



**НПО
ЛАВОЧКИНА**

Акционерное общество
«Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина»
(АО «НПО Лавочкина»)

Ленинградская ул., д. 24, г. Химки, Московская область, 141402, ОГРН 1175029009363, ИНН 5047196566
тел.: +7 (495) 573-56-75, факс: +7 (495) 573-35-95, e-mail: npol@laspace.ru, www.laspace.ru

09 СЕН 2022

«___» _____ 20__ г.

№ _____

На № _____

от _____

517/20952

Ученому секретарю
диссертационного совета 24.2.327.03
Московского авиационного института
доктору технических наук, доценту

А.В.Старкову

125993, г. Москва,
Волоколамское шоссе, д. 4, МАИ,
Отдел Ученого и диссертационных советов МАИ

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)»

Диссертационная работа посвящена оптимизации траекторий разворотов крупногабаритных космических конструкций, обеспечивающих существенное снижение расхода топлива. Целью оптимизации было определение оптимальных по расходу топлива разворотов космических аппаратов, имеющих крупные габариты, с использованием существующих возможностей системы управления движением, а именно при помощи алгоритма слежения за заложенной на борт траектории, на примере Международной космической станции (МКС).

Многомодульные орбитальные станции, такие как орбитальный комплекс «Мир» и МКС, являются громоздкими объектами, поэтому значения моментов инерции таких станций достигают достаточно больших значений. Это приводит к тому, что их переориентация непосредственно вокруг оси эйлера поворота требует довольно значительных затрат по топливу на проведение такого маневра. Кроме того, влияние момента сил гравитации начинает оказывать заметное влияние и сопротивление при проведении разворотов по кратчайшим траекториям.

В существующей практике управления МКС используется разработанный специалистами РКК «Энергии» совместно с американскими коллегами профиль включений двигателей, который разбивает длительные импульсы, необходимые для набора и гашения угловой скорости, на короткие последовательности импульсов заранее

Отдел документационного
обеспечения МАИ
«15» 09 2022

заданной длительности. Такой подход обеспечивает защиту от возникновения резонансных колебаний конструкции МКС и, соответственно, от появления критических нагрузок на элементы конструкции, например, крепления солнечных батарей, радиаторов. Однако, при этом, увеличивается количество включений двигателей, которые эксплуатируются на Служебном модуле МКС с 2000 г. и имеют ограниченный ресурс по суммарному времени работы и количеству срабатываний.

Учитывая вышесказанное, экономия дорогостоящего топлива и сохранение ресурса реактивных двигателей определяет **актуальность** диссертационной работы Прутько А.А..

Полный объем диссертации составляет 153 страницы и состоит из введения, трех глав, заключения, списка сокращений и обозначений, списка литературы, включает 44 рисунка, 23 таблицы, а также одно приложение.

В **первой главе** диссертации Прутько А.А. представлена математическая модель углового движения МКС, описываемая кинематическим уравнением с использованием кватернионов и динамическим уравнением. Для описания уравнений движения использовались орбитальная и связанная с МКС системы координат. В качестве внешних моментов сил в динамическом уравнении использовались гравитационный, аэродинамический и управляющий, определяемый работой двигателей ориентации. Также в этой главе автором поставлена задача оптимального управления в форме Больца. В качестве траекторных ограничений используются уравнения движения, которыми являются дифференциальные уравнения первого порядка, и ограничение на норму кватерниона. Граничными условиями являются угловая скорость и ориентация в начальный и конечный момент времени. В работе используются два функционала, в которых интегрантом являются соответственно сумма квадратов компонент вектора управления и сумма компонент.

Во **второй главе** приводится описание используемых псевдоспектральных методов Лоббато и Радау. Используя эти методы, автор дискретизирует уравнения движения, которые являются дифференциальными уравнениями, в каждой точке коллокации. При этом функционалы рассчитываются по квадратурным формулам, для которых рассчитаны весовые коэффициенты в каждой точке коллокации. Первый метод применяется для преобразования задачи оптимального управления с квадратичным функционалом, а метод Радау – для задачи с линейной подынтегральной функцией, поскольку этот метод позволяет разбивать исходный временной отрезок на несколько, в каждом из которых можно задать необходимое количество точек коллокации для получения более точного решения. При помощи описанных методов А.А. Прутько получает задачи нелинейного математического программирования, которые он в дальнейшем решал численно.

В **третьей главе** описан выбор длительности разворота, проведена оценка влияния гравитационного и аэродинамического момента сил, приведены результаты расчета оптимальных траекторий, их верификация и результаты летных испытаний. Автором были рассчитаны оптимальные траектории разворотов из ориентации «на разгон» в ориентацию «на торможение» и обратно двух типов длительностью 5400 секунд. В первом случае разворот происходит с незначительным отклонением по крену, во втором случае происходит переворот по крену, причем во втором случае оценка расхода ниже из результатов моделирования. Траектории были посчитаны для постановки с квадратичным

функционалом, так и с линейным функционалом. Статистическое моделирование показало небольшие отклонения расходов топлива от средних значений при вариации начальных параметров, при этом все развороты были выполнены успешно. Верификация на наземном комплексе отработки также показало допустимость использования таких траекторий. Из решений, полученных с линейным функционалом, были получены циклограммы включений двигателей. Автором отмечается, что статистическое моделирование показало невозможность их использования при управлении без обратной связи.

Для летных испытаний было решено использовать траектории, полученные с квадратичной постановкой. В декабре 2018 года были проведены развороты по траекториям с небольшим отклонением по крену и по траектории с переворотом по крену. Второй вариант показал расход топлива меньше и равен 4.6 кг против 6.4 кг по траектории с отклонением, что согласуется с результатами математического моделирования. Аналогичный разворот вокруг оси эйлера поворота при этом требует расхода топлива примерно 60 кг. Также в 2019 г. был проведен разворот без использования двигателей грузового корабля, имеющего значительное плечо сил в канале крена. Для управления в канале крена использовались двигатели служебного модуля, имеющие кратно меньшее плечо сил в данном канале управления. Расход топлива на такой разворот составил 9.5 кг, при этом мат. моделирование показало, что указанный разворот в традиционном исполнении затратит ~120 кг топлива.

Научная методология исследования. Автор решает задачу методами математического моделирования. Оптимальная траектория разворота, для которой минимизируется расход топлива, рассчитывается прямым методом. Для расчета применяются коллокационные псевдоспектральные методы Лобатто и Радау. Применение этих методов, преобразует задачу оптимального управления в задачу нелинейного математического программирования, которая впоследствии решается численно. Задача нелинейного программирования была решена в среде MATLAB при помощи метода последовательного квадратичного программирования. Такой подход позволяет найти локальные минимумы, однако, при этом требует аккуратного задания начального приближения.

В дальнейшем полученные решения были верифицированы двумя способами. Для первого было проведено статистическое моделирование на моделирующем комплексе МКС при вариации ряда начальных параметров. Для каждой траектории было проведено по тысяче прогонов.

Во время вторичной верификации траектории прогонялись на наземном комплексе отработки. Этот комплекс включает в себя настоящие бортовые вычислительные машины, аналогичные установленным на российском сегменте МКС, на которых реализована текущая бортовая версия системы управления движением станции. В версию включен, в том числе, и алгоритм слежения за траекторией, который используется при управлении разворотом по траектории. В качестве датчиковой аппаратуры, двигателей и др. используются математические модели. На указанном стенде разработанные автором траектории также были успешно верифицированы и допущены к летным испытаниям на МКС.

Оценивая диссертационную работу, можно сделать вывод, что автором получены следующие **новые результаты**:

1. Предложена постановка задачи оптимального разворота МКС на реактивных двигателях с учетом влияния гравитационного момента сил. Для решения представленной задачи использовались псевдоспектральные методы для приведения оптимизационной задачи к задаче нелинейного математического программирования;
2. Разработано программно-алгоритмическое обеспечение для поиска оптимальных траекторий разворотов МКС, минимизирующих расход топлива;
3. Получены траектории оптимальных разворотов МКС, которые были впервые применены на российском сегменте МКС ;
4. Получены последовательности включений двигателей для проведения разворотов МКС вокруг оси рысканья на максимальный угол 180° , для которых достаточно 5 включений. Для их использования необходимо доработать бортовое программное обеспечение.

Достоверность полученных результатов обеспечивается проведенным статистическим моделированием, отладкой на наземном комплексе отработки, который применяется для отработки всех управляющих воздействий на МКС, а также анализом телеметрической информации, полученной во время проведения летных испытаний разработанных автором траекторий.

Практическая значимость полученных автором результатов заключается в разработке программно-алгоритмического обеспечения, при помощи которого можно вычислить оптимальные траектории различных разворотов космических конструкций. Оптимальные траектории позволяют сократить расход топлива на проведение переориентаций примерно в 10 раз, что также приводит и к сохранению ресурса двигателей ориентации.

Замечания к работе:

1. Не представлено, каким образом определяется требуемое количество точек коллокации при расчете оптимальных траекторий;
2. Не детализирован порядок поиска оптимального решения при использовании разработанного программно-алгоритмического обеспечения;
3. Нет строгого обоснования оптимальности получаемых решений задачи с учетом возможности случаев многоэкстремальности.

Указанные недостатки не влияют на общую положительную оценку работы. Автор при выполнении диссертационного исследования показал глубокие знания в вопросах оптимального управления и управления ориентацией космических аппаратов, а также проявил высокий уровень математической культуры.

Отмеченные недостатки не снижают качество исследований и не влияют на главные теоретические и практические результаты работы.

Название диссертационной работы отражает ее содержание, представленные в ней материалы и результаты достаточно полно отражены в научных публикациях соискателя.

Автореферат соответствует основным положениям диссертационной работы, правильно отражает её содержание и полученные результаты.

Заключение.

Считаю, что диссертационная работа А.А. Прутько «Оптимальные по расходу топлива траектории переориентации крупногабаритных космических конструкций» является законченной научно-квалификационной работой, в которой решена научная задача, имеющая важное значение для повышения эффективности управления ориентацией крупных космических конструкций и прежде всего космических станций. Диссертационная работа удовлетворяет требованиям Положения ВАК, предъявляемым к диссертациям на соискание ученой степени кандидата технических наук, а ее автор Прутько Алексей Александрович заслуживает присуждения ему ученой степени кандидата технических наук по специальности 2.5.16 – «Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов (технические науки)»

Официальный оппонент

доктор технических наук,
заместитель начальника отдела

А. Е. Назаров

Подпись официального оппонента
доктора технических наук Назарова Анатолия Егоровича заверяю

Заместитель генерального директора
по персоналу и общим вопросам



И.В. Шолохова

Полное название организации: Акционерное общество «Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина» (АО "НПО Лавочкина")

Почтовый адрес: 141402, РФ, г. Химки, Московская область, Ленинградская ул., д. 24.

Телефон: +7 (495) 573-56-75

Официальный сайт: <http://www.laspace.ru/>

Электронная почта: npol@laspace.ru

с отрывком ознакомлен

15.09.2022