

ОТЗЫВ

официального оппонента на диссертацию Прутько Алексея Александровича «Оптимальные по расходу топлива траектории переориентации крупногабаритных космических конструкций», представленной на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 2.5.16 – «Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов (технические науки)»

В диссертации А.А. Прутько рассматривается задача поиска оптимальных по расходу топлива траекторий переориентации крупногабаритных космических аппаратов (КА) с целью экономии топлива и сохранения ресурса двигателей ориентации при проведении разворотов КА на большие углы. Автором было предложено решить задачу оптимизации с функционалами, минимизирующими расход топлива, численным способом. Для этого Прутько А.А. при помощи псевдоспектральных методов Лобатто и Радау преобразовал поставленную задачу в задачу нелинейного математического программирования, которую решил, используя известные методы и алгоритмы для таких задач. Разработан программный компонент, использующий как первый, так и второй псевдоспектральный метод, позволяющий решить задачу разворота КА на двигателях ориентации (ДО) и получить траектории маневров, оптимизирующие расход топлива. Было проведено математическое моделирование полученных траекторий, а также проведены успешные летные испытания этих траекторий на Международной космической станции (МКС).

Актуальность работы определяется несколькими факторами. При эксплуатации МКС для проведения стыковок/расстыковок кораблей посещения, для проведения коррекций орбиты требуется смена ориентации МКС из ориентации «на разгон» в ориентацию «на торможение» и обратно. На завершающих этапах строительства МКС ее габариты, масса и моменты инерции существенно увеличились, что не позволяет использовать гиродины, установленные на американском сегменте, для изменения ориентации на большие углы. А используемый алгоритм разворота МКС вокруг оси кратчайшего поворота (оси Эйлера), который используется системой управления движением и навигации

Отдел документационного
обеспечения МАИ

«19» 09 2022г.

российского сегмента, для проведения разворота МКС на 180 градусов в орбитальной системе координат требует более 50 кг топлива, а количество срабатываний ДО достигает 2000. Актуальность работы определяется: отсутствием оптимальных алгоритмов управления ориентацией МКС в системе управления движением и навигации российского сегмента МКС; высокой стоимостью топлива, доставляемого два раза в год грузовыми кораблями «Прогресс»; ограниченным ресурсом ДО, функционирующих с 2000 года.

Обоснованность научных положений, выводов и рекомендаций

Работа содержит введение, три главы и заключение. Разбиение соответствует традиционному стилю изложения: постановка задачи, математическая модель, результаты расчетов и выводы. Список литературы содержит 81 научно-техническую публикацию.

Во введении приводится обзор по теме диссертационной работы. На основе анализов результатов и методологии, приводимых в обзоре работ, обосновываются цель работы и ее задачи. Также сформулированы научная новизна, практическая значимость, положения, выносимые на защиту, и другие необходимые признаки диссертационной работы.

В первой главе приводится математическая формулировка решаемых задач. Описаны системы координат, используемые при описании математической модели. Для описания модели углового движения КА используются дифференциальные уравнения первого порядка: кинематическое уравнение в кватернионном виде и динамическое уравнение, записанное относительно связанной системы координат. В качестве возмущающих моментов описаны гравитационный и аэродинамический моменты, а также управляющий момент сил, создаваемый ДО. Гравитационный момент предлагается использовать для эффективного разгона в начале и торможения в конце маневра, что позволит сократить расход топлива.

В качестве минимизируемого функционала предлагается использовать две различные формулировки, в которых подинтегральная функция описывается как квадратичная или линейная. Первый функционал косвенно минимизирует расход топлива, но при этом позволяет получить решение с гладкой функцией угловой

скорости КА. Второй функционал описывает расход топлива, затраченный на маневр.

Поставлена задача оптимального управления с двумя различными функционалами, траекторными нелинейными ограничениями, задаваемыми уравнениями движения, граничными условиями на начальные и конечные ориентации и угловые скорости.

Также для дальнейшей оценки нагрузок на элементы конструкции приведена модель, использующая модальную форму представления упругости КА.

Содержание второй главы составляет описание двух псевдоспектральных коллокационных методов – Лобатто и Радау, которые применяются при решении поставленной задачи оптимизации. Эти методы используются для дискретизации нелинейных дифференциальных уравнений первого порядка и вычисления функционалов при помощи методов численного интегрирования. Таким образом, предложенные методы позволяют преобразовать задачу оптимизации в задачу нелинейного математического программирования, которая в дальнейшем может быть решена численно при помощи известных решателей и методов, например, методом последовательного квадратичного программирования.

Преимущество такого подхода заключается в том, что обеспечивается решение системы дифференциальных уравнений одновременно во всех выбранных точках коллокации.

Третья глава включает в себя результаты расчетов оптимальных траекторий, анализ возмущающих моментов, результаты лётных испытаний предложенных траекторий. Длительность оптимальных разворотов автором выбрана на основании серии расчетов с разными длительностями при оценке требуемых затрат топлива. Проведена оценка влияния гравитационного и аэродинамического возмущающих моментов, которая показала, что аэродинамику можно не учитывать.

Диссертантом были получены два типа траекторий для двух вариантов разворотов из ориентации «на разгон» в ориентацию «на торможение» и обратно длительностью 5390 секунд. При решении задачи с квадратичным функционалом были получены «гладкие» траектории, а с линейным функционалом – «импульсные»

траектории. При вариации начального приближения получилось два типа решений, соответствующих двум разным локальным минимумам – с переворотом по крену; с отклонением по крену.

Для верификации траекторий автором были проведены статистическое моделирование и моделирование на наземном комплексе отработки, которое используется для отработки управления российским сегментом МКС.

Статистическое моделирование представляло собой многочисленное моделирование при вариации различных начальных параметров: начальная ориентация; начальная угловая скорость; компоненты матрицы тензора инерции; тяга ДО; коэффициенты аэродинамических моментов. По результатам верификации разработанные автором траектории были допущены к летным испытаниям.

По результатам расчетов импульсных траекторий Прутько А.А. получил также некоторую последовательность включений двигателей – циклограмму, которая позволяет провести разворот МКС при помощи лишь пяти включений двигателей. Но статистическое моделирование, показало невозможность использования таких циклограмм при управлении без обратной связи.

При участии автора в 2018 и 2019 году были проведены развороты МКС по разработанным им траекториям. Результаты летных испытаний были признаны успешными, а расходы топлива соответствовали расчетным.

Новизна результатов.

Среди новых результатов можно отметить следующие:

1. Автором было получено несколько оптимальных траекторий разных вариантов, существенно сокращающих расход топлива и экономящих ресурс двигателей, которые были впервые применены на МКС под управлением российского сегмента;
2. Автором были применены псевдоспектральные методы Лобатто и Радау для решения задач оптимального управления ориентацией КА при управлении на реактивных двигателях;
3. Прутько А.А. получил циклограммы включений двигателей, при выполнении которых можно выполнить разворот МКС всего лишь за пять

включений двигателей, а также проведена оценка возникающих нагрузок на конструкцию станции при выполнении таких разворотов.

Достоверность.

Достоверность полученных результатов обеспечивается верификацией траекторий на наземном комплексе отработки, который используется для отработки режимов управления российского сегмента МКС. Достоверность подтверждают также результаты проведения натурных летных испытаний по расходам топлива и количеству срабатываний двигателей.

Практическая значимость результатов диссертации заключается в значительном сокращении расхода дорогостоящего топлива на проведение довольно частых разворотов МКС. Результаты, полученные при написании диссертации, также могут быть применены на проектируемой российской орбитальной станции.

Автореферат диссертации в достаточной мере отражает ее содержание.

Материалы диссертации опубликованы в ведущих отечественных научно-технических изданиях, докладывались на всероссийских и международных конференциях и семинарах.

Замечания:

1. Расчёт оптимальных траекторий происходит специалистами заранее на Земле, что позволяет использовать только запланированные развороты по имеющимся траекториям в ограниченном количестве. А разработка новых траекторий требует некоторой подготовки и времени.
2. Не приведено обоснование, каким образом косвенно снижается расход топлива при использовании квадратичного функционала.
3. Управляющий момент двигателей задаётся гладкой функцией с непрерывно задаваемым значением, что снижает точность получаемого решения.

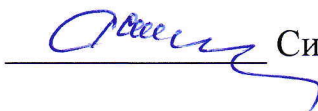
Указанные замечания не снижают общую положительную оценку диссертационной работы. Судя по содержанию диссертационной работы и проведенному анализу литературы, автор является квалифицированным

специалистом по управлению и динамике космического полёта и владеет современными методами этих разделов науки и техники.

Заключение.

Диссертационная работа соответствует всем требованиям «Положения о порядке присуждения ученых степеней», предъявляемых к диссертациям на соискание ученой степени кандидата технических наук, а ее автор – Прутько Алексей Александрович – заслуживает присуждения ученой степени кандидата технических наук по специальности 2.5.16 – «Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов (технические науки)».

Официальный оппонент
кандидат технических наук, доцент,
доцент кафедры СМ-2 МГТУ им. Н.Э. Баумана
105005, г. Москва, ул. 2-я Бауманская, д.5, к.1
тел. +7-499-263-63-91
e-mail: rps@bmstu.ru

«12» сентября 2022 г.  Симоньянц Ростислав Петрович

Личную подпись кандидата технических наук, доцента Симоньянца Ростислава Петровича
заверяю.



с отзовом
ознакомлен
19.09.2022

