



АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО
«НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННАЯ КОРПОРАЦИЯ
«КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ МОНИТОРИНГА,
ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩИЕ И ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИЕ
КОМПЛЕКСЫ» имени А.Г. ИОСИФЬЯНА»
(АО «Корпорация «ВНИИЭМ»)



Хороший тупик, д. 4, стр. 1, Москва, 107078
Тел.: (495) 608-84-67, (495) 365-56-10; Факс: (495) 624-86-65, (495) 366-26-38
e-mail: info@vniiem.ru; http://www.vniiem.ru
ОКПО 04657139; ОГРН 5117746071097; ИНН/КПП 7701944514/770101001

№ _____
На № _____ от _____

УТВЕРЖДАЮ

Заместитель генерального директора по
научной работе, главный конструктор
по динамике и прочности,
д.т.н., профессор



В.Я. Геча

« 08 » 2022 года

ОТЗЫВ ВЕДУЩЕЙ ОРГАНИЗАЦИИ

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)»

Структура диссертационной работы

Диссертация состоит из введения, трех глав, заключения, и включает в себя одно приложение. Полный объем диссертации составляет 153 страниц, включая 44 рисунка и 23 таблицы. Список литературы содержит 81 наименование.

Во введении обоснована актуальность темы исследований, сформулирована цель работы и задачи, которые необходимо выполнить для достижения цели. Сформулированы научная новизна, практическая значимость, методы исследований, основные положения, выносимые на защиту. Приведено обоснование достоверности полученных результатов.

Отдел документационного
обеспечения МАИ

«12» 29 2022 г.

91324

В первой главе описаны математические модели углового движения КА, окружающей среды, нагрузок на конструкцию, используемые системы координат. Приведена постановка задачи поиска оптимальных траекторий переориентации.

Вторая глава посвящена псевдоспектральным методам Лобатто и Радау используемым в работе для аппроксимации непрерывных функций. Поставленные задачи нелинейного математического программирования были решены численно в среднем MATLAB. Для решения задач использовался метод последовательного квадратичного программирования.

Третья глава посвящена расчёту траекторий управления ориентацией и результатам лётных испытаний. Для этого были определены исходные данные, выбрана длительность проведения оптимального маневра, проведен анализ необходимости учета гравитационного и аэродинамического моментов сил, рассчитаны траектории разворотов и проведена их верификация для дальнейших лётных испытаний.

В заключении приведены основные результаты работы.

Приложение содержит таблицы с данными по траекториям оптимальных разворотов.

Содержание работы в достаточной мере отражает суть проведённого исследования все необходимые основные разделы представлены.

Актуальность темы диссертационной работы

Разработка системы управления движением является одной из важнейших задач при создании космических аппаратов (КА). Управление угловым движением, включающее задачи поддержания необходимой ориентации и выполнения различного вида разворотов входят в эту систему как основополагающие составляющие. Управление ориентацией орбитальных станций, особенно многомодульных, становится еще более актуальной задачей в связи со значительными габаритами станции. Вследствие этого, возникает необходимость разработки оптимальных алгоритмов осуществления разворотов при использовании ракетных двигателей, поскольку запаса кинетического момента имеющихся на борту инерционных исполнительных органов (силовых гироскопов или маховиков) может не хватить для реализации угловых маневров.

Международная космическая станция (МКС) является долговременной орбитальной станцией, которая находится в эксплуатации с 1998 г. Служебный модуль (СМ) «Звезда» российского сегмента играет ключевую

роль в управлении МКС, входящий в состав с 2000 года. Традиционно на СМ в качестве алгоритма переориентации используется разворот по кратчайшей траектории разворота – так называемого разворота вокруг оси Эйлера. Наиболее частыми разворотами являются развороты на 180 градусов вокруг направления местной вертикали (по рысканию) в орбитальной системе координат. Такие развороты выполняются для проведения операций по коррекции орбиты, уклонения от космического мусора, а также для выполнения стыковок/расстыковок пилотируемых и грузовых транспортных кораблей в целях обеспечения необходимой светотеневой обстановки в случае перехода на ручную стыковку. В процессе развертывания американского сегмента (прибытие различных европейских, американских, японских модулей; установка вынесенных ферм, к которым крепятся восемь солнечных батарей и два радиатора охлаждения) и российского сегмента такие развороты стали расходовать более пятидесяти килограмм топлива.

Отсутствие на российском сегменте МКС оптимальных по расходу топлива алгоритмов управления переориентацией привело к необходимости их разработки. Бортовые вычислительные машины, установленные на СМ, имеют относительно невысокую производительность и объем памяти, что не позволяет выполнять расчет оптимальных траекторий разворотов непосредственно на борту. Поэтому специалистами РКК «Энергии» был внедрен бортовой алгоритм слежения за траекторией, заложенной заранее в бортовую память из Центра управления полетами. Траектория представляет из себя последовательность равноудаленных по времени кватернионов ориентации. Поскольку все развороты при штатном полете МКС тщательно планируются, то такой подход позволяет заранее подготовить и отладить выбранную траекторию.

Таким образом, отсутствие алгоритмов оптимального управления ориентацией МКС, высокая стоимость топлива вместе с необходимостью экономии ограниченного ресурса двигателей определяют актуальность рассматриваемой диссертации.

Новизна полученных результатов

Автором во время работы над диссертацией был разработан вычислительный программный компонент для поиска оптимальных по расходу топлива траекторий переориентации МКС. В поставленной задаче оптимального управления учитывался гравитационный момент сил, действие которого благоприятствует набору или гашению скорости разворота, что в

итоге сказывается на сокращении расхода топлива. Были рассмотрены два функционала: первый позволяет найти решение с гладкими функциями угловой скорости и кватерниона и при этом косвенно и значительно снижающем расход топлива; второй определяет суммарное время работы двигателей, при этом полученное решение представляет из себя разворот КА за малое конечное число включений двигателей. При разработке были применены коллокационные методы Лоббатто и Радау, позволяющие задачу оптимизации привести к задаче нелинейного математического программирования. Метод Лоббатто применялся для задачи с первым функционалом. А метод Радау использовался для решения задачи со вторым функционалом, поскольку его особенность позволяет найти более точные решения в выбранных временных отрезках.

При помощи разработанного автором комплекса программ был вычислен ряд траекторий, оптимизирующих расход топлива для вышеуказанных решений. Разработанные автором траектории были впервые применены на МКС для проведения оптимальных переориентаций при помощи алгоритма слежения за траекторией. Маневры проходили в рамках первого и второго этапов космического эксперимента по разработке и проведения оптимальных разворотов МКС.

Также автором были получены оптимальные циклограммы включений двигателей для выполнения оптимальных разворотов из решений задачи с функционалом, сокращающим время работы двигателей напрямую. Для таких разворотов достаточно не более пяти-шести включений двигателей и не более двух килограмм топлива. Но, стоит отметить, что их применение пока невозможно без доработки бортовых программ.

Научная и практическая значимость работы

Ежегодно осуществляется до десяти разворотов МКС на 180 градусов по рысканью относительно орбитальной системы координат. При использовании штатных алгоритмов управления, выполняющих развороты по кратчайшей траектории, необходимый расход топлива на эти операции, может достигать около 500 кг. Использование предложенных автором траекторий позволит снизить расход топлива примерно в 10 раз – с пятидесяти килограмм за маневр до пяти килограмм.

Вместе с экономией топлива снизится и количество включений двигателей ориентации, задействованных во время разворота. Ресурс двигателей ограничен двумя факторами – общим количеством срабатываний

и суммарной длительностью работы. Двигатели служебного модуля обеспечивают непрерывную работу МКС с 2000 года, поэтому экономия их ресурса имеет важное значение. Таким образом, значительное сокращение расхода топлива на типовые развороты МКС и экономия ресурса двигателей определяют практическую значимость работы.

Также предложенный автором подход сможет помочь перейти, скорее всего, к более упрощенным и менее точным методам расчета оптимальных траекторий, но менее вычислительно сложным и допустимым к использованию в рамках бортовой вычислительной машины.

Достоверность и обоснованность результатов

Обоснованность и достоверность научных выводов и результатов, полученных в диссертации, подтверждается в первую очередь проведенным космическим экспериментом на МКС. Во время эксперимента были успешно апробированы разработанные автором траектории, показавшие отличные результаты. Анализ телеметрической информации показал существенное снижение расходов топлива, значения которых, согласуются с результатами статистического математического моделирования. Результаты, полученные в диссертации, опубликованы в рецензируемых научных журналах и неоднократно докладывались на всероссийских и международных научных конференциях и чтениях.

Апробация результатов

Проведён космический эксперимент на Международной космической станции. При его проведении выполнялись оптимальные переориентации орбитальной станции. Результаты эксперимента показали применимость разработанных различных вариантов «гладких» траекторий, а результаты по расходу топлива согласуются с результатами математического моделирования.

Летный эксперимент проводился в два этапа, 28 декабря 2018 года и 5 апреля 2019 года. Результаты летных испытаний показали существенную экономию расхода топлива и количество включений двигателей по сравнению со штатным алгоритмом поворота вокруг оси Эйлера.

Результаты по теме исследования представлены в 20 публикациях, 4 из которых изданы в рецензируемых ВАК журналах, 2 - в периодических научных журналах индексируемых Scopus, 14 - в тезисах докладов и в сборниках статей конференций.

Результаты диссертационной работы можно считать достаточной мере апробированными.

Заключение по диссертации

Содержание работы в достаточной мере отражает суть проведенного исследования все необходимые основные разделы представлены. Автореферат диссертации также достаточно полно отражает содержание диссертации и результаты выполненного исследования. Имеются публикации по теме исследования в изданиях, рекомендуемых ВАК, результаты имели апробацию как в виде выступлений на научных конференциях, так и в ходе проведенного летного эксперимента.

Полученные соискателем новые научные результаты имеют существенное значение для науки и практики, могут быть рекомендованы к использованию на предприятиях, а также в научно-исследовательских институтах. Разработанные автором методики могут быть использованы на проектируемой российской орбитальной служебной станции. А при незначительной доработке еще и при использовании силовых гироскопов в качестве управляющих органов.

Вместе с тем, по диссертации и автореферату можно высказать следующие замечания:

1. В диссертации и в автореферате несколько раз упоминается, что реализация предлагаемых профилей поворота должна осуществляться при выключенном режиме Pulse-Train, который обеспечивает снижение нагрузок на элементы конструкции станции. При этом из автореферата не полностью понятен алгоритм работы в этом режиме (не приведено его описание) и как соотносятся полученные при поворотах предложенным способом нагрузки с нагрузками, при работе в этом режиме, особенно с учетом влияния ошибок ориентации и угловой скорости.
2. В автореферате указано, что при постановке задачи оптимального управления величина тяги двигателя может изменяться непрерывно, при этом сами двигатели имеют релейный характер работы, и в диссертации об это сказано. Из автореферата не понятно, как осуществляется переход к дискретной модели управления двигателями.
3. В автореферате имеются отдельные опечатки, например на странице 13 в слове «входящей», в п. 6 Заключения, в слове «эксперимент», и другие мелкие недочеты.

Необходимо отметить, что данные замечания не снижают общей положительной оценки проделанной автором работы.

Диссертационная работа Прутько Алексея Александровича на тему «Оптимальные по расходу топлива траектории переориентации крупногабаритных космических конструкций» является законченной научно-квалификационной работой, содержащей решение актуальной задачи снижения расхода топлива при выполнении угловых маневров орбитальных станций и по своему содержанию, научной новизне и практической ценности соответствует требованиям (п.9-14) «Положения о присуждении ученых степеней» ВАК Министерства науки и образования РФ, предъявляемым к кандидатским диссертациям, а ее автор, Прутько Алексей Александрович, заслуживает присуждения степени кандидата технических наук по специальности 2.5.16 «Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов (технические науки)».

Диссертационная работа, автореферат и отзыв ведущей организации обсуждены на заседании секции НТС №4, протокол № 12 от 31 августа 2022 г.

Начальник отдела общих
научно-технических исследований

АО «Корпорация «ВНИИЭМ»,

доктор технических наук,

доцент



Захаренко Андрей Борисович

«31» августа 2022г.

Акционерное общество «Научно-производственная корпорация «Космические системы мониторинга, информационно-управляющие и электромеханические комплексы» имени А.Г.Иосифьяна», 107078, РФ, г. Москва, Хоромный тупик, дом 4, строение 1.

Телефон: (495) 365-26-91, e-mail: vniiem@vniiem.ru

С отзывом ознакомлен

12.09.2022

