т.н., проф. Малышеву Вениамину Васильевичу

Волоколамское шоссе, д. 4, г. Москва, 125993

Уважаемый Вениамин Васильевич!

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт космических исследований Российской академии наук как ведущая организация направляет в Ваш адрес отзыв на диссертацию Паинг Сое Ту У на тему «Оптимизация межорбитальных перелетов с конечной тягой», представленную на соискание ученой степени кандидата технических наук по научной специальности 2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов (технические науки).

Приложение – Отзыв на диссертацию, на пяти листах в двух экземплярах.

И.о. директора ИКИ РАН

А.А. Петрукович

Отдел документационного
обеспечения МАИ

«17» 01 2024г.



Утверждаю

И.о. директора ИКИ РАН

Петрукович А.А.



ОТЗЫВ

Ведущей организации Институт Космических Исследований РАН

на диссертационную работу **Паинг Сое Ту У**

«Оптимизация межорбитальных перелётов с конечной тягой»,

представленную на соискание учёной степени кандидата технических наук

по специальности 2.5.16.

«Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов»

Подготовленная Паинг Сое Ту У диссертация посвящена решению задач динамики полета космических аппаратов с применением электроракетных двигателей. Востребованность технологий, которые позволяют выполнять соответствующие космические миссии со стороны разработчиков космических миссий, неуклонно возрастает. При этом в части проблем управления полетом наблюдается заметное усложнение задач, что, с одной стороны, обеспечивается переходом на цифровые технологии, с другой стороны, требует разработки новых алгоритмов и математического обеспечения. Следует отметить, что в этом плане Московский авиационный институт изначально находился и продолжает оставаться на мировом уровне. Он является пионером в этой области космической науки и технологий. Причем речь идет не только об исследованиях и разработках, но и о практическом применении результатов, что позволило нашей стране использовать электроракетные двигатели на борту космических аппаратов, по крайней мере, на десятилетия раньше, чем это удалось сделать иностранным специалистам. Как пример можно вспомнить европейский проект "SMART" с советским электроракетным двигателем на борту космического аппарата, выполнявшего миссию к Луне. Из проектов последнего времени, где участие наших специалистов соответствующим образом обеспечено МАИ

«17» 01 2024.

научных учреждений и промышленных предприятий было решающим, отметим международный проект OneWeb, предназначенный для реализации широкополосного интернета на базе низкоорбитальной группировки спутников Земли.

Безусловно, решение такого уровня задач требует достаточно глубокой проработки той части проблемы, которая относится к динамике, баллистике и управлению движением космических аппаратов. Здесь следует подчеркнуть, что использование именно электроракетных двигателей существенно повышает сложность решения проблемы в указанной области. Как пример, укажем американскую миссию DAWN, которая была успешно реализована, совершив полет к малым планетам Церера и Веста, с выходом на орбиты их спутников за счет применения электроракетных двигателей.

Сказанное выше указывает, прежде всего, на **актуальность** поставленных диссертантом задач. Одновременно в диссертации дается общая картина достижений в этой области.

Структура и объем диссертации. Диссертационная работа состоит из введения, 6 глав, заключения, списка литературы. Работа содержит 130 страниц, 43 рисунка и 12 таблиц. Список литературы включает 108 наименований. Диссертант приводит обширный список литературы по обозначенным задачам, что указывает на его достаточную погруженность в тему, и это позволяет, с одной стороны, в значительной мере использовать уже полученные результаты, с другой стороны, определить круг задач, решение которых наиболее значимо.

Оценка содержания диссертационной работы. Автор большое внимание уделяет вопросам постановки задач и выбору наиболее эффективных методов их решения. Он совершенно справедливо отмечает, что для применяемых в настоящее время схем выведения космических аппаратов на заданную орбиту всё чаще используются комбинированные схемы, когда применяются химические ракетные двигатели и электроракетные двигательные установки. В оптимизации таких сценариев существуют заметные трудности, поскольку, по словам автора (с чем мы полностью согласны) применяемые в настоящее время методы используют ряд допущений, снижающих точность вычислений. Что и является основанием разработки новых методов оптимизации комбинированных схем выведения, позволяющих получать повышенную точность. Автор приводит в диссертации результаты этих разработок, представляемых как численные инструменты решения задач получения оптимальных сценариев и траекторий межорбитальных перелетов

космических аппаратов с двигателями конечной тяги, как цель диссертационной работы.

С нашей точки зрения, такая формулировка цели представляется убедительной, как с точки зрения научной новизны, с акцентом на практические применения результатов, так и в плане рассмотрения работы как квалификационной в виде диссертации.

Из всего комплекса научных проблем указанного направления выбраны, на наш взгляд, наиболее востребованные практикой космических полетов задачи разработки методик быстрого анализа схем выведения космических аппаратов с электроракетными двигателями на геостационарную орбиту с целью их оптимизации по принятым для этих миссий параметрам. При этом рассматривается состав задач проектного характера.

В качестве основного инструмента исследований и разработок автором принимается принцип максимума Понтрягина, что нам представляется как наиболее продуктивный подход, как в плане организации вычислений, так и в плане достаточно ясного понимания потенциальными пользователями получаемых результатов.

Здесь очень важно подчеркнуть прикладное значение результатов работы, которые носят завершённый характер, т.е. могут быть представлены конкретными числами, которые применимы для проведения проектно-баллистического анализа космических миссий.

В работе приводится достаточно ясное для читателя описание базовых подходов, когда за счет применения принципа максимума Понтрягина проблема выбора оптимального закона управления сводится к краевой задаче. Дальнейшие операции по решению получаемой краевой задачи с использованием метода неопределённых множителей Лагранжа также описаны в очень удобном для восприятия виде.

В качестве модели движения космического аппарата применяется модель с центральным полем тяготения в инерциальной системе отсчёта и тягой двигательной установки, задаваемой модулем и двумя углами, для решения соответствующей системы обыкновенных дифференциальных уравнений движения численным методом интегрирования. Такой подход можно оценить как наиболее эффективный во всех отношениях.

Существенно заметить, при решении указанных задач рассматриваются многовитковые траектории с фиксированной угловой дальностью и

свободным временем перелёта, именно такой подход позволяет давать ответы на вопросы проектантов упомянутых выше миссий.

В работе приводится достаточно подробное описание математической модели движения космического аппарата, которое можно оценить как весьма ясное и удобное для последующего применения потенциальными проектантами. Приводимые математические модели движения космического аппарата с идеальным ракетным двигателем, а также с вариантами двигателя с ограниченным ускорением и ограниченной тягой сопровождаются вытекающими из принципа максимума Понтрягина уравнениями, описывающими краевые задачи. Иными словами, проведено полное описание инструмента решения поставленных задач.

Важно то, что даются примеры решения, сопровождаемые необходимыми графическими материалами.

Отметим, что в решении задач успешно применяется метод продолжения по параметру.

Отдельно решается задача перелета с большой угловой дальностью между начальной и конечной эллиптическими орбитами, её целью является оптимизация траекторий перелёта, когда число витков достигает величин до сотен и даже тысяч.

Научная новизна работы состоит в том, что предложен метод, который позволил справиться с трудностями потери точности в случае использования применявшихся ранее методов. Описанию этого метода посвящена отдельная глава, которая включает в себя очень наглядные иллюстрации и достаточно подробные таблицы, так, что материалы этой главы можно считать инструкцией к применению разработанных диссертантом методик. Иными словами, представленная работа полностью отвечает требованиям по её внедрению в практику космических полётов.

Достоверность полученных результатов подтверждается обоснованным применением известных математических моделей и методов, а также сравнением полученных в работе результатов с результатами, опубликованными другими авторами.

Практическая значимость заключается в разработке методов и программно-математического обеспечения, которые могут применяться при проектно-баллистическом анализе перспективных космических миссий.

Автореферат полностью отражает основное содержание диссертации.

В качестве замечания по диссертационной работе можно отметить, что рассмотренные автором математические модели движения космического аппарата не учитывали возмущающие ускорения (нецентральность гравитационного поля Земли, аэродинамическое сопротивление, притяжение Луны и Солнца, световое давления), которые, в ряде случаев, могут оказывать существенное влияние на траекторию перелета с малой тягой.

Отмеченный недостаток не снижает общей положительной оценки диссертационной работы.

Вывод. Оценивая диссертацию Паинг Сое Ту У в целом, можно заключить, что она представляет собой законченную научно-квалификационную работу. Содержание диссертации полностью соответствует паспорту специальности 2.5.16. «Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов».

В связи с изложенным выше, можно утверждать, что работа соответствует всем требованиям «Положения о порядке присуждения учёных степеней», предъявляемым к диссертациям на соискание научной степени кандидата технических наук по специальности по специальности 2.5.16. «Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов», а её автор - присуждения искомой степени.

Отзыв рассмотрен и одобрен на заседании НТС отдела 58 ИКИ РАН (Протокол №1 от 11.01.2024 г.).

Отзыв подготовил:

Эйсмонт Натан Андреевич, к.т.н., ведущий научный сотрудник ИКИ РАН

Подпись Эйсмонта Н.А. заверяю

Ученый секретарь ИКИ РАН к.ф.-м.н.

Садовский А.М.

С отзывом ознакомлен

17.01.2024

Паинг Сое Ту У

